



مقالات پژوهشی

- هدایت و کنترل یکپارچهی معلوم فاز قبل از نشست ماهواره بر فابل استفادهی مجدد VTVL با روش کنترل مد لغزشی باک اسدی آذغان و محسن فتحی جگرکندی
- پیش‌بینی احتمال امابت تحت عوامل مختلف نویز برای بهبود قانون هدایت یک شناور زیرسطحی خودگردان محمدصادق زمانی، سجاد صادقیان باغلی
- تحلیل عددی و تجربی اثر ناهمسانگردی و سهمجوهی تنش بر کرنش شکست پارمدا غابدیس‌منتر، فراز حنفی‌نا و مهدی گنجیانی
- تأثیر دامنه‌ی ارتعاش و دما بر شکل و اندازه‌ی پودر آلومینیوم تولید شده با فرایند التمزده‌کننده اکتراسونیک محمدمهدی مجتهدی، حمید سلیمی‌مهر و محمد مصلحی کوهزری
- تحلیل رفتار دینامیکی میکروکسگر جریان پیژوآکتیویتی و محدوده‌ی عملکرد خطی آن مسعود اکبری و علی کریمی‌زاده
- بررسی و تحلیل تجربی خواص احتراقی و ویژگی‌های فیزیکی‌شیمیایی نانو سوخت‌ها با استفاده از مکمل‌های نانو ساختار هیدریدی سیدامیرحسین زریزبان، سهیل رشادزاده ملرندیا، محمدرضا پاژوکی و محمد پاژوکی
- بررسی تأثیر گرمایش موضعی بر نیروهای آیرودینامیکی جریان حول استوانه در رینولدز ۱۰۰۰ محمدمهدی فلاخی و نگار نباتیان
- بررسی و شبیه‌سازی چرخه‌ی خنک‌کن دینستی بر طرح میونسکو مهدی نوحیدلو، محمدهلی بختباری و محمدحسن سعیدی
- مقایسه‌ی نتایج تجربی استفاده از کفش آکرتیک، کفش معمولی و پای برهنه بر سینماتیک افراد سالم در پرش عمودی مصطفی رحمانی ده‌غفانی، امیر نورانی، نوید ارجمند و فاطمه فرعی فی

مروزی:

- آیرودینامیک جغد: بررسی یک پرواز صامت مصطفی مظفری و مهراڤن مصدري

ARTICLES:

- Integrated Robust Guidance and Control of VTVL Reusable Launch Vehicle at Pre-Landing Phase Using Sliding Mode Control  
B. Asadi and M. Fathi
- Prediction of the Hit Probability Under Various Noise Factors to Improve the Guidance Law of an Autonomous Underwater Vehicle  
M.S. Zamani and S. Sadeqian Bafqi
- Numerically and Experimentally Investigation of the Effect of Anisotropy and Stress Triaxiality on the Fracture Strain  
P. Abedinimaneh, F. Hazinia and M. Ganjani
- Effect of Vibration Amplitude and Temperature on the Shape and Size of Aluminum Powder Produced by Ultrasonic Atomizer Process  
M.M. Mojtahedi, H. Soleimanimehr and M. Moazami-Goudarzi
- Dynamic Behavior Analysis of Piezoelectric Flow Micro Sensors and Corresponding Linear Working Domain  
M. Akbari and A. Karimzadeh
- Experimental Investigation and Analysis of Combustion Properties and Chemical-Physical Properties of Nano-Fuel Using Hybrid Nanostructure Additives  
S.A.H. Zamzamin, S. Rezaade Mohradnia, M.R. Pazouki and M. Pazouki
- Investigation of the Local Heating Effect on the Aerodynamic Forces Over a Cylinder at Reynolds 1000  
M.M. Falahi and N. Nabatian
- Investigation and Simulation of a Cooling Cycle Based on Misotsenko Concept  
M. Tohidloo, M.A. Bakhtari and M.H. Saidi
- Comparison of Experimental Results Between Using Auxetic Shoe, Conventional Shoe and Barefoot on the Kinematics of Vertebral Column During Drop Vertical Jump  
M. Rahmani Dehaghani, A. Nourani, N. Arjmand and F. Farahi Ghehi

REVIEW ARTICLE:

- Owl Aeroacoustics: Analysis of a Silent Flight  
M. Mozafari and M. Masdari

صاحب امتیاز: دانشگاه صنعتی شریف

مدیر مسئول: دکتر علی اکبر صالحی

سر دبیر: دکتر محمدتقی احمدیان

سر دبیر هیأت تحریریه: دکتر سعید سهراب پور

مدیر داخلی: پوران خیرمندی

مسئول روابط عمومی: محمدرضا یوسف خان

ویرایش: سیما تویسرکانی

حروفچینی: ساناز نادری، راضیه قربانی و مریم علی کرمی

صفحه آرایی: غزل احمدی میرقاند

امور اجرایی: شیما آل اسداله، مریم پورابراهیمی باوفا

طراح لوگو: زنده یاد مرتضی ممیز

طرح روی جلد و ساختار صفحه آرایی: مصطفی اسداللهی

نقل مندرجات این مجله با ذکر مأخذ آزاد است.

مجله در ویرایش مطالب آزاد است.

نشانی: تهران / صندوق پستی ۱۱۱۵۵-۸۶۳۹

دفتر مجله: علمی و پژوهشی شریف

تلفن: ۹۳ ۶۶۱۶۴۰-۵۴۱۹-۶۶۰۰

پست تصویری: ۶۶۰ ۱۲۹۸۳

نشانی سایت: <http://journal.sharif.ir>

سایت اسپرینگر: [www.globalsciencejournals.com](http://www.globalsciencejournals.com)

پست الکترونیکی: [pajouhesh@sharif.edu](mailto:pajouhesh@sharif.edu)

چاپ: کارگاه گرافیک فرگاهی، <http://www.fargahi.com>

از انتشارات حوزه معاونت پژوهش و فناوری دانشگاه صنعتی شریف

دکتر محمدرضا اسلامی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر محمدتقی احمدیان

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر محسن اصغری

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر محمدرضا اعلم

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه برکلی، آمریکا

دکتر محمد اقتصاد

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز

دکتر آریا السستی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر عبدالرضا اوحدی همدانی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر احمد براری

دانشکده مهندسی مکانیک، انستیتو آنتاریو

دکتر مهرداد نقی زاده منظری

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر حسن سالاریه

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر محمدحسن سعیدی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر سعید سهراب پور

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر امیررضا شاهانی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دکتر محمد شرعیات

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دکتر محمودمهرداد شکرپه

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

دکتر مجید صفاراول

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر حسن ظهور

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر فمیدا فلاح رجب زاده

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر هادی محمدی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه بیریتیش کلمبیا، کانادا

دکتر علی مقداری

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر سیدمحمدباقر ملائک

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر حسین نجات پیشکناری

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

دکتر محمود یعقوبی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز

دکتر داود یونسیان

دانشکده مهندسی راه آهن، دانشگاه علم و صنعت ایران

## هیأت مشاوران

دکتر محمدتقی احمدیان

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر احسان جباری

دانشکده‌ی فنی و مهندسی - دانشگاه قم

دکتر حامد دیلمی عضدی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی اراک

دکتر علیرضا داوری

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و هوافضا - دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات

دکتر سید اسماعیل رضوی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه تبریز

دکتر فرهاد صادق‌مغانلو

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه محقق اردبیلی

دکتر محمدرضا طلائی

دانشکده‌ی راه‌آهن - دانشگاه علم و صنعت

دکتر فمیدا فلاح رجب‌زاده

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر علی کریم‌زاده

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه فسا

دکتر حمیدرضا کاتوزیان

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر جلال کریمی

مجتمع دانشگاهی هوافضا - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

دکتر سعید کریمیان

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه تربیت مدرس

دکتر ناصر کردانی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه مازندران

دکتر سید محمدباقر ملائک

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر مهدی مجاهدی

دانشکده‌ی فنی مهندسی گاپایگان - دانشگاه صنعتی اصفهان

دکتر محمد وجدی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه محقق اردبیلی

دکتر امیرعلی نیک‌خواه

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دکتر نگار نباتیان

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و انرژی - دانشگاه شهید بهشتی

دکتر علیرضا نوین‌زاده

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی

مقالات پژوهشی:

- ۳ هدایت و کنترل یکپارچه‌ی مقاوم فاز قبل از نشست ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد VTVL با روش کنترل مد لغزشی  
بابک اسدی آذغان و محسن فتحی جگرکندی
- ۱۵ پیش‌بینی احتمال اصابت تحت عوامل مختلف نویز برای بهبود قانون هدایت یک شناور زیرسطحی خودگردان  
محمدصادق زمانی، سجاد صادقان بافقی
- ۲۷ تحلیل عددی و تجربی اثر ناهمسانگردی و سه‌محوره‌ی تنش بر کرنش شکست  
پارمیدا عابدینی‌منش، فراز حضی‌نیا و مهدی گنجیانی
- ۳۵ تأثیر دامنه‌ی ارتعاش و دما بر شکل و اندازه‌ی پودر آلومینیوم تولید شده با فرایند اتمیزه‌کننده آلتراسونیک  
محمد مهدی مجتهدی، حمید سلیمانی‌مهر و محمد معظی‌گودرزی
- ۴۷ تحلیل رفتار دینامیکی میکرو حسگر جریان پیزوالکتریکی و محدوده‌ی عملکرد خطی آن  
مسعود اکبری و علی کریم‌زاده
- ۵۵ بررسی و تحلیل تجربی خواص احتراق و ویژگی‌های فیزیکوشیمیایی نانوسوخت‌ها با استفاده از مکمل‌های نانوساختار همپیریدی  
سیدامیرحسین زمزمیان، سهیل رضازاده مفردنیا، محمدرضا پازوکی و محمد پازوکی
- ۶۹ بررسی تأثیر گرمایش موضعی بر نیروهای آیرودینامیکی جریان حول استوانه در رینولدز ۱۰۰۰  
محمد مهدی فلاحی و نگار نباتیان
- ۷۹ بررسی و شبیه‌سازی چرخه‌ی خنک‌کن مبتنی بر طرح میسوتسنکو  
مهدی توحیدلو، محمدعلی بختیاری و محمدحسن سعیدی
- ۸۹ مقایسه‌ی نتایج تجربی استفاده از کفش آگرتیک، کفش معمولی و پای برهنه بر سینماتیک افراد سالم در پرش عمودی  
مصطفی رحمانی دهاقانی، امیر نورانی، نوید ارجمند و فاطمه فرهی قهی

مروری:

- ۹۹ آبروآکوستیک جغد: بررسی یک پرواز صامت  
مصطفی مظفری و مهران مصدري

ضمائم:

- ۱۲۶ چکیده مقالات به انگلیسی

# هدایت و کنترل یکپارچه‌ی مقاوم فاز قبل از نشست ماهوره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد VTVL با روش کنترل مد لغزشی

بابک اسدی آذغان (دانشجوی کارشناسی ارشد)

محسن فتحی جگرکندی\* (دانشیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره‌ی ۳-۳، شماره‌ی ۱، ص. ۱۳-۳، پژوهشی

در این پژوهش هدایت و کنترل فاز قبل از نشست فضایی‌های قابل استفاده مجدد بررسی شده است. هدف این پژوهش افزایش دقت و ایمنی سیستم هدایت و کنترل فضایی‌ها به منظور آماده‌سازی فضایی‌ها برای نشست موفق روی سطح زمین است. هدایت و کنترل یکپارچه که روش جدیدی در مقوله هدایت و کنترل است، برای هدایت فضایی‌ها در فاز ورود مجدد به جو و فاز نشست روی سطح زمین استفاده شده است. جسم بازگشتی مورد نظر، موشک فالکون ۹ است که مدل شش درجه آزادی جسم استخراج می‌شود. پیاده‌سازی سیستم هدایت و کنترل به صورت یکپارچه برای فضایی‌هایی که نوع نشست آن به صورت عمودی است، کار جدیدی در این زمینه است. کنترل‌کننده‌ی استفاده شده در این مقاله، بر اساس روش مد لغزشی است. نتایج حاصله نشان می‌دهد که هدایت و کنترل یکپارچه، نسبت به هدایت و کنترل مرسوم به دلیل حل همزمان معادلات هدایت و کنترل به صورت همزمان، میزان انحراف بالک کمتری را درخواست خواهد کرد.

واژگان کلیدی: هدایت و کنترل یکپارچه، کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی، ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد، موشک فالکون ۹.

babak.asham@gmail.com  
fathi@sharif.edu

## ۱. مقدمه

بازگشت پذیر است. یکی از مهمترین مباحثی که در طراحی قوانین هدایت و کنترل مطرح است، عدم قطعیت‌های موجود در محیط، شرایط اولیه، مشخصه‌های آبرودینامیکی و ممان‌های اینرسی است. بنابراین کنترل‌کننده باید چنان طراحی شود که در برابر عدم قطعیت‌ها مقاوم باشد.

یکی از روش‌های طراحی هدایت و کنترل یکپارچه مقاوم، استفاده از کنترل مد لغزشی است. کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی از کنترل‌کننده‌های مرسوم برای سیستم‌های غیرخطی به منظور دستیابی به پاسخ مطلوب است. نامعینی و عدم قطعیت در پارامترهای سیستم ممکن است ناشی از عدم اطمینان در پارامترهای شناسایی شده‌ی سیستم یا عدم دقت در تخمین پارامترهای سیستم باشد. در ادامه به تعریف مسئله و اهداف و نوآوری‌های این پژوهش می‌پردازیم.

از ماهواره‌برها برای حمل ماهواره یا دیگر تجهیزات فضایی در تحقیقات اتمسفری، تصویربرداری از زمین، ارتباطات و ناوبری استفاده می‌شود. استفاده از ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر، مؤلفه‌ی مهم در رشد تجاری صنعت فضایی است. ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر مزیت‌های زیادی نسبت به ماهواره‌برهای یکبار مصرف دارند؛ از جمله قابلیت اطمینان و ایمنی بیشتر، زمان برگشت سریع‌تر، تطبیق‌پذیری عملکرد بیشتر و هزینه‌ی عملیاتی کمتر.<sup>[۱]</sup> از نظر نوع بازگشت، ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر را به دو دسته‌ی نشست افقی و نشست عمودی می‌توان تقسیم‌بندی کرد. از جمله مزیت‌های ماهواره‌برهای بازگشت‌پذیر با نشست عمودی عبارت است از: توانایی نشست در مکان‌های کوچک و عدم نیاز به طول باند و بازیابی سریع‌تر سیستم به دلیل این که نشست و برخاست اکثراً در یک مکان انجام می‌شود.<sup>[۲]</sup>

سیستم هدایت و کنترل، یکی از سیستم‌های مهم در فاز بازگشت یک فضایی‌های

## ۱.۱. تعریف مسئله

هدف این پژوهش هدایت و کنترل شش درجه آزادی فضایی‌های بازگشت‌پذیر در فاز

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۰۸/۰۸، اصلاحیه ۱۴۰۱/۰۶/۳۰، پذیرش ۱۴۰۱/۰۷/۲۴.

DOI:10.24200/J40.2022.58323.1608

استناد به این مقاله:

اسدی آذغان، بابک و فتحی جگرکندی، محسن (۱۴۰۲). «هدایت و کنترل یکپارچه‌ی مقاوم فاز قبل از نشست ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد VTVL با روش کنترل مد لغزشی»، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳، ص. ۱۳-۳.

نهایی است. جسم بازگشتی مورد نظر، مرحله‌ی اول موشک فالگون ۹ است و مدل شش درجه آزادی دقیقی از جسم استخراج می‌شود. موشک دومرحله‌یی فالگون ۹ پرکاربردترین موشک اسپیس ایکس است که در جولای ۲۰۱۰ برای اولین بار به فضا پرتاب شد. مرحله‌ی اول این موشک برای استفاده‌ی مجدد، پس از جدایش، در پایگاه‌های زمینی یا دریایی اسپیس ایکس به صورت عمودی فرود می‌آید.

وظیفه‌ی سیستم هدایت و کنترل در فاز نهایی، رساندن وسیله‌ی بازگشتی به هدف ثابت روی زمین است. مهم‌ترین هدف کنترلی این سیستم این است که در ارتفاع صفر، به سرعت به صفر برسد. برای هدایت و کنترل این وسیله در فاز نهایی از روش هدایت و کنترل یکپارچه استفاده می‌شود. در روش هدایت و کنترل یکپارچه، جفت‌شدگی بین هدایت و کنترل در نظر گرفته می‌شود و در نتیجه در این حالت سیستم هدایت و کنترل از تمام اطلاعات ناوبری به صورت همزمان استفاده می‌کند. عدم امکان استفاده از اطلاعات سرعت‌های زاویه‌ی بدنه و مؤلفه‌های شتاب برای تولید فرامین هدایت توسط سیستم هدایت غیریکپارچه، همچنین عدم امکان استفاده از مؤلفه‌های سرعت و موقعیت نسبی توسط سیستم کنترل غیریکپارچه، منجر به هماهنگی کمتر در الگوریتم‌های مجزا می‌شود. این در حالی است که در الگوریتم‌های یکپارچه، افزایش هماهنگی رخ داده بین هدایت و کنترل یکپارچه، منجر به افزایش دقت و کاهش خطاها می‌شود.<sup>[۴]</sup> برای پیاده‌سازی موفق سیستم یکپارچه، کنترل‌کننده باید مقاومت کافی نسبت به عدم قطعیت‌های موجود داشته باشد. در این مقاله به منظور مقاوم‌سازی سیستم کنترل در برابر حساسیت‌ها و خطاها، از کنترل مد لغزشی استفاده می‌شود. فضایی‌های بازگشت‌پذیر یک مسیر آفلاین طراحی شده را دنبال می‌کنند. این ماهواره‌ها در فاز نهایی که دوباره وارد جو می‌شوند، به دلایل زیاد - نظیر تغییرات زیاد شرایط محیطی، وجود اغتشاشات خارجی یا خرابی یکی از عملگرها یا موتورها - ممکن است از مسیر طراحی شده فاصله بگیرند. در این حالت مسیر اولیه، مسیر مناسب و بهینه‌یی برای بازگشت نیست و بهتر است مسیر جدید به صورت آنلاین برای فضایی‌ها تعریف شود. در این پایان‌نامه برای ایجاد مسیر اولیه از نرم‌افزار GPOPS استفاده شده است و تولید مسیر به صورت آفلاین است.

بخش چهارم، معادلات استاندارد برای فضایی‌های VTVL بیان و معادلات حرکت به صورت شش درجه آزادی نوشته می‌شود؛ در این بخش به محدودیت‌های مسیر و محدودیت‌های فضایی‌ها نیز پرداخته شده است. در بخش پنجم پیرامون هدایت و کنترل یکپارچه، مطالبی عنوان شده و در ادامه سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با روش کنترلی مد لغزشی طراحی شده است. بخش ششم حاوی نتایج شبیه‌سازی‌ها و صحنه‌گذاری کنترل‌کننده‌ی توسعه داده شده است. در نهایت جمع‌بندی کار انجام شده صورت گرفته و پیشنهاداتی برای کارهای آینده ارائه شده است.

## ۲. درآمدهای بر ماهواره‌بر قابل استفاده‌ی مجدد

### ۱.۲. مسئله‌ی ورود مجدد

فرض اولیه‌ی مسئله‌ی ورود مجدد آن است که به طور مستقل یک فضایی‌ها را از نقطه‌ی A (یعنی شرایط اولیه) تا نقطه‌ی B (یعنی شرایط نهایی) به پرواز درآورد (شکل ۱). این امر شامل تعیین مسیر پرواز (یعنی بهینه‌سازی مسیر/تولید)، تلفیق سیستم هدایت برای پیروی از مسیر مورد نظر با وجود اختلالات و خطای مدل‌های استفاده شده در محاسبات تولید خط مسیر و حفظ حالت مورد نیاز برای پیروی از آن مسیر است.

برای یک RLV که وارد فضا شده و نیاز به ورود مجدد به اتمسفر زمین دارد، نقطه‌ی A با توجه به شرایط مدار low-earth تعریف می‌شود. برای مثال، RLV ممکن است از محل فرود مورد نظر خود از ارتفاع تقریبی ۱۷۰ کیلومتری با سرعت ۲۷۸۷۰ کیلومتر در ساعت، تقریباً ۸۱۴۹ کیلومتر در مدار حرکت کند و حدوداً ۲۰٪ از محیط زمین را از نقطه‌ی حرکت تا نقطه‌ی فرود بپیماید. از آن‌جا که «ورود مجدد» دلالت بر ورود به جو زمین دارد، شرایط اولیه‌ی مناسب‌تر برای نقطه‌ی A، رابط ورودی است که با توجه به نفوذ فضایی‌ها در جو محسوس تعریف می‌شود و چون بیشتر جو در ارتفاعی کمتر از ۱۰۰ کیلومتر قرار دارد، خط کارمن به عنوان مرز بندی بین جو و فضا تعریف شده که به صورت بین‌المللی پذیرفته شده است.<sup>[۴] و [۵]</sup>

### ۲.۲. دشواری‌های خاص هدایت و کنترل فضایی‌ها

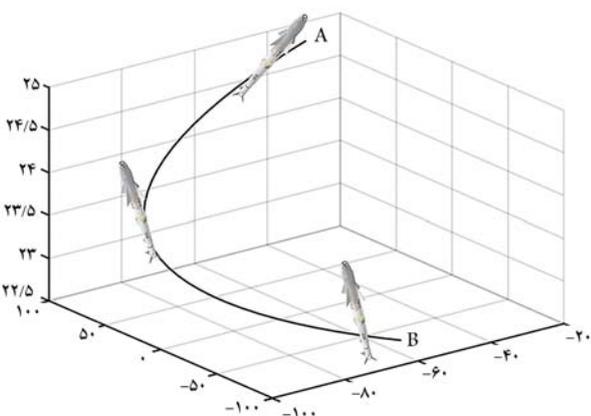
علاوه بر دینامیک پیچیده‌یی که در معادلات حرکت برای اجسام با سرعت مافوق صوت وجود دارد، جنبه‌های مختلفی دیگری از مسئله‌ی ورود مجدد وجود دارند که آن را به یک مسئله‌ی هوافضای بسیار چالش برانگیز تبدیل می‌کنند. از جمله‌ی آنها می‌توان به محدودیت‌های مسیر به دلیل اثرات زیست محیطی، محدودیت‌های وضعیت و کنترل بر

### ۲.۱. اهداف و نوآوری‌ها

در این پژوهش از روش هدایت و کنترل یکپارچه، برای هدایت و کنترل ماهواره‌بر در فاز بازگشت استفاده خواهد شد. این روش هدایتی برای ماهواره‌بر بازگشت‌پذیری که نشست آن افقی است قبلاً پیاده‌سازی شده است. ماهواره‌بر مورد مطالعه‌ی ما موشک فالگون ۹ است که مرحله‌ی اول آن به صورت عمودی روی زمین فرود می‌آید. تمامی تحقیقات انجام شده‌ی قبلی برای هدایت ماهواره‌برهای VTVL در فاز نهایی، نوعی روش بهینه‌سازی است که سیستم هدایت و کنترل را به صورت جداگانه در نظر می‌گیرد. در این مقاله از سیستم هدایت و کنترل یکپارچه بر مبنای مد لغزشی برای دستیابی به دقت‌های مورد نیاز برای فاز نشست عمودی ماهواره‌بر استفاده شده که تاکنون در مراجع به آن پرداخته نشده است.

### ۳.۱. محتوای گزارش

ساختار این نوشتار به این ترتیب است که پس از مقدمه در بخش اول، در بخش دوم تاریخچه‌ی ماهواره‌برهای قابل استفاده‌ی مجدد، مسئله‌ی ورود مجدد به جو زمین و دشواری‌های خاص هدایت فضایی‌ها برای ورود مجدد تشریح می‌شود. در بخش سوم به بیان برخی روش‌ها و بیان پژوهش‌های پیشین می‌پردازیم و به صورت مجزا به مطالعات انجام شده در زمینه‌ی هدایت و کنترل یکپارچه اشاره می‌کنیم. در



شکل ۱. مسئله‌ی بازگشت، تولید مسیر حرکت از نقطه‌ی A به نقطه‌ی B.<sup>[۴]</sup>

بودن این ساختار پیشنهادی برای هدایت و کنترل نشان داده شده است.

محققان یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با قابلیت تغییر شکل مسیر به صورت آنلاین، برای یک فضایمای بازگشت پذیر ارائه کرده‌اند<sup>[۱]</sup>؛ فضایمای مطالعه شده در مطالعه‌ی یاد شده شاتل است که نوع نشست آن به صورت افقی است. برای این منظور، ابتدا یک قانون هدایت برای مسیر بازگشت به صورت آنلاین طراحی شده است که انعطاف‌پذیری و خودکار بودن فضایما را تضمین می‌کند. روش کنترلی استفاده شده در آن مطالعه مد لغزشی مرتبه دوم است که تضمین می‌کند در زمان محدود، دستورات هدایتی ایجاد شده پاسخ داده می‌شوند. در نهایت، شبیه‌سازی ۶ درجه آزادی برای فضایمای بازگشت پذیر انجام شده که نشان می‌دهد روش هدایتی یکپارچه‌ی معرفی شده بسیار مؤثر است. در مطالعه‌ی دیگری اشاره شده است که فاصله‌ی از دست دهی به عنوان یکی از معیارهای عملکرد پرنده، به شدت تحت تأثیر زیرسیستم‌هایی مانند ناوبری، هدایت و کنترل پرنده است که در ارتباط با یکدیگر کار می‌کنند و یک حلقه‌ی بسته را تشکیل می‌دهند.<sup>[۹]</sup> بنابراین در این پژوهش با به کارگیری کنترل مد لغزشی مرتبه دوم، هدایت و کنترل یکپارچه، طراحی شده است تا به این ترتیب دقت‌های بالاتر برای مجموعه فراهم شود. هدف اصلی این پژوهش، استفاده از کمترین اطلاعات موجود برای رهگیری مناسب هدف در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها در حلقه‌ی آشپانه‌یاب است. در نتایج شبیه‌سازی، ۶ درجه آزادی نشان داده شده است که پایداری مجموعه و فاصله‌ی از دست دهی مناسب با اعمال هدایت و کنترل یکپارچه به دست آمده است. به منظور بهبود عملکرد فضایماها با قابلیت استفاده‌ی مجدد، یک قانون کنترل و هدایت یکپارچه برای فاز نزدیک شدن<sup>۲</sup> و فاز فرود<sup>۳</sup> یک RLV پیشنهاد شده است.<sup>[۱۱]</sup> با توجه به ایده‌ی هدایت مسیر مرجع<sup>۴</sup>، دستورات زاویه‌ی حمله و زاویه‌ی بنگ با استفاده از روش کنترلی مد لغزشی طراحی می‌شوند تا خطای tracking تعقیب مسیر - مرجع را نزدیک به صفر برسانند. در این مقاله قانون هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از قضیه‌ی بهره‌ی کوچک<sup>۵</sup> برای اجرای دستورات تدوین شده و تجزیه و تحلیل نظری نشان می‌دهد این قانون ثبات کلی سیستم را تضمین می‌کند و در نهایت با شبیه‌سازی مونت کارلو مؤثر بودن طرح پیشنهادی را نشان داده است. برای طراحی قانون هدایت نیز فضایما را به صورت ۳ درجه آزادی مدل کرده است. مرجع<sup>[۱۱]</sup> هدایت و کنترل یکپارچه را برای یک موشک با قابلیت هدایتی چرخش با سرش<sup>۶</sup>، که به یک هدف زمینی دارای مانور حمله می‌کند، پیاده کرده است. روش کنترلی استفاده شده، کنترل مد لغزشی با قابلیت انعطاف‌پذیری مبتنی بر یک ناظر حالت غیر خطی پایدار با زمان محدود است. مدل‌سازی هدایت و کنترل به صورت سه‌بعدی انجام شده است. همچنین در این مقاله فرض ساده‌کننده‌ی منطبق بودن بردار سرعت و خط دید موشک انجام نشده است. برای جبران خطاهای محاسبه شده توسط مشاهده‌گر اختلال از آموزش شبکه‌ی عصبی سه‌لایه به صورت آنلاین استفاده شده است. در مطالعه‌ی دیگری، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه برای برخورد موشک با یک هدف دارای مانور در حضور خرابی بالک‌های کنترلی بررسی شده است.<sup>[۱۲]</sup> معادلات درگیری در صفحه‌ی پیچ در حضور عدم قطعیت مدل شده است. همچنین ضرایب آیرودینامیکی موشک در طول پرواز و با استفاده از داده‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی موشک، تخمین زده می‌شود و به صورت برخط به کنترل‌کننده‌ی مقاوم پیشنهادی ارسال می‌شود. با استفاده از روش گام به عقب مد لغزشی یک قانون کنترلی تطبیقی مقاوم برای برخورد موشک به هدف طراحی می‌شود. روش کنترل مد لغزشی و روش کنترل گام به عقب که در این مقاله نیز از آن استفاده شده است، از روش‌های مرسوم مورد استفاده در طراحی هدایت و کنترل یکپارچه است. دینامیک موشک در این مقاله به صورت دوبعدی بررسی شده و از



شکل ۲. نمایش تأثیر بارهای حرارتی بر موشک فالکون ۹.<sup>[۱]</sup>

اساس شرایط وسیله، محدودیت‌های زمانی ناشی از ماهیت پرواز با سرعت بالا و الزامات زمان محاسباتی آنلاین اشاره کرد. علت اصلی مشکلات آن است که زمانی که RLV از فضا فرود می‌آید، در تمام جو در هنگام عبور از بخش‌های زیادی از سطح زمین با محیطی دینامیک روبه‌رو می‌شود. به عبارت دیگر این وسیله هنگام پایین آمدن درون جو، با طیف وسیعی از شرایط محیطی مواجه می‌شود که تغییرات در فشار، دما، چگالی و یونیزاسیون را شامل می‌شود. این وسیله همچنین با تغییرات میدان جاذبه، شرایط آب و هوایی (به عنوان مثال، باد، بارش و غیره)، اهداف در حال حرکت (به علت حرکت چرخشی زمین) و غیره نیز روبه‌رو می‌شود. در میان همه‌ی این شرایط، دشواری‌های خاصی که بزرگترین چالش از دیدگاه هدایت و کنترل هستند، مربوط به محدودیت‌های وسیله و عدم قطعیت‌های حرکت در محیط‌هایی است که چنین نامتعادل و غیرقابل پیش‌بینی هستند. از طرفی سرعت بالای مرتبط با ورود مجدد می‌تواند بارهای حرارتی، گرانشی و فشاری را ایجاد کند که در نهایت باید توسط سیستم حفاظت گرمایی وسیله و ساختار فضایما تحمل شود. در شکل ۲ تأثیر بارهای حرارتی روی موشک فالکون ۹ نمایش داده شده است. چون به طور کلی RLV‌ها به علت الزامات نیروی پیش‌رانش برای دسترسی به فضا، در اندازه، استحکام و جرم محدودند، مسیر باید برای کمینه‌سازی این بارها طراحی شود یا حداقل از محدوده‌های عملیاتی تجاوز نکند.

### ۳. مرور کارهای انجام شده

پس از دهه‌ی هفتاد میلادی، مطالعات گسترده‌ی در زمینه‌ی هدایت و کنترل یکپارچه صورت گرفته است. در یکی از نخستین مقالات منتشره در این زمینه<sup>[۶]</sup>، مسئله‌ی هدایت و کنترل یکپارچه به صورت صفحه‌ی و بر اساس نظریه‌ی بازی‌ها بررسی شده است. در مطالعه‌ی دیگری<sup>[۷]</sup> نیز، هدایت و کنترل یکپارچه برای پرنده‌ی آشپانه‌یاب پیاده‌سازی و اشاره شده است که هنگامی که از هدایت و کنترل به صورت جداگانه استفاده می‌شود، بهینه‌سازی عملکرد سخت خواهد بود. در این مرجع دور روش هدایت و کنترل معمول و یکپارچه با یکدیگر مقایسه و با بررسی نتایج نشان داده شده است که دقت مجموع در هدایت و کنترل یکپارچه بالاتر است. در پیشنهادی که برای ساختار هدایت و کنترل یکپارچه به منظور تولید مسیر جدید فرود ماهواره بر بازگشت‌پذیر در هنگام تغییر محل فرود ارائه شده<sup>[۸]</sup>، ابتدا یک مسیر آفلاین مبتنی بر روش حدس شبه طیفی<sup>۱</sup> طراحی شده است. سپس مسیر به دست آمده به عنوان مقدار اولیه برای بهینه‌سازی مسیر آنلاین مورد استفاده قرار گرفته و نشان داده شده است که برای مسیر به دست آمده از این روش، سیستم هدایت دارای مقاومت کافی در برابر اختلالات اولیه‌ی مسیر بازگشت است. علاوه بر این کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی مرتبه دوم برای کنترل وضعیت ماهواره با وجود عدم قطعیت‌های پارامتری مدل و اغتشاشات خارجی ناشناخته پیشنهاد شده است. در نهایت، با شبیه‌سازی عددی ۶ درجه آزادی، مؤثر

$$\omega_e^T (R_e + h) \cos \theta (\sin \gamma \cos \theta - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi)$$

$$\dot{\psi} = \frac{L \sin \sigma + D \sin \beta \cos \sigma + Y \cos \beta \cos \sigma}{mV \cos \gamma} + \frac{V}{(R_e + h)} \cos \gamma \sin \psi \tan \theta - 2\omega_e (\tan \gamma \cos \theta \cos \psi - \sin \theta) + \frac{\omega_e^T (R_e + h)}{V \cos \gamma} \sin \theta \cos \theta \sin \psi \quad (1)$$

دستگاه مختصات استفاده شده برای طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع در شکل ۴ نشان داده شده است که در آن  $V$  سرعت،  $m$  جرم،  $\gamma$  زاویه‌ی مسیر،  $\psi$  زاویه‌ی سمت  $h$ ، ارتفاع  $R_e$  شعاع زمین است؛ همچنین  $\omega_e$  بیان‌کننده‌ی سرعت دورانی زمین،  $Y$  معرف نیروی جانبی وارد شده بر موشک است.  $g$  نیز شتاب گرانشی زمین و تابعی از ارتفاع موشک است و مطابق رابطه‌ی ۲ به دست می‌آید:

$$g = \frac{\mu}{(R_e + h)^2} \quad (2)$$

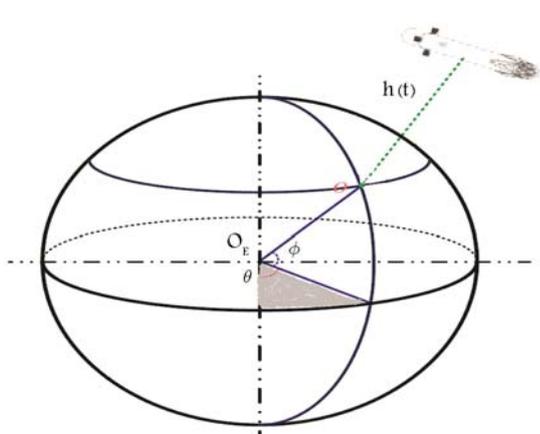
که در آن  $\mu$  ثابت گرانشی زمین و مقدار آن  $3.986 \times 10^{14} \frac{m^3}{s^2}$  است. عبارت‌های  $\theta$  و  $\phi$  به ترتیب نشانگر طول و عرض جغرافیایی‌اند و  $L$  و  $D$  نیز معرف نیروی بر  $1^2$  و نیروی پسا  $1^3$  هستند. معادلات سینماتیک حرکت دورانی در روابط ۳ و ۵ و معادلات دینامیکی VTVL در روابط ۴ و ۵ نشان داده شده است.

$$\dot{p} = \frac{J_{zz} M_x}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \frac{J_{xz} M_z}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \frac{(J_{xx} - J_{yy} + J_{zz}) J_{xz}}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} p + \frac{(J_{yy} - J_{zz}) J_{xz} - J_{xz}^2}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} q r$$

$$\dot{q} = \frac{M_y}{J_{yy}} + \frac{J_{xz} (r^2 - p^2)}{J_{yy}} + \frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}} p r$$

$$\dot{r} = \frac{J_{xz} M_x}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \frac{J_{xx} M_z}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} + \frac{(J_{xx} - J_{yy}) I_{xx} + J_{xz}^2}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} p q + \frac{(J_{yy} - J_{xx} - J_{zz})}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} q r \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = -p \cos \alpha \tan \beta + q - r \sin \alpha \tan \beta + \frac{\sin \sigma}{\cos \beta} [\dot{\psi} \cos \gamma - \dot{\phi} \sin \psi \sin \gamma + (\dot{\theta} + \omega_e)(\cos \phi \cos \psi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma)] - \frac{\cos \sigma}{\cos \beta} [\dot{\gamma} - \dot{\phi} \cos \psi - (\dot{\theta} + \omega_e) \cos \phi \sin \psi]$$



شکل ۴. دستگاه مختصات استفاده شده برای طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع.

نیروی تراست و تغییرات سرعت رهگیر صرف نظر شده است. محققان برای ماهواره‌بر بازگشت‌پذیر به جو، یک روش کنترلی قابل تنظیم مجدد و هدایت تطبیقی با رویکرد تغییر مسیر ارائه کرده‌اند [۱۳] و نشان داده‌اند که هنگام خرابی یکی از عملگرها، در برخی موارد پیکر بندی مجدد حلقه‌ی کنترلی به تنهایی می‌تواند ماهواره‌بر را بازیابی کند. در این روش زمانی که سیر مسیر مرجع، با توجه به وضعیت جدید پیش آمده برای ماهواره‌بر محقق نشود، سیستم هدایت مسیر جدید را سریعاً تولید می‌کند و تلاش می‌کند که بازگشت ایمن ماهواره‌بر را تضمین کند. روش کنترلی استفاده شده در این مرجع PID است.

#### ۴. مدل‌سازی دینامیک فضاپیماهای VTVL

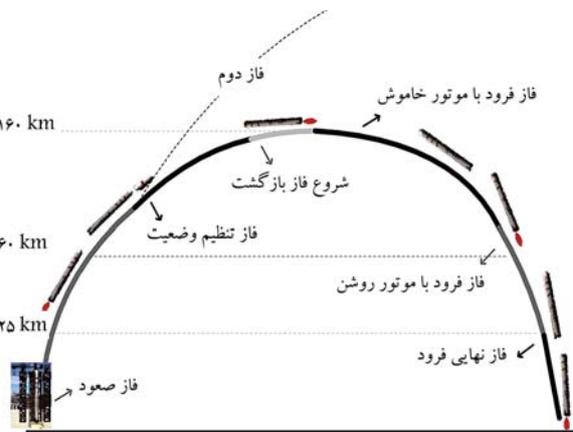
در این بخش، معادله‌ی حرکت مرحله‌ی اول موشک فالکون ۹ مورد مطالعه قرار گرفته است. پروفایل مأموریت کل مرحله‌ی پرواز برای یک VTVL در شکل ۳ نشان داده شده است.

با توجه به شکل ۳، موشک VTVL برای کاهش سرعت و فرود روی زمین با دقت بالا، لازم است در سه مرحله موتورهای اصلی را روشن کند. با این حال در میان این مراحل پرواز، فاز ورود مجدد به جو به دلیل اختلالات دینامیکی بزرگ، غیر خطی بودن، جفت بودن معادلات، عدم قطعیت پارامترها و اغتشاشات خارجی یکی از مهمترین فازهاست. در بخش بعد به طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌بر برای فاز ورود مجدد می‌پردازیم.

#### ۱.۱.۴. فاز ورود مجدد به جو

معادلات سینماتیکی حرکت انتقالی VTVL در مرحله‌ی ورود مجدد مطابق رابطه‌ی ۱ است [۱۴]:

$$\begin{aligned} \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{(R_e + h) \cos \theta} \\ \dot{\theta} &= \frac{V}{(R_e + h)} \cos \theta \cos \psi \\ \dot{V} &= \frac{(Y \sin \beta - D \cos \beta)}{m} - g \sin \gamma \end{aligned}$$



شکل ۳. پروفایل مأموریت یک ماهواره‌بر VTVL [۱۴]



که در آن  $x \in \mathbb{R}^m$  همچنین فرض می‌شود تابع پیوسته مثبت معین  $V$  وجود داشته باشد به طوری که:

$$\dot{V}(x) + c[V(x)]^a \leq 0 \quad (11)$$

که در آن  $a \in (0, 1)$  و  $c > 0$  می‌توان نتیجه گرفت که مبدأ  $(x = 0)$  پایدار  $2^\circ$  است. همچنین زمان همگرایی  $2^1$  برای هر مقدار اولیه مانند  $x_0$  از رابطه‌ی ۱۲ محاسبه می‌شود:

$$T(x_0) \leq \frac{[V(x_0)]^{1-a}}{c(1-a)} \quad (12)$$

### ۲ لم

برای سیستم چندمتغیره‌ی ۱۳ داریم:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -k_1 \frac{x_1}{\|x_1\|^{\frac{1}{\tau}}} - k_2 x_1 + x_2 + \Delta_1 \\ \dot{x}_2 &= -k_2 \frac{x_1}{\|x_1\|} - k_2 x_1 + \Delta_2 \end{aligned} \quad (13)$$

که در آن  $x_1, x_2 \in \mathbb{R}^m$  و  $\Delta_1, \Delta_2 \in \mathbb{R}^m$  عدم قطعیت  $2^2$  مورد قبول  $\Delta_1$  و  $\Delta_2$  توسط اعداد ثابت  $\delta_1$  و  $\delta_2$  و به صورت  $\|\Delta_1\| \leq \delta_1 \|x_1\|$  و  $\|\Delta_2\| \leq \delta_2$  محدود شده‌اند. در صورت برقراری شرایط زیر بردارهای  $x_1$  و  $x_2$  در زمانی محدود، به صفر همگرا می‌شوند:

$$\begin{aligned} k_1 &> \sqrt{2\delta_2}, \quad k_2 > 2\delta_1, \quad k_3 > \max(k_2^\Omega, k_2^\psi), \\ k_2 &> \max(k_2^\Omega, k_2^\psi) \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} k_2^\Omega &= 3\delta_2 + \frac{2\delta_2^\tau}{k_1^\tau} \\ k_2^\psi &= \frac{9(k_1\delta_1)^\tau}{16k_2(k_2 - 2\delta_1)} + \frac{k_1^\tau - 4k_1^\tau k_2 + 2k_2\delta_2}{2(k_2 - 2\delta_1)} \\ k_2^\Omega &= \frac{(1/5k_1^\tau k_2 + 3k_2\delta_2)^\tau}{k_1^\tau k_2 - 2\delta_2^\tau - 3k_1^\tau \delta_2} + 2k_2^\tau + \frac{3}{2}k_2\delta_1 \\ k_2^\psi &= \frac{\alpha_1}{\alpha_2(k_2 - 2\delta_1)} + \frac{k_2\delta_1(16k_2 + \delta_1)}{4(k_2 - 2\delta_1)} \\ \alpha_1 &= \frac{9(k_1\delta_1)^\tau(k_2 + 0.5\delta_1)^\tau}{16k_2^\tau} \\ \alpha_2 &= k_2(k_2 + 2k_1^\tau - \delta_2) - (2k_2 + 0.5\delta_1)^\tau \delta_1 - \frac{(k_1\delta_1)^\tau}{16k_2} \end{aligned}$$

علاوه بر لم ۱ و لم ۲ قضیه‌ی ۱ برای طراحی کنترل چندمتغیره و مشاهده‌گر اغتشاش مورد نیاز است.

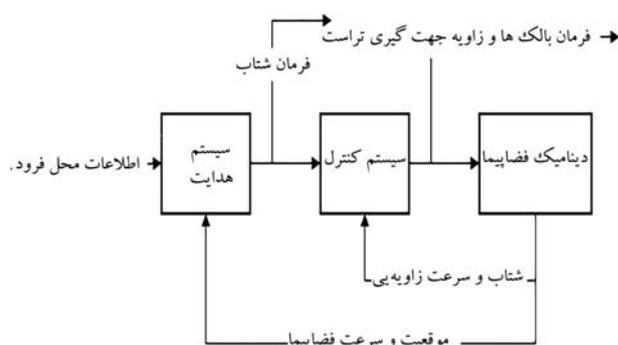
### قضیه ۱

فرض کنید پارامترهای نامشخص  $\Delta_1$  و  $\Delta_2$  با مقادیر ثابت  $\delta_1$  و  $\delta_2$  به صورت  $\|\Delta_1\| \leq \delta_1$  و  $\|\Delta_2\| \leq \delta_2$  محدود شده‌اند. جواب معادله به صورت کلی محدود است اگر:

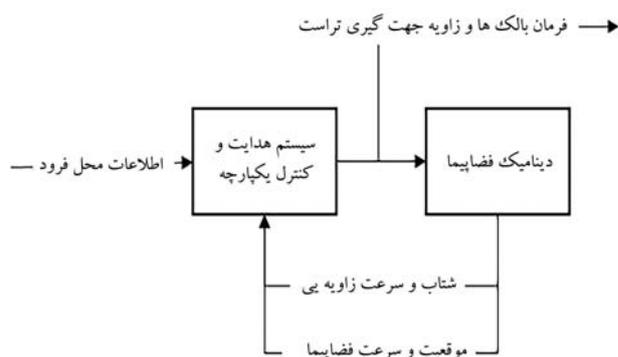
$$0.5 < p < 1 \quad k_1 > 0 \quad k_2 > 0$$

همچنین  $x_1$  و  $x_2$  در زمان محدود به صفر همگرا می‌شوند اگر  $\Delta_1 = \Delta_2 = 0$ .

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -k_1 \|x_1\|^{p-1} x_1 + x_2 + \Delta_1 \\ x_2 &= -k_2 p \|x_1\|^{2(p-1)} x_1 + \Delta_2 \end{aligned}$$



شکل ۶. شماتیک روش مرسوم هدایت و کنترل.



شکل ۷. شماتیک روش هدایت و کنترل یکپارچه.

روش مرسوم طراحی هدایت و کنترل در لحظات انتهایی پرواز به کارایی مطلوبی دست نمی‌یابد. از سوی دیگر در توسعه‌ی سیستم‌های مدرن به فضاپیماهایی با دقت بالا نیاز است که برای رسیدن به چنین عملکردی باید از تعاملات میان اجزای فضاپیما استفاده کرد و با استفاده از هم‌افزایی به وجود آمده، به عملکرد مناسب فضاپیما دست یافت. با این هدف، پس از سال‌ها کار روی روش‌های مختلف هدایت و کنترل برای بهبود عملکرد وسایل پرنده، هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد شد. در شکل ۷ شماتیک این روش نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، در این روش برای تولید فرمان عملگرها از متغیرهای نسبی فضاپیما و اطلاعات محل فرود و دینامیک داخلی فضاپیما (متغیرهای حالت کنترلی)، به صورت هم‌زمان استفاده می‌شود. طراحی جداگانه‌ی هدایت و کنترل ممکن است در مواردی که در لحظات پایانی پرواز، مسیر جدیدی توسط سیستم هدایت ایجاد می‌شود، منجر به شکست در فرود موفق شود. اما با استفاده از رویکرد هدایت و کنترل یکپارچه، به دینامیک مسئله و محدودیت‌های عملگرها به صورت کامل توجه می‌شود.

### ۲.۵. طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

در این بخش چند لم و قضیه‌ی مفید را معرفی می‌کنیم که در طراحی کنترل‌کننده‌ی چند متغیره و مشاهده‌گر اغتشاش  $18$  استفاده شده است. <sup>[۱۶]</sup>

### لم ۱

سیستم  $10$  را در نظر بگیرید:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) \\ f(0) &= 0 \end{aligned} \quad (10)$$

### ۴.۵. طراحی کنترل وضعیت و مشاهده گر اغتشاش

از روش گفته شده برای طراحی کنترل کننده وضعیت استفاده می کنیم. به گونه ای که فرمان هدایتی  $\theta^* = [\alpha_{cmd}, \beta_{cmd}, \sigma_{cmd}]$  را با زوایای وضعیت  $\theta$  در زمان محدود و در حضور عدم قطعیت های  $\Delta F$  و  $\Delta D$  می توان پیگیری کرد. سیستم های (۱۰ و ۱۱) و (۱۶) را می توان به عنوان سیستم چندمتغیره ی زنجیره یی<sup>۲۵</sup> در نظر گرفت. طرح کنترل وضعیت پیشنهاد شده از دو حلقه ی کنترلی تو در تو تشکیل شده است. برای حلقه ی داخلی،  $\omega$  به عنوان ورودی کنترل مجازی<sup>۲۶</sup> انتخاب می شود که برای ایجاد  $\theta \rightarrow (\theta - \theta^*)$  در زمان محدود طراحی شده است.

برای حلقه بیرونی،  $M$  ورودی واقعی<sup>۲۷</sup> با هدف دست یابی به  $\omega \rightarrow (\omega - \omega^*)$  در زمان محدود است. در این راستا خطاهای ردیابی  $\sigma_o$  و  $\sigma_i$  را به صورت سیستم چندمتغیره ی زنجیره یی بازنویسی می کنیم:

$$\dot{\sigma}_o = R\omega^* + R\sigma_i - \dot{\theta}^* + \Delta F_1 \quad (20)$$

$$\dot{\sigma}_i = -I^{-1}\Omega I\omega - \dot{\omega}^* + I^{-1}M + \Delta F_2 \quad (21)$$

که در آن  $\Delta F_2 = I^{-1}\Delta F$ ،  $\Delta F_1 = \Delta F$  و  $\omega^*$  بیان گر نرخ زاویه های وضعیت مورد نظر است.

فرض ۱

برای سیستم (۱۵ و ۱۶) و (۱۶ و ۱۷) فرض می کنیم  $\Delta F_1$  و  $\Delta F_2$  مشتق پذیر<sup>۲۸</sup> و پیوسته<sup>۲۹</sup> باشند و پارامترهای مشخص و ثابت  $\delta_1$  و  $\delta_2$  وجود دارند به طوری که:

$$\|\dot{\Delta F}_1\| \leq \delta_1 \quad \|\dot{\Delta F}_2\| \leq \delta_2$$

کنترل کننده ی چندمتغیره و مشاهده گر اغتشاش پیشنهادی برای سیستم زنجیره یی وضعیت فضاپیما را می توان با قضیه ی ۲ خلاصه کرد:

قضیه ی ۲

برای سیستم<sup>۲۰</sup> و  $21$  کنترل کننده های حلقه ی داخلی و حلقه ی بیرونی و مشاهده گر اغتشاش به شرح زیر طراحی شده اند: مشاهده گر اغتشاش حلقه ی بیرونی:

$$\begin{aligned} \dot{z}_1^o &= -k_1^o \frac{e_1^o}{\|e_1^o\|^{\frac{1}{2}}} - k_2^o e_1^o + (R\omega^* + R\sigma_i - \dot{\theta}^*) \\ \dot{z}_2^o &= -k_2^o \frac{e_1^o}{\|e_1^o\|} - k_2^o e_1^o \end{aligned} \quad (22)$$

کنترل کننده ی وضعیت حلقه ی بیرونی:

$$\begin{aligned} R\omega^* &= \dot{\theta}^* - K_1^o \|\sigma_o\|^{p-1} \sigma_o + x_2^o - \tilde{\Delta F}_1 \\ \dot{x}_2^o &= -K_2^o p \|\sigma_o\|^{(p-1)} \sigma_o \end{aligned} \quad (23)$$

مشاهده گر اغتشاش حلقه ی داخلی:

$$\begin{aligned} \dot{z}_1^i &= -k_1^i \frac{e_1^i}{\|e_1^i\|^{\frac{1}{2}}} - k_2^i e_1^i + z_2^i \\ &+ (-I^{-1}\Omega I\omega - \dot{\omega}^* + I^{-1}M) \\ z_2^i &= -k_2^i \frac{e_1^i}{\|e_1^i\|} - k_2^i e_1^i \end{aligned} \quad (24)$$

### ۳.۵. مدل سازی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

از آن جا که حرکت چرخشی RLV ها بسیار سریع تر از حرکت انتقالی آنهاست، از پارامترهای مربوط به حرکت انتقالی و سرعت دورانی زمین در طراحی سیستم کنترل وضعیت صرف نظر می کنیم.<sup>[۱۷]</sup> معادلات چرخشی ساده شده چنین توصیف می شوند:

$$\dot{\theta} = R\omega + \Delta F \quad (15)$$

$$I\dot{\omega} = -\Omega I\omega + M + \Delta D \quad (16)$$

$\Delta D$  عدم قطعیت پارامترها و اغتشاش های خارجی نامشخص را نشان می دهد. ماتریس های  $I, \Omega, R \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  مطابق روابط ۱۷ تعریف می شوند:

$$\begin{aligned} I &= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \\ \Omega &= \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \\ R &= \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & 1 \\ -\cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

طراحی کنترل کننده بر اساس ساختار دو حلقه یی<sup>۲۳</sup> است که در آن حلقه ی بیرونی سرعت زاویه یی مورد نیاز و حلقه داخلی دستورات کنترلی گشتاوری<sup>۲۴</sup> را تولید می کنند. روش یکپارچه، برخلاف روش های کلاسیک کنترلی، با تلفیق معادلات سینماتیکی و دینامیکی و استخراج یک فضای حالت به صورت مدل سازی یکپارچه، با مسئله ی طراحی هدایت و کنترل برخورد می کند. با توجه به رابطه های ۱۵ تا ۱۷ روابط حالت سیستم هدایت و کنترل یکپارچه را با تعریف متغیرهای حالت به صورت  $X = [\alpha, \beta, \sigma, p, q, r]$  می توان نوشت:

$$\begin{aligned} x_1 &= \alpha \quad x_2 = \beta \quad x_3 = \sigma \\ x_4 &= p \quad x_5 = q \quad x_6 = r \end{aligned} \quad (18)$$

در نهایت روابط حالت سیستم هدایت و کنترل یکپارچه به صورت زیر بیان می شود:

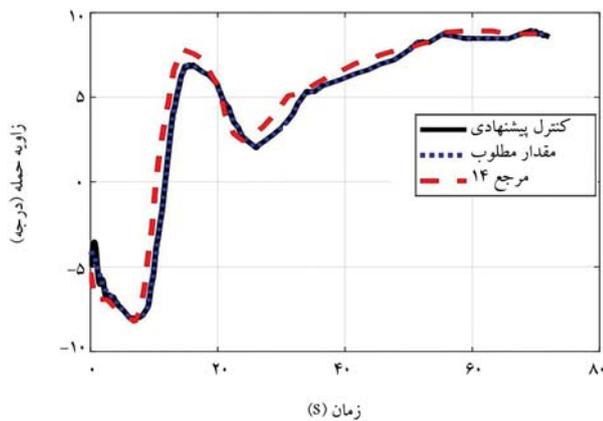
$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= -x_3 \cos x_1 \tan x_2 + x_5 \\ &- x_6 \sin x_1 \tan x_2 + \Delta f_1 \\ \dot{x}_2 &= x_3 \sin x_1 + x_6 + \Delta f_2 \\ \dot{x}_3 &= -x_3 \cos x_1 \cos x_2 \\ &- x_5 \sin x_2 - x_6 \sin x_1 \cos x_2 + \Delta f_3 \\ \dot{x}_4 &= (I_{yy} x_5 x_6 - I_{zz} x_5 x_6 + D_1 + M_l) \frac{1}{I_{xx}} \\ \dot{x}_5 &= (-I_{xx} x_4 x_6 + D_2 + M_m) \frac{1}{I_{yy}} \\ \dot{x}_6 &= (I_{xx} x_4 x_5 - I_{yy} x_4 x_5 + D_3 + M_n) \frac{1}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (19)$$

کنترل‌کننده‌ی وضعیت حلقه‌ی داخلی:

$$I^{-1}M = -(-I^{-1}\Omega I\omega - \dot{\omega}^*) - K_{\sigma}^i \|\sigma_i\|^{p-1} \sigma_i + x_{\tau}^I - \hat{\Delta}F_{\tau}$$

$$\dot{x}_{\tau}^I = -K_{\tau}^i p \|\sigma_i\|^{p-1} \sigma_i \quad (25)$$

که:  $e_{\tau}^j = z_{\tau}^j - \sigma_i (j = i, o)$  و  $\hat{\Delta}F_{\tau} = z_{\tau}^i$ ،  $\hat{\Delta}F_{\tau} = z_{\tau}^o$  اگر فرض ۱ صادق باشد در این صورت  $\sigma_i$  و  $\sigma_o$  در زمان محدودی به سمت صفر همگرا می‌شوند.



شکل ۸. مقایسه‌ی خروجی سیستم هدایت و روش FxTES و عملکرد سیستم کنترل طراحی شده.

## ۶. شبیه‌سازی و مقایسه‌ی نتایج

### ۶.۱. فاز ورود مجدد به جو

محققان یک روش کنترل مد لغزشی ترمینال سریع غیرتکین با ناظر حالت زمان ثابت برای یک ماهواره‌بر بازگشت‌پذیر VTVL در حضور آشفتگی و عدم قطعیت‌ها پیشنهاد داده‌اند.<sup>[۱۴]</sup> مقادیر عددی پارامترهای VTVL در مطالعه‌ی مطرح شده<sup>[۱۴]</sup> آورده شده است. در این فاز جرم ماهواره‌بر تقریباً ثابت است چون تمامی موتورهای آن در طول پرواز خاموش است و از بالک‌های مشبک برای کنترل وضعیت استفاده می‌کند. به همین دلیل می‌توانیم فرض کنیم که پارامترهای مرتبط با ممان‌های اینرسی نیز ثابت‌اند. پارامترهای شرایط اولیه‌ی شروع فاز ورود مجدد به صورت جدول ۱ هستند.

زمان شبیه‌سازی ۷۲ ثانیه و گام زمانی نمونه‌برداری ۵ms است. مقادیر عددی پارامترهای محدودیت‌های مسیر در جدول ۲ قید شده است.

برای ضرایب آیرودینامیکی ۲۰٪ بایاس، برای مقادیر ممان اینرسی ۲۰٪ بایاس و ۱۰۰ kg برای جرم VTVL عدم قطعیت فرض شده است. نتایج شبیه‌سازی برای فاز ورود مجدد به جو در شکل ۸ نشان داده شده است.

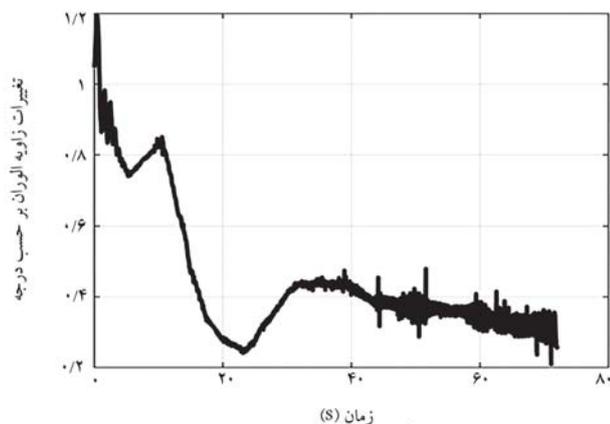
در شکل ۸ زاویه‌ی  $\alpha$  فضاییما را در طول زمان پرواز نشان می‌دهد. در این شکل خط قرمز رنگ (-) مسیر استفاده شده در مطالعه مذکور<sup>[۱۴]</sup> است.

جدول ۱. شرایط اولیه شروع فاز ورود مجدد.

مقدار	مشخصه	مقدار	مشخصه
-۵	$\alpha^{\circ}$	۲۵۰۰۰	h(m)
-۲	$\beta^{\circ}$	-۴۷	$\phi^{\circ}$
-۰/۲۵	$\sigma^{\circ}$	-۴۷/۱۵	$\theta^{\circ}$
$-۸/۲۳۹۷e^{-۲}$	$p^{\circ}(\frac{1}{s})$	۱۱۸۰	$V(\frac{m}{s})$
$-۰/۰۰۵۳$	$q^{\circ}(\frac{1}{s})$	-۴۱	$\gamma^{\circ}$
$-۱/۵۹۶۹e^{-۲}$	$r^{\circ}(\frac{1}{s})$	۰	$\psi^{\circ}$

جدول ۲. پارامترهای محدودیت مسیر.

مقدار	مشخصه
۳۴۰۰۰	$q_{\max}(\frac{N}{m^2})$
۲۵۰۰۰	$\dot{Q}_{\max}(\frac{kW}{m^2})$
۱	$n_{\max}$
۱ $^{\circ}$	$\alpha_{\max}(\text{deg})$

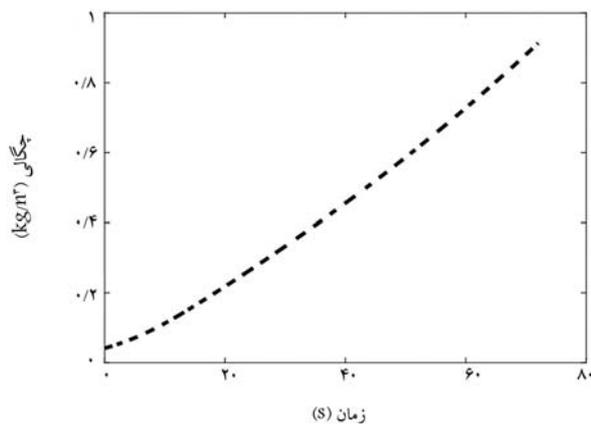


شکل ۹. تغییرات زاویه‌ی الوران بر حسب زمان.

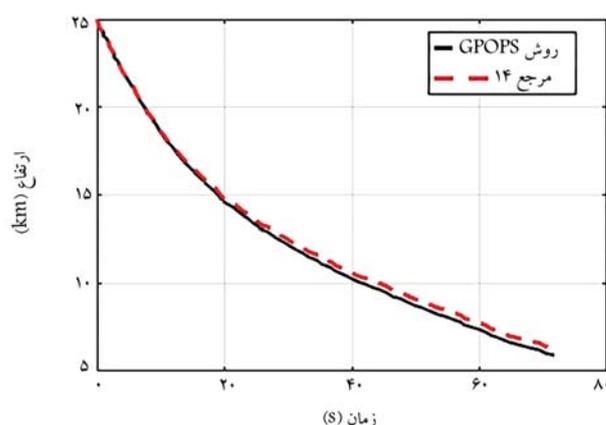
خط آبی رنگ (...) خروجی نرم‌افزار GPOPS است. با مقایسه‌ی این نمودارها، می‌توان نتیجه گرفت مسیر پیشنهادی نرم‌افزار GPOPS برای ارضای شرایط نهایی تعریف شده و همچنین محدودیت‌های مسیر، با دقت بسیار خوبی مشابه مسیر طراحی شده برای مرجع<sup>[۱۴]</sup> است. خط سیاه‌رنگ خروجی سیستم هدایت و کنترل است. با توجه به شکل بالا، پنج ثانیه بعد از شروع پرواز این فاز، فضاییما با دقت بسیار خوبی مسیر طراحی شده را دنبال می‌کند. با توجه به این حرکت بالک‌ها هر قدر به زمان نهایی پرواز نزدیک می‌شویم، حرکت بالک‌ها نوسانی می‌شود. در شکل ۹ این نوسانات قابل مشاهده‌اند. با توجه به این نکته که در زمان نهایی پرواز سرعت فضاییما خیلی پایین آمده باعث می‌شود فشار دینامیکی عدد کوچکی باشد و همین مسئله کنترل فضاییما به کمک بالک‌ها را دشوار می‌کند. به همین دلیل در فاز نهایی از نیروی پیشران موتور برای کنترل فضاییما استفاده می‌شود.

در کنترل‌کننده‌ی طراحی شده، سرعت زاویه‌ی به عنوان پارامتر کنترلی مجازی در نظر گرفته می‌شود. یعنی خروجی حلقه‌ی داخلی کنترل، سرعت زاویه‌ی است که به عنوان ورودی حلقه دوم کنترل استفاده می‌شود. در واقع اگر سرعت زاویه‌ی پرنده این منحنی را دنبال کند روی مسیر تعریف شده حرکت خواهد کرد.

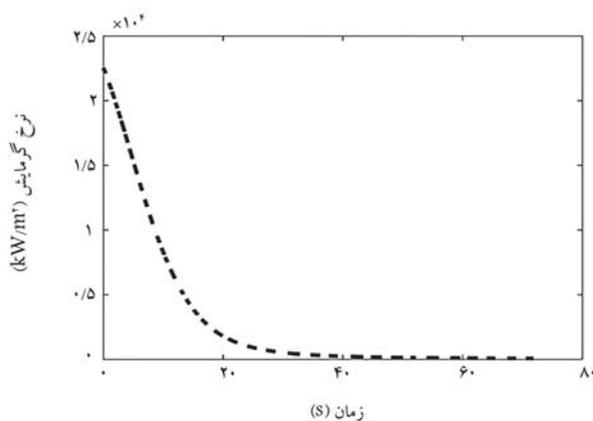
شکل ۱۰ تغییرات ارتفاع فضاییما را بر حسب زمان نمایش می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌کنید، نمودار تغییرات ارتفاع با مرجع<sup>[۱۴]</sup> مقایسه شده است. دلیل اختلاف



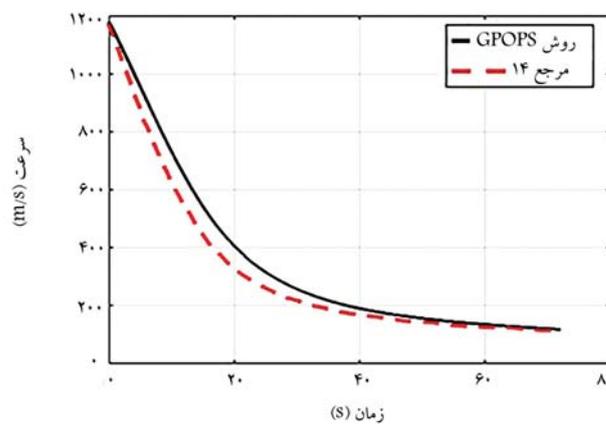
شکل ۱۳. تغییرات چگالی هوا برحسب زمان.



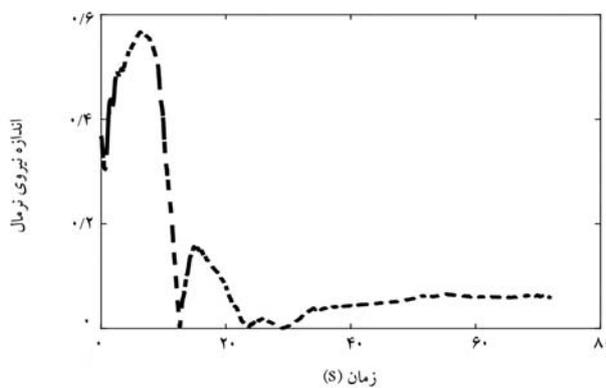
شکل ۱۰. تغییرات ارتفاع نسبت به زمان برای فاز ورود مجدد.



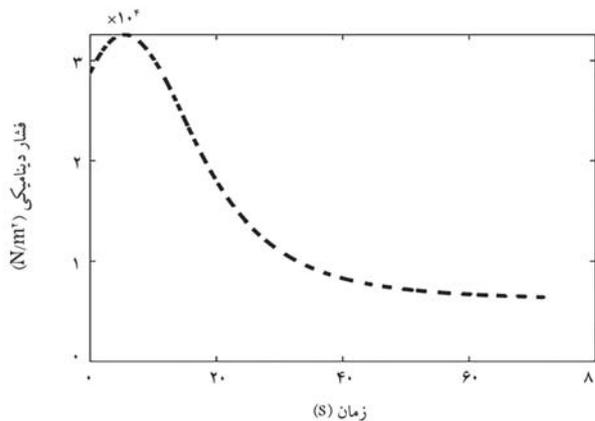
شکل ۱۴. تغییرات نرخ گرمایش سطح برحسب زمان.



شکل ۱۱. تغییرات فشار دینامیکی برحسب زمان.



شکل ۱۵. تغییرات اندازه نیروی نرمال وارد شده به فضاپیما برحسب زمان.



شکل ۱۲. تغییرات سرعت نسبت به زمان برای فاز ورود مجدد.

چگالی هوا به دلیل کاهش ارتفاع فضاپیما افزایش می‌یابد. در شکل ۱۳ تغییرات چگالی هوا نسبت به زمان نشان داده شده است. با توجه به روند کاهشی سرعت، نرخ گرمایش سطحی نیز در طول پرواز کاهش می‌یابد و در نتیجه بیشترین مقدار گرمایش در شروع پرواز است و چنان که در شکل ۱۴ دیده می‌شود بیشتر از محدودیت تعریف شده نیست. یکی دیگر از محدودیت‌های تعریف شده برای مسیر پرواز نیروی نرمال وارد شده به فضاپیماست. در شکل ۱۵ تغییرات اندازه نیروی نرمال برحسب زمان نشان داده است. هم‌طور که مشاهده می‌شود مقدار آن در طول پرواز کم‌تر از ۱ است.

این دو نمودار تعریف مدل اغتشاش متفاوت و همچنین تعریف محدودیت‌های مختلف برای مسیر حرکت است. در ادامه، نمودارهای مرتبط با این محدودیت‌ها را نمایش می‌دهیم. با توجه به شکل ۱۱ فشار دینامیکی وارد شده بر فضاپیما، کم‌تر از حد مجاز تعریف شده است. چنان‌که مشاهده می‌کنید، فشار دینامیکی ابتدا افزایش می‌یابد و سپس روند آن نزولی می‌شود. فشار دینامیکی تابعی از سرعت جسم و چگالی هواست. روند تغییرات سرعت همان‌طور که در شکل ۱۲ نشان داده شده، به صورت نزولی است. پس دلیل افزایش فشار دینامیکی در ابتدای پرواز، افزایش چگالی هواست.

جدول ۳. مقایسه‌ی مقادیر به دست آمده برای محدودیت‌های مسیر با بیشترین مقدار مجاز.

مقدار	مشخصه	پارامتر
۳۲۵۰۰	۳۴۰۰۰	$q_{\max}(\frac{N}{m^2})$
۲۲۳۰۰	۲۵۰۰۰	$\dot{Q}_{\max}(\frac{kW}{m^2})$
۰/۸۹	۱	$n_{\max}$

جدول ۴. مقایسه‌ی مقادیر نهایی حالت سیستم.

مقدار نهایی	محدودیت	متغیر
۱۸/۴۱	[۰, ۲۰]	$V(\frac{m}{s})$
-۸۹/۵۲	[-۹۰/۵, -۸۹/۵]	$\gamma^\circ$
۲۹۴۱۰	۲۵۰۰۰	m
-۰/۰۶	[-۱, ۱]	h(m)

## ۷. نتیجه‌گیری

در این نوشتار هدایت و کنترل یکپارچه برای یک فضایما با قابلیت بازگشت مجدد به جو پیاده‌سازی شده است. نوع نشست این ماهواره به صورت عمودی است. چنان که در بخش مرور کارهای پیشین اشاره شد، تمامی کارهای انجام شده در این زمینه، سیستم هدایت و کنترل را به صورت حلقه‌های جدا از هم در نظر گرفته بودند. در این مقاله برای تولید مسیر پرواز فضایما از نرم‌افزار GPOPS استفاده شد و برای تصدیق این نرم‌افزار مسئله‌ی ساده ماه‌نشین را با این نرم‌افزار حل کرده و با نتایج حل تحلیلی به روش هامیلتونی مقایسه کردیم. یک موضوع مهم در رابطه با ماهواره‌های بازگشت‌پذیر این است که بعد از پرواز و نشست روی سطح زمین، آسیب جدی به قطعات و سیستم‌های مختلف فضایما وارد نشود. با کنترل سه پارامتر بیشترین نیروی نرمال، بیشترین نرخ گرمایش سطح و بیشترین فشار دینامیکی وارد شده به فضایما

می‌توان خسارت وارد شده به فضایما را کاهش داد. بعد از شبیه‌سازی حرکت و رسم نمودار این سه پارامتر، نتایج حاصله مطابق جدول ۳ است:

چنان که مشاهده می‌شود، بیشترین مقدار به دست آمده برای پارامترهای فشار دینامیکی، نرخ گرمایش سطح و نیروی نرمال از بیشترین مقدار حد مجاز کم‌تر است؛ بنابراین می‌توان نتیجه گرفت در این پرواز خسارت قابل توجهی به فضایما وارد نمی‌شود. موضوع مهم دیگر در نشست فضایماها، مقدار دقت پارامترهای حالت تعریف شده برای آن است. برای داشتن یک فرود امن و مطمئن، باید مقادیر نهایی پارامترهای سرعت، ارتفاع، زاویه مسیر و جرم نهایی فضایما در بازه تعریف شده مجاز قرار بگیرند. در جدول ۴ بازه یا مقدار مجاز هر کدام از موارد فوق با مقدار نهایی به دست آمده توسط شبیه‌سازی مقایسه شده است.

مقدار به دست آمده برای جرم باید از جرم خشک فضایما بیشتر باشد که با توجه به جدول فوق ۴۴۱۰ کیلوگرم ذخیره سوخت وجود دارد. سایر پارامترها نیز در محدوده‌ی تعریف شده قرار دارند و می‌توان ادعا کرد این فضایما فرود موفقی خواهد داشت. در این پایان‌نامه، برای تولید مسیر از نرم‌افزار GPOPS به صورت آفلاین استفاده شد. یعنی مسیر طراحی شده یک بار قبل از شروع شبیه‌سازی انجام می‌شود و اطلاعات مسیر در شبیه‌سازی حرکت استفاده می‌شود. به عبارتی در این کار ما تلاش کرده‌ایم فقط از یک مسیر اولیه برای رسیدن به هدف استفاده کنیم. بعضی مواقع ممکن است به دلایلی مانند اغتشاش یا خرابی عملگرها مسیر اولیه بهینه‌ترین مسیر نباشد و سیستم طراحی مسیر باید به صورت آنلاین مسیر جدیدی را پیشنهاد بدهد. با توجه به موارد گفته شده، مسئله‌ی طراحی مسیر به صورت آنلاین را می‌توان ادامه‌ی کار این پایان‌نامه در نظر گرفت. پیشنهادات دیگری که برای ادامه‌ی این کار وجود دارد عبارت‌اند از:

- در نظر گرفتن آشفتگی حسگرها و اغتشاشات؛
- بررسی پیاده‌سازی عملیاتی IGC؛
- تحمل‌پذیر خطا کردن سیستم IGC

## پانوشته‌ها

1. Psedo Spectral
2. Approach
3. Landing
4. Reference-Trajectory
5. Small-Gain Theorem
6. Skid-to-Turn
7. Velocity
8. Mass
9. Flight Path Angle
10. Heading Angle
11. Height
12. Lift
13. Drag
14. Angle of Attack
15. Angle of Sideslip
16. Bank Angle

۱۷. مانند نشست عمودی یا افقی فضایما که محل نشست آن می‌تواند هدف ثابتی برای فضایما تعریف شود.

18. Multivariables Attitude Controller-Disturbance Observer
19. Continuous Positive
20. Stable
21. Convergent Time
22. Uncertainties
23. Double-Loops Architecture
24. Control Moment Commands
25. Multivariable Cascaded System
26. Virtual Control Input
27. Actual Input
28. Differentiable
29. Continuously

## منابع (References)

1. Tian, B., Fan, W. and Zong, Q. "Integrated guidance and control for reusable launch vehicle in reentry phase". *Nonlinear Dynamics*, **80**(1), pp. 397-412 (2015).

2. Zhang, L., Wei, C., Wu, R. and et al. "Adaptive fault-tolerant control for a VTVL reusable launch vehicle", *Acta Astronautica*, **159**, pp. 362-370 (2019).
3. Sidipour, H. "Adaptive integrated nonlinear guidance and control for an agile device". M.Sc. Thesis, Sharif University of Technology (in persion) (1392/2013).
4. Oduntan, G. "The never ending dispute: Legal theories on the spatial demarcation boundary plane between airspace and outer space", *Hertfordshire Law Journal*, **1**(2), pp. 64-84 (2003).
5. NASA, "National space transportation system reference: systems and facilities", **1** (June 1988).
6. Lin, C.F., Wang, Q. Spayer, J. L. and et al. "Integrated estimation, guidance, and control system design using game theoretic approach", *In 1992 American Control Conference* (pp. 3220-3224). IEEE (June 1992).
7. Palumbo, N.F., Reardon, B.E. and Blauwkamp, R. "AIntegrated guidance and control for homing missiles", *Johns Hopkins APL Technical Digest*, **25**(2), pp. 121-139 (2004).
8. Tian, B., Fan, W., Su, R. and et al. "Real-time trajectory and attitude coordination control for reusable launch vehicle in reentry phase", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, **62**(3), pp. 1639-1650 (2014).
9. Shtessel, Y.B. and Shkolnikov, I.A. "Integrated guidance and control of advanced interceptors using second order sliding modes", *In 42nd IEEE International Conference on Decision and Control (IEEE Cat. No. 03CH37475)* **5**, pp. 4587-4592). IEEE (December 2003).
10. Yan, H., Tan, S. and He, Y. "A small-gain method for integrated guidance and control in approach and landing phase", *In 2016 35th Chinese Control Conference (CCC)* pp. 10573-10580. IEEE ( July 2016).
11. Lai, C., Wang, W., Liu, Z. and et al. "Three-dimensional integrated guidance and control for terminal angle constrained attack against ground maneuvering target", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **233**(7), pp. 2393-2412 (2019).
12. Ashraffifar, A. and Jegarkandi, M.F. "Adaptive fin failures tolerant integrated guidance and control based on backstepping sliding mode", *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, **42**(10), pp. 1823-1833 (2020).
13. Lee, H., Wei, C., Cui, N. and et al. "ntegrated guidance and control for reusable launch vehicles with actuator failures", *In 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference* pp. 2407 (2017).
14. Zhang, L., Wei, C., Wu, R. and et al. "Fixed-time extended state observer based non-singular fast terminal sliding mode control for a VTVL reusable launch vehicle", *Aerospace Science and Technology*, **82**, pp. 70-79 (2018).
15. Wang, J., Cui, N. and Wei, C. "Optimal rocket landing guidance using convex optimization and model", *Predictive Control. Journal Of Guidance, Control, and Dynamics*, **42**(5), pp. 1078-1092 (2019).
16. Tian, B., Fan, W. and Zong, Q. "Integrated guidance and control for reusable launch vehicle in reentry phase". *Nonlinear Dynamics*, **80**(1), pp. 397-412 (2015).
17. Recasens, J.J., Chu, Q.P. and Mulder, J.A. "Robust model predictive control of a feedback linearized system for a lifting-body re-entry vehicle", *In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit* pp. 6147 (August 2005).



# پیش‌بینی احتمال اصابت تحت عوامل مختلف نویز برای بهبود قانون هدایت یک شناور زیرسطحی خودگردان

محمدصادق زمانی\* (استادیار)

دانشکده‌ی علوم ریاضی، دانشگاه یزد

سجاد صادقیان بافتی (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره‌ی ۳-۳۹، شماره‌ی ۱، ص. ۱۵-۲۵، (پژوهشی)

در فرایند رهگیری هدف توسط یک شناور زیرسطحی خودگردان، طراحی قانون هدایتی که بیشترین کارایی را داشته باشد اهمیت ویژه‌ی دارد. به منظور بررسی کارایی فرایند رهگیری، معیارهای مختلفی همچون سادگی پیاده‌سازی، نیاز کم‌تر به داده‌های هدف و احتمال برخورد به هدف باید در نظر گرفته شود. از میان این عوامل و دیگر عوامل مؤثر در ارزیابی عملکرد رهگیری، «احتمال اصابت» مهم‌ترین و گویاترین متغیر است. در این مقاله ابتدا با استفاده از روش‌های یادگیری ماشینی و به طور خاص، روش گرادیان بوستینگ یک مدل برای پیش‌بینی احتمال اصابت با دقت مناسب ارائه می‌شود. سپس با استفاده از این مدل و انجام محاسبات هندسی پارامترهای رهگیری در فاز پیش‌تنظیم به گونه‌ی تعیین می‌شود که احتمال اصابت بیشینه شود. کارایی این روش با استفاده از شبیه‌سازی سناریوهای مختلف نشان داده خواهد شد.

واژگان کلیدی: احتمال اصابت، روش گرادیان بوستینگ، روش مونت‌کارلو، شناور زیرسطحی خودگردان، قانون هدایت، یادگیری ماشین.

zamani@yazd.ac.ir  
sajadsadeqian@email.kntu.ac.ir

## ۱. مقدمه

اندازه‌گیری فرکانس و دامنه‌ی موج برگشتی از ارسال سیگنال‌های صوتی به سطح آب که به دلیل وجود حباب‌های آشفته‌ی داخل خط اثر نسبت به بیرون آن تغییر می‌کنند، خط اثر هدف را تشخیص می‌دهد. در حالتی که رهگیر هنوز زیر خط اثر شناور قرار نگرفته باشد موج برگشتی با فرکانس یکسان ولی ضعیف‌تر است. در این نوع هدایت که آشیانه‌یابی خط اثر<sup>۱</sup> نامیده می‌شود رهگیر یک مسیر زیگزاگی را طی می‌کند تا دوباره خط اثر را کشف کند و به هدف برسد. استفاده از منابع صوتی با فرکانس‌های مختلف می‌تواند به کشف بهتر خط اثر شناور کمک کند. در این مقاله ناحیه‌ی خط اثر به شکل دوزنقه در نظر گرفته شده است.<sup>[۱]</sup>

برای محاسبه‌ی پارامتر احتمال اصابت با در نظر گرفتن عوامل مختلف نویز متداول‌ترین روش انجام شبیه‌سازی مونت‌کارلو است.<sup>[۲]</sup> این شبیه‌سازی مبتنی بر انجام چندین باره‌ی شبیه‌سازی سناریوی حرکت وسیله و هدف به ازای نامعینی‌های گوناگون موجود در مسئله است. نسبت دفعاتی که رهگیری موفق است برآوردی از احتمال اصابت ارائه می‌کند. این روش علاوه بر این که نیازمند شبیه‌سازی همه‌جانبه و دقیق رفتار حرکتی هدف و رهگیر است، می‌بایست برای حالات مختلف نیز به تعداد

ربات‌های زیرسطحی یا شناورهای زیرسطحی خودگردان (AUV)<sup>۱</sup> یکی از مهم‌ترین وسایل شناسایی، نظارت و بازرسی محیط دریا و اقیانوس‌ها هستند. علاوه بر این موارد، از این وسیله برای کاربردهایی از قبیل رهگیری اهداف سطحی نیز استفاده می‌شود. در این کاربرد، یکی از مهم‌ترین پارامترهایی که برای سنجش عملکرد وسیله و همچنین سنجش میزان موفقیت یک سناریوی حرکتی در نظر گرفته می‌شود، احتمال اصابت به هدف است.

در رهگیری یک هدف سطحی توسط یک AUV به دلیل پیچیدگی هدایت در زیر آب و همچنین محدودیت‌های حسگرها همچنان هدایت در مسیر خط اثر که هدف در پشت سر خود تولید می‌کند به عنوان یکی از روش‌های اصلی به حساب می‌آید. در این نوع هدایت آشیانه‌یابی، رهگیر به کمک یک حسگر صوتی (سونار) با فرکانس بالا که روی بدنه‌ی خود و در راستای عمودی در اختیار قرار دارد و با

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۱۱/۴، اصلاحیه ۱۴۰۱/۲/۳۱، پذیرش ۱۴۰۱/۳/۲۸.

DOI:10.24200/J40.2022.60494.1643

استناد به این مقاله:

زمانی، محمدصادق و صادقیان بافتی، سجاد (۱۴۰۲). «پیش‌بینی احتمال اصابت تحت عوامل مختلف نویز برای بهبود قانون هدایت یک شناور زیرسطحی خودگردان»، مهندسی

مکانیک شریف، (۱) ۳-۳۹، ص. ۱۵-۲۵

زیاد اجرا شود. زیرا با توجه به این که خطای برآورد احتمال در روش مونت کارلو از مرتبه  $\frac{1}{\sqrt{N}}$  است ( $N$ : تعداد تکرار شبیه‌سازی است)، برای رسیدن به دقت مناسب لازم است تعداد تکرار شبیه‌سازی به اندازه‌ی کافی بزرگ انتخاب شود. به همین دلیل انجام این روش زمان‌بر است و متعاقباً رسیدن به پارامتر احتمال اصابت را زمان‌بر می‌کند.

روش مونت کارلو سریع نیست، ولی به دلیل پیاده‌سازی آسان آن معمولاً وقتی پیاده‌سازی دیگر روش‌ها امکان‌پذیر نباشد یا بسیار پیچیده باشد، از این روش استفاده می‌شود. از مونت کارلو در موارد مختلفی - مانند برآورد احتمال، بهینه‌سازی و انتگرال‌گیری‌های عددی در ابعاد بالا و روی نواحی پیچیده - استفاده می‌شود.

در این مقاله به دنبال روش ساده‌تر و سریع‌تری برای محاسبه‌ی احتمال اصابت یک رهگیر هستیم. خطای تخمین موقعیت و وضعیت اولیه‌ی هدف، تغییرات موجود در پارامترهای حرکتی رهگیر و هدف در حین حرکت، از جمله خطاهای تأثیرگذار در فرایند رهگیری هدف هستند که تخمینی از تغییرات آن‌ها در دسترس است. با دانستن این نامعینی‌ها و توزیع آن‌ها، به دنبال روشی هستیم که در زمان کم‌تر، احتمال اصابت هر سناریو را بتواند با تقریب مناسبی محاسبه کند.

معمولاً فرایند رهگیری هدف توسط یک رهگیر به دو بخش: فاز پیش‌تنظیم و فاز آشیانه‌یابی تقسیم می‌شود. با توجه به پیچیدگی قانون هدایت در بسیاری از موارد نمی‌توان رابطه‌ی تحلیلی و حتی تقریب کارآمدی برای احتمال اصابت ارائه کرد. صرفاً در حالت‌هایی با پیچیدگی بسیار کم‌تر می‌توان انتظار داشت احتمال اصابت به صورت تحلیلی قابل محاسبه باشد. برای مثال در یکی از مطالعات انجام شده، در یک حالت ساده وقتی هدف در یک مسیر مستقیم با سرعت ثابت در حال حرکت است و رهگیر نیز در مسیر مستقیم و با سرعت و کورس محاسبه شده به سمت هدف حرکت می‌کند و با این فرض که این سرعت و کورس دارای نویزی با توزیع نرمال باشند، احتمال اصابت به صورت تحلیلی محاسبه شده است.<sup>[1]</sup>

از طرف دیگر چنان‌که بیان شد محاسبه‌ی احتمال اصابت به کمک روش مونت کارلو زمان‌بر است. اما در واقعیت لازم است که با توجه به اطلاعات جمع‌آوری شده در زمان کوتاهی احتمال اصابت محاسبه شود تا برای تصمیم‌گیری در مورد انجام رهگیری مورد استفاده قرار گیرد. در این مقاله ابتدا روش متفاوتی برای پیش‌بینی احتمال اصابت ارائه می‌شود بدین صورت که ابتدا داده‌ی مناسبی از سناریوهای مختلف تولید و سپس احتمال اصابت آن به کمک روش مونت کارلو محاسبه شده است. سپس از بین روش‌های مرسوم در یادگیری ماشینی، روشی مناسب انتخاب شده و روی داده برآزش می‌شود. نشان داده می‌شود که مدل نهایی که مبتنی بر روش گرادیان بوسیتینگ است می‌تواند در لحظه و با دقت مناسبی احتمال اصابت را پیش‌بینی کند.

همچنین در صورتی که رهگیر بتواند احتمال اصابت را در زمان کوتاهی محاسبه کند، قادر است برای وضعیت‌های متفاوت این احتمال را محاسبه کرده و در صورت لزوم با یک مانور وضعیت خود را تغییر دهد تا احتمال اصابت را افزایش دهد. بنابراین محاسبه‌ی سریع احتمال اصابت می‌تواند به طراحی بهتر مسیر حرکت رهگیر وابسته به سناریویی که در آن قرار دارد کمک کند. در این صورت الگوریتم هدایت با توجه به سناریو، مسیر و طرح متفاوتی برای حرکت رهگیر پیشنهاد می‌دهد. در قسمت پایانی این مقاله نیز به کمک مدل به دست آمده برای پیش‌بینی احتمال اصابت، مسیر حرکت رهگیر در فاز پیش‌تنظیم وابسته به سناریو به گونه‌ی انتخاب می‌شود که احتمال اصابت افزایش یابد.

تحقیقات زیادی در باره‌ی قانون هدایت و کنترل زیرسطحی‌های خودگردان تحت

عدم قطعیت‌های متنوعی انجام شده است.<sup>[8-5]</sup> در این مقاله نیز از زاویه‌ی دیگر و در ابتدا با استفاده از شبیه‌سازی مونت کارلو و با در نظر گرفتن این عدم قطعیت‌ها و سپس با استفاده از یادگیری ماشینی ابتدا احتمال موفقیت مأموریت برای هر مقدار از پارامترهای ورودی در زمان کوتاهی محاسبه می‌شود و سپس به کمک نتایج به دست آمده، قانون هدایت به گونه‌ی اصلاح می‌شود که این احتمال افزایش یابد.

در بخش دوم این نوشتار ابتدا قانون هدایت اولیه که قصد تغییر و بهبود آن را داریم بیان می‌شود. سپس در بخش سوم مدل یادگیری مناسبی انتخاب و برای پیش‌بینی احتمال اصابت روی داده برآزش می‌شود. در بخش چهارم به کمک مدل پیش‌بینی احتمال اصابت مسیر پیش‌تنظیم به گونه‌ی طراحی مجدد می‌شود که احتمال اصابت بهبود یابد. در نهایت در بخش پنجم با در نظر گرفتن اغتشاشات در طول مسیر حرکت مدل‌سازی دینامیک رهگیر و هدف به صورت یک فرایند تصادفی و به کمک فرایند اورنشتاین - اولنبتک انجام می‌شود. مسیر شبیه‌سازی مونت کارلو شرح داده شده و روند قبلی را می‌توان با توجه به این مدل‌سازی مجدد طی کرد.

## ۲. قانون هدایت

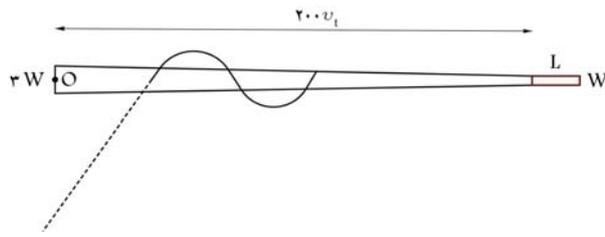
در این بخش قانون هدایت اولیه‌ی رهگیر برای دو فاز پیش‌تنظیم و آشیانه‌یابی بیان می‌شود.

### ۱.۲. فاز پیش‌تنظیم

در فاز پیش‌تنظیم، رهگیر پس از ردیابی هدف، سرعت و کورس آن را تخمین می‌زند. همچنین فاصله و گرای هدف را نسبت به خود برآورد می‌کند. در ادامه، رهگیر به کمک این چهار متغیر مسیر پیش‌تنظیم را با انتخاب گرای مناسب استخراج می‌کند. تخمین هرکدام از این چهار پارامتر توسط رهگیر با توجه به دقت وسایل اندازه‌گیری و حسگرهای موجود همراه با خطاست. برای نویز هرکدام از این پارامترها بر اساس تجربه و داده‌های موجود، توزیع احتمالی مشخصی لحاظ شده است. در نهایت با در نظر گرفتن این توزیع‌ها احتمال اصابت تخمین زده خواهد شد.

فرض مسئله این است که هدف با سرعت ثابت و در مسیر مستقیم در حال حرکت است. برآورد رهگیر از سرعت هدف را با  $\hat{v}_t$  نمایش می‌دهیم. همچنین برآورد رهگیر از کورس هدف که یک مقدار ثابت است را با  $\hat{\psi}_t$  نشان می‌دهیم؛ فرض کنید  $\hat{B}$  گرای اولیه‌ی هدف از دید رهگیر و  $\hat{D}$  فاصله‌ی اولیه‌ی رهگیر تا هدف باشد. بدون از دست دادن کلیت و با دوران و با انتقال نویز  $\hat{\psi}_t$  به  $\hat{B}$  فرض می‌کنیم  $\hat{\psi}_t$  نویز ندارد و مقدار ثابت  $90^\circ$  درجه را دارد. همچنین فرض می‌کنیم رهگیر نیز همواره با سرعت ثابت حرکت می‌کند و برآوردمان از این سرعت را با  $\hat{v}_m$  نمایش می‌دهیم. طول هدف را  $L$  و عرض آن را  $W$  در نظر می‌گیریم.

در فاز پیش‌تنظیم، ابتدا کورس مناسبی برای رهگیر انتخاب می‌شود؛ چنانچه رهگیر در این راستا حرکت کند، در صورت نبود نویز در لحظه‌ی که گرای هدف از دید رهگیر برابر  $90^\circ$  درجه باشد، یعنی رهگیر پشت سر هدف و در امتداد مسیر حرکت آن قرار گیرد، باید فاصله‌ی رهگیر تا مرکز هدف برابر با  $\hat{D}_1 := 10^\circ \hat{v}_t + L/2$  باشد. به عبارت دیگر رهگیر در نقطه‌ی میانی ناحیه‌ی اثر قرار گیرد تا با توجه به وجود خطا، احتمال قرار گرفتن در ناحیه‌ی اثر بیشترین باشد و ادامه‌ی رهگیری و انجام فاز آشیانه‌یابی امکان‌پذیر باشد. این کورس مناسب را با  $\hat{\psi}_m$  نمایش می‌دهیم و زمان سپری شده تا این اتفاق را نیز برابر با  $\hat{T}$  در نظر می‌گیریم. با توجه به



شکل ۲. فاز آشیانه‌یابی.

باید توجه داشت که حتی احتمال موفقیت در فاز پیش تنظیم بیان تحلیلی ندارد. در واقع با توجه به توزیع نویزها و با شرطی کردن روی  $\hat{v}_t$  داریم:

$$P(0 \leq L \leq \text{distance} \leq 200 v_t) = \frac{5}{2\hat{D} \cdot (2\pi)^{\frac{1}{2}}} \times \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{\Omega(x_1)} \exp\left(-\frac{(x_t - \hat{v}_m)^2}{2} - \frac{200(x_t - \hat{D})^2}{\hat{D}}\right) \times \left(1 - \frac{|x_t - \hat{B}|}{\frac{1}{2}}\right) dx_5 dx_4 dx_3 dx_2 \times \exp\left(-\frac{(x_1 - \hat{v}_t)^2}{2}\right) dx_1$$

که در آن:

$$\Omega(x_1) = \{(x_2, x_3, x_4, x_5) : 0 \leq L \leq g(\mathbf{x}) \leq 200 x_1, |x_2| \leq 4, |x_5| \leq 2\}$$

$$g(\mathbf{x}) = g(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5) = -\frac{L}{2} + \frac{x_1 x_2 \cos(x_3)}{x_4 \cos(x_5)} - \text{sgn}(x_5 - x_3) x_2 \left( \frac{\cos^2 x_3}{\cos^2 x_5} + 1 - 2 \frac{\cos x_3 \cos(x_5 - x_3)}{\cos(x_5)} \right)^{\frac{1}{2}}$$

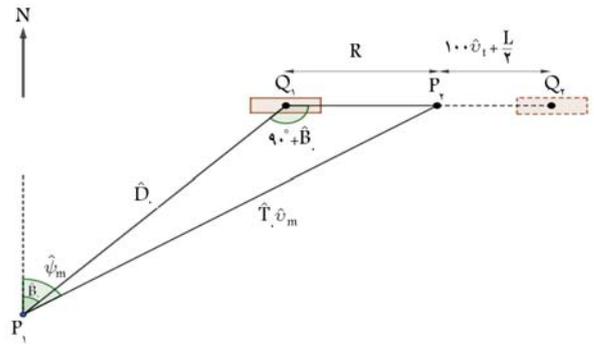
در ادامه جزئیات فاز آشیانه‌یابی رهگیر تشریح می‌شود.

## ۲.۲. فاز آشیانه‌یابی

در این فاز، رهگیر در ادامه‌ی فاز پیش تنظیم به حرکت خود در مسیر مستقیم ادامه می‌دهد تا به مرز دوزنقه‌ی شکل (شکل ۲) برسد. ابعاد این مرز دوزنقه‌ی که اثر هدف است در تصویر مشخص شده است. بعد از خارج شدن از مرز دوزنقه‌یابی، شکل رهگیر در یک حرکت دایره‌یابی با بیشینه سرعت زاویه‌یابی ممکن خود،  $\psi_{\max}$ ، به داخل ناحیه‌ی دوزنقه‌یابی شکل برمی‌گردد. در داخل مرز، رهگیر با سرعت زاویه‌یابی صفر در مسیر مستقیم به حرکت خود ادامه می‌دهد تا مجدداً از مرز خارج شود. سپس در ادامه با انجام حرکت دایره‌یابی با سرعت زاویه‌یابی  $-\psi_{\max}$  دوباره به داخل ناحیه‌ی دوزنقه‌یابی برمی‌گردد.

این روند تا هنگامی ادامه می‌یابد که یا رهگیر به ناحیه‌ی هدف برسد، یا عمر آن قبل از رسیدن به این ناحیه تمام شود. ناحیه‌ی هدف را با ابعادی  $20^\circ$  درصد بزرگ‌تر از ابعاد هدف لحاظ می‌کنیم.

همچنین الگوریتم هدایت بدین صورت است که اگر رهگیر در حرکت دایره‌یابی خود از هدف رد شود و به ناحیه‌ی هدف هم وارد نشود، آنگاه به حرکت دایره‌یابی خود ادامه می‌دهد تا به یکی از سه وضعیت اتمام عمر آن، وارد شدن به ناحیه‌ی هدف یا وارد شدن به ناحیه‌ی دوزنقه‌یابی برسد. در وضعیت آخر و بعد از خروج از ناحیه‌ی دوزنقه‌یابی، ادامه‌ی حرکت رهگیر مشابه قبل است. در شکل ۳ می‌توانید نمونه‌یابی از این حالت را که رهگیر سه بار گردش کامل به دور هدف دارد مشاهده کنید.



شکل ۱. فاز پیش تنظیم.

شکل ۱ و با حل هندسی مثلث برخورد نتیجه می‌شود که  $\hat{T}_0$  جواب دستگاه زیر است:

$$(\hat{v}_m^2 - \hat{v}_t^2) T_0^2 + (2 \hat{D}_0 \hat{v}_t - 2 \hat{v}_t \hat{D}_0 \sin(\hat{B}_0)) \hat{T}_0 - (\hat{D}_0^2 - 2 \hat{D}_0 \hat{D}_0 \sin(\hat{B}_0) + \hat{D}_0^2) = 0$$

و  $\hat{\psi}_m$  نیز از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید:

$$\hat{\psi}_m = \hat{B}_0 + \arcsin\left(\frac{(\hat{T}_0 \hat{v}_t - \hat{D}_0) \cos(\hat{B}_0)}{\hat{T}_0 \hat{v}_m}\right)$$

اما در واقعیت با توجه به خطای حسگرهای رهگیر مقدار کورس و سرعت واقعی رهگیر که به ترتیب با  $\psi_m$  و  $v_m$  نمایش می‌دهیم از آنچه که قصد داشته‌ایم بر مبنای آن هدایت صورت گیرد تفاوت دارد. برای در نظر گرفتن این تفاوت، فرض می‌شود اختلاف  $\hat{\psi}_m$  و  $\psi_m$  نویزی با توزیع یکنواخت روی بازه  $[-2, 2]$  درجه است و اختلاف  $\hat{v}_m$  و  $v_m$  نویزی با توزیع نرمال، میانگین صفر و انحراف معیار ۱ باشد. چنان‌که در ابتدای این بخش بیان شد برآوردهای  $\hat{B}_0$ ،  $\hat{D}_0$  و  $\hat{v}_t$  نیز با خطا همراه است. مقدار واقعی این پارامترها را به ترتیب با  $B_0$ ،  $D_0$  و  $v_t$  نمایش می‌دهیم. توزیع نویز  $v_t$  را نرمال با میانگین صفر و انحراف از معیار ۱ در نظر می‌گیریم. توزیع نویز مربوط به  $B_0$  را که شامل نویز  $\psi$  نیز هست، هم توزیع با مجموع دو متغیر مستقل با توزیع یکنواخت روی بازه  $[-2, 2]$  درجه در نظر می‌گیریم. همچنین توزیع نویز  $D_0$  را نرمال با میانگین صفر و انحراف معیاری برابر با ۵ درصد مقدار تخمین زده شده‌ی این پارامتر لحاظ می‌کنیم. این نویزها را از یکدیگر مستقل در نظر می‌گیریم. بنابراین فرض کرده‌ایم مشخص بودن مقدار نویز هر کدام از پارامترها تأثیری در توزیع توأم نویز پارامترهای دیگر ندارد. بعد از اعمال نویزها و به دست آوردن مقادیر واقعی، زمان واقعی سپری شده در فاز پیش تنظیم از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$T_0 = \frac{D_0 \cos(B_0)}{v_m \cos(\psi_m)}$$

همچنین فاصله‌ی واقعی رهگیر از پشت سر هدف در انتهای فاز پیش تنظیم برابر است با:

$$T_0 v_t - \frac{L}{4} - \text{sgn}(\psi_m - B_0) \left( T_0^2 v_m^2 + D_0^2 - 2 T_0 v_m D_0 \cos(\psi_m - B_0) \right)^{\frac{1}{2}}$$

در ادامه، چنانچه این فاصله مقداری بزرگ‌تر از  $0 \leq L$  و کم‌تر از  $200 v_t$  باشد، رهگیر وارد فاز آشیانه‌یابی می‌شود؛ در غیر این صورت رهگیری ناموفق خواهد بود.

یک همبستگی منفی انتخاب می‌کنیم. این همبستگی منفی، پارامترهای تصادفی را به شکل منظم‌تری در فضا قرار می‌دهد. نتیجه‌ی این نظم بهتر، افزایش سرعت همگرایی روش مونت‌کارلو است.<sup>[۹]</sup> به علاوه برای کاهش زمان اجرا، این شبیه‌سازی به صورت موازی روی تمامی هسته‌های چندین پردازش‌گر انجام شده است.

### ۳. مدل پیش‌بین احتمال اصابت

چنان‌که پیش‌تر نیز بیان شد برای طراحی بهینه‌ی مسیر پیش‌تنظیم احتیاج به روشی داریم که با دقت و سرعت مناسب احتمال اصابت را به دست آورد. در یک شرایط مشخص لازم است که رهگیر با توجه به اطلاعات جمع‌آوری شده از متغیرهایی مانند  $\hat{v}_t$ ،  $\hat{B}$ ،  $\hat{D}$  و  $L$  در زمان کوتاهی احتمال اصابت را محاسبه کند تا برای تصمیم‌گیری در مورد انجام رهگیری مورد استفاده قرار گیرد.

برای این منظور به کمک روش مونت‌کارلو برای مقادیر متفاوت از پارامترها، احتمال اصابت را محاسبه کرده و بعد از این که مجموعه داده‌ی مناسبی تهیه شد، مدلی برای پیش‌بینی روی داده برازش کنیم. در واقع به جای این که مستقیم از روی الگوریتم هدایت و توزیع نویزها سعی در تخمین احتمال اصابت داشته باشیم ابتدا برای تعدادی سناریو احتمال اصابت به دست می‌آید؛ سپس روی داده‌ی تولید شده مدل مناسبی به کمک روش‌های یادگیری ماشین برازش می‌شود و نشان داده می‌شود که مدل تولید شده می‌تواند احتمال اصابت را در زمان بسیار کوتاه و با دقت مناسبی محاسبه کند.

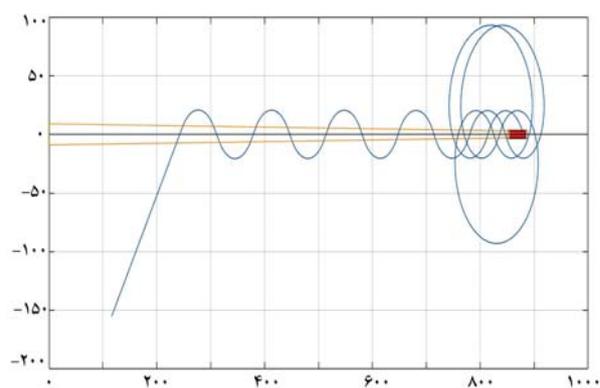
#### ۱.۳. تولید داده برای مدل یادگیری ماشین

برای تولید داده تعداد  $3500$  سناریو به صورت تصادفی ایجاد می‌کنیم که  $3200$  رکورد از آن به داده‌ی آموزش و  $300$  رکورد به داده‌ی آزمون تخصیص یافته است. برای این منظور مقدار  $\hat{v}_t$  یک عدد تصادفی بین  $5$  تا  $10$  متر بر ثانیه و مقدار  $L$  نیز یک عدد تصادفی بین  $30$  تا  $100$  متر لحاظ شده است. مقدار  $\hat{D}$  (برآوردمان از فاصله تا هدف) یک عدد تصادفی بین  $1$  تا  $6$  کیلومتر در نظر گرفته شده و مقدار  $\hat{B}$  نیز یک عدد تصادفی بین  $4$  تا  $86$  درجه لحاظ شده است تا مقدار واقعی این پارامتر بین صفر تا  $90$  درجه باقی بماند. مقدار عمر رهگیر نیز یک عدد تصادفی بین  $300$  تا  $500$  ثانیه است.

همچنین برای هر سناریو  $5000$  بار با اعمال نویزهایی نظیر پارامترها وضعیت اصابت تعیین می‌شود و در نهایت احتمال اصابت بر اساس نسبت دفعاتی که رهگیری در این سناریو موفق بوده است تخمین زده می‌شود. می‌توان به سادگی و در حالت‌های پیچیده‌تر نیز به کمک شبیه‌سازی مونت‌کارلو احتمال اصابت را تخمین زد.<sup>[۱۰]</sup>

#### ۲.۳. برازش مدل

در مسئله‌ی که با آن مواجه هستیم، هدفمان ارائه‌ی مدلی مناسب برای پیش‌بینی احتمال اصابت و احتمال موفقیت در فاز پیش‌تنظیم است. در حالت کلی‌تر، یک مسئله‌ی یادگیری با ناظر با  $p$  متغیر ورودی  $X = (X_1, \dots, X_p)$  و متغیر پاسخ  $Y$  را در نظر بگیریم. همچنین فرض کنید مشابه مسئله‌ی که داریم  $Y$  یک متغیر کمی باشد و بنابراین با یک مسئله‌ی رگرسیون مواجه باشیم. فرض کنید در واقعیت متغیر پاسخ  $Y$  به صورت  $Y = f(X) + \varepsilon$  مدل شده باشد ( $\varepsilon$  خطای تصادفی با میانگین صفر و مستقل از  $X$  باشد). در این مسئله  $Y$  همان احتمال اصابت و  $X$



شکل ۳. یک مسیر نمونه‌ی در دستگاه مختصات متحرک.

برای پیاده‌سازی مسیر حرکت در فاز آشیانه‌یابی دستگاه مختصات متحرک زیر را در نظر می‌گیریم که مبدأ مختصات آن همان نقطه‌ی  $O$  در شکل ۲ و راستای  $x$  هم‌جهت با مسیر حرکت هدف است. فرض کنید مختصات رهگیر بعد از فاز پیش‌تنظیم، نقطه‌ی  $(x_0, y_0)$  و کورس آن  $\psi_0$  باشد. تعریف می‌کنیم:

$$B(x) = \frac{x}{200v_t} \times \frac{W}{2} + \frac{200v_t - x}{200v_t} \times \frac{3W}{2}$$

توجه کنید که  $y = \pm B(x)$  مرزهای بالا و پایین ناحیه‌ی دوزنقه‌ی را مشخص می‌کند. در این صورت مسیر رهگیر تا قبل از گردش احتمالی رهگیر به دور هدف با معادله‌ی دیفرانسیل معمولی:

$$\begin{cases} \dot{x} = v_m \sin(\psi) - v_t \\ \dot{y} = v_m \cos(\psi) \\ \dot{\psi} = g(x, y) \end{cases} \quad (1)$$

با شروع از  $(x_0, y_0, \psi_0)$  مدل می‌شود که در آن:

$$g(x, y) = \begin{cases} \dot{\psi}_{max} & , y \geq B(x) \\ 0 & , -B(x) < y < B(x) \\ -\dot{\psi}_{max} & , y \leq -B(x) \end{cases}$$

در حالتی که رهگیر در انجام حرکت دایره‌یابی از ناحیه‌ی هدف رد شود مدل‌سازی حرکت آن مشابه معادله دیفرانسیل قبل و با تغییر  $\dot{\psi} = g(x, y)$  به  $\dot{\psi} \pm \dot{\psi}_{max}$  صورت می‌گیرد. حرکت رهگیر طبق دستگاه جدید تا زمانی ادامه می‌یابد که یا عمر رهگیر تمام شود، یا وارد ناحیه‌ی هدف شود و یا مجدد وارد ناحیه‌ی دوزنقه‌ی شود که در این حالت در حین خروج از ناحیه‌ی دوزنقه‌ی، حرکت رهگیر مجدد طبق معادله‌ی ۱ خواهد بود.

برای حل عددی معادله‌ی ۱، می‌توان از روش‌های مرسوم حل عددی معادلات دیفرانسیل معمولی مانند رانگ-کوتا استفاده کرد. همچنین با توجه به دو نوع حرکت رهگیر می‌توان مسیر حرکت رهگیر را برای هر قسمت که سرعت زاویه‌ی آن تغییر می‌کند تحلیلی به دست آورد و در هر قسمت از حرکت که سرعت زاویه‌ی ثابت است رسیدن به ناحیه‌ی هدف را بررسی کرد. در این صورت با دقت یکسان، شبیه‌سازی با این روش  $15$  تا  $30$  برابر سریع‌تر خواهد شد. برای تولید داده از این شیوه استفاده شده است و نیز برای شبیه‌سازی مونت‌کارلو می‌توان به کمک بهبودهایی مانند روش‌های شبه مونت‌کارلو با تعداد تکرار ثابت دقت را افزایش داد. در شبیه‌سازی شبه مونت‌کارلو به جای انتخاب نویزهای نظیر پارامترها، به صورت تصادفی و مستقل آنها را با

به کمک اعتبارسنجی متقابل، روش گرادیان بوستینگ را به عنوان روش نهایی انتخاب کردیم. همچنین در این مسئله متغیرهای ورودی تعداد کمی دارند و از یکدیگر مستقلاند و داده‌ی پرت نیز نداریم. به این دلیل پیش‌پردازش‌های متداولی مانند کاهش بعد، نرمال‌سازی داده و حذف داده‌های پرت برای این روش ضرورتی ندارد.

بوستینگ یکی از قدرتمندترین ایده‌های مطرح شده در حوزه‌ی یادگیری ماشینی است. بوستینگ در ابتدا برای مسائل رده‌بندی مطرح شد و بعداً برای مسائل رگرسیون نیز مورد استفاده قرار گرفت. بوستینگ در واقع دستورالعملی برای ترکیب خروجی‌های حاصل از مدل یادگیری ضعیف (مانند درخت تصمیم یا رگرسیون خطی) برای ایجاد یک مدل یادگیری قوی است. روش گرادیان بوستینگ ترکیبی از ایده‌ی بوستینگ و روش کاهش گرادیان است. در ادامه جزئیات بیشتری از این روش شرح داده می‌شود.<sup>[۱۲]</sup>

فرض کنید مدل یادگیری ضعیفی که الگوریتم بوستینگ برمی‌نماید آن است متناسب با یک کلاس  $\mathcal{H}$  باشد. در این صورت الگوریتم گرادیان بوستینگ فرض می‌کند که  $f(x)$  ترکیب خطی وزن‌داری از توابع در کلاس  $\mathcal{H}$  است. یعنی  $f$  تابعی است به شکل  $f(x) = \sum_{j=1}^M \gamma_j h_j(x) + C$  که در آن  $h_j \in \mathcal{H}$  و  $\gamma_j$ ،  $1 \leq j \leq M$  نقش وزن‌ها را دارند و  $C$  یک عدد ثابت است. این ترکیب خطی به شیوه‌ی انتخاب می‌شود که تابع زیان  $L(f) = \sum_{i=1}^n L(y_i, f(x_i))$  را کمینه کند. الگوریتم گرادیان بوستینگ بر اساس یک ایده‌ی حریمانه است. بدین شکل که ابتدا با مدلی بر اساس تابع ثابت  $f_0(x)$  که از رابطه‌ی  $f_0(x) = \arg \min_{\gamma} \sum_{i=1}^n L(y_i, \gamma)$  شروع می‌کنیم و از رابطه‌ی بازگشتی:

$$f_m(x) = f_{m-1}(x) + \arg \min_{h_m \in \mathcal{H}} \left( \sum_{i=1}^n L(y_i, f_{m-1}(x_i) + h_m(x_i)) \right)$$

به‌روزرسانی می‌شود. یادآور می‌شود که در واقع روی باقیمانده‌ی خطا در مدل مرحله‌ی قبل یعنی  $y_i - f_{m-1}(x)$  مجدداً با مدل یادگیری پایه‌ی که داریم برازش انجام می‌شود. اما حل مسئله‌ی بهینه‌سازی قبل هزینه‌بر است؛ برای حل این مشکل از روش کاهش بردار گرادیان استفاده می‌شود. برای این منظور، رابطه‌ی قبل را به صورت:

$$f_m(x) = f_{m-1}(x) - \gamma_m \sum_{i=1}^n \nabla_{f_{m-1}} L(y_i, f_{m-1}(x_i))$$

و بر مبنای ایده‌ی کاهش بردار گرادیان تغییر می‌دهیم.  $\gamma_m$  از مسئله‌ی بهینه‌سازی ساده‌تر:

$$\gamma_m = \arg \min_{\gamma} \sum_{i=1}^n L(y_i, f_{m-1}(x_i) - \gamma \nabla_{f_{m-1}} L(y_i, f_{m-1}(x_i)))$$

به دست می‌آید. مرسوم است که روش گرادیان بوستینگ از درخت تصمیم با اندازه‌ی ثابت به عنوان مدل یادگیری ضعیف استفاده می‌کند. در این حالت تابع  $h_m(x)$  که در مرحله‌ی  $m$  مشخص می‌شود تابعی است به شکل:

$$h_m(x) = \sum_{j=1}^{J_m} b_{jm} I(x \in R_{jm})$$

که در آن منظور از  $I$  تابع نشان‌گر است و  $R_{jm}$ ،  $1 \leq j \leq m$ ، افزایشی از فضای متناظر با درخت تصمیم است. بنابراین معادله‌ی تابع  $h_m(x)$  روی ناحیه‌ی

برداری شامل  $L$ ،  $\hat{D}$ ،  $\hat{B}$  و  $\hat{v}_i$  و عمر رهگیر و  $f$  تابعی پیچیده است که در اختیار نداریم. در حالتی که هر پنج متغیر تأثیرگذار را در  $X$  لحاظ کنیم و همچنین همه‌ی نویزها نیز در احتمال اصابت لحاظ شده باشند آنگاه متغیر  $\varepsilon$  تنها شامل خطای حاصل از روش مونت‌کارلو است.

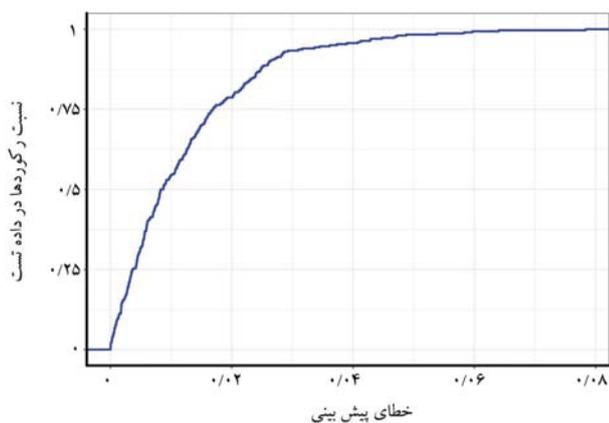
هدفمان این است که به کمک داده‌ی آموزش که به صورت  $\{(x_1, y_1), \dots, (x_n, y_n)\}$  در نظر می‌گیریم، تخمین مناسبی از تابع  $f$  (تحت یک تابع زیان مانند  $L$ ) ارائه کنیم. در این جا  $x_i = (x_{i1}, \dots, x_{ip})^t$  بردار ویژگی‌های نظیر مشاهده‌ی  $i$ ام است. برای مثال در صورتی که تابع زیان مربعی را در نظر بگیریم باید تابعی مانند  $\hat{f}$  را بیابیم که خطای میانگین مربعات،  $MSE_{\text{training}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{f}(x_i))^2$ ، را کمینه کند. اما همواره علاقه‌مندیم که مدل ارائه شده روی داده‌ی تست خطای کمی داشته باشد. به عبارتی،  $MSE_{\text{test}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (y'_i - \hat{f}(x'_i))^2$  کمینه شود که  $\{(x'_1, y'_1), \dots, (x'_m, y'_m)\}$  مجموعه داده‌ی آزمون است. مهم‌ترین چالشی که در مسائل یادگیری ماشینی با آن روبرو هستیم این است که لزوماً مقدار کم  $MSE_{\text{training}}$  مقدار مناسب  $MSE_{\text{test}}$  را نتیجه نمی‌دهد. در واقع معمولاً می‌توانیم با پیچیده‌تر کردن مدل و افزایش انعطاف‌پذیری آن  $MSE_{\text{training}}$  را کم کنیم ولی این لزوماً منجر به کاهش مقدار  $MSE_{\text{test}}$  نمی‌شود و به اصطلاح خطر بیش‌برازش وجود دارد. برای انتخاب سطح مناسبی از انعطاف‌پذیری می‌توان از مجموعه‌ی سومی به نام «داده‌ی اعتبارسنجی» استفاده کنیم، یا برای کاهش هزینه‌ی تولید داده‌ی جدید از روش اعتبارسنجی متقابل<sup>۳</sup> بهره بگیریم.

در روش اعتبارسنجی متقابل  $K$  لایه‌ی ابتدا داده‌ی آموزش به  $K$  بخش (لایه) تصادفی با اندازه‌ی تقریباً برابر افراز می‌شود. سپس برای هر  $z$  از یک تا  $K$  بدین صورت عمل می‌شود. ابتدا بخش زام کنار گذاشته می‌شود و مدل روی داده شامل  $K-1$  بخش دیگر آموزش داده می‌شود. در ادامه، خطای مدل روی بخش زام محاسبه می‌شود. در نهایت روی خطای به دست آمده از این  $K$  بخش میانگین گرفته می‌شود. مقدار حاصل تخمینی از خطای پیش‌بینی ارائه می‌کند.

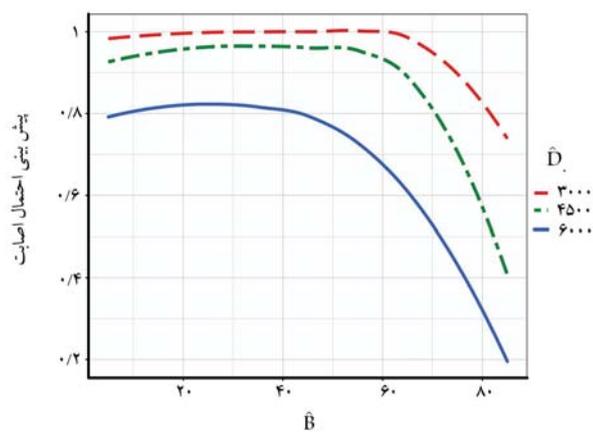
به بیان دقیق‌تر اگر فرض کنید  $C_1, \dots, C_K$  افزایشی نظیر این بخش‌ها از مجموعه‌ی  $\{1, 2, \dots, n\}$  (اندیس‌های داده‌ی آموزش) باشد به طوری که برای هر  $i$ ،  $|C_i| \approx \frac{n}{K}$ ، آنگاه برآورد ما از خطای پیش‌بینی به کمک روش اعتبارسنجی متقابل از رابطه‌ی  $CV(\hat{f}) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^K \sum_{i \in C_j} L(y_i, \hat{f}_j(x_i))$  می‌شود که در آن  $\hat{f}_j$  مدل برازش شده با حذف بخش زام از داده است. در نهایت مدل یا پارامترهای مدل به گونه‌ی انتخاب می‌شود که برآورد خطای پیش‌بینی کم‌تری به کمک روش اعتبارسنجی متقابل داشته باشند. همچنین متداول است که مقدار  $K$  برابر ۵ یا ۱۰ انتخاب شود.

از مدل‌های مرسوم در حوزه‌ی یادگیری ماشینی با پیچیدگی کم و تفسیرپذیری آسان‌تر، می‌توان به روش‌هایی مانند رگرسیون خطی برای مسئله‌ی رگرسیون و رگرسیون لژستیک یا تحلیل تشخیصی خطی (LDA) برای مسئله‌ی رده‌بندی اشاره کرد. در طرف مقابل روش‌هایی با انعطاف‌پذیری بالاتر ارائه شده‌اند که به منظور پیش‌بینی کاربرد دارند. روش‌هایی مانند جنگل تصادفی (SVM)، روش‌های مبتنی بر شبکه‌های عصبی و تعمیم‌های جدیدتر از آنها مانند تکنیک‌های مبتنی بر یادگیری عمیق یا روش‌هایی بر مبنای ایده‌ی گرادیان بوستینگ<sup>۴</sup> از این دست روش‌ها هستند.<sup>[۱۲،۱۱]</sup>

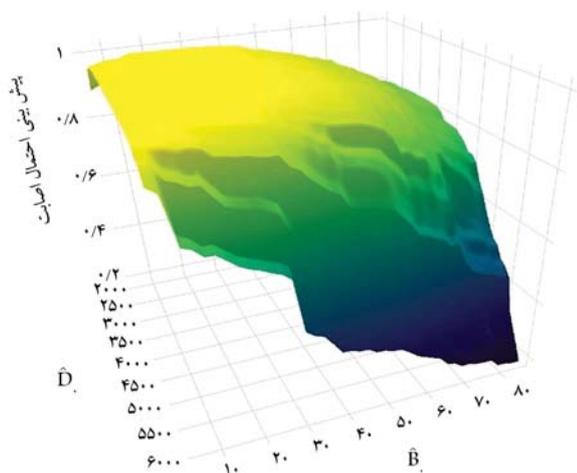
برای مدل‌سازی با توجه به نتایج به دست آمده از عملکرد روش‌های مختلف



شکل ۴. نمودار تابع توزیع تجمعی تجربی اختلاف احتمال اصابت و مقدار پیش بینی شده توسط مدل.



شکل ۵. مقایسه‌ی پیش‌بینی احتمال اصابت برای مقادیر متفاوتی از فاصله‌ی ابتدایی از هدف برحسب‌گرای اولیه‌ی هدف.



شکل ۶. پیش‌بینی احتمال اصابت برحسب فاصله و گرای اولیه‌ی هدف نسبت به رهگیر.

#### ۴. اصلاح قانون هدایت و افزایش احتمال اصابت

چنان‌که در بخش قبل اشاره شد با افزایش  $B$  شاهد نوعی گذر فاز برای احتمال اصابت هستیم و از جایی به بعد افزایش  $B$  باعث کاهش شدید احتمال اصابت

$R_{j,m}$  مقدار ثابت  $b_{j,m}$  را دارد. همچنین فریدمن<sup>[۱۳]</sup> پیشنهاد داد که مقادیر بهینه‌ی متفاوتی مانند  $\gamma_{j,m}$  نظیر هر ناحیه‌ی درخت مانند  $R_{j,m}$  انتخاب شود. به علاوه متداول است که مقادیر  $J_m$  (تعداد برگ‌ها در درخت تصمیم یا همان رتوس انتهایی) همگی برابر با مقدار ثابت  $J$  در نظر گرفته شود. برای انجام پیاده‌سازی روش گرادیان بوستینگ از کتابخانه‌ی متن‌باز XGBoost در ++C که امکان انجام محاسبات به صورت توزیع شده را دارد استفاده شده است. برای پیاده‌سازی از کتابخانه‌ی LightGBM که عملکرد مشابهی دارد نیز می‌توان بهره برد.<sup>[۱۴]</sup>

همچنین برای انتخاب و تنظیم پارامترهای مناسب روش گرادیان بوستینگ روی ترکیب‌های مختلفی از این پارامترها روش اعتبارسنجی متقابل پیاده‌سازی شده است و در نهایت ترکیبی انتخاب شده است که تخمین خطای پیش‌بینی آن کم‌ترین مقدار باشد. در این ترکیب، پارامتر نرخ یادگیری ( $\eta$ ) که طول گام را در روش گرادیان کنترل می‌کند مقدار  $0.1$  انتخاب شده است. برای پارامتر بیشینه‌ی عمق درخت نیز مقدار  $8$  لحاظ شده است. همچنین نسبت  $0.8$  از داده‌ی آموزش در فرایند یادگیری و گسترش درخت استفاده شده است و تعداد تکرار در الگوریتم  $650$  لحاظ شده است.

#### ۳.۳. بیان نتایج مدل

محاسبه‌ی پیش‌بینی مدل روی هم‌زمان  $300$  داده‌ی آزمایشی که در اختیار داشتیم در حدود  $5$  میلی‌ثانیه زمان می‌برد. لذا در لحظه می‌توانیم در مورد احتمال اصابت تعداد زیادی سناریو تصمیم‌گیری داشته باشیم.

چنان‌که بیان شد تعداد مشاهدات داده‌ی آزمون برابر با  $m = 300$  است. همچنین فرض کنید برای  $1 \leq i \leq m$  تخمین احتمال اصابت به کمک روش مونت‌کارلو و  $y'_i$  پیش‌بینی این احتمال به کمک مدل به دست آمده برای  $i$ امین داده‌ی آزمون باشد. مقدار خطای میانگین قدرمطلق انحراف که از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$MAE = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m |y_i - y'_i|$$

برای این مدل برابر با  $0.12$  است که نشان‌دهنده‌ی عملکرد مناسب مدل است. توجه شود که این مقدار بسیار نزدیک به خطایی است که روش مونت‌کارلو ایجاد می‌کند. بنابراین می‌توان انتظار داشت با افزایش تعداد تکرار در روش مونت‌کارلو و بهبود دقت آن این خطا را نیز کاهش داد.

در ادامه نمودار تابع توزیع تجمعی تجربی (ECDF) اختلاف احتمال اصابت و مقدار پیش‌بینی شده توسط مدل ترسیم شده است (شکل ۴). برای مثال در حدود  $80$  درصد از مشاهدات داده‌ی آزمون این اختلاف کم‌تر از  $2$  درصد است.

به کمک مدل به دست آمده در حالتی که مقدار  $L$  برابر با  $50$  متر، مقدار  $\hat{v}$  برابر  $7$  متر بر ثانیه و عمر رهگیر  $500$  ثانیه باشد برای  $\hat{B} \in [5^\circ, 85^\circ]$  و سه وضعیت متفاوت  $\hat{D}$  احتمال موفقیت در فاز پیش‌تنظیم به دست آمده و در شکل ۵ ترسیم شده است. به کاهش شدید احتمال اصابت در حالتی که  $\hat{B}$  از آستانه‌ی در حدود  $50$  درجه بیشتر است توجه شود. از این موضوع در طراحی بهینه‌تر الگوریتم بخش بعد استفاده خواهیم کرد. در شکل ۶ نیز نمودار سه‌بعدی پیش‌بینی احتمال اصابت برحسب  $\hat{D}$  و  $\hat{B}$  ترسیم شده است. افزایش هر دو پارامتر منجر به کاهش احتمال اصابت می‌شود. به خصوص افزایش  $\hat{B}$  از جایی به بعد باعث ریزش ناگهانی احتمال اصابت می‌شود.



جدول ۱. مقایسه‌ی احتمال اصابت در الگوریتم هدایت اولیه و الگوریتم هدایت تغییر یافته.

$\hat{B}_0$	$\hat{v}_t$	$\hat{D}_0$	$t_1$	احتمال اصابت الگوریتم هدایت	
				اولیه	تغییر یافته
۸۰	۷	۵۰۰۰	۱۹۱	۴۹٫۲	۷۷٫۸
۷۵	۸	۵۵۰۰	۱۹۰	۵۰٫۶	۶۵٫۵
۸۵	۶	۳۵۰۰	۱۷۵	۳۵٫۳	۹۲٫۱
۷۰	۸	۵۲۰۰	۱۹۰	۷۱٫۱	۷۷٫۶
۷۸	۹	۴۰۰۰	۱۱۴	۸۱٫۱	۹۳٫۲
۷۴	۶	۴۷۰۰	۱۸۴	۶۶٫۷	۸۴٫۹

به کمک دستگاه آخر می‌توان مقدار  $R_1$  و  $R_2$  را محاسبه کرد. کورس رهگیر بعد از فاز پیش تنظیم برابر است با  $\psi_m^{new} + 90^\circ - \psi_m$ . همچنین عمر سپری شده‌ی رهگیر در فاز پیش تنظیم برابر است با (مجموع زمان رسیدن از  $P_1$  به  $A$ ، انجام حرکت دایره‌ی برای تغییر کورس و بعد از آن زمان رسیدن تا نقطه‌ی  $P_2$ ):

$$T_1 = t_1 + \frac{180^\circ - 2\psi_m^{new}}{\dot{\psi}_{max}} + \frac{R_2}{v_m}$$

و فاصله‌ی رهگیر از پشت سر هدف بعد از فاز پیش تنظیم برابر خواهد بود با:

$$distance = T_1 v_t - \frac{L}{\gamma} - R_1$$

حال با استفاده از روش مونت‌کارلو احتمال اصابت را برای الگوریتم هدایت جدید به دست می‌آوریم.

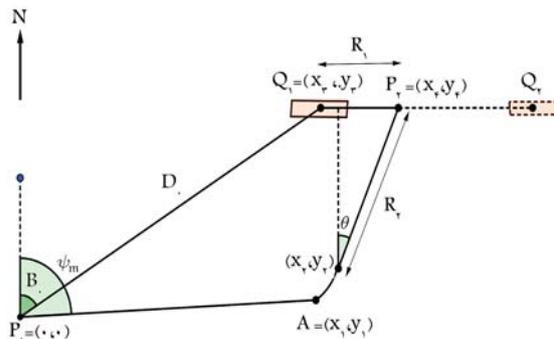
با انجام شبیه‌سازی برای مثالی که در نظر گرفتیم یعنی  $\hat{B}_0 = 80^\circ$ ،  $\hat{v}_t = 7$ ،  $\hat{D}_0 = 5000$ ،  $L = 50$ ،  $\gamma = 1$ ،  $v_m = 77.8$  درصد می‌شود. بنابراین با این تغییر احتمال اصابت در حدود ۲۹ درصد افزایش می‌یابد. در جدول ۱ برای تعدادی سناریوی دیگر تغییر احتمال را می‌بینید. در این سناریوها عمر رهگیر برابر با مقدار پیش فرض  $50^\circ$  ثانیه و  $L$  برابر با ۵۰ متر است. احتمال در هر دو حالت با بیست هزار بار اجرای مونت‌کارلو شبیه‌سازی شده است.

چنان‌که از جدول ۱ مشاهده می‌شود الگوریتم هدایت تغییر یافته برای حالتی که  $\hat{B}_0$  زیاد باشد تأثیر بیشتری دارد. برای بهبود الگوریتم هدایت تغییر یافته می‌توان در محاسبات  $\psi_m^{new}$ ، قسمت حرکت دایره‌ی برای تغییر کورس نیز لحاظ شود و همچنین به کمک بهینه‌سازی تصادفی فرض ساده‌سازی اول نیز حذف شود.

## ۵. مدل‌سازی حرکت رهگیر با در نظر گرفتن اغتشاشات در طول مسیر

در این بخش قصد داریم مسیر حرکت رهگیر را با لحاظ کردن اغتشاشات محیطی به صورت یک فرایند تصادفی مدل کنیم. برای مثال حالتی را در نظر می‌گیریم که  $v_t$  و  $v_m$  یک فرایند تصادفی هستند.

یکی از فرایندهای تصادفی معروف که در مدل‌سازی پدیده‌های تصادفی زیادی استفاده می‌شود حرکت براونی نام دارد. حرکت براونی یک فرایند تصادفی زمان - پیوسته است که می‌توان آن را حد قدم زدن تصادفی<sup>۵</sup> لحاظ کرد. در ادامه از نماد  $\{B(t)\}_{t \geq 0}$  برای حرکت براونی استفاده می‌کنیم. حرکت براونی یک فرایند گاوسی با نموهای مستقل است، به طوری که مسیرهای آن به احتمال ۱ پیوسته هستند.



شکل ۹. محاسبه‌ی فاصله از هدف و عمر باقیمانده‌ی رهگیر بعد از فاز پیش تنظیم در الگوریتم هدایت تغییر یافته.

پارامترها باید محاسبه شود که بعد از اتمام فاز پیش تنظیم با الگوریتم هدایت جدید مقادیر کورس رهگیر، فاصله تا هدف و عمر باقیمانده‌ی رهگیر چه مقدار است تا فاز آشیانه‌یابی با این مقادیر آغاز شود.

با توجه به شکل ۹ و با در نظر گرفتن دستگاه مختصاتی که مبدأ آن نقطه‌ی  $P_1$  و محور  $y$  آن در راستای شمال باشد می‌توان دید:

$$\begin{cases} x_1 = v_m t_1 \sin \psi_m \\ y_1 = v_m t_1 \cos \psi_m \end{cases}$$

توجه کنید که زاویه‌ی گردش حرکت دایره‌ی برای کاهش کورس به میزان  $90^\circ - \psi_m^{new}$  و رسیدن از نقطه‌ی  $(x_1, y_1)$  به  $(x_2, y_2)$  برابر با  $180^\circ - 2\psi_m^{new}$  است. لذا:

$$\begin{cases} x_2 = x_1 - 2r \cos(\psi_m^{new}) \cos(\psi_m + \psi_m^{new}) \\ y_2 = y_1 + 2r \cos(\psi_m^{new}) \sin(\psi_m + \psi_m^{new}) \end{cases}$$

که در آن:

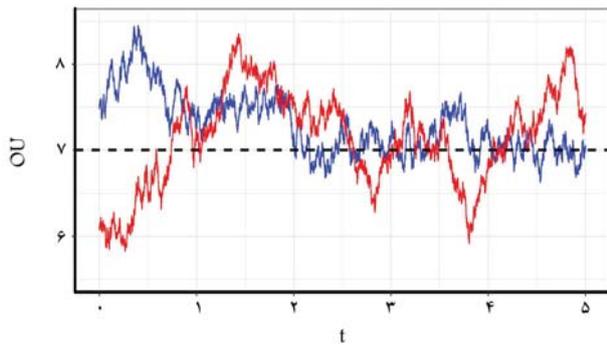
$$r = \frac{180^\circ v_m}{\pi \dot{\psi}_{max}}$$

همچنین

$$\begin{cases} x_r = D_0 \sin(B_0) \\ y_r = D_0 \cos(B_0) \end{cases}$$

و در نهایت

$$\begin{cases} x_t = x_r + R_2 \sin \theta = x_r + R_1 \\ y_t = y_r + R_2 \cos \theta = y_r \end{cases}$$



شکل ۱۱. دو مسیر نمونه‌یی از فرایند اورنشتاین - اولنبرگ.

باشد، روش اولر - مارویاما به صورت بازگشتی از روی رابطه‌ی:

$$X_{j+1} = X_j + b(t_j, X_j)\Delta t + \sigma(t_j, X_j)\Delta B_j, \quad 0 \leq j < n$$

تقریب‌های بعدی را به دست می‌آورد. چنان‌که پیش‌تر نیز ذکر شد منظور از  $\Delta B_j$  همان  $B_{t_{j+1}} - B_{t_j}$  است و با توجه به ویژگی‌های حرکت براونی دارای توزیع  $N(0, \Delta t)$  است و برای زهای متفاوت از یکدیگر مستقل‌اند. تحت شرایط مناسب اثبات شده است که این روش بازگشتی با بزرگ کردن  $n$  به جواب معادله دیفرانسیل تصادفی به میزان دلخواه و مسیر به مسیر نزدیک می‌شود. برای مطالعه‌ی بیشتر در مورد این روش مرجع [۱۷] را ببینید.

دو مسیر نمونه‌یی از این فرایند برای  $T = 5, \sigma = 1, \theta = 2, \mu = 7$  و  $n = 10000$  در حالتی که  $X_0$  از توزیع  $N(\mu, \frac{\sigma^2}{\theta})$  انتخاب شده، در شکل ۱۱ ترسیم شده‌اند.

## ۲.۵. مدل‌سازی تصادفی حرکت رهگیر

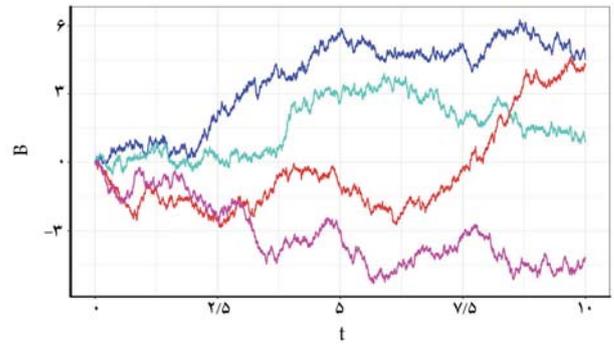
چنان‌که بیان شد علاقه‌مندیم پارامترهایی مانند  $v_t, v_m$  و  $\psi_m$  در طول مسیر حرکت رهگیر نیز متغیر و تصادفی باشند.

با لحاظ کردن امواج دریا و دیگر اغتشاشات محیطی مقدار واقعی پارامتری مانند سرعت رهگیر در طول مسیر تصادفی است. با توجه به عوامل کنترل‌کننده‌ی رهگیر انتظار داریم که انحراف از معیار این پارامتر نسبت به مقدار برآورد شده در لحظه‌ی ابتدایی در طول مسیر تقریباً ثابت باشد. همچنین انتظار داریم که این پارامترها به طور پیوسته تغییر نکنند. بنابراین فرایند اورنشتاین - اولنبرگ انتخاب مناسبی برای مدل‌سازی است. [۱۸]

دستگاه مختصات متحرکی را که در فصل اول معرفی شد در نظر بگیرید. ابتدا مسیر حرکت رهگیر را در فاز پیش‌تنظیم مدل‌سازی می‌کنیم. فرض کنید مختصات واقعی رهگیر در این دستگاه در لحظه‌ی آغازین  $(x_0, y_0)$  باشد. در این صورت مسیر حرکت رهگیر تا انتهای فاز پیش‌تنظیم به صورت زیر مدل می‌شود:

$$\begin{cases} dx = ((v_m \sin(\psi) - v_t)dt \\ dy = (v_m \cos(\psi))dt \\ d\psi = \omega dt \\ d\omega = -\theta_1 \omega dt + \sigma_1 dB_t^1 \\ dv_m = \theta_2 (\hat{v}_m - v_m)dt + \sigma_2 dB_t^2 \\ dv_t = \theta_3 (\hat{v}_t - v_t)dt + \sigma_3 dB_t^3 \end{cases}$$

که  $B_t^1, B_t^2, B_t^3$  سه حرکت براونی مستقل هستند. همچنین مقادیر  $\theta_i$  و  $\sigma_i$  به نحو مناسبی با توجه به میزان نویز انتخاب می‌شوند. توجه کنید که  $\frac{\sigma_i^2}{\theta_i}$  مقدار حدی



شکل ۱۰. تعدادی مسیر نمونه‌یی از حرکت براونی.

چهار مسیر نمونه‌یی از حرکت براونی را می‌توانید در شکل ۱۰ مشاهده کنید. برای آشنایی بیشتر با ویژگی‌های حرکت براونی، مطالعات انجام شده پیشین [۱۶، ۱۵] در دسترس است.

یک حرکت براونی که از روی توزیع نمونه‌های آن به سادگی نتیجه می‌شود که  $\text{var}(B(t)) = t$ .

چنان‌که در ابتدای این بخش نیز بیان شد قصد داریم پارامترهایی مانند سرعت رهگیر یا هدف را با یک فرایند تصادفی مدل کنیم به این دلیل که علاوه بر این که برآورد اولیه‌ی ما با خطا همراه است در طول مسیر حرکت نیز به دلیل عدم قطعیت‌هایی که برای مثال امواج دریا ایجاد می‌کنند مقدار واقعی نیز به طور تصادفی، ولی پیوسته تغییر می‌کند.

از طرف دیگر انتخاب حرکت براونی یا انتقالی از آن به عنوان یک مدل برای چنین پارامترهایی مناسب نیست به این دلیل که واریانس حرکت براونی با گذشت زمان زیاد می‌شود، اما عوامل کنترلی موجود در رهگیر و هدف، واریانس و تغییرات چنین پارامترهایی را در یک بازه کنترل خواهند کرد.

## ۱.۵. فرایند اورنشتاین - اولنبرگ و حل عددی معادلات دیفرانسیل تصادفی

چنان‌که ذکر شد به دنبال یک فرایند تصادفی هستیم که واریانس آن محدود باشد و مقادیر فرایند حول یک مقدار، یعنی میانگین، به صورت کنترل شده نوسان کند. فرایند اورنشتاین - اولنبرگ یک فرایند تصادفی با این ویژگی است. یک فرایند با این ویژگی را فرایند بازگشت به میانگین<sup>۶</sup> می‌نامند. فرایند  $X_t$  را زمانی یک فرایند اورنشتاین - اولنبرگ می‌گوییم که در معادله‌ی دیفرانسیل تصادفی  $dX_t = \theta(\mu - X_t)dt + \sigma dB_t$  صدق کند. می‌توان نشان داد که اگر  $X_0$  مستقل از حرکت براونی و از توزیع  $N(\mu, \frac{\sigma^2}{\theta})$  انتخاب شود آنگاه برای هر  $t, E(X_t) = \mu$  مقدار  $\text{Var}(X_t) = \frac{\sigma^2}{\theta}$  خواهد بود. لذا امید ریاضی و واریانس تابعی از زمان نخواهند بود و مقدار ثابتی دارند. توجه کنید که اگر  $X_0$  ثابت انتخاب شود نیز امید ریاضی و واریانس  $X_t$  رفتار حدی مشابهی دارند.

همانند معادله‌های دیفرانسیل معمولی که روش‌های عددی متنوعی برای حل آنها توسعه داده شده، برای حل عددی معادلات دیفرانسیل تصادفی نیز روش‌های متنوعی مطرح شده است. یکی از ساده‌ترین روش‌های مطرح شده روش اولر - مارویاما<sup>۷</sup> است. در حالت کلی فرض کنید می‌خواهیم معادله‌ی دیفرانسیل تصادفی  $dX_t = b(t, X_t)dt + \sigma(t, X_t)dB_t$  را روی بازه‌ی زمانی  $[0, T]$  به صورت عددی حل کنیم. ابتدا بازه‌ی  $[0, T]$  را با فاصله‌های برابر به  $n$  قسمت هر کدام به طول  $\Delta t = \frac{T}{n}$  تقسیم می‌کنیم. با فرض این که  $X_j$  یک تقریب عددی برای  $X_{t_j}$

مشابه است) می‌توان به کمک روش اویلر-مارویاما و به این شیوه عمل کرد که ابتدا بازه‌ی زمانی  $[0, T]$  را به  $n$  قسمت با فاصله مساوی (برای  $n$  به اندازه‌ی کافی بزرگ) تقسیم می‌کنیم. فرض کنید  $\Delta t = \frac{T}{n}$  و  $0 = t_0 < t_1 < t_2 < \dots < t_n = T$  تقسیم‌بندی مورد نظر باشد. آنگاه رابطه‌ی بازگشتی (منظور از  $x[j]$  مقدار تقریبی  $x$  در زمان  $t_j$  است. برای دیگر پارامترها نیز همین تعبیر برقرار است).

$$\begin{cases} x[j+1] = x[j] + ((v_m[j] \sin(\psi[j]) - v_t[j])\Delta t) \\ y[j+1] = (v_m[j] \cos(\psi[j]))\Delta t \\ \psi[j+1] = (g(x[j], y[j]) + \omega[j])\Delta t \\ \omega[j+1] = -\theta_r \omega[j] \Delta t + \sigma_r \times N(0, \Delta t) \\ v_m[j+1] = \theta_r (v_m^0 - v_m[j]) \Delta t + \sigma_r \times N(0, \Delta t) \\ v_t[j+1] = \theta_r (v_t^0 - v_t[j]) \Delta t + \sigma_r \times N(0, \Delta t) \end{cases}$$

در عبارت بالا منظور از  $N(0, \Delta t)$  این است که هر بار یک عدد تصادفی (و مستقل از بارهای دیگر) با توزیع نرمال با میانگین صفر و انحراف معیار  $\sqrt{\Delta t}$  تولید و در رابطه قرار داده شود. در این صورت این رابطه‌ی بازگشتی یک مسیر نمونه‌ی از فرایند تصادفی تولید می‌کند. بنابراین مشابه قبل و با تولید مسیرهای نمونه‌ی برای سناریوهای مختلف می‌توان به کمک روش مونت‌کارلو تخمینی از احتمال اصابت به دست آورد و مدل یادگیری ماشینی با این شرایط واقعی‌تر به داده برازش داد.

## ۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا به کمک تکنیک‌های یادگیری ماشینی مدلی با دقت مناسب برای پیش‌بینی احتمال اصابت با توجه به نامعینی‌های موجود و توزیع نوز آنها ارائه شد. سپس به کمک این مدل الگوریتم هدایت در فاز پیش‌تنظیم به گونه‌ی تغییر داده شد تا شانس اصابت افزایش یابد. همچنین می‌توان در ادامه الگوریتم‌های هدایت متنوعی طراحی و بدین شیوه برای هر کدام یک مدل مناسب برای احتمال اصابت برازش شود و برای هر سناریو در نهایت مدلی انتخاب شود که احتمال اصابت آن بیشینه است. همچنین مشابه آنچه در بخش ۵ بیان شد می‌توان اغتشاشات محیطی را در طول مسیر حرکت رهگیر یا هدف لحاظ کرد و به کمک معادلات دیفرانسیل تصادفی مدل‌سازی را در شرایط واقعی‌تری انجام داد.

وارپانس و  $\theta_i$  سرعت همگرایی به این مقدار را تعیین می‌کند. برای مثال مشابه بخش دوم مقدار  $v_m$  در لحظه‌ی صفر متغیر تصادفی با توزیع  $N(v_m, 1)$  است و با انتخاب  $\sigma_r = \theta_r = 2$  میانگین و وارپانس  $v_m$  برای هر زمان به ترتیب مقدار ثابت  $v_m$  و یک را خواهند داشت.

مدل‌سازی حرکت رهگیر برای فاز آشیانه‌یابی و قبل از گردش (احتمالی) کامل

به صورت زیر است:

$$\begin{cases} dx = ((v_m \sin(\psi) - v_t)dt) \\ dy = (v_m \cos(\psi))dt \\ d\psi = (g(x, y) + \omega)dt \\ d\omega = -\theta_r \omega dt + \sigma_r dB_t^\omega \\ dv_m = \theta_r (v_m^0 - v_m)dt + \sigma_r dB_t^{v_m} \\ dv_t = \theta_r (v_t^0 - v_t)dt + \sigma_r dB_t^{v_t} \end{cases}$$

که در آن

$$g(x, y) = \begin{cases} \psi_{\max} & , y \geq B(x) \\ 0 & , -B(x) < y < B(x) \\ -\psi_{\max} & , y \leq -B(x) \end{cases}$$

و

$$B(x) = \frac{x}{v_t^0 v_t} \times \frac{W}{2} + \frac{v_t^0 v_t - x}{v_t^0 v_t} \times \frac{3W}{2}$$

$y = \pm B(x)$  مرز بالا و پایین ناحیه‌ی ذوزنقه‌ی شکل است. همچنین  $v_m^0$  و  $v_t^0$  و  $\psi_m^0$  مقادیر ابتدایی پارامترهای نظیر رهگیر در ابتدای فاز پیش‌تنظیم هستند.

معادله دیفرانسیل تصادفی نظیر حرکت گردش کامل نیز کاملاً مشابه است و فقط معادله‌ی میانی به شکل  $d\psi = (\pm \psi_{\max} + \omega)dt$  تغییر می‌کند. علامت  $\psi_{\max}$  با توجه به جهت گردش مشخص می‌شود. با توجه به این سه دستگاه و دقیقاً مشابه آنچه در بخش دوم بیان شد هدایت صورت می‌گیرد. بنابراین از ذکر مجدد آن خودداری می‌کنیم.

حال دستگاه معادلات دیفرانسیل تصادفی نظیر حرکت رهگیر در فاز آشیانه‌یابی را در نظر بگیرید. برای حل عددی این دستگاه (حل عددی دو دستگاه دیگر نیز کاملاً

## پانوشته‌ها

1. Autonomous Underwater Vehicle
2. Wake Homing
3. Cross Validation
4. Gradient Boosting
5. Random Walk
6. Mean-Reverting Process
7. Euler-Maruyama Method

## منابع (References)

1. Karoui, I., Quidu, I. and Legris, M. "Automatic sea-surface obstacle detection and tracking in forward-looking sonar image sequences", *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, **53**(8), pp. 4661-4669 (2015).
2. Fu, H. and Wan, P. "Numerical simulation on ship bub-

- bly wake”, *Journal of Marine Science and Application*, **10**(4), pp. 413-418 (2011).
3. Song, B.W. and Li, N. “Applied research of simulation method in calculate the hit probability of acoustic homing torpedo”, *In Advanced Materials Research*, **148**, pp. 353-358 (2011).
  4. Wolk, E.S. “Torpedo hit probabilities”, *SIAM Review*, **2**(4), pp. 292-296 (1960).
  5. Xiang, X., Yu, C. and Zhang, Q. “Robust fuzzy 3D path following for autonomous underwater vehicle subject to uncertainties”, *Computers & Operations Research*, **84**, pp. 165-177 (2017).
  6. Wang, X., Yao, X. and Zhang, L. “Path planning under constraints and path following control of autonomous underwater vehicle with dynamical uncertainties and wave disturbances”, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, **99**(3), pp. 891-908 (2020).
  7. Hai, H., Guocheng, Z., Hongde, Q. and et al. “Autonomous underwater vehicle precise motion control for target following with model uncertainty”, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, **14**(4), pp. 1-11 (2017).
  8. Tabataba'i-Nasab, F.S., Keymasi Khalaji, A. and Moosavian, S.A.A. “Adaptive nonlinear control of an autonomous underwater vehicle”, *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, **41**(11), pp. 3121-3131 (2019).
  9. Niederreiter, H., *Random Number Generation and Quasi-Monte Carlo Methods*, Society for Industrial and Applied Mathematics (1992).
  10. Enayati, J., Sarhadi, P., Rad, M.P. and et al. “Monte carlo simulation method for behavior analysis of an autonomous underwater vehicle”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part M: Journal of Engineering for the Maritime Environment*, **230**(3), pp. 481-490 (2016).
  11. Friedman, J., Hastie, T. and Tibshirani, R., *The Elements of Statistical Learning*, New York: Springer (2001).
  12. James, G., Witten, D., Hastie, T. and et al., *An Introduction To Statistical Learning*, New York: Springer (2013).
  13. Friedman, J. H. “Greedy function approximation: A gradient boosting machine”, *Annals of Statistics*, **29**(5), pp. 1189-1232 (2001).
  14. Ke, G. and et al. “Lightgbm: A highly efficient gradient boosting decision tree”, *Advances In Neural Information Processing Systems*, **30**, pp. 3146-3154 (2017).
  15. Mörters, P., and Peres, Y. *Brownian motion*, Cambridge University Press (2010).
  16. Oksendal, B., “Stochastic Differential Equations: An introduction With Applications”, Springer Science & Business Media (2013).
  17. Kloeden, P.E. and Platen, E., *Numerical Solution of Stochastic Differential Equations*, Springer Science & Business Media (2013).
  18. Millefiori, L.M., Braca, P., Bryan, K. and et al. “Modeling vessel kinematics using a stochastic mean-reverting process for long-term prediction”, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **52**(5), pp. 2313-2330 (2016).



# تحلیل عددی و تجربی اثر ناهمسانگردی و سه‌محوره‌ی تنش بر کرنش شکست

پارمیدا عابدینی منش (کارشناس ارشد)

فراز حضی‌نیا (کارشناسی ارشد)

مهدی گنجیانی\* (دانشیار)

پردیس دانشکده‌های فنی، دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره ۳-۳، شماره ۱، ص. ۲۷-۳۴، (پژوهشی)

در این مقاله تأثیر سه‌محوره‌ی تنش و همچنین ناهمسانگردی بر کرنش شکست آلومینیوم ۱۱۰۰ بررسی می‌شود. ابتدا نمونه‌هایی با هندسه‌های متفاوت به منظور دستیابی به سه‌محوره‌ی تنش متفاوت ساخته شد. این نمونه‌ها شامل نمونه‌ی استاندارد، شیاردار و برشی هستند. برای ارزیابی ناهمسانگردی، نمونه‌هایی با زاویه‌های مختلف نسبت به راستای نورد تهیه شد. آزمایش کشش تک‌محوره تا لحظه‌ی شکست روی همه نمونه‌ها انجام گرفت. برای به دست آوردن کرنش‌های شکست، از روش پیشنهادی جدید و کم‌هزینه استفاده شد. برای نمونه‌ی استاندارد و نمونه‌ی شیاردار، کرنش شکست با استفاده از تغییرات سطح مقطع و در نمونه‌ی برشی، تغییرات شعاع شیاردار برای اندازه‌گیری کرنش پیشنهاد شد. برای به دست آوردن سه‌محوره‌ی تنش، از مدل‌سازی آزمایش‌ها در نرم‌افزار آباکوس، استفاده شد. مقایسه‌ی نتایج تجربی و شبیه‌سازی نشانگر دقت زیاد (بیشینه‌ی خطا: ۱۱/۱٪) در اندازه‌گیری کرنش شکست است. همچنین وابستگی غیرخطی کرنش شکست به سه‌محوره‌ی تنش به خوبی به دست آمده است.

واژگان کلیدی: کرنش شکست، سه‌محوره‌ی تنش، ناهمسانگردی، آلومینیوم

۱۱۰۰

parmida.abedini@ut.ac.ir  
faraz.hazinia1367@ut.ac.ir  
ganjiani@ut.ac.ir

## ۱. مقدمه

و به این نتیجه رسیدند که شکل‌پذیری ماده به سه‌محوره‌ی تنش وابسته است و از طرفی دریافتند که این وابستگی برای مواد آهنی دارای بیشترین مقدار و برای مواد آلومینیومی دارای کم‌ترین مقدار است. همچنین انجام آزمایش تجربی روی آلومینیوم ۲۰۲۴، به منظور بررسی ناهمسانگردی ورق<sup>[۱]</sup>، نشان داد که ناهمسانگردی تأثیر قابل توجهی بر نتایج شبیه‌سازی دارد. در بررسی دیگری، تأثیر سه‌محوره‌ی تنش بر نرخ کرنش نمونه‌های شیاردار بررسی شد.<sup>[۲]</sup> آزمون کشش با استفاده از روش همبستگی تصاویر دیجیتالی روی آلومینیوم نیز انجام شد<sup>[۳]</sup> و تأثیر ناهمسانگردی بر خواص ماده مورد بررسی قرار گرفت.

اما در سال‌های اخیر محققان بسیاری معیار شکست وابسته به سه‌محوره‌ی تنش را مورد مطالعه قرار داده‌اند؛ از جمله، بررسی مدل گرسون<sup>[۴]</sup>، که توجه ویژه‌ی به اثر تداخل و سه‌محوره‌ی تنش دارد. می‌دانیم به هنگام کشیده شدن مواد، شکستگی و انعطاف‌پذیری در ماده به راحتی ظاهر می‌شود. از این رو درک عمیق این موضوع برای طراحان مهم است. بنابراین اندازه‌گیری کرنش شکست در سه‌محوره‌ی تنش و نرخ کرنش نیاز به طراحی نمونه‌های گسترده‌ی دارد. بدین منظور، بررسی اثرات

دانش کافی از فرایندها و خواص مواد - به خصوص در رابطه با موضوع شکست که امروزه مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است - برای پیشگیری از به وجود آمدن خطای احتمالی بسیار اهمیت دارد. از جمله موارد با اهمیت در فرایندهای بارگذاری و شکل‌دهی شکست، وجود ناهمسانگردی صفحه‌ی در بیشتر فرایندهاست. به همین دلیل استفاده از نرم‌افزارهای شبیه‌سازی به منظور کاهش هزینه‌های طراحی و بررسی مکان و محل شکست در این نرم‌افزارها بسیار حائز اهمیت است. همچنین مطالعه در خصوص کرنش شکست، تأثیر کرنش شکست بر تنش، نرخ کرنش، شکل‌دهی ورقه‌های فلزی و میزان ناهمسانگردی ورق مورد توجه قرار گرفته است. از طرفی بررسی رفتار ناهمسانگرد در نواحی مختلف ورق یکی از عوامل مهم در تحقیقات به شمار می‌رود. به طور مثال محققان با انجام آزمایش کشش روی نمونه‌های برشی با جنس فلزهای رایج آهن، فولاد و آلومینیوم، کرنش شکست را اندازه‌گیری کردند<sup>[۱]</sup>

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۱۲/۲۴، اصلاحیه ۱۴۰۱/۴/۱۸، پذیرش ۱۴۰۱/۵/۲۳

DOI:10.24200/J40.2022.60374.1640

استاد به این مقاله:

عابدینی منش، پارمیدا، حضی‌نیا، فراز و گنجیانی، مهدی (۱۴۰۲). «تحلیل عددی و تجربی اثر ناهمسانگردی و سه‌محوره‌ی تنش بر کرنش شکست»، مهندسی مکانیک شریف،

۳-۳۹، ص. ۲۷-۳۴

## ۲.۲. سهم محوره‌ی تنش

سهم محوره‌ی تنش یک پارامتر کمی برای ارزیابی محدودیت تنش است. این پارامتر عامل مهمی برای حالت شکست ماده است [۱۳ و ۱۴]، که در یک فرایند بارگذاری بر ماده وارد می‌شود. یکی از راه‌های ارائه شده برای بررسی اثر سهم محوره‌ی تنش روی کرنش شکست ماده توسط بریدجمن ارائه شده است. به عبارتی سهم محوره‌ی تنش نسبت تنش هیدرواستاتیک به تنش وون میززا است. سهم محوره‌ی تنش تأثیر به‌سزایی بر میزان تحمل کرنش خمیری یک ماده قبل از شکست نرم دارد. به منظور دست‌یابی به سهم محوره‌ی تنش گوناگون، از نمونه‌های مقطع گرد استفاده می‌شود. مقطع میانی این نمونه‌ها با شعاع‌های متفاوتی شیار زده می‌شود. در این شرایط نمونه‌ها تحت آزمایش کشش تک‌محوره قرار می‌گیرند و به دلیل تمرکز تنش در قسمت میانی، شکست در همین منطقه رخ می‌دهد. در این حالت می‌توان سهم محوره‌ی تنش وارد به مرکز هر کدام از نمونه‌ها را مطابق رابطه‌ی ۲ محاسبه کرد: [۱۴]

$$\eta = \frac{1}{3} + \ln \left( 1 + \frac{a}{rR} \right) \quad (2)$$

که در آن  $a$  شعاع سطح مقطع نمونه در قسمت شیاردار و  $R$  شعاع شیار ایجاد شده روی نمونه است و مقدار کرنش شکست در نمونه‌های شیاردار نیز از رابطه‌ی ۳ محاسبه می‌شود:

$$\varepsilon_f = 2 \ln \frac{a}{a_f} \quad (3)$$

که در آن،  $a_f$  شعاع سطح مقطع در لحظه‌ی شکست و  $\varepsilon_f$  کرنش شکست ماده است. به‌طور کلی مقدار سهم محوره‌ی تنش وارد بر ماده نیز مطابق رابطه‌ی ۴ تعریف می‌شود:

$$\eta = \frac{\sigma_m}{\sigma_{eq}} \quad (4)$$

$\eta$  سهم محوره‌ی تنش است و  $\sigma_m$  و  $\sigma_{eq}$  نیز به ترتیب تنش هیدرواستاتیک و تنش معادل وون میززا هستند که هر کدام مطابق رابطه‌های ۵ و ۶ محاسبه می‌شود:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3} \quad (5)$$

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2]} \quad (6)$$

در بارگذاری تک‌محوره، تنش در یک راستا به ماده اعمال می‌شود و در دو راستای دیگر برابر با صفر است؛ در نتیجه مقدار سهم محوره‌ی تنش برابر یک‌سوم خواهد بود. اما در بارگذاری‌های پیچیده‌تر، بسته به نوع بارگذاری، مقدار سهم محوره‌ی تنش متفاوت خواهد بود. این مقدار تنش در شرایط اعمال تنش‌های فشاری به ماده می‌تواند منفی نیز باشد. با توجه به تحقیق‌های پیشین در رابطه با شکست مواد نرم، میزان کرنش ایجاد شده در ماده در طول فرایند بارگذاری تا لحظه‌ی شکست، تابع مقدار سهم محوره‌ی تنش است.

## ۳.۲. ناهمسانگردی

ناهمسانگردی در شکل‌دهی ورق‌ها نقش اساسی دارد زیرا، مطالعه‌های انجام شده توسط محققان بیان می‌کند که فرض رفتار همسانگرد برای ورق‌های فلزی برای پیش‌بینی کرانه‌های بالا و پایین میزان برگشت‌پذیری، مناسب نیست. [۱۵] همچنین پیش‌بینی درست برگشت‌پذیری و طراحی مناسب در حال توسعه و پیشرفت است. [۱۶]

سهم محوره‌ی تنش و نرخ کرنش بر کرنش شکست  $\text{Ti-6Al-4V}$  نشان داد [۱۶]، که کرنش شکستگی با افزایش سهم محوره‌ی تنش یا نرخ کرنش، کاهش می‌یابد. در خصوص تأثیر پارامترهای تغییر شکل و سهم محوره‌ی تنش بر رفتارهای شکستگی و تکامل ریزساختاری یک آلیاژ  $\text{Al-Zn-Mg-Cu}$  مطالعاتی انجام شده [۱۷] و پس از انجام آزمایش‌ها، منحنی‌های نیرو- جابه‌جایی، مشاهده‌ی ریزساختار و شبیه‌سازی عددی، پارامترهای تأثیر سهم محوره‌ی تنش بر تغییر شکل و رفتارهای شکست مواد را مورد بحث قرار دادند و به این نتیجه رسیدند که نرخ کرنش کم یا سهم محوره‌ی تنش بالا به راحتی باعث ایجاد میکروتوک‌ها می‌شود؛ این میکروتوک‌ها سبب تسریع شکست ماده است. محققان بعدی با مطالعه‌ی تکامل تغییر شکل و رفتارهای شکست تیتانیوم خالص در سهم محوره‌های مختلف تنش [۱۸] به این نتیجه رسیدند که برای شرایط بارگذاری کششی، سهم محوره‌ی تنش بالاتر وجود دارد که باعث تسریع رشد حفره‌های کوچک می‌شود و نهایتاً این امر سبب کاهش کرنش شکست می‌شود. با تحقیق پیرامون اثر ترکیبی حالت تنش و نرخ کرنش بر تغییر شکل و رفتار شکست ورق فولادی، [۱۹] این نتیجه حاصل شد که با افزایش نرخ کرنش، شکست تحت سهم محوره‌ی تنش کم‌تر خواهد شد. همچنین مطالعه‌ی سهم محوره‌ی تنش در ورق‌های فلزی ناهمسانگرد در دو نمونه‌ی برشی و شیاردار [۱۹] نشان داد که برای نمونه‌های برشی، سهم محوره‌ی تنش و معیار تسلیم مواد نسبتاً متوسط است. بررسی خواص مکانیکی و دینامیکی و نیز معیارهای شکست آلومینیوم ۶۰۶۱ نیز نشان داد که کرنش شکست آلومینیوم ۶۰۶۱ با افزایش سهم محوره‌ی تنش کاهش می‌یابد و نرخ کرنش تأثیر معنی‌داری بر کرنش شکست ندارد. [۱۱]

در این مقاله، با انجام آزمایش کشش روی نمونه‌های متقارن محوری صاف و شیاردار، تأثیر سهم محوره‌ی تنش و ناهمسانگردی بر کرنش شکست بررسی شده است. همچنین برای به دست آوردن کرنش‌های شکست در سهم محوره‌ی تنش مختلف، روش جدیدی پیشنهاد شده که نسبت به روش‌های قبلی کارآمدتر و کم‌هزینه‌تر است؛ چرا که روش‌هایی نظیر پردازش تصویری دیجیتال از جمله روش‌های پرهزینه‌اند. این بررسی‌ها بر روی آلومینیوم ۱۱۰۰ انجام شده و در آخر برای ارزیابی نتایج تجربی، شبیه‌سازی آزمون‌ها به کمک تحلیل المان محدود در محیط آباکوس صورت گرفته و به کمک آن، نتایج عددی و نتایج حاصل از آزمایش تجربی در شرایط بارگذاری یکسان مقایسه شده است.

## ۲. مفاهیم نظری

### ۱.۲. کرنش شکست

با پیدایش و گسترش علم مکانیک شکست، توجه به روش‌های مختلف برای به دست آوردن خواص مواد گسترش یافته است. از این رو مقدار کرنش شکست مواد نقش پررنگی به خود گرفته است. کرنش شکست به مقدار کرنشی گفته می‌شود که یک ماده‌ی تحت تنش تا لحظه‌ی شکست و پارگی تحمل می‌کند. این کرنش در همه‌ی جهت‌ها به ماده وارد می‌شود. در نتیجه می‌توان کرنش‌های اصلی ایجاد شده را به صورت معادله‌ی ۱ بیان و مقدار آن را محاسبه کرد:

$$\varepsilon_f = \sqrt{\frac{2}{3}(\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2)} \quad (1)$$

در این رابطه  $\varepsilon_f$  کرنش معادل ماده و  $\varepsilon_1$ ،  $\varepsilon_2$ ،  $\varepsilon_3$  کرنش‌های اصلی ایجاد شده در ماده در لحظه‌ی شکست هستند.

ورق باشد.<sup>[۲۱]</sup> میزان تغییرات ناهمسانگردی عمودی به نسبت راستای غلتک کاری از طریق رابطه‌ی ۱۳ تعیین می‌شود:

$$\Delta r = \frac{r_0 + r_{90} - 2r_{45}}{4} \quad (13)$$

که در آن  $\Delta r$  به عنوان ناهمسانگردی صفحه‌ی ۲ شناخته می‌شود. برای بیان رفتار مواد ناهمسانگرد، معادلات ساختاری مختلفی معرفی شده‌اند. در میان این معادلات، معادله درجه دو هیل به عنوان سطح تسلیم، از عمومیت بیشتری برخوردار است و نوابت آن به آسانی با انجام آزمون کشش قابل محاسبه است. معیار تسلیم ناهمسانگرد درجه دو<sup>۳</sup> پیشنهادی به صورت رابطه‌ی ۱۴ است:<sup>[۲۲]</sup>

$$\begin{aligned} 2\varphi(\sigma_{ij}) &= F(\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + G(\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + \\ H(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 &+ 2L\sigma_{12}^2 + \\ 2M\sigma_{21}^2 + 2N\sigma_{12}^2 &= 1 \end{aligned} \quad (14)$$

معیار هیل دارای شش متغیر برای ناهمسانگردی است که از آزمایش کشش به دست می‌آیند.<sup>[۲۳، ۲۲]</sup> ضرایب  $F, G, H, L, M$  نیز به ضرایب هیل<sup>۴</sup> معروف‌اند که مطابق روابط ۱۵ تا ۱۸ محاسبه می‌شوند:

$$F = \frac{2r_0}{r_{90}(1+r_0)} \quad (15)$$

$$G = \frac{2}{1+r_0} \quad (16)$$

$$H = \frac{2r_0}{1+r_0} \quad (17)$$

$$L = M = N = (F+G)(r_{45} + 0.5) \quad (18)$$

لازم به ذکر است که ضریب ناهمسانگردی مطابق با استاندارد، قبل از نیروی بیشینه تعیین می‌شود.<sup>[۲۴]</sup>

### ۳. ساخت نمونه‌ها

آلومینیوم، از نظر فراوانی، دومین عنصر روی زمین بعد از اکسیژن است که در کاربردهای مهندسی از اوایل قرن ۱۹ با سایر فلزها رقابت کرده و دارای صرفه‌ی اقتصادی است. این فلز از محبوبیت به‌سزایی در بین صنعتگران برخوردار است. زیرا که این ورق از پرکاربردترین‌ها در صنعت است. به عنوان مثال مهندسی سازه در صنایع هوا فضا با مسئله کاهش وزن بدون کاهش استحکام و سختی سازه مواجه هستند این یعنی این که سازه باید سبک اما در عین حال دارای استحکام بالا باشد که آلومینیوم دارای این ویژگی منحصر است. در نتیجه، آلومینیوم می‌تواند بر روند رو به رشد تولید و استفاده از مواد جدید به شدت تأثیرگذار باشد. بنا به همین دلایل در این مقاله از ورق آلومینیوم از نوع آلومینیوم تجاری ۱۱۰۰ با ابعاد ورق ۱ متر در ۲ متر و ضخامت ۱/۵ میلی‌متر اختیار شد.

هدف اصلی در این مقاله، تعیین میزان کرنش شکست و ناهمسانگردی است. در این بخش با توجه به ماهیت مسئله و با توجه به بررسی تحقیقات پیشین، موارد زیر به عنوان پارامترهای اصلی تحقیق مد نظر قرار گرفته و نمونه‌ها با ابعاد ذکر شده بر اساس استاندارد<sup>۵</sup> انتخاب شده‌اند.<sup>[۴]</sup> در شکل ۱ ابعاد و هندسه‌ی نمونه‌ها پیش و پس از آزمون کشش استاندارد نشان داده شده است.

به همین دلیل اکثر ورق‌های فلزی که تحت عملیات نورد قرار می‌گیرند باید مورد بررسی قرار گیرند زیرا خواص مکانیکی آنها به راستاهای کریستالی وابسته خواهند بود و با تغییر در راستای آنها نسبت به راستای نورد نیز تغییر پیدا خواهد کرد. با انجام این فرایند بر روی فلز، کریستال‌ها در راستای بزرگ‌ترین کرنش اعمال شده، کشیده می‌شوند. از این رو با ایجاد تغییر شکل خمیری در ماده شرایط همسانگردی به حالت ناهمسانگردی تبدیل می‌شود.<sup>[۱۷]</sup> به دلیل وجود ساختار کریستالی و مشخصه‌های فرایند غلتک‌کاری عموماً صفحه‌های فلزی رفتار ناهمسانگرد مخصوص به خود را نشان می‌دهند.<sup>[۱۸]</sup>

اعمال درست و مؤثر رفتار ناهمسانگردی در نواحی مختلف ورق حائز اهمیت است و باید بر اساس نتایج تحلیل، این خواص به درستی انتخاب شود. بسته به میزان ناهمسانگردی، بسیاری از مشخصه‌های تغییرشکل همانند سطح تسلیم، کرنش شکست و نازک‌شدگی تغییر خواهد کرد. ناهمسانگردی از طریق پارامتر  $r$  و مطابق رابطه‌ی ۷ تعریف می‌شود:<sup>[۱۹]</sup>

$$r = \frac{\ln \frac{w}{w_0}}{\ln \frac{t}{t_0}} \quad (7)$$

که در آن  $w_0$  و  $w$  به ترتیب عرض اولیه و نهایی و  $t_0$  و  $t$  به ترتیب ضخامت اولیه و نهایی نمونه هستند.

فرایندهای شکل‌دهی ارتباط خاصی با ناهمسانگردی مواد دارند؛ زیرا بزرگ بودن مقدار  $r$  برای تمامی فرایندهای شکل‌دهی، از جمله فرایند خمش، مناسب نیست. این امر بدین معناست که در هر فرایند وضعیت کرنش در آنها سبب ایجاد عیوب مختلف می‌شود.<sup>[۲۰]</sup> با توجه به ثابت بودن حجم می‌توان معادله‌ی ۷ را برحسب کرنش‌های طولی و عرضی نوشت:

$$\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} = 0 \quad (8)$$

$$r = -\frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{11} + \varepsilon_{22}} \quad (9)$$

$$r = \frac{-\ln \frac{w}{w_0}}{\ln \frac{l}{l_0} + \ln \frac{w}{w_0}} \quad (10)$$

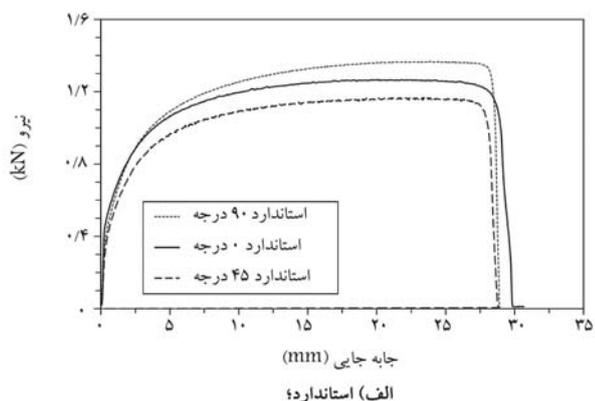
در معادله‌ی ۱۰،  $l$  و  $l_0$  به ترتیب معرف طول اولیه و طول نهایی هستند؛ طول اولیه مطابق استاندارد تعیین می‌شود. می‌توان معادله‌ی ۱۰ را به صورت رابطه‌ی ۱۱ نیز بازنویسی کرد:

$$r = \frac{\ln \frac{w}{w_0}}{\ln \frac{l_0 w}{l w_0}} \quad (11)$$

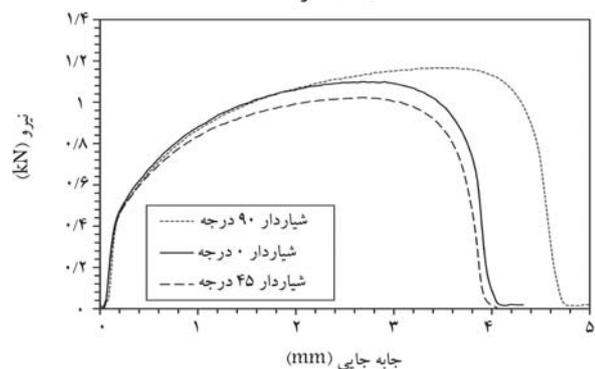
از این رابطه برای تعیین ضرایب ناهمسانگردی استفاده می‌شود. آزمایش‌ها نشان می‌دهد که  $r$  به جهت بستگی دارد. اگر محور طولی نمونه کششی نسبت به راستای غلتک‌کاری زاویه‌ی  $\theta$  داشته باشد، سه مقدار ضریب  $r_{\theta}$  به صورت  $r_0, r_{45}, r_{90}$  اهمیت به‌سزایی خواهند داشت. ضریب ناهمسانگردی نرمال، مقدار میانگین  $r$  برای راستاهای مختلف داخل ورق فلزی است که با  $r_n$  نشان داده می‌شود. با تعیین مقادیر  $r$  برای نمونه در سه راستای داخل صفحه‌ی ورق فلزی (صفر، ۴۵ و ۹۰ درجه) ضریب ناهمسانگردی عمودی طبق رابطه‌ی ۱۲ بیان می‌شود:

$$r_n = \frac{r_0 + 2r_{45} + r_{90}}{4} \quad (12)$$

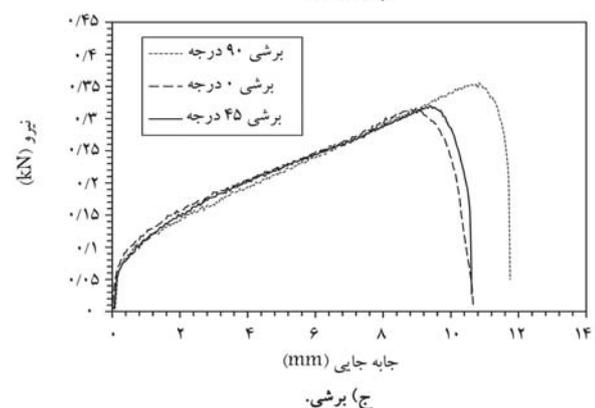
مقدار  $r_n$  برای مواد همسانگرد برابر ۱ است.  $r_n$  زمانی بیشتر از ۱ است که استحکام در راستای ضخامت بزرگ‌تر از استحکام میانگین در راستای لایه‌ی شدن در صفحه‌ی



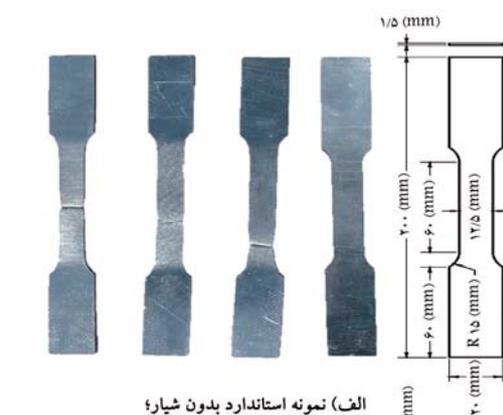
الف) استاندارد؛  
جابه جایی (mm)



ب) شیاردار؛  
جابه جایی (mm)



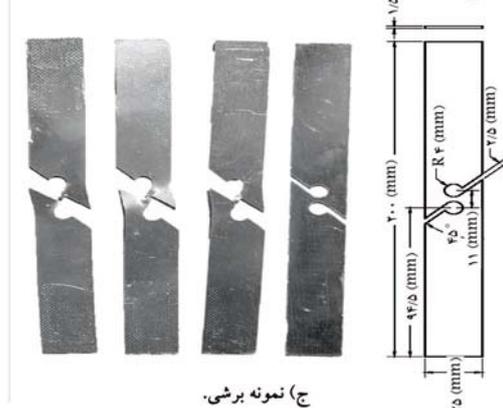
ج) برشی.



الف) نمونه استاندارد بدون شیار؛



ب) نمونه شیاردار؛



ج) نمونه برشی.

شکل ۱. ابعاد، هندسه و محل شکستگی نمونه‌ی تحت کشش به ترتیب از راست به چپ برای نمونه‌ی سالم، نمونه در راستای صفر، ۴۵ و ۹۰ درجه و ابعاد برحسب میلی متر و ضخامت ۱/۵ میلی متر می باشد.

شکل ۲. نمودار نیرو- جابه‌جایی حاصل از آزمایش تجربی برای نمونه‌ها.

است. پس از انجام آزمایش روی قطعات و مشاهده‌ی ناحیه‌ی شکست، مشاهده شد که شکل ظاهری شکست در نمونه‌ها متفاوت است؛ به این صورت که گلوبی شدن و شروع شکست در نمونه‌های استاندارد و شیاردار به شکلی است که از وسط قطعه شروع و به کناره‌ها ختم می‌شود ولی در نمونه‌ی برشی شروع شکست از کناره‌هاست و ناحیه‌ی شکست در نمونه‌های شیاردار و برشی از وسعت بیشتری برخوردار است. وجود اختلاف در مقادیر نیروهای وارد شده بر هر نمونه به دلیل وجود ناهمسانگردی در آنهاست؛ وجود ناهمسانگردی نیز به هندسه‌ی شکل و همچنین راستای نورد آنها وابسته است.

#### ۲.۴ کرنش شکست در نمونه‌های استاندارد بدون شیار و شیاردار

برای محاسبه‌ی کرنش شکست در نمونه‌های بدون شیار و شیاردار، باید به اندازه‌گیری مساحت سطح مقطع شکست نمونه‌ها پرداخت، که این روش در زمره روش‌های

#### ۴. آزمون‌ها و نتایج تجربی

##### ۴.۱. آزمایش کشش

آزمایش‌های کشش تک‌محوره در دمای حدود ۲۵ درجه سانتی‌گراد انجام گرفت. این آزمایش برای هر سه زاویه‌ی صفر، ۴۵ و ۹۰ درجه انجام شد و نمونه‌ها تا لحظه‌ی شکست، تحت کشش قرار گرفتند. نمودار نیرو برحسب جابه‌جایی برای نمونه‌ها در شکل ۲- الف برای نمونه‌ی استاندارد بدون شیار، شکل ۲- ب برای نمونه‌ی شیاردار و شکل ۲- ج برای نمونه‌ی برشی ارائه شده است.

با توجه به داده‌های به دست آمده، می‌توان دید که در تمامی حالات بارگذاری، بارپذیری در زاویه‌ی نورد ۹۰ درجه بیشتر از سایر زاویه‌هاست. همچنین کم‌ترین مقدار بارپذیری در زاویه‌ی نورد ۴۵ درجه رخ داده است و این موضوع در قطعه‌ی برشی متفاوت است که کم‌ترین بارپذیری برای این قطعه در زاویه‌ی نورد صفر درجه

$P_2$  محل تغییر شکل و جابه‌جایی، نقطه‌ی  $P_2$  مرکز کمان شیار پایین و نقطه‌ی  $P_5$  محل تماس مماس بر کمان شیار بالایی است که مماس در آن نقطه عمود است. در این جا  $\varphi_1$  زاویه‌ی است که در راس آن نقطه  $P_2$  قرار دارد و پال‌های آن از نقاط  $P_1$  و  $P_2$  عبور می‌کند و  $\varphi_2$  زاویه‌ی است که در راس آن نقطه  $P_2$  است و پال‌های آن از نقاط  $P_2$  و  $P_5$  عبور می‌کند. حال با کمک رابطه‌ی ۲۰ کرنش مؤثر شکست محاسبه و نتایج آن در جدول ۲ گزارش شده است. این دو روش، مخصوصاً روش دوم، کم‌هزینه‌تر از روش‌های دیگر اندازه‌گیری کرنش است که تنها با تصویربرداری و انجام یک سری محاسبات هندسی می‌توان مقدار کرنش شکست را با کم‌ترین خطا به دست آورد.

$$\bar{\varepsilon}_f = \frac{\varphi_1}{\sqrt{3}} \quad (20)$$

## ۵. شبیه‌سازی عددی

در شبیه‌سازی، از معیار تسلیم هیل در محیط نرم‌افزار آباکوس<sup>۸</sup> استفاده شده است و ضرایب ناهمسانگردی به صورت  $R_{11}, R_{22}, R_{33}, R_{12}, R_{13}, R_{23}$  معرفی می‌شود.<sup>[۲۵، ۲۶]</sup> برای شبیه‌سازی ورق‌های ناهمسانگرد با استفاده از روابط ۲۱ تا ۲۳ از فرض  $R_{11} = R_{22} = R_{33} = 1$  استفاده شده است.<sup>[۲۷، ۲۸]</sup> مقادیر به دست آمده برای ورق آلومینیوم با ضخامت ۱/۵ میلی‌متر در جدول ۳ نشان داده شده است.

$$R_{22} = \sqrt{\frac{1}{F+H}} \quad (21)$$

$$R_{33} = \sqrt{\frac{1}{G+F}} \quad (22)$$

$$R_{12} = \sqrt{\frac{3}{2N}} \quad (23)$$

در شبیه‌سازی، آزمایش کشش روی نمونه‌ها اعمال می‌شود. نمونه‌ها از یک انتها ثابت و در سمت دیگر جابه‌جایی بیشینه، مطابق شکل ۲ اعمال می‌شود. شبیه‌سازی به صورت حل ضمنی<sup>۹</sup> انجام شده و برای اطمینان از همگرایی، پله‌های زمانی  $10^{-8} \times 2$  در نظر گرفته شده است. به منظور بررسی حساسیت حل عددی به شبکه‌بندی، نوع المان‌ها شش‌وجهی C3D8R و اندازه‌ی ۰/۷ میلی‌متر است. چندین حالت برای تعداد المان در نظر گرفته شده که، جدول ۴ نمونه‌ی آن را برای نمونه برشی نشان می‌دهد. معیار حساسیت کرنش شکست تعداد المان‌هاست به گونه‌ی که با افزایش تعداد المان‌ها، مقدار میانگین کرنش شکست تغییر نکند. با بررسی این حساسیت برای نمونه‌های دیگر، تعداد المان‌ها در نمونه استاندارد، شیاردار و برشی به ترتیب ۱۱۵۸، ۶۱۸ و ۱۱۵۸ انتخاب شد.

جدول ۲. مقدار کرنش شکست تجربی نمونه برشی.

راستای نورد	صفر درجه	۴۵ درجه	۹۰ درجه
کرنش شکست (نمونه برشی)	۰/۶۷	۰/۷۰	۰/۸۰

جدول ۳. نسبت کرنش‌های خمیری و نسبت تنش‌های تسلیم برای آلومینیوم ۱۱۰۰.

$R_{22}$	$R_{33}$	$R_{12}$	$R_{11} = R_{13} = R_{23}$
۱/۰۵	۱/۱	۰/۹	۱

کم‌هزینه دسته‌بندی می‌شود. در این روش ابتدا از سطح مقطع شکست نمونه‌های بدون شیار و شیاردار توسط میکروسکوپ نوری تصویربرداری می‌شود. سپس این تصاویر وارد نرم‌افزارهای پردازش تصویر میکروسکوپی شد و مقیاس آنها در تنظیمات نرم‌افزار کالیبره شد. سپس با مشخص کردن سطح مقطع شکست، مساحت این مقطع پس از شکست محاسبه شد و کرنش شکست توسط معادله‌ی ۱۹ به دست آمد:

$$\varepsilon = \ln \left( \frac{A_0}{A_f} \right) \quad (19)$$

که در آن،  $A_0$  مساحت سطح مقطع اولیه است که با توجه به هندسه و ابعاد قطعه به دست می‌آید؛  $A_f$  نیز مساحت سطح مقطع شکست است که مقدار آن توسط نرم‌افزار استخراج شده است.

در این روش پس از انجام آزمایش کشش بر روی هر نمونه، مساحت سطح مقطع شکست هر کدام با استفاده از نرم‌افزار پردازش تصویر<sup>۶</sup> محاسبه شد و پس از آن کرنش شکست برای هر نمونه محاسبه شد و مقادیر آن در جدول ۱ گزارش شده است.

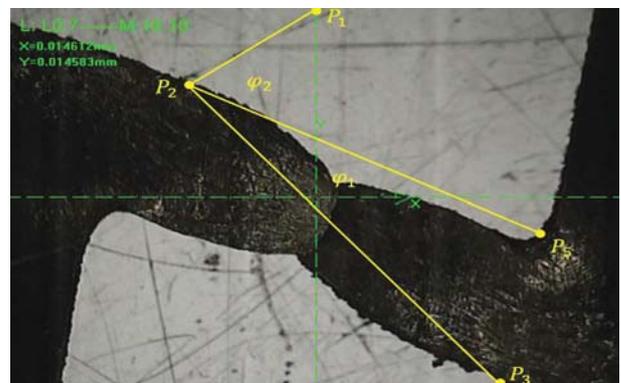
## ۳.۴. کرنش شکست در نمونه‌ی برشی

برای محاسبه‌ی کرنش در نمونه‌ی برشی نیز از دستگاه اندازه‌گیری تصویری<sup>۷</sup> استفاده شده است؛ این روش روشی نوین با هزینه‌ی مناسب است. در این روش، با قرارگیری قطعه روی میز دستگاه و تابیده شدن نور به آن، سایه شکل می‌گیرد. این سایه با عبور از لنزهای دستگاه بزرگ‌نمایی شده و توسط دوربین دیجیتال برای تحلیل و اندازه‌گیری وارد نرم‌افزار می‌شود. سپس پارامترهایی همچون فاصله، تقاطع، عمودی، موازی، مماس بودن، زاویه، کمان، نیمساز و محل تقاطع به راحتی توسط اپراتور اندازه‌گیری می‌شود. در این آزمایش می‌توان کرنش شکست را با اندازه‌گیری زاویه‌ی کرنش بعد از اعمال بار محاسبه کرد. از نمونه‌های شکسته شده، تصویربرداری شد و زاویه‌ی شکست، بعد از شکست قطعه استخراج شد. نکته‌ی حائز اهمیت این است که در محاسبه‌ی کرنش شکست، اندازه‌ی این زاویه‌ها برحسب رادیان اعلام می‌شود.

چنان‌که در شکل ۳ نشان داده شده، نقطه‌ی  $P_1$  مرکز کمان شیار بالایی، نقطه‌ی

جدول ۱. کرنش شکست نمونه‌ی بدون شیار و نمونه‌ی شیاردار.

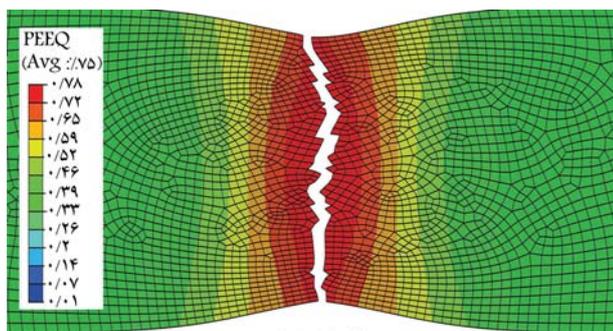
راستای نورد	صفر درجه	۴۵ درجه	۹۰ درجه
کرنش شکست (نمونه استاندارد)	۰/۶۳	۰/۶۴	۰/۶۵
کرنش شکست (نمونه شیاردار)	۰/۴۶	۰/۴۵	۰/۵۰



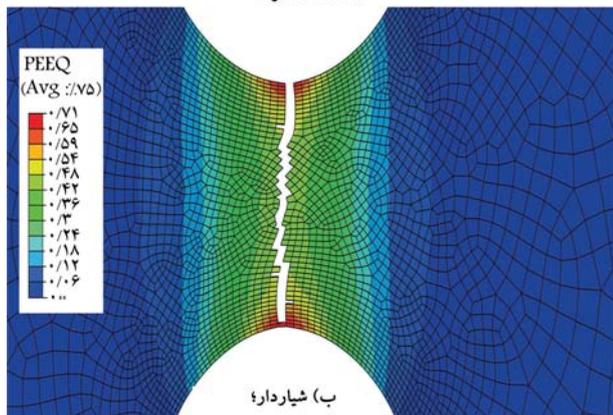
شکل ۳. نمونه‌ی برشی قبل از تغییر شکل و شکست که توسط میکروسکوپ نوری مشاهده شده است.

جدول ۴. تحلیل حساسیت شبکه بندی برای نمونه برشی.

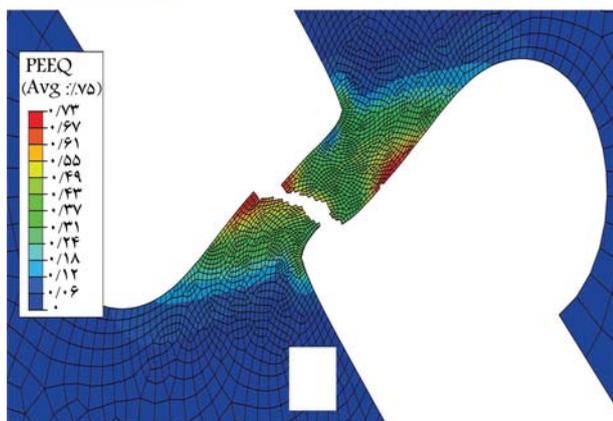
تعداد المان	مقدار میانگین کرنش شکست
۵۶۲	۰/۶۶۴
۶۱۸	۰/۷۲۷
۱۳۹۲	۰/۷۲۷



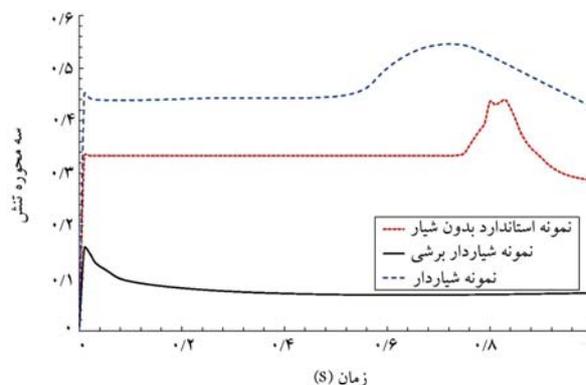
الف) استاندارد



ب) شیاردار



ج) برشی



شکل ۴. تغییرات سه محوره تنش در مدت زمان شبیه سازی برای نمونه استاندارد بدون شیار، نمونه شیاردار و نمونه برشی.

مقدار سه محوره تنش نیز یکی از خروجی های نرم افزار آباکوس است و در طول فرایند کشش در تمام نقاط نمونه قابل دست یابی است. مقادیر سه محوره تنش و کرنش شکست از میانگین داده های چندین المان در نقطه ی شکست خوانده می شود. نمودار سه محوره تنش برحسب زمان برای نمونه ی استاندارد بدون شیار، نمونه ی شیاردار و نمونه ی برشی در شکل ۴ نشان داده شده است. سه محوره تنش نسبت تنش هیدرواستاتیکی به تنش وون میز است؛ که این نسبت با توجه به هندسه ی قطعه تغییر می کند. وجود قله در نمودار سه محوره تنش - زمان، گویای لحظه ی گلوبی شدن<sup>۱۶</sup> است که بعد از گلوبی شدن تا لحظه ی شکست، مقدار سه محوره تنش با کاهش نسبت تنش هیدرواستاتیکی به تنش وون میز در قطعه کاهش می یابد. نتایج نشان می دهد که در برخی از هندسه ها مقدار سه محوره تنش تا قبل از لحظه ی گلوبی شدن مقدار ثابتی است. این موضوع بیان می دارد که هر نمونه ی با هندسه ی خاص، مقدار سه محوره تنش منحصر به فرد خود را دارد. با بررسی داده ها به این نتیجه می رسیم که زمان گلوبی شدن در نمونه با مقدار سه محوره تنش بیشتر، کوتاه تر است و همچنین کرنش شکست کمتری در شرایط بارگذاری یکسان وجود خواهد داشت. در ادامه ی نتایج کرنش شکست حاصل از شبیه سازی اجزای محدود برای نمونه های آزمایش شده در شکل ۵ قابل مشاهده است.

پس از انجام شبیه سازی روی هر کدام از نمونه ها، مقادیر مربوط به سه محوره تنش و کرنش شکست از نرم افزار آباکوس استخراج شده است. جدول ۵ نتایج مربوط به سه محوره تنش و کرنش شکست را برای هر یک از انواع نمونه ها نشان می دهد. با مشاهده ی داده های این جدول، نتایج تجربی و شبیه سازی، تطابق خوبی نسبت به یکدیگر دارند. همچنین می بینیم که در سه محوره تنش متفاوت، بارپذیری نمونه ی استاندارد نسبت به بقیه ی نمونه ها بیشتر است. بارپذیری نمونه ی شیاردار نیز از نمونه ی برشی بیشتر است.

## ۶. نتیجه گیری

نتایج حاصل از بررسی عددی و تجربی نشان می دهد که ماده در سه راستا،

شکل ۵. نتایج کرنش شکست حاصل از شبیه سازی اجزای محدود برای نمونه های مختلف.

خواص مکانیکی مختلفی از خود نشان می دهد که دلیل آن، وجود ناهمسانگردی در قطعه های مورد بررسی است. همچنین می توان به کمک آزمایش کشش تک محوره بر روی نمونه ها، شکست ماده را در سه محوره تنش گوناگون بررسی کرد و به این نتیجه رسید که وابستگی کرنش شکست به سه محوره تنش به عنوان پارامتر اصلی در شبیه سازی شکست در نرم افزار آباکوس است و در محدوده های مختلف از سه محوره تنش رفتار کرنش شکست متفاوت است. همچنین بررسی ها نشان می دهد که سه محوره تنش یا حالت تنش، کمیتی است که نوع بارگذاری وارد بر ماده را نشان می دهد و تحت تأثیر هندسه ی نمونه است. با تحلیل نتایج آزمایش کشش، بررسی تصاویر گرفته شده از قطعات توسط دستگاه های موجود و تحلیل نتایج مقادیر کرنش شکست، نشان داده شد که نمونه ی استاندارد بیشترین مقدار کرنش شکست در شرایط آزمایشگاهی یکسان نسبت به دو نمونه ی دیگر را دارد و

جدول ۵. مقایسه کرنش های شکست تجربی و عددی در سه محوره تنش مربوط به هر نمونه.

نوع نمونه	سه محوره تنش	کرنش شکست تجربی	کرنش شکست شبیه سازی	اختلاف (%)
استاندارد	°/۳۸	°/۶۴	°/۷۰	۹/۴
شیاردار	°/۴۸	°/۴۷	°/۴۶	۲/۱
برشی	°/۳۴	°/۷۲	°/۸	۱۱/۱

- قطعه‌ی برشی نیز کم‌ترین مقدار کرنش شکست را دارد. این در حالی است که مقدار سه محوره‌ی تنش نمونه‌ی استاندارد کم‌تر از نمونه‌ی شیاردار است و این تحلیل نشان می‌دهد که سه محوره‌ی تنش یکی از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر کرنش شکست ماده است، به گونه‌ی که با افزایش مقدار سه محوره‌ی تنش، مقدار کرنش شکست کاهش می‌یابد.
- از دیگر دستاوردهای این مقاله، ارائه‌ی روشی ساده و کم‌هزینه برای به دست آوردن کرنش موضعی به ویژه کرنش شکست در نمونه‌ی برشی است که روش تصویربرداری از سطح مقطع شکست قادر به اندازه‌گیری آن نیست. روش معرفی شده در این تحقیق نسبت به روش‌های اندازه‌گیری کرنش، همچون روش برهم‌نگاری تصاویر دیجیتالی، بسیار کم‌هزینه‌تر و ساده‌تر است. با مقایسه‌ی نتایج تجربی حاصل از این روش و داده‌های شبیه‌سازی، تطابق خوبی میان آنها (بیشترین خطا ۱۱/۱) مشاهده شد.
- فهرست علائم**
- $A$ : سطح مقطع اولیه؛  
 $A_f$ : مساحت سطح مقطع شکست؛  
 $E$ : مدول الاستیک؛  
 $L, H, G, F$ : ضریب لنگفورد؛  
 $\sigma$ : تنش؛  
 $\sigma_m$ : تنش هیدرواستاتیکی؛  
 $\sigma_{eq}$ : تنش معادل وون میزز؛  
 $\eta$ : سه محوره تنش؛  
 $\theta$ : جهت نورد؛  
 $\varepsilon_1 - \varepsilon_3$ : کرنش اصلی ایجاد شده در لحظه‌ی شکست؛  
 $\varepsilon_f$ : کرنش معادل شکست؛  
 $w$ : عرض نهایی؛  
 $w_0$ : عرض اولیه؛  
 $t$ : ضخامت نهایی؛  
 $t_0$ : ضخامت اولیه؛  
 $R_{11, 12, 22, 13, 23, 33}$ : ضریب ناهمسانگردی؛  
 $r_n$ : ناهمسانگردی عمودی؛  
 $r$ : ناهمسانگردی؛  
 $\Delta r$ : ناهمسانگردی صفحه‌ی؛  
 $r_\theta$ : ناهمسانگردی در جهت نورد؛  
 $l$ : طول نهایی؛  
 $l_0$ : طول اولیه؛  
 $M$ : ضریب لنگفورد؛  
 $N$ : ضریب لنگفورد؛  
 $r$ : ناهمسانگردی؛

## پانویس‌ها

1. Von Mises Stress
2. Planar Anisotropy
3. Quadratic Anisotropic Criterion
4. Hill Factor
5. ASTM-E8
6. MIP - Microstructural Image Processing
7. VMM - Vision Measuring Machine
8. Abaqus
9. Explicit
10. Necking

## منابع (References)

1. Mirza, M.S., Barton, D.C. and Church, P. "The effect of stress triaxiality and strain-rate on the fracture charac-

- teristics of ductile metals" *Journal of materials science*, **31**(2), pp. 453-461 (1996).
2. Seidt, Jeremy D. and et al. "Ballistic impact of anisotropic 2024 aluminum sheet and plate". *International Journal of Impact Engineering*, **62**, pp. 27-34 (2013).
3. Anderson, D. and et al. "Influence of stress triaxiality and strain rate on the failure behavior of a dual-phase DP780 steel". *Materials & design* **60**, pp. 198-207 (2014).
4. Zhang, Z. H. and et al. "Global anisotropic response of friction stir welded 2024 aluminum sheets". *Acta Materialia* **92**, pp. 117-125 (2015).
5. Daehli, Lars Edvard, et al. "A Lode-dependent Gurson model motivated by unit cell analyses". *Engineering Fracture Mechanics* **190**, pp. 299-318 (2018).
6. Wang, B., Xiao, X., Astakhov, V.P. and et al. "The effects of stress triaxiality and strain rate on the fracture strain of Ti6Al4V". *Engineering Fracture Mechanics*, **219**, p. 106627 (2019).

7. Lin, Y.C., Zhu, X.H., Dong, W.Y. and et al “ Effects of deformation parameters and stress triaxiality on the fracture behaviors and microstructural evolution of an Al-Zn-Mg-Cu alloy”, *Journal of Alloys and Compounds*, **832**, p. 154988 (2020).
8. Zhang, H., Li, X., Gao, T. and et al. “Experimental study on deformation evolution and fracture behaviors of pure titanium at different stress triaxialities”, *Engineering Fracture Mechanics*, **258**, p. 108127 (2021).
9. Wei, X., Liu, Y., Yu, Y. and et al. “Hybrid effect of stress state and strain rate on the deformation and ductile fracture behaviour of TRIP800 steel sheet”, *Materials Science and Engineering: A*, **833**, p. 142533 (2022).
10. Rickhey, F. and Hong, S. “Stress triaxiality in anisotropic metal sheets—definition and experimental acquisition for numerical damage prediction”, *Materials*, **15**(11), p. 3738 (2022).
11. Tian, X.L. and Guo, J. “Dynamic mechanical properties and modification of fracture criteria of 6061-T651 aluminum alloy”, *Engineering Fracture Mechanics*, **262**, p. 108273 (2022).
12. Rodriguez-Millan, Marcos, and et al. “Influence of stress state on the mechanical impact and deformation behaviors of aluminum alloys”, *Metals*, **8**,7, p. 520 (2018).
13. Martinez-Donaire, A. J. and et al. “Analysis of the influence of stress triaxiality on formability of hole-flanging by single-stage SPIF”, *International Journal of Mechanical Sciences* **151**, pp. 76-84 (2019).
14. Bai, Y., Xiaoqing, T. and Tomasz, W. “On the application of stress triaxiality formula for plane strain fracture testing”, *Journal of Engineering Materials and technology*, **131**,2 (2009).
15. Gomes, C., Oladipo, O. and Michael, L. “Investigation of springback in high strength anisotropic steels”. *Journal of Materials Processing Technology*, **159**,1, pp. 91-98 (2005).
16. Chan, W. M. and et al. “Finite element analysis of spring-back of V-bending sheet metal forming processes”, *Journal of Materials Processing Technology*, **148**,1, pp. 15-24 (2004).
17. Tapponnier, P. and Peter, M. “Slip-line field theory and large-scale continental tectonics”, *Nature*, **264**,5584, p.319-324 (1976).
18. Bunge, H.J., Klaus Pöhlandt, and A. ERMAN Tekkaya. *Formability of Metallic Materials: Plastic Anisotropy, Formability Testing, forming limits*”, Springer Science & Business Media, (2000).
19. Banabic, D. “Plastic behaviour of sheet metal”, *Sheet Metal Forming Processes*. Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 27-140 (2010).
20. Hill, R. “A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals”. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, **193**,1033, pp. 281-297 (1948).
21. Stachowicz, F. and Trzepieciński. T. “Modelling of friction anisotropy of deep-drawing sheet in ABAQUS/EXPLICIT”. *Archives of Foundry Engineering*, **10**,3, pp. 47-52 (2010).
22. Esmailpour, R., Kim, H., Park, T. and et al. “Comparison of 3D yield functions for finite element simulation of single point incremental forming (SPIF) of aluminum 7075”. *International Journal of Mechanical Sciences*, **133**, pp. 544-554 (2017).
23. Said, L.B., Wali, M., Khedher, N. and et al. “Efficiency of rubber-pad cushion in bending process of a thin aluminum sheet”. *Journal of Rubber Research*, **23**(2), pp. 89-99 (2020).
24. Koubaa, S., Mars, J., Wali, M. and et al. “Numerical study of anisotropic behavior of Aluminum alloy subjected to dynamic perforation”. *International Journal of Impact Engineering*, **101**, pp. 105-114 (2017).
25. Jie, M. and et al. “Forming limit diagrams of strain-rate-dependent sheet metals.” *International Journal of Mechanical Sciences*, **51**,4, pp. 269-275 (2009).
26. Janbakhsh, M., Loghmanian, S.M.R. and Faramarz D. “Application of different hill’s yield criteria to predict limit strains for aerospace titanium and aluminum sheet alloys”, pp. 35-44 (2014).
27. Ghennai, W. and et al. “Experimental and numerical study of DC04 sheet metal behaviour—plastic anisotropy identification and application to deep drawing”. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, **100**,1, pp. 361-371 (2019).
28. Bouchaâla, K. and et al. “Numerical investigation of the effect of punch corner radius and die shoulder radius on the flange earrings for AA1050 and AA1100 aluminum alloys in cylindrical deep drawing process”, *Heliyon*, **7**,4, p. e06662 (2021).

# تأثیر دامنه‌ی ارتعاش و دما بر شکل و اندازه‌ی پودر آلومینیوم تولید شده با فرایند اتمیزه‌کننده آلتراسونیک

محمد مهدی مجتهدی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

حمید سلیمانی مهر\* (استادیار)

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده‌ی مکانیک برق و کامپیوتر، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، تهران

محمد معظمی گودرزی (استادیار)

گروه مهندسی مواد، دانشکده‌ی فنی و مهندسی، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، تهران

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره ۳-۳، شماره ۱، ص. ۳۵-۴۵، (پژوهشی)

در این مقاله تأثیر دامنه‌ی ارتعاش بر شکل و اندازه پودر آلومینیوم تولید شده با فرایند اتمیزه کردن فراصوتی با فرکانس ارتعاشی  $2^\circ$  کیلو هرتز بررسی شده است. تأثیر عواملی چون دمای مذاب و دامنه‌ی امواج فراصوتی بر اندازه ذرات و شکل ذرات بررسی شد. همچنین بررسی شد هرکدام از عوامل در چه سطحی بر مشخصات مورد انتظار تحقیق تأثیر گذارند. با بررسی نتایج به دست آمده مشاهده شد با افزایش دمای مذاب گرانروی مذاب کم‌تر شده و در نتیجه اتمیزه شدن مذاب راحت‌تر می‌شود و همچنین نیروی کشش سطحی کاهش یافته و جدا شدن قطره‌ی مذاب از فیلم مذاب ایجاد شده بر اتمیزه‌کننده آسان‌تر شد. و نیز مشاهده شد با افزایش اندازه‌ی دامنه‌ی ارتعاش پودر فلز تولید شده از لحاظ اندازه دارای میانگین اندازه‌ی کوچک‌تری است. میانگین قطر ذرات پودر تولید شده در این آزمایش  $82.43$  میکرون، بیشینه‌ی قطر ذرات  $92.16$  میکرون و کمینه‌ی قطر ذرات  $71.33$  میکرون بوده است.

واژگان کلیدی: فراصوتی، اتمیزه کردن، پودر آلومینیوم، دامنه‌ی ارتعاش، فرکانس.

mehdi.mojtahedi92@gmail.com  
soleimanimehr@srbiau.ac.ir  
moazami@srbiau.ac.ir

## ۱. مقدمه

ایجاد قطرات کوچک یا مه که دارای توزیع نسبتاً یکنواخت اندازه قطره هستند به کار گرفته می‌شود.

برای تولید پودر مواد در اندازه‌های میکرو و نانو نیز از این روش می‌توان بهره برد.<sup>[۱]</sup> در اتمیزه کردن فراصوتی مایعات با گرانروی بالا، با تغییر مؤلفه‌های تولیدکننده‌ی امواج فراصوتی می‌توان اندازه‌ی قطرات و گستره‌ی توزیع اندازه‌ی قطرات را تغییر داد.<sup>[۲]</sup> سال‌هاست که از اتمیزه کردن فراصوتی تماسی برای تولید پودرهای دارویی و لحیم‌کاری استفاده می‌شود؛ زیرا در این فرایند ساخت، تولید پودرهای فلزی با شکل کروی، ناخالصی کم‌تر و گستره‌ی توزیع اندازه باریک‌تر امکان‌پذیر است. روش اتمیزه کردن فلز مذاب با استفاده از امواج فراصوتی منجر به اختراع یک دستگاه اتمیزه‌کننده‌ی فراصوتی با سرازیر چتری شد.<sup>[۳]</sup> شیوه‌ی تولید پودرهای فلزی توسط اتمیزه‌کننده‌ی فراصوتی مدت‌هاست که شناخته شده است؛ به ویژه اتمیزه کردن فلزات دارای نقطه‌ی ذوب پائین. مزایای این روش تولید پودر فلز عبارت است از: ۱. اکثر

پودر آلومینیوم در شکل‌های مختلفی از جمله ورقه‌یی، کروی و نامنظم تولید می‌شود که هرکدام کاربردهای مختلفی دارد. پودر آلومینیوم در اندازه‌ی میکرو، کاربردهای گوناگونی دارد که از آن جمله می‌توان به استفاده در ساخت فیلترها، ساخت یاتاقان‌های کشویی، استفاده در ترکیب سوخت پیش‌سازهای سوخت جامد اشاره کرد. چالش‌های موجود در تولید پودر فلزات باعث بهبود روش‌های معمول اتمیزه کردن و توسعه‌ی فرایندهای جدید اتمیزه کردن با بهره‌وری بالا و صرفه‌ی اقتصادی بیشتر شده است. شیوه‌های مختلفی برای اتمیزه کردن وجود دارد؛ مانند اتمیزه کردن با استفاده از دیسک چرخان، گازی، اتمیزه کردن آبی و اتمیزه کردن با استفاده از امواج فراصوتی. از طرفی اتمیزه کردن مایعات به وسیله‌ی امواج فراصوتی اغلب به عنوان روشی برای

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۱/۲/۳۱، اصلاحیه ۱۴۰۱/۵/۱۲، پذیرش ۱۴۰۱/۵/۲۴

DOI:10.24200/J40.2022.60374.1640

استناد به این مقاله:

مجتهدی، محمد مهدی، سلیمانی مهر، حمید و معظمی گودرزی، محمد (۲۰۱۴). «تأثیر دامنه‌ی ارتعاش و دما بر شکل و اندازه‌ی پودر آلومینیوم تولید شده با فرایند اتمیزه‌کننده آلتراسونیک»، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳۹، ص. ۳۵-۴۵

ذرات تولید شده به شکل کروی هستند. ۲. گستره توزیع اندازه‌ی ذرات باریک است. ۳. این قابلیت در این نوع سیستم‌ها وجود دارد که با تغییر فرکانس امواج فراصوتی اندازه‌ی قطر ذرات را تغییر دهیم. ۴. با انتخاب یک گاز محافظ مناسب (آرگون یا هلیوم) میزان اکسیداسیون کمیته و شکل ذرات کروی می‌شود. البته در این تحقیق به دلیل هزینه بالای استفاده از گاز محافظ و تجهیزات پیچیده‌ی آن، آزمایش بدون محافظت گاز و در حضور اکسیژن انجام شد و نیز تأثیر این مطلب بر شکل ذرات پودر تولید شده بررسی شد. این مزایا در مقایسه با روش‌های تولید معمولی، استفاده از این روش را توجیه می‌کند. در این مقاله پیرامون روش تولید پودر آلومینیوم با استفاده از آمیزه کردن فراصوتی تحقیق شد. چالش‌هایی که در این تحقیق با آن روبه‌رو بودیم عبارتند از: ۱. شکل محصول نهایی. ۲. قرار داشتن اندازه ذرات پودر تولید شده در گستره‌ی اندازه‌ی مناسب. ۳. یافتن تأثیر مؤلفه‌های مد نظر تحقیق بر مشخصات پودر تولید شده. ۴. تعیین میزان تأثیر هر یک از مؤلفه‌های مد نظر تحقیق در مشخصات پودر تولید شده. یعنی این که باید با انجام آزمایش‌های متعدد و به صورت تجربی دریافت که چگونه می‌توان از این روش آمیزه کردن به این نتایج دست پیدا کرد. در این تحقیق تلاش شد تا با استفاده از روش‌های تجربی و آزمایشگاهی تأثیر هر کدام از مؤلفه‌ها مانند دامنه‌ی ارتعاش و دمای مذاب آلومینیوم بر مشخصات نهایی محصول مشخص شود؛ مشاهده شد که این تأثیر در چه سطحی است. پولمن و همکارانش طی یک تحقیق، اقدام به ساخت پودر آلومینیوم و انواع آلیاژهای آن از جمله آلیاژ آلومینیوم و سرب، آلیاژ آلومینیوم و قلع و نیز اکسید آلومینیوم با استفاده از امواج فراصوتی با فرکانس ۲۰ کیلوهرتز کردند. آنها می‌دانستند که: ۱. تقریباً تمام فلزات در آلومینیوم مذاب حل می‌شوند و این حلالیت زمانی که با عمل آمیزه کردن همراه می‌شود افزایش می‌یابد. ۲. دانسیته‌ی آلومینیوم تا اندازه‌ی کمی کم است؛ از این رو برای تحریک آن امواج فراصوتی با دامنه‌های بزرگ‌تر لازم است. ۳. آلومینیوم مذاب در هوا با یک لایه اکسید سخت پوشیده می‌شود و این مطلب نیز باعث می‌شود برای تحریک مذاب آلومینیوم برای آمیزه شدن از امواج با دامنه‌های بزرگ‌تری استفاده کنند. ۴. به دلیل کشش سطحی زیاد و دانسیته‌ی کمی ایجاد باریکه‌ی مذاب از آلومینیوم بسیار مشکل است. ۵. با بررسی پودرهای تولید شده پی بردند که پودرهایی که در حضور اکسیژن آمیزه شده‌اند به صورت اشکی درآمده‌اند ولی پودرهایی که تحت محافظت گاز بی‌اثر آمیزه شده‌اند کاملاً کروی هستند. به منظور یافتن جنس مناسب برای ساخت هورن، چند میله از مواد مختلف تهیه کردند و آنها را به یک ویراتور ۲۰ کیلوهرتری متصل کردند و همگی را تا چند میلی‌متر در مذاب آلومینیوم فرو بردند. طبق یافته‌های آنها تنگستن خالص کم‌ترین انحلال را در مذاب آلومینیوم داشته و مناسب‌ترین ماده برای تهیه قسمت هورن و نازل مذاب بوده است.<sup>[۱]</sup> تولید پودر آلومینیوم از روش‌های مختلفی مانند آمیزه کردن گازی، برخورد مواد مذاب با دیسک چرخان، الکتروود چرخنده و آمیزه کردن فراصوتی میسر است که هر کدام مزایا و معایب مربوط به خود را دارند.<sup>[۵]</sup> در سال ۱۹۲۷، پدیده‌ی آمیزه کردن فراصوتی مایعات برای اولین بار و به طور مقدماتی توسط لومیس و وودز کشف و تحلیل شده است. شیلین لی و همکارانش روی مدل ریاضی کار کردند تا بتوانند قطر میانگین ذرات تولید شده به وسیله‌ی آمیزه‌کننده‌ی فراصوتی مایعات را پیش‌بینی کنند. خطای نسبی این مدل در حدود ۵٪ بوده است.<sup>[۶]</sup> این مسئله توجه دو قشر دانشگاهیان و صنعتگران را به خود جلب کرد. کاربرد مهم دیگر این سیستم در تولید پودر فلزات تقریباً یکسان و به شکل کروی است که اخیراً برگستره‌ی استفاده از آنها در صنعت افزوده شده است. لیرک و همکارانش روی آمیزه کردن فلزات با نقطه‌ی ذوب پایین (حداکثر تا ۷۰۰ درجه سانتی‌گراد) با امواج فراصوتی با فرکانس ۲۰ کیلوهرتز و ۰/۸ مگاهرتز مطالعه داشته‌اند. آنها متوجه شدند که آمیزه‌کننده‌ی مورد استفاده برای این کار باید

از مواد مقاوم در برابر خوردگی - مانند تیتانیوم ۳۱۸ با روکش اکسید آلومینیوم - ساخته شود تا بتوان آزمایش را برای دفعات زیاد و به طور مداوم انجام داد.<sup>[۷]</sup> برای مثال از آمیزه‌کننده‌های فراصوتی می‌توان برای ساخت وسیله‌ی مایعات را در هوا به صورت ذرات معلق پارکنده کند استفاده کرد؛ این فرایند برای درمان افرادی که دچار بیماری‌های دستگاه تنفسی هستند مفید خواهد بود. جینگون دوئان و همکارانش روی روش‌های مختلف آمیزه کردن مطالعاتی انجام دادند<sup>[۸]</sup> و نشان دادند که کاربرد دیگر آمیزه‌کننده‌ی فراصوتی در سیستم‌های پاشش سوخت انواع موتورهای سوخت فسیلی (بزنین یا گازوتیل) برای ایجاد یک جریان یکنواخت حاوی قطره‌های بسیار ریز سوخت است. عامر العجمی و همکارانش نیز در مورد پتانسیل استفاده از این فناوری برای کمک به فرایند احتراق مطالعاتی انجام دادند و دریافتند که استفاده از دستگاه آمیزه‌کننده‌ی فراصوتی برای کمک به فرایند احتراق در دستیابی به راندمان موتور ۱٪ و کاهش ۲۵٪ در گاز خروجی دی اکسید کربن مفید بوده است.<sup>[۹]</sup> شیکلیف و همکارش در تحقیقی، عوامل و پارامترهای مختلف موجود در فرایند تولید پودر فلزاتی با دمای ذوب کم‌تر از ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد را با روش آمیزه کردن فراصوتی بررسی کردند. آنها ابتدا تأثیر ضخامت لایه‌ی مذاب تشکیل شده روی سطح هورن (فیلم مذاب) را بر بازده تولید پودر فلز بررسی کردند (مقصود آنها پودر فلز با اندازه مناسب یعنی کوچک‌تر از ۵۶ میکرون بود) و متوجه شدند که وقتی ضخامت لایه‌ی مذاب از ۱ میلی‌متر افزایش می‌یابد بازده دستگاه نیز بیشتر می‌شود تا زمانی که این ضخامت به ۲ میلی‌متر می‌رسد. پس از این که ضخامت لایه‌ی مذاب از ۲ میلی‌متر بیشتر می‌شود بازده سیستم کاهش می‌یابد و این روند کاهش تا زمانی که ضخامت لایه مذاب به ۵ میلی‌متر می‌رسد ادامه دارد. در این آزمایش بسامد امواج فراصوتی ۲۲ کیلوهرتز و دامنه‌ی ارتعاشات ۳۰ میکرون بوده است.<sup>[۱۰]</sup> کاسیوپولی و همکارانش به بررسی نوعی آمیزه‌کننده‌ی فراصوتی بهینه شده برای تولید پودر فلزات با دمای ذوب پایین پرداختند. آمیزه‌کننده‌ی آنها برای تولید نانوساختارهای پودر فلزاتی با اندازه مناسب طراحی و ساخته شده بود. آنها دریافتند که انجماد سریع قطرات مذاب و تبدیل آنها به پودر فلز ناشی از انتقال حرارت به صورت همرفتی است. همچنین آنها توانستند اندازه قطرات مذاب آمیزه شده و به عبارتی اندازه ذرات پودر تولید شده را با استفاده از تغییر در مؤلفه‌های سیستم آمیزه کردن فراصوتی تحت کنترل خود قرار دهند.<sup>[۱۱]</sup> رامیستی و همکارانش به بررسی گستره‌ی توزیع اندازه قطرات ایجاد شده توسط یک آمیزه‌کننده‌ی فراصوتی پرداختند. آنها از روش تجزیه و تحلیل تصویر بهره گرفتند و مشاهده کردند که اندازه‌ی قطره با افزایش فرکانس آمیزه‌کننده کاهش می‌یابد. به نظر می‌رسد با افزایش شدت ارتعاشات فراصوتی گستره‌ی اندازه قطرات از یک باریکه‌ی کوچک به یک گستره‌ی وسیع‌تر تبدیل می‌شود و اندازه قطره با افزایش گرانروی سیال کاهش می‌یابد.<sup>[۱۲]</sup> براسینوگوتیرز و همکارانش با ساخت ۹ عدد ترانس‌دیوسر فراصوتی با قدرت بالا به بررسی نظریه‌های موجود و نیز نتایج آزمایش در رابطه با فرکانس آستانه‌ی آمیزه کردن پرداختند که نتایج آزمایش‌ها و پیش‌بینی‌های نظری تا محدوده‌ی فرکانس ۲۲ کیلوهرتز با هم مطابقت داشتند ولی برای فرکانس‌های بالاتر نتایج خلاف یکدیگر بود.<sup>[۱۳]</sup> دیو و همکارانش رفتار آمیزه شدن یک قطره را به صورت تجربی تحت تأثیر ارتعاشات فراصوتی بررسی کردند. در تحقیق آنها از تصویربرداری با سرعت بالا برای اندازه‌گیری مدت زمانی که طول می‌کشد آمیزه کردن قطره اتفاق بیفتد استفاده شد. در این تحقیق معلوم شد نرخ آمیزه کردن با افزایش اندازه‌ی قطرات اولیه افزایش می‌یابد و همچنین به تغییرات گرانروی بسیار حساس است، در حالی که به تغییرات کشش سطحی حساس نیست.<sup>[۱۴]</sup> علوی و همکارانش در تحقیقی به بررسی تأثیر ارتعاشات امواج فراصوتی در زمینه‌ی تولید پودر فولاد ضد زنگ به روش تابش



شکل ۱. منبع تغذیه استفاده شده در این آزمایش (مدل ULPS۲۰۰۰).



شکل ۲. ترانسدیوسر استفاده شده در این آزمایش.



شکل ۳. طرح سه بعدی هورن آلومینیومی استفاده شده در این آزمایش (طراحی با نرم افزار Inventor).



شکل ۴. کوره الکتریکی استفاده شده در این آزمایش (مدل Nabertherm D - ۲۸۰۴).

#### ۴.۱.۲. کوره الکتریکی

در این آزمایش باید دمای مذاب به دقت کنترل شود. به همین منظور از یک کوره الکتریکی (مدل Nabertherm D - ۲۸۰۴) (شکل ۴) که قابلیت کنترل و تنظیم

لیزر بر سطح فلز پایه پرداختند. در این روش آنها پرتوی لیزر دی اکسیدکربن با توان ۹۵۰ وات روی سطح قطعه فلز فولاد ضد زنگ در حال ارتعاش با فرکانس ۲۰ کیلو هرتز تاباندند. آنها دریافتند تابش لیزر پر قدرت روی سطح فلز باعث ذوب شدن فلز در نقطه‌ی تمرکز اشعه شده و تشکیل یک حوضچه مذاب می‌دهد. از طرفی ارتعاشات فراصوتی هم کمک می‌کند قطرات مذاب تشکیل شده راحت‌تر به بیرون از حوضچه پرتاب شود. به این صورت یک فرایند تولید پودر فلز از مذاب آن با کمک امواج فراصوتی شکل گرفت. در ادامه آنها دیدند ذرات تولید شده بسیار کروی هستند.<sup>[۱۵]</sup> محققان با مطالعه در خصوص تولید پودر SAC۳۰۵ با استفاده از دستگاه‌های تمیزکننده فراصوتی، اثرات پارامترهای عملیاتی مانند دمای مذاب، سرعت تغذیه مذاب، دامنه‌ی موج صوتی و حضور اکسیژن در ظرف تمیزکننده، بر اندازه ذرات، توزیع اندازه ذرات و مورفولوژی پودر تمیز شده را بررسی کردند. نتایج تجربی نشان داد که اندازه‌ی ذرات متوسط و توزیع اندازه‌ی ذرات با افزایش دمای مذاب به دلیل کاهش گرانروی و کشش سطحی در دماهای بالاتر، به ترتیب کوچک‌تر و باریک‌ترند. با کاهش نرخ تغذیه‌ی مذاب و کاهش دامنه‌ی ارتعاش، اندازه‌ی ذرات میانه کاهش می‌یابد و توزیع اندازه‌ی ذرات یکنواخت‌تر می‌شود، زیرا ضخامت لایه‌ی مذاب روی پروب با سرعت تغذیه‌ی پایین‌تر نازک‌تر است. بنابراین قطرات می‌توانند به راحتی از رأس‌های کوچک خارج شوند. آنها دریافتند که بدون حضور گاز محافظ، بیشتر ذرات به شکل نامنظم، قطره‌ی اشک و رباط درآمدند. با این حال، پودرهای تمیز شده با کاهش محتوای اکسیژن در محفظه‌ی تمیزکننده کروی‌تر شدند.<sup>[۱۶]</sup> در این مقاله پروفیل هورن به گونه‌ی طراحی شد که قسمت انتهایی آن به صورت کروی باشد و این مطلب به عنوان نوآوری این تحقیق محسوب می‌شود. در نتیجه این نوع طراحی فرکانس و دامنه‌ی ارتعاش در قسمت کروی انتهایی هورن تا حد بسیار زیادی یکنواخت شد و نهایتاً مذاب برخورد کننده با این قسمت با یک طیف فرکانس و دامنه‌ی ارتعاش ثابت تمیزه شد.

## ۲. مواد و روش‌ها

### ۱.۱.۲. مواد و تجهیزات مورد نیاز و روش انجام کار

#### ۱.۱.۲.۱. ژانراتور (منبع تغذیه)

وظیفه‌ی ژانراتور تبدیل جریان برق متناوب شهری با فرکانس ۶۰ هرتز به جریان مناسب برای ایجاد ارتعاش در پیزوالکتریک‌ها، یعنی ۲۰ کیلوهرتز است. می‌توانیم با اتصال این جریان به پیزوالکتریک‌ها آنها را به طور مثال ۲۰ هزار بار در ثانیه مرتعش و تولید امواج فراصوتی کنیم. منبع تغذیه‌ی مورد استفاده در این آزمایش مدل UPLS۲۰۰۰ ساخت شرکت آلفا پاور (شرکت دانش بنیان مستقر در دانشگاه تربیت مدرس) است (شکل ۱).

#### ۲.۱.۲. ترانسدیوسر

در این تحقیق از ترانسدیوسر پیزوالکتریکی بهره برده شد. توان اسمی این ترانسدیوسر ۱۵۰۰ وات (۱/۵ کیلو وات) و فرکانس اسمی آن ۲۰۰۰۰ هرتز (۲۰ کیلوهرتز) است (شکل ۲).

#### ۳.۱.۲. هورن

کاربرد این ابزار، انتقال امواج تولید شده توسط ترانسدیوسر به محل مورد نظر است. در این آزمایش از یک هورن دوپله‌یی با پله‌های شیب‌دار (مخروطی) و به طول ۱۶۳ میلی‌متر استفاده شد. در شکل ۳ نقشه سه بعدی هورن نشان داده شده است.

دما را در گستره دمایی ۲۵-۱۲۵۰ درجه سانتی‌گراد با دقت ۵ درجه سانتی‌گراد دارد استفاده شد.

### ۵.۱.۲. بوته‌ی آلومینیایی

از این وسیله برای محل نگهداری مذاب و ریختن مذاب روی انتهای هورن‌های آمیزه‌کننده‌ی فراصوتی استفاده شد. از مزایای بوته‌های آلومینیایی دمای کاری بالا و همچنین قابلیت تحمل شوک‌های حرارتی متعدد در طول آزمایش است.

### ۶.۱.۲. آلومینیوم

فاز استفاده شده در این تحقیق آلومینیوم است؛ به همین منظور خالص‌ترین نوع آن که عاری از هرگونه افزودنی آلیاژی است، تهیه شد و مورد آزمایش قرار گرفت (شکل ۵). بنابراین می‌توان گفت که رفتار مذاب آلومینیوم خالص در فرایند آمیزه کردن فراصوتی کم‌ترین مداخلات ناشی از خواص آلیاژی را داشت.

## ۲.۲. مؤلفه‌ها و متغیرهای مورد توجه در آزمایش

### ۱.۲.۲. دما

در این آزمایش منظور از مؤلفه‌ی دما، دمای داخل کوره پیش از باز کردن درب کوره است و این به آن دلیل است که ثبت دمای مذاب به طور دقیق در هنگام ریختن آن روی هورن در حال ارتعاش نیاز به تجهیزات خاصی (ترمو متر لیزری یا اینفرارد) داشت که تهیه‌ی آن مقدر نبود. به همین منظور در این آزمایش دمای داخل کوره پیش از باز شدن درب آن گزارش شد (شکل ۶).

### ۲.۲.۲. دامنه

بیشترین فاصله‌ی نقطه‌ی ارتعاشی از حالت تعادل خود را «دامنه‌ی ارتعاش» می‌گویند. حال اگر بتوان با اعمال یکسری تغییرات در مؤلفه‌های مؤثر بر این کمیت، مانند ولتاژ اعمال شده بر سیستم، مقدار آن را تغییر داد می‌توان آن را به عنوان یکی از متغیرهای آزمایش که تحت کنترل است در نظر گرفت. در این آزمایش با اعمال سه ولتاژ متفاوت یعنی ۱۲۰۰، ۱۰۰۰ و ۸۰۰ ولت سه مقدار برای مؤلفه‌ی دامنه‌ی ارتعاش وجود دارد. این مقادیر ۱۶، ۲۰ و ۲۴ میکرون بوده است.

## ۳.۲. فرضیات آزمایش

۱. در تمام مراحل آزمایش، دمای داخل کوره پیش از خارج کردن نمونه به عنوان



شکل ۵. قطعات آلومینیوم مورد استفاده در این آزمایش.



شکل ۶. دمای داخل کوره که توسط نمایشگر دیجیتالی نمایش داده می‌شود (از راست ۸۵۰، ۸۰۰ و ۷۵۰ درجه سانتی‌گراد).

مؤلفه دما در نظر گرفته شد. ۲. از افت دمای مذاب هنگام ریختن مذاب روی آمیزه‌کننده چشم‌پوشی شد. ۳. در تمام مدت آزمایش فرکانس ثابت فرض شد. ۴. تمام سطح انتهایی هورن با یک دامنه‌ی مشخص و یکسان مرتعش می‌شود.

## ۴.۲. طراحی آزمایش

به منظور بررسی تأثیر مؤلفه‌های مد نظر یکسری آزمایش طراحی شد. به این صورت که مقدار یک مؤلفه ثابت نگه داشته شد و مقدار مؤلفه‌ی دیگر تغییر یافت. یعنی به طور مثال با ثابت نگه داشتن دما و تغییر دادن دامنه، تأثیر تغییر دامنه روی نتیجه‌ی آزمایش بررسی شد. به همین منظور سه مقدار برای مؤلفه‌ی دما یعنی ۷۵۰، ۸۰۰، ۸۵۰ درجه سانتی‌گراد و نیز برای مؤلفه‌ی دامنه نیز سه مقدار ۱۶، ۲۰ و ۲۴ میکرون در نظر گرفته شد، که با انجام ۹ آزمایش تمام حالت‌های ممکن بررسی می‌شود.

## ۵.۲. روش انجام آزمایش

ابتدا منبع تغذیه را با اعمال ولتاژ مد نظر راه‌اندازی و تنظیمات آن متناسب با ترانس‌دوسر و هورن طراحی شده انجام شد. بوته‌ی آلومینیایی حاوی تکه‌های آلومینیوم خالص جامد را درون کوره گذاشته و دمای داخل کوره را به دمای مد نظر (۸۵۰ درجه سانتی‌گراد) رساندیم. پس از رسیدن به دمای مد نظر به مدت ۵ دقیقه اجازه دادیم تا کل آلومینیوم ذوب شده و مذاب یکنواخت شود. سپس مذاب آلومینیوم را از داخل بوته به آرامی روی انتهایی‌ترین نقطه‌ی هورن در حال ارتعاش چکاندیم. در این لحظه شاهد بودیم که جریان مذاب آلومینیوم در اثر برخورد با سطح انتهایی هورن که توسط امواج فراصوتی در حال ارتعاش بود به صورت قطرات بسیار ریز در هوا پراکنده شد و سپس این قطرات مذاب در اثر سرد شدن حین سقوط و تبلور سریع به صورت پودر آلومینیوم بسیار ریز بر سطحی که روی زمین از قبل پیش‌بینی شده بود پراکنده شدند.

## ۶.۲. نکات ایمنی

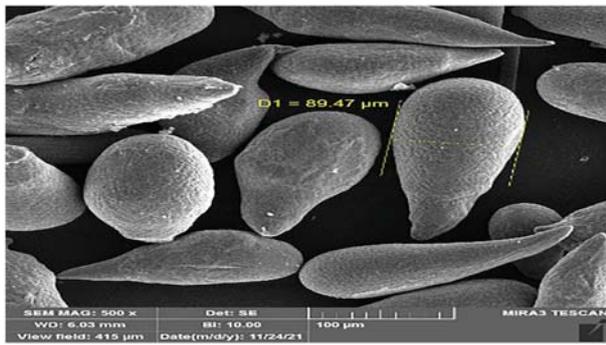
۱. ولتاژ کاری در این ژنراتورها بسیار بالاست و ممکن است برای افراد آموزش ندیده خطرناکی به همراه داشته باشد. ۲. از لمس مداوم هورن در حال ارتعاش باید اجتناب کرد زیرا ممکن است این امواج به بافت‌های زنده‌ی بدن انسان آسیب‌های جدی وارد کند. ۳. سعی شود حتی‌الامکان در زیر محل فراگیری ترانس‌دوسر از مواد عایق الکتریکی و حرارتی استفاده شود.

## ۳. نتایج

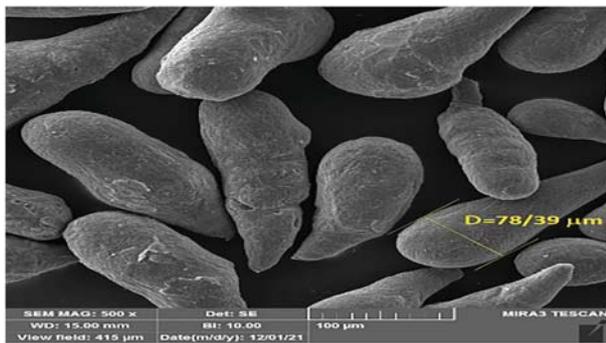
مؤلفه‌های مد نظر دما و دامنه‌ی ارتعاش است که طبق جدول ۱ پارامترهای مختلف

جدول ۱. مؤلفه‌های ثابت و متغیر آزمایش تولید پودر آلومینیوم با استفاده از آمیزه‌کننده آلتراسونیک.

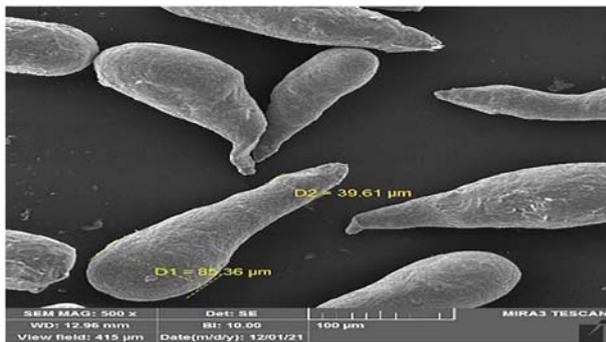
دامنه‌ی ارتعاش (میکرون)			
۲۴ μm	۲۰ μm	۱۶ μm	
دمای مذاب (۸۵۰ سانتی‌گراد)	(نمونه ۱)	(نمونه ۲)	(نمونه ۳)
دمای مذاب (۸۰۰ سانتی‌گراد)	(نمونه ۴)	(نمونه ۵)	(نمونه ۶)
دمای مذاب (۷۵۰ سانتی‌گراد)	(نمونه ۷)	(نمونه ۸)	(نمونه ۹)
توان ورودی (وات)	۵۸۰	۴۵۰	۲۸۰
فرکانس ارتعاش (کیلو هرتز)	۲۰	۲۰	۲۰



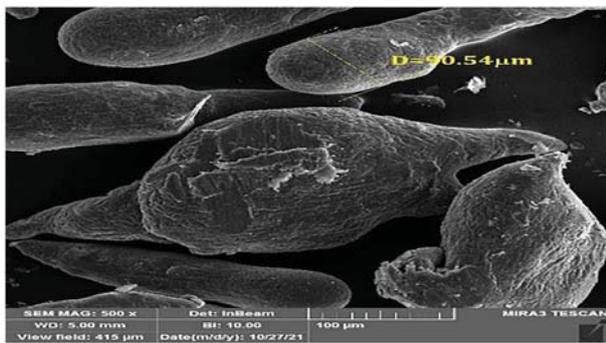
شکل ۱۰. SEM نمونه‌ی ۲) پودر آلومینیوم آتمیزه شده در دمای  $800^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتفاعش  $16\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $89.47\mu\text{m}$ .



شکل ۱۱. SEM نمونه‌ی ۴) پودر آلومینیوم آتمیزه شده در دمای  $850^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتفاعش  $20\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $87.39\mu\text{m}$ .



شکل ۱۲. SEM نمونه‌ی ۵) پودر آلومینیوم آتمیزه شده در دمای  $800^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتفاعش  $20\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $85.36\mu\text{m}$ .

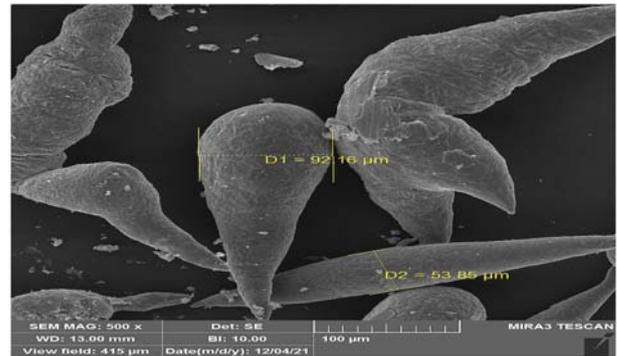


شکل ۱۳. SEM نمونه‌ی ۶) پودر آلومینیوم آتمیزه شده در دمای  $750^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتفاعش  $20\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $90.54\mu\text{m}$ .

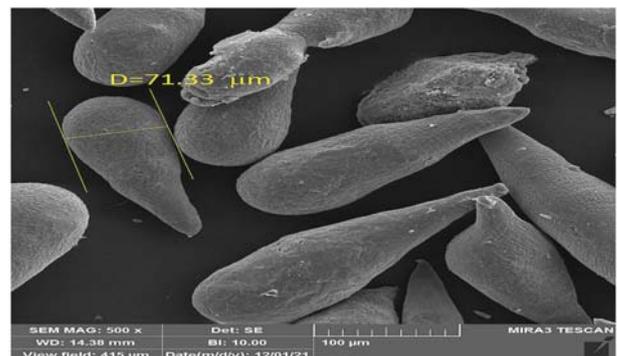
آزمایش بر سیستم اعمال شد و پودر آلومینیوم به دست آمد. پس از بدست آمدن نتایج SEM با توجه به شماره نمونه پارامترهای اعمال شده بر سیستم، مشخص و تصاویر ذرات تولید شده مورد آنالیز قرار گرفت.

### ۱.۳. نتایج حاصل از SEM

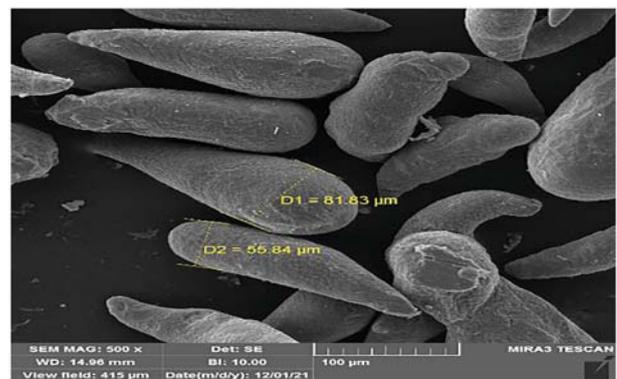
تعدادی از تصاویر به دست آمده از نمونه‌های پودر آلومینیوم تولید شده به روش آتمیزه کردن فراصوتی توسط میکروسکوپ الکترونی (SEM) در شکل‌های ۷ الی ۱۵ مشاهده می‌شود.



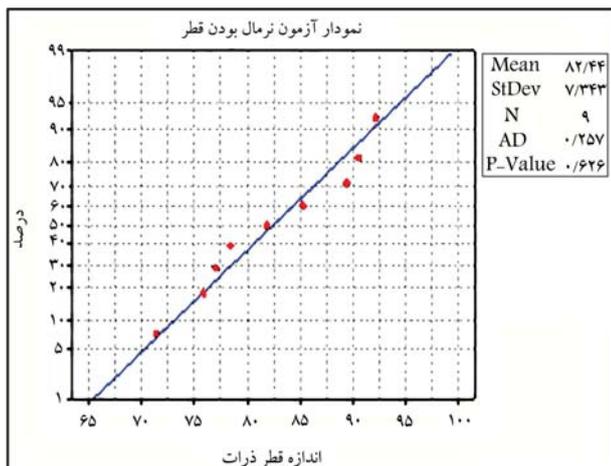
شکل ۷. SEM نمونه‌ی ۳) پودر آلومینیوم آتمیزه شده در دمای  $750^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتفاعش  $16\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $92.16\mu\text{m}$ .



شکل ۸. SEM نمونه‌ی ۷) پودر آلومینیوم آتمیزه شده در دمای  $850^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتفاعش  $24\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $71.53\mu\text{m}$ .



شکل ۹. SEM نمونه‌ی ۱) پودر آلومینیوم آتمیزه شده در دمای  $850^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتفاعش  $16\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $81.83\mu\text{m}$ .



نمودار ۱. آزمون نرمال بودن نتایج تحقیق (قطر ذرات پودر آلومینیوم).

از روش امتیازسیون آلتراسونیک را بصورت دسته بندی شده می توان در جدول ۲ در یک نگاه مشاهده کرد.

#### ۴. تجزیه و تحلیل نتایج تحقیق

##### ۱.۴. تحلیل آماری نتایج آزمایش

در این مقاله برای انجام تجزیه و تحلیل آماری نتایج به دست آمده از نرم افزار Minitab استفاده شده است.

##### ۱.۱.۴. آزمون نرمال بودن داده‌های به دست آمده

همان‌طور که در نمودار ۱ مشاهده می‌شود تمامی داده‌ها حول خط رسم شده توسط نرم‌افزار قرار دارند؛ همچنین مقدار P-value مساوی ۰/۶۲۶ است از حداقل استاندارد یعنی ۰/۰۵ بیشتر است پس می‌توان نتیجه گرفت فرض نرمال بودن یافته‌ها صحیح بوده و تمامی نتایج به دست آمده نرمال هستند و اگر تجزیه و تحلیلی بر اساس این داده‌ها انجام شود از صحت لازم برخوردار خواهد بود.

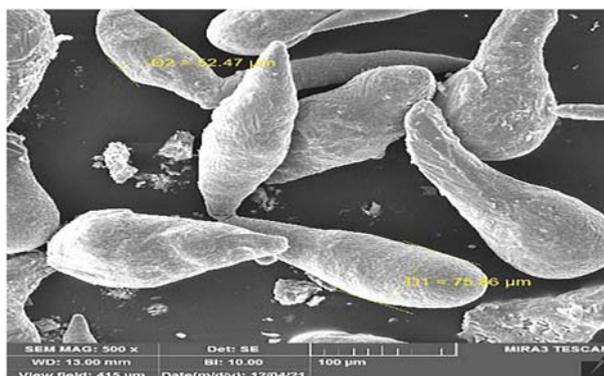
##### ۲.۱.۴. آمار توصیفی یافته‌های تحقیق

مطابق جدول ۳:

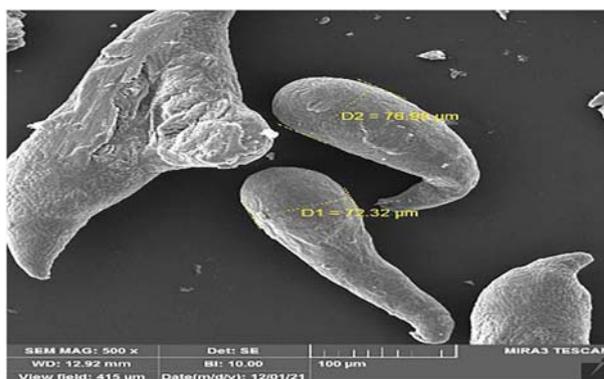
۱. میانگین قطر ذرات پودر تولید شده ۸۲/۴۳ میکرون است. ۲. انحراف معیار یافته‌ها از میانگین ۷/۳۴ میکرون است. ۳. اندازه ۲۵٪ یافته از ۷۶/۴۲ میکرون کوچک‌تر است. ۴. مقدار میانه ۸۱/۸۳ میکرون است. ۵. اندازه ۷۵٪ یافته‌ها از ۹۰ میکرون کوچک‌تر است. ۶. کوچک‌ترین اندازه‌ی پودر تولید شده ۷۱/۳۳ میکرون است. ۷. بزرگ‌ترین اندازه پودر تولید شده ۹۲/۱۶ میکرون بوده است. ۸. فاصله‌ی کوچک‌ترین و بزرگ‌ترین اندازه‌ی قطر پودر تولید شده ۲۰/۸۳ میکرون است. ۹. چون مقدار چولگی منفی شده است، چولگی نمودار یافته‌ها به سمت چپ خواهد شد. ۱۰. تعداد یافته‌ها نیز ۹ عدد است.

##### ۳.۱.۴. بررسی همبستگی متغیرهای مستقل و وابسته

همبستگی پیرسون قطر و دامنه  $-0.772$  و مقدار احتمال  $0.15$  شد که می‌توان دریافت چون مقدار احتمال  $0.15$  کوچک‌تر است پس فرضیه‌ی همبستگی متغیر وابسته (اندازه‌ی ذرات پودر آلومینیوم) و متغیر مستقل (دامنه‌ی ارتعاش) صحیح است و این دو با هم همبستگی دارند. از طرفی منفی شدن مقدار همبستگی پیرسون<sup>۲</sup>



شکل ۱۴. SEM (نمونه‌ی ۸) پودر آلومینیوم امتیزه شده در دمای  $80^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتعاش  $24\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $75.36\mu\text{m}$ .



شکل ۱۵. SEM (نمونه‌ی ۹) پودر آلومینیوم امتیزه شده در دمای  $75^{\circ}\text{C}$ ، دامنه‌ی ارتعاش  $24\mu\text{m}$  و قطر ذرات  $76.84\mu\text{m}$ .

در شکل شماره ۷ تصویر تهیه شده به وسیله‌ی میکروسکوپ الکترونی (SEM) با بزرگ‌نمایی  $500\times$  برابر را مشاهده می‌کنیم که در آن بزرگ‌ترین سایز قطر ذرات پودر آلومینیوم امتیزه شده دیده می‌شود که مربوط به آزمایش شماره ۳ است. در این آزمایش دمای مذاب در کم‌ترین میزان خود یعنی  $75^{\circ}\text{C}$  درجه سانتی‌گراد و دامنه‌ی ارتعاش نیز در کم‌ترین مقدار خود یعنی ۱۶ میکرون بوده است. همچنین در این تصویر و تصاویر دیگر حاصل از SEM مشاهده می‌شود که شکل ذرات به صورت اشکی و ربطاتی شکل درآمده است و با مقایسه‌ی این مطلب با نتایج پولمن و همکارانش<sup>[۲]</sup> و ویسوتمانگون و همکارانش<sup>[۱۶]</sup> می‌توان این مسئله را ناشی از حضور اکسیژن در خلال انجام آزمایش دانست.

در شکل ۸ نیز تصویر تهیه شده به وسیله‌ی میکروسکوپ الکترونی (SEM) با بزرگ‌نمایی  $500\times$  برابر را مشاهده می‌کنیم که در آن کوچک‌ترین سایز قطر ذرات پودر آلومینیوم امتیزه شده دیده می‌شود که مربوط به آزمایش شماره ۷ است. در این آزمایش دمای مذاب در بیشترین میزان خود یعنی  $85^{\circ}\text{C}$  درجه سانتی‌گراد و دامنه‌ی ارتعاش نیز در بیشترین مقدار خود یعنی ۲۴ میکرون بوده است. تصاویر ۷ و ۸ به ترتیب مربوط به بیشینه و کمینه‌ی قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده است. در ادامه‌ی این بخش، تصاویر SEM سایر نمونه‌های پودر آلومینیوم به دست آمده را به منظور مقایسه‌ی بهتر مشاهده می‌کنید.

#### ۲.۳. دسته‌بندی نتایج به دست آمده

نتایج به دست آمده از این تحقیق در خصوص اندازه ذرات پودر آلومینیوم تولید شده

جدول ۲. اندازه‌ی ذرات پودر آلومینیوم تولید شده با توجه به دما و دامنه‌ی ارتعاش.

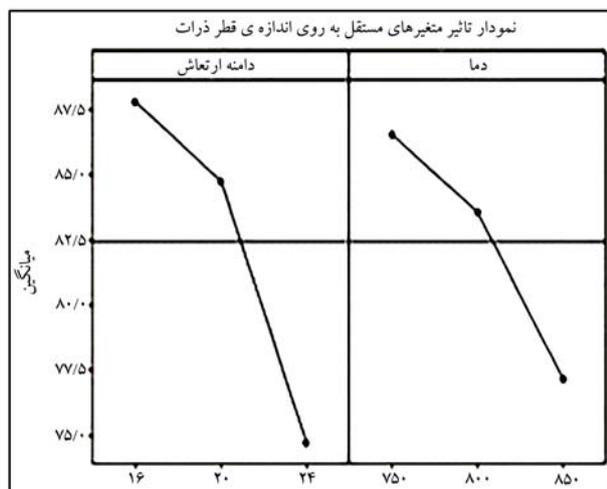
شرایط آزمایش	دامنه ۱۶ میکرون و دما ۸۵° درجه سانتی گراد	دامنه ۲۰ میکرون و دما ۸۵° درجه سانتی گراد	دامنه ۲۴ میکرون و دما ۸۵° درجه سانتی گراد
اندازه ذرات	۸۱٫۸۳ $\mu\text{m}$	۷۸٫۳۹ $\mu\text{m}$	۷۱٫۳۳ $\mu\text{m}$
شرایط آزمایش	دامنه ۱۶ میکرون و دما ۸۰° درجه سانتی گراد	دامنه ۲۰ میکرون و دما ۸۰° درجه سانتی گراد	دامنه ۲۴ میکرون و دما ۸۰° درجه سانتی گراد
اندازه ذرات	۸۹٫۴۷ $\mu\text{m}$	۸۵٫۳۶ $\mu\text{m}$	۷۵٫۸۶ $\mu\text{m}$
شرایط آزمایش	دامنه ۱۶ میکرون و دما ۷۵° درجه سانتی گراد	دامنه ۲۰ میکرون و دما ۷۵° درجه سانتی گراد	دامنه ۲۴ میکرون و دما ۷۵° درجه سانتی گراد
اندازه ذرات	۹۲٫۱۶ $\mu\text{m}$	۹۰٫۵۴ $\mu\text{m}$	۷۶٫۹۸ $\mu\text{m}$

جدول ۳. آمار توصیفی یافته‌های تحقیق (قطر ذرات پودر آلومینیوم).

میانگین	انحراف معیار	چارک اول	میانگین	چارک سوم
۸۲٫۴۳	۷٫۳۴	۷۶٫۴۲	۸۱٫۸۳	۹۰
کمینه	بیشینه	گستره تغییرات	چولگی	تعداد
۷۱٫۳۳	۹۲٫۱۶	۲۰٫۸۳	-۰٫۲۳	۹

جدول ۴. بررسی همبستگی قطر ذرات پودر آلومینیوم و دمای مذاب.

همبستگی قطر و دمای مذاب	
همبستگی پیرسون قطر و دما	-۰٫۵۵۳
مقدار احتمال	۰٫۱۲۳



نمودار ۲. تأثیر متغیرهای مستقل بر روی اندازه قطر ذرات پودر آلومینیوم.

نشان می‌دهد که رابطه‌ی این دو متغیر معکوس است؛ یعنی هرچه دامنه‌ی ارتعاش افزایش یابد اندازه‌ی قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده کاهش پیدا خواهد کرد. از جدول ۴ می‌توان دریافت که چون مقدار احتمال از ۰٫۰۵٪ بزرگ‌تر است پس فرضیه‌ی همبستگی بین متغیر وابسته (اندازه ذرات پودر آلومینیوم) و متغیر مستقل (دمای مذاب) صحیح نیست و این دو باهم همبستگی ندارند. اما منفی شدن مقدار همبستگی پیرسون نشان می‌دهد که بین این دو متغیر رابطه‌ی معکوس وجود دارد و هرچه دمای مذاب افزایش یابد اندازه‌ی قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده کاهش پیدا خواهد کرد.

#### ۴.۱.۴. آنالیز واریانس داده‌های تحقیق

در جدول ۵ خلاصه‌ی نتایج آنالیز واریانس درج شده است. مقادیر S و P-value به ترتیب بیانگر انحراف استاندارد و مقدار احتمال هستند.

اگر مقدار P-value برای یک متغیر مستقل کم‌تر از ۰٫۰۵٪ باشد به این معنی است که این متغیر روی متغیر وابسته تأثیر دارد. در این جا مشاهده می‌شود که مقدار P-value برای هر دو متغیر مستقل دامنه‌ی ارتعاش و دمای مذاب کم‌تر از ۰٫۰۵٪ است و نتیجه می‌شود که این دو متغیر مستقل روی متغیر وابسته یعنی اندازه‌ی قطر ذرات پودر آلومینیوم تأثیرگذارند.

همان‌طور که از نمودار ۲ مشخص است هر دو متغیر مستقل یعنی دامنه‌ی ارتعاش و دمای مذاب در نتیجه‌ی آزمایش یا همان متغیر وابسته مؤثر بوده‌اند اما میزان این تأثیر یکسان نبوده است و افزایش دامنه‌ی ارتعاش تأثیر بیشتری در کاهش قطر ذرات داشته است.

#### ۵.۱.۴. بررسی شایستگی مدل

نمودار باقیمانده نموداری است که برای بررسی خوبی برازش داده‌ها استفاده می‌شود. برآورده شدن یا نشدن فرضیات حداقل مربعات معمولی از طریق نمودارهای باقیمانده تعیین می‌شود. اگر این مفروضات برآورده شود، رگرسیون حداقل مربعات معمولی، تخمین‌های ضرایب مستقل با حداقل واریانس را ایجاد خواهد کرد.

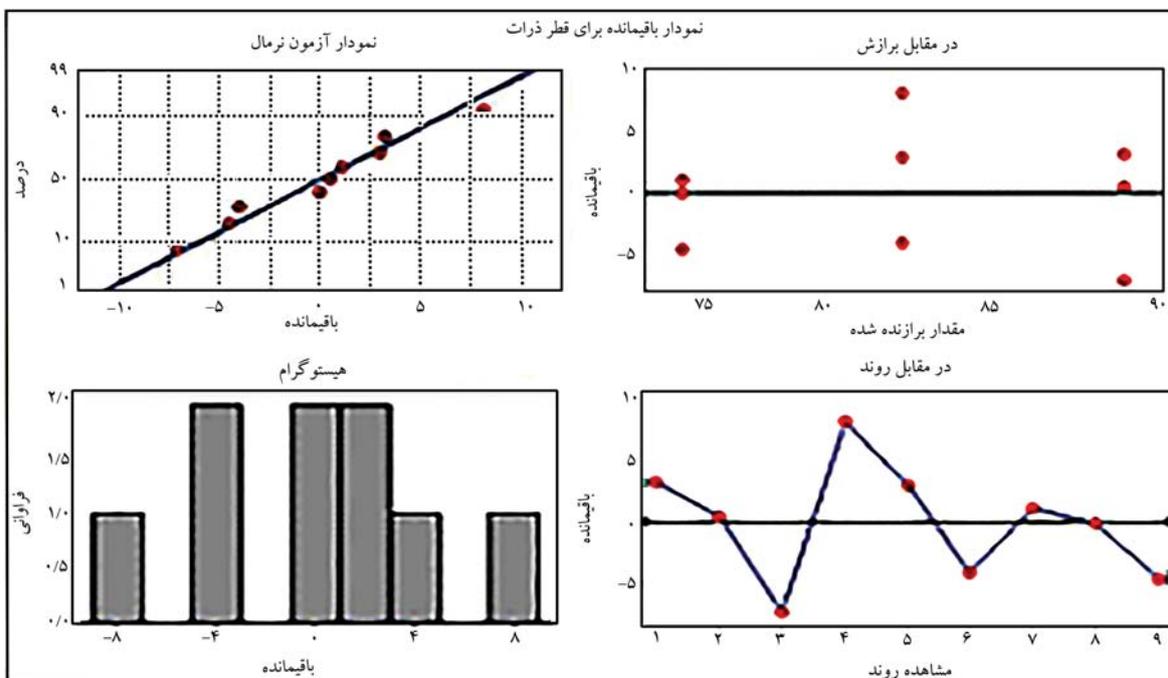
از هیستوگرام باقیمانده‌ی داده‌ها<sup>۳</sup> برای رسیدن به این که آیا در میان داده‌ها دانه پرت وجود دارد یا نه و این که داده‌ها دچار انحراف شده‌اند یا نه استفاده می‌شود. در نمودارهای چهارگانه‌ی ۳ و ۴ مشاهده می‌شود که در هیستوگرام‌های رسم شده داده‌ها متقارن‌اند و از توزیع نرمال پیروی می‌کنند و هیچ انحرافی در آنها دیده نمی‌شود. این فرض که باقیمانده‌ها به طور معمول توزیع شده‌اند یا خیر توسط نمودار معمولی باقیمانده‌ها<sup>۴</sup> تأیید می‌شود.

همان‌طور که در نمودارهای ۳ و ۴ مشخص است، پراکندگی باقیمانده‌ها در مقادیر مختلف، ثابت می‌کند تصادفی سازی به خوبی صورت گرفته و ارتباط خاصی بین باقیمانده‌ها وجود ندارد. برای تأیید این فرض که باقیمانده‌ها واریانس ثابتی دارند، از نمودار باقیمانده در مقابل برازش<sup>۵</sup> استفاده می‌شود. این نمودار نشان می‌دهد که

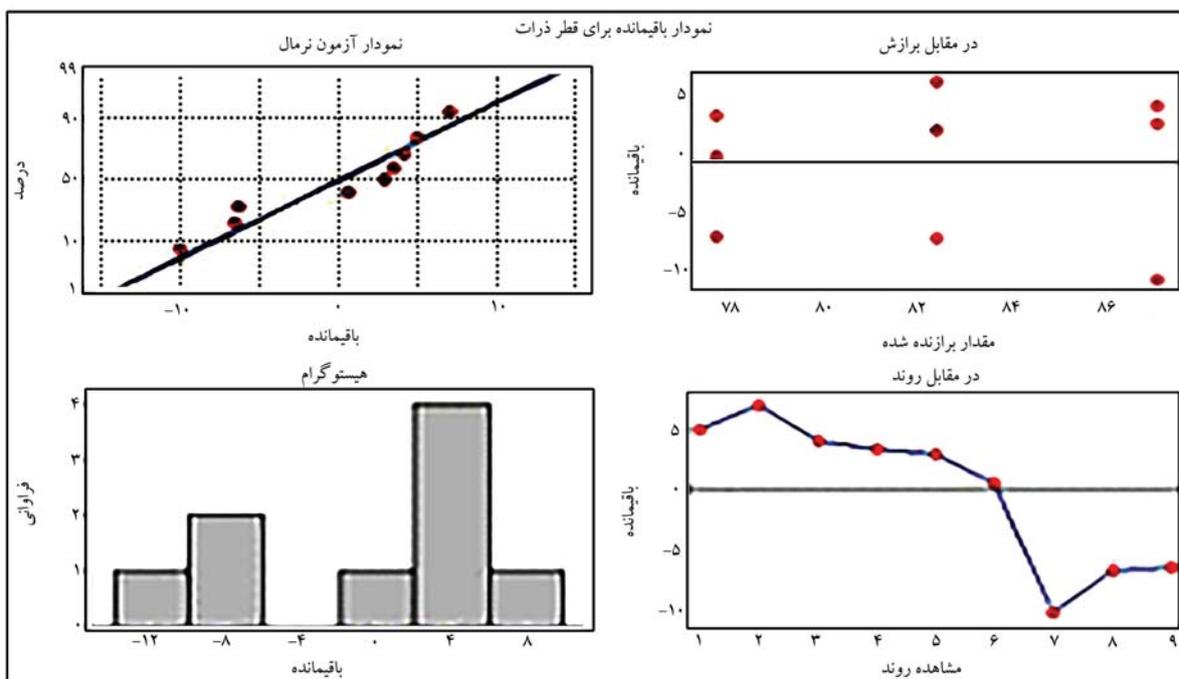
جدول ۵. آنالیز واریانس برای متغیر قطر ذرات پودر آلومینیوم.

ANOVA for diameter ( $S = ۱,۷۳۷۵۶R - S_q = ۹۷,۲۰\%R - S_q (adj) = ۹۴,۴۰\%$ )

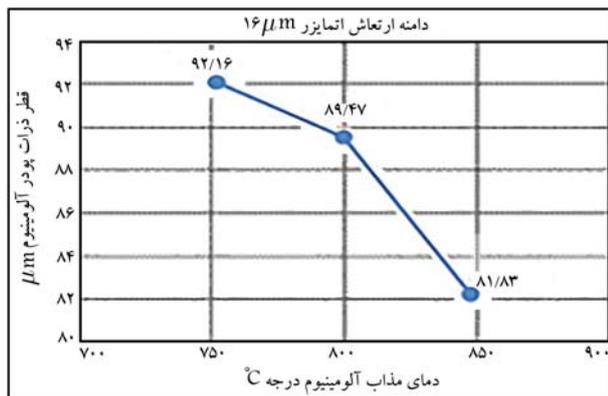
P - value	F	Adj MS	Adj SS	Seq SS	DF	Source
۰,۰۰۰۲	۴۶,۶۵	۱۴۰,۸۳	۲۸۱,۶۷	۲۸۱,۶۷	۲	دامنه‌ی ارتعاش
۰,۰۰۰۷	۲۲,۷۹	۶۸,۸۰	۱۳۷,۶۱	۱۳۷,۶۱	۲	دمای مذاب



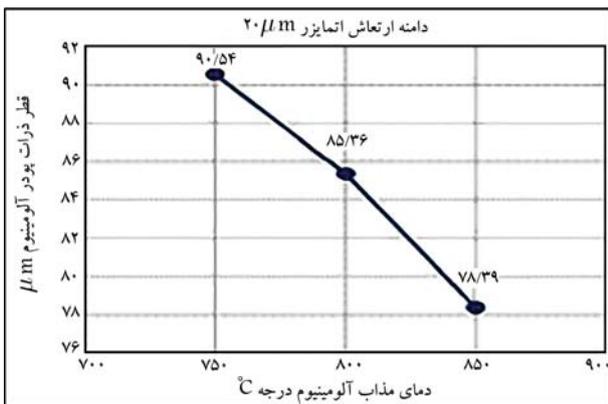
نمودار ۳. باقیمانده‌های قطر ذرات پودر آلومینیوم متأثر از دامنه‌ی ارتعاش.



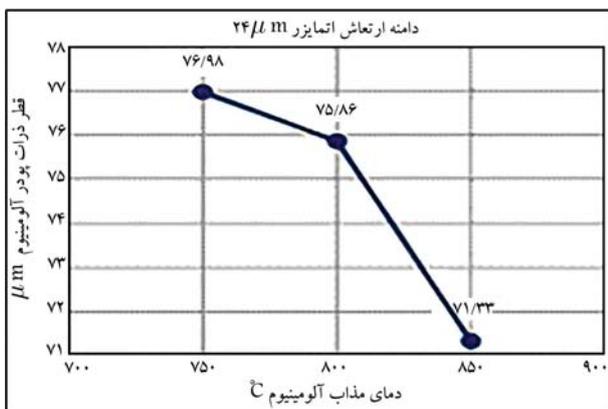
نمودار ۴. باقیمانده‌های قطر ذرات پودر آلومینیوم متأثر از دمای مذاب.



نمودار ۷. روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم اتمیزه شده در اثر تغییر دمای مذاب با دامنه‌ی ارتعاش ۱۶ μm اتمیزه‌کننده فراصوتی.



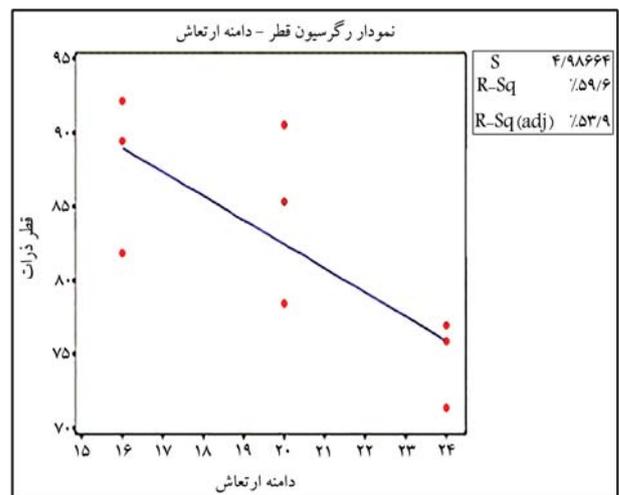
نمودار ۸. روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم اتمیزه شده در اثر تغییر دمای مذاب با دامنه‌ی ارتعاش ۲۰ μm اتمیزه‌کننده فراصوتی.



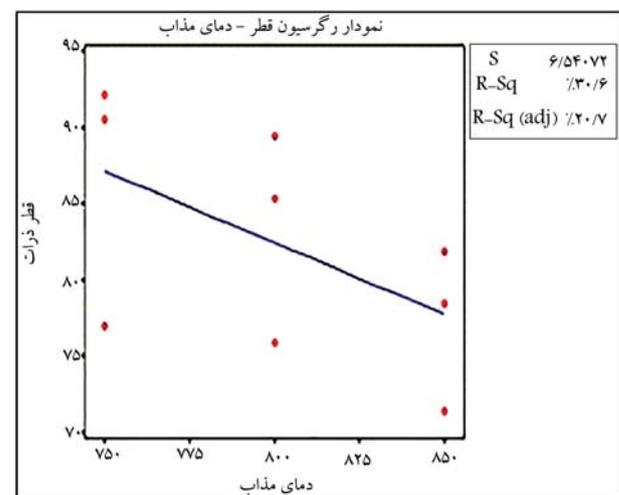
نمودار ۹. روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم اتمیزه شده در اثر تغییر دمای مذاب با دامنه‌ی ارتعاش ۲۴ μm اتمیزه‌کننده فراصوتی.

#### ۲.۴. مؤلفه‌ی دامنه‌ی ثابت و دمای متغیر

بررسی روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده به وسیله‌ی اتمیزه‌کننده‌ی فراصوتی با یک دامنه‌ی ارتعاش ثابت و دمای متغیر نشان‌گر این مطلب است که با افزایش دمای مذاب قطر ذرات تولید شده کاهش می‌یابد (نمودارهای ۷، ۸ و ۹).



نمودار ۵. نمودار و معادله‌ی رگرسیون مربوط به قطر ذرات - دامنه‌ی ارتعاش.



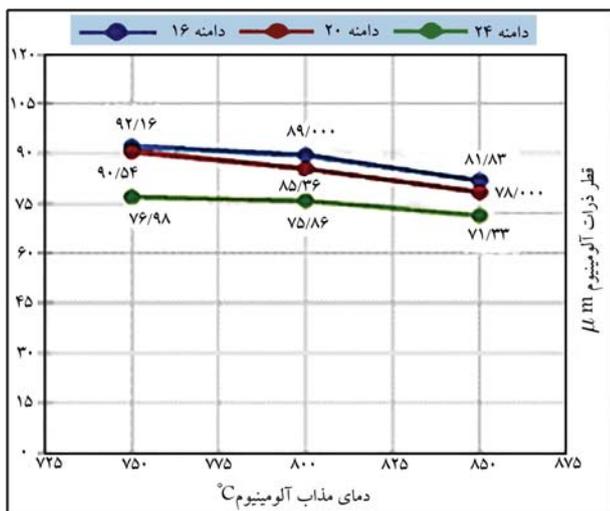
نمودار ۶. نمودار و معادله‌ی رگرسیون مربوط به قطر ذرات - دمای مذاب.

مقادیر باقیمانده به صورت پراکنده دور صفر هستند (نمودارهای ۳ و ۴) و بنابراین باقیمانده‌ها واریانس ثابتی دارند.

این فرض که باقیمانده‌ها با یکدیگر همبستگی دارند یا خیر، توسط نمودار باقیمانده در مقابل ترتیب بررسی می‌شود. این نمودار نشان می‌دهد که باقیمانده‌ها از الگوی خاصی پیروی نمی‌کنند و نوسانات بسیاری میان داده‌ها وجود دارد (نمودارهای ۳ و ۴).

#### ۶.۱.۴. نمودار و معادله‌ی رگرسیون<sup>۷</sup>

در نمودارهای ۵ و ۶ مشاهده می‌شود که خط رگرسیون رسم شده از بین تمامی داده‌ها می‌گذرد. همچنین معادلات رگرسیون به دست آمده را می‌توان با تقریبی که در کنار هر یک به عنوان R-Sq(adj) آمده است با وارد کردن مقادیر مختلف به عنوان متغیر مستقل، نتیجه یا همان متغیر وابسته را پیش‌بینی کرد. مقدار R-Sq(adj) برای معادله‌ی رگرسیون قطر - دامنه‌ی ارتعاش ۵۳/۹ درصد است و برای معادله‌ی رگرسیون قطر - دمای مذاب ۲۰/۷ درصد است. همچنین از شیب خط معادلات می‌توان دریافت که تأثیر افزایش دامنه‌ی ارتعاش از تأثیر افزایش دمای مذاب بر روی کاهش قطر ذرات پودر آلومینیوم اتمیزه شده بیشتر است.



نمودار ۱۳. روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم متمیزه شده در اثر تغییر دمای مذاب و دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده‌ی فراصوتی.

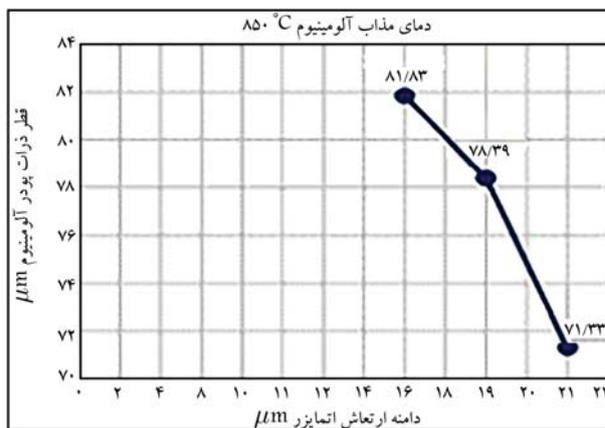
#### ۴.۴. بررسی همزمان تأثیر تغییر دما و تغییر دامنه‌ی ارتعاش بر اندازه ذرات

نمودار ۱۳ نمای کلی روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده در اثر تغییر دمای مذاب آلومینیوم توأم با تغییر دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده‌ی فراصوتی را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشهود است کوچک‌ترین اندازه‌ی قطر ذرات پودر آلومینیوم (۷۱/۳۳ میکرون) زمانی تولید شده است که اولاً دمای مذاب ۸۵°C درجه سانتی‌گراد و همچنین دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده‌ی فراصوتی در محدوده‌ی ۲۴ میکرون بوده است. به نظر می‌رسد که در این روش تولید پودر فلز آلومینیوم از مذاب آن، تأثیر افزایش دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده روی کاهش اندازه قطر ذرات پودر آلومینیوم به طور نسبی بیشتر از تأثیر افزایش دمای مذاب آلومینیوم بوده است.

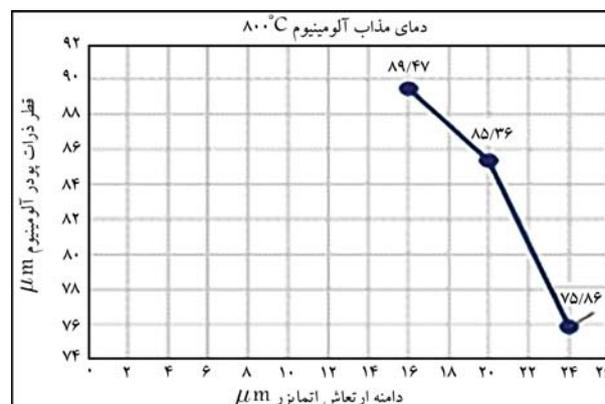
#### ۵. نتیجه‌گیری

در این تحقیق پس از انجام ۹ سری آزمایش در ۳ دما (۸۵°C، ۸۰°C و ۷۵°C) سانتی‌گراد، سه مقدار برای دامنه‌ی ارتعاش (۱۶، ۲۰ و ۲۴ میکرون) و حذف گاز محافظ و جمع‌آوری یافته‌ها و تجزیه و تحلیل آنها، نتایج زیر حاصل شد:

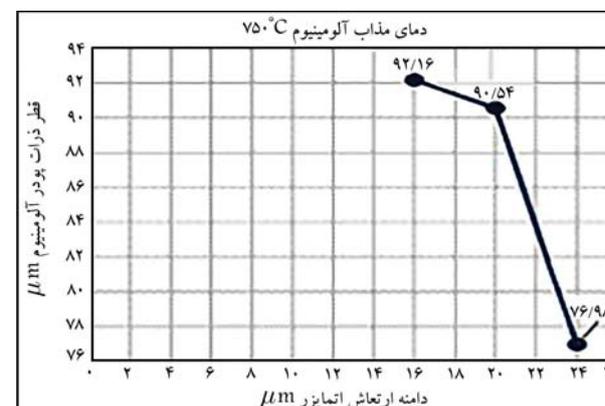
۱. طبق یافته‌های تحقیق، دمای مذاب با اندازه‌ی قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده رابطه‌ی عکس دارد؛
۲. در فرایند تولید پودر آلومینیوم از مذاب آن به وسیله‌ی متمیزه‌کننده‌ی فراصوتی با افزایش دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده، قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده کاهش خواهد یافت؛
۳. تأثیر افزایش اندازه‌ی دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده روی کاهش قطر ذرات پودر آلومینیوم تولید شده بیشتر از تأثیر افزایش دمای مذاب آلومینیوم بوده است؛
۴. مشاهده شد که با حذف گاز محافظ و انجام آزمایش در حضور اکسیژن شکل ذرات به صورت قطره اشک درآمد است.



نمودار ۱۰. روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم متمیزه شده در دمای ثابت ۸۵°C در اثر تغییر دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده‌ی فراصوتی.



نمودار ۱۱. روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم متمیزه شده در دمای ۸۰°C ثابت در اثر تغییر دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده‌ی فراصوتی.



نمودار ۱۲. روند تغییر قطر ذرات پودر آلومینیوم متمیزه شده در دمای ثابت ۷۵°C در اثر تغییر دامنه‌ی ارتعاش متمیزه‌کننده‌ی فراصوتی.

#### ۳.۴. مؤلفه‌ی دمای ثابت و دامنه‌ی متغیر

در نمودارهای ۱۰، ۱۱ و ۱۲ مشاهده می‌شود که در دمای ثابت با افزایش دامنه‌ی ارتعاش قطر ذرات کاهش می‌یابد.

پانوشته‌ها

1. Scanning Electron Microscope
2. P-Value
3. Pearson Correlation
4. Histogram
5. Normal Probability Plot
6. Residuals Versus Fits
7. Residuals Versus Order Of Data

منابع (References)

1. Wang, X., Mori, Y. and Tsuchiya, K. "Periodicity in ultrasonic atomization involving beads-fountain oscillation and mist generation: Effects of driving frequency", *Ultrasonics Sonochemistry*, **86**, pp.1-13 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.ultsonch.2022.105997>.
2. Lefebure, A. and Shim, D. "Ultrasonic atomization of highly viscous biodegradable oils for MQL applications", *Journal of Mechanical Science and Technology*, **35**(12), pp. 5503-5516 (2021).
3. Gao, S., Guo, S., Dong, G. and et al. "Numerical simulation and experiment for the ultrasonic field characteristics of ultrasonic standing wave atomization", *J Braz. Soc. Mech. Sci. Eng*, **43**(318), pp.1-13 (2021). <https://doi.org/10.1007/s40430-021-03041-1>.
4. Pohlman, R., Heisler, K. and Cichos, M. "Powdering aluminium and aluminium alloys by ultrasound", *Ultrasonics*, **12**(1), pp. 11-15 (1974).
5. Lagutkin, S., Achelis, L., Sheikhaliev, S. and et al. "Atomization process for metal powder", *Materials Science and Engineering*, **383**(1), pp. 1-6 (2004).
6. Shilin, L., Gaogao, W., Pengfei, W. and et al. "A Mathematical model for predicting the sauter mean diameter of liquid-medium ultrasonic atomizing nozzle based on orthogonal design", *Applied Sciences*, **11**(24), pp.1-13 (2021).
7. Lierke, E.G. and Griebhammer, G. "The formation of metal powders by ultrasonic atomization of molten metals", *Ultrasonics*, **5**(4), pp. 224-228 (1967).
8. Duan, J., Zhang, L., Shi, H. and et al. "Study on the model analysis of medical drug fog driven by bezier beam simulated by COMSOL software and the development of precise drug atomization device", 2021 6<sup>th</sup> International Symposium on Computer and Information Processing Technology (ISCIPIT), pp. 83-87, (2021). <https://doi.org/10.1109/ISCIPIT53667.2021.00023>.
9. Alajmi, A., Alajmi, F., Alrashidi, A. and et al. "Application of ultrasonic atomization on a micro jet engine Using biofuel for improving performance", *Processes*, **9**, pp.1-12 (2021). <https://doi.org/10.3390/pr9111963>.
10. Sheikhaliev, Sh.M. and popel, S.I. "Production of metal powders by ultrasonic atomization of melts", *Powder Metallurgy and Metal Ceramics*, **22**(10), pp. 793-798 (1983).
11. Caccioppoli, G., Clausen, B., Bonjour, C. and et al. "Fabrication of metal powders by ultrasonic atomization, description of an atomiser based on a new ultrasonic device", *Matériaux*, **90**, pp. 1-4 (2002).
12. Ramisetty, K.A., Pandit, A.B. and Gogate, P.R. "Investigations into ultrasound induced atomization", *Ultrasonics Sonochemistry*, **20**(1), pp. 254-364 (2013).
13. Briceño - Gutierrez, D., Salinas-Barrera, V., Vargas-Hernández, Y. and et al. "On the ultrasonic atomization of liquids", *Physics Procedia*, **63**(Supplement C), pp. 37-41 (2015).
14. Deepu, P., Peng, C. and Moghaddam, S. "Dynamics of ultrasonic atomization of droplets", *Experimental Thermal and Fluid Science*, **92**, pp. 243-247 (2018).
15. Alavi, S.H. and Harimkar, S.P. "Ultrasonic vibration-assisted laser atomization of stainless steel", *Powder Technology*, **321**, pp. 89-93 (2017).
16. Wisutmethangoon, S., Thawatchai, P. and Phairote, S. "Production of SAC305 powder by ultrasonic atomization", *Powder Technology*, **209**(1-3), pp. 105-111 (2011).



# تحلیل رفتار دینامیکی میکرو حسگر جریان پیزوالکتریکی و محدوده‌ی عملکرد خطی آن

مسعود اکبری (استادیار)

علی کریمزاده\* (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه فسا

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره‌ی ۳-۳، شماره‌ی ۱، ص. ۵۳-۴۷، (پژوهشی)

در این پژوهش میزان خطی بودن رفتار دینامیکی میکرو حسگر جریان سیال بر اساس نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح و تحلیل شده است. معادلات دینامیکی حاکم بر سیستم شامل معادله‌ی خیز تیر پایه و لایه‌ی پیزوالکتریک بر اساس نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده، معادله‌ی الکتریکی گاوس و معادله‌ی ضریب نوسانی لیفت، استخراج شده است. با استفاده از معادلات استخراج شده، رفتار دینامیکی میکرو حسگر و تأثیر پارامترهایی مانند ضریب میزایی، طول تیر، پارامتر مقیاس طول ماده و جرم استوانه انتهای تیر بر پاسخ دینامیکی به دست آمده است. بر اساس یافته‌های این پژوهش، بازه عملکردی این میکرو حسگر در سرعت‌های مختلف میکروسیال، میزان خطی بودن این رفتار و خطای اندازه‌گیری سرعت، استخراج شده است. نتایج نشان می‌دهد بیشینه خطای خطی فرض کردن رفتار میکرو حسگر در بازه مورد بررسی ۳/۵٪ است. علاوه بر این کاهش طول تیر یا جرم انتهایی می‌تواند سبب افزایش بازه عملکردی حسگر در سرعت‌های بالاتر شود.

واژگان کلیدی: میکرو حسگر جریان سیال، تیر پیزوالکتریک، نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده.

## ۱. مقدمه

سیستم‌های میکروالکترومکانیکی امروزه در صنایع گوناگون مورد استفاده قرار می‌گیرند.<sup>[۱]</sup> این سیستم‌ها در تجهیزات متنوعی مانند میکرو حسگرها<sup>[۲]</sup>، سیستم‌های برداشت انرژی<sup>[۳]</sup>، شتاب‌سنج‌ها<sup>[۴]</sup> و میکروژیروسکوپ‌ها<sup>[۵]</sup> وجود دارند. ساختار اصلی سیستم‌های میکروالکترومکانیکی معمولاً از یک سازه‌ی انعطاف‌پذیر مانند تیر<sup>[۶]</sup>، صفحه<sup>[۸]</sup> و حلقه<sup>[۹]</sup> تشکیل شده است که توسط نیروی الکترواستاتیک یا پیزوالکتریک به حرکت درمی‌آید. چنان که گفته شد، میکرو حسگرها یکی از پرکاربردترین سیستم‌های میکروالکترومکانیکی هستند و انواع مختلفی دارند که میکرو حسگر جرم<sup>[۱۱]</sup>، میکرو حسگر فشار<sup>[۱۲]</sup> و میکرو حسگر جریان سیال<sup>[۱۳]</sup> از مهم‌ترین آنها هستند.

میکرو حسگرهای جریان سیال از جمله میکرو حسگرهای مورد استفاده در تعیین سرعت میکرو جریان هستند که محققان تحقیقات متعددی روی آنها انجام داده‌اند.<sup>[۱۴]</sup> یک گروه از این حسگرها، حسگرهای دامپی سنسجس جریان هستند که در آن سرعت

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۱/۴/۱۲، اصلاحیه ۱۴۰۱/۶/۹، پذیرش ۱۴۰۱/۶/۲۹

DOI:10.24200/J40.2022.60635.1646

استناد به این مقاله:

اکبری، مسعود و کریمزاده، علی (۱۴۰۲). «تحلیل رفتار دینامیکی میکرو حسگر جریان پیزوالکتریکی و محدوده‌ی عملکرد خطی آن». مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳، ص. ۵۳-۴۷.

ص. ۵۳-۴۷

akbari.m@fasau.ac.ir  
a-karimzadeh@fasau.ac.ir

سیال به کمک اندازه‌گیری میزان انتقال حرارت المان گرمایشی با جریان سیال تخمین زده می‌شود.<sup>[۱۵]</sup> نوع دیگر حسگرهای سرعت جریان سیال، حسگرهای مقاومت پیزویی هستند که مقاومت الکتریکی‌شان بر اثر اعمال استرس به سازه‌ی پیزو، تغییر می‌کند و از این طریق می‌توان سرعت جریان سیال را پیش بینی کرد.<sup>[۱۶]</sup> اگر در این سیستم‌ها انرژی مورد نیاز کارکرد حسگر توسط خود لایه‌ی پیزو تأمین شود این حسگرها تحت گروه حسگرهای سرعت سیال پیزوالکتریک دسته‌بندی می‌شوند.<sup>[۱۷]</sup> بر این اساس پژوهش‌های زیادی روی میکرو حسگرهای با خاصیت مقاومت پیزویی و پیزوالکتریک صورت گرفته است. پژوهشگران با استفاده از یک تیر سیلیکونی و گنج‌های کرنش‌سنج، نخستین حسگر جریان سیال با حساسیت بالا را طراحی کردند.<sup>[۱۸]</sup> آنها با طراحی یک حسگر بی‌سیم جریان بر اساس خاصیت پیزوالکتریک، نشان دادند رفتار شبه‌خطی بین سرعت سیال و ولتاژ تولیدی وجود دارد.<sup>[۲۰]</sup> همچنین حسگر سرعت سیال را بر اساس تیر یک سر درگیر و اتصال یک نیم‌استوانه به انتهای آن طراحی کردند<sup>[۲۱]</sup> و نشان دادند که ولتاژ تولیدی با توان ۲ سرعت رابطه دارد. در مطالعات بعدی، میکرو حسگر جریان بر اساس خاصیت کوریولیس و برای جریان‌های با سرعت پایین با تحریک پیزوالکتریک ارائه شد.<sup>[۲۲]</sup> همچنین با استفاده از تیر یک سر درگیر

با عبور جریان سیال از روی استوانه در سرعت‌های مشخص، جریان سیال گرداب ایجاد شده سبب تشدید حرکت سازه جامد و ایجاد خیز کافی برای تولید ولتاژ مناسب می‌شود.

طول‌های  $y_0, y_1, y_2$  و  $\bar{y}$  در شکل ۱ به ترتیب بیان‌گر ابتدای لایه‌ی کشسان، انتهای لایه‌ی کشسان و ابتدای لایه‌ی پیزوالکتریک، انتهای لایه‌ی پیزوالکتریک و طول تار خنثی از مبدا دستگاه مختصات هستند. با توجه به شکل ۱، تار خنثی سطح مقطع تیر پایه (سیلیکونی) و تیر پیزوالکتریک مطابق رابطه‌ی ۱ استخراج می‌شود:

$$\bar{y} = \frac{(h_p + h_s) E_p h_s}{2(E_p h_p + E_s h_s)} + \frac{h_s}{2}$$

$$y_0 = -\bar{y}, y_1 = h_s - \bar{y}, y_2 = h_s + h_p - \bar{y} \quad (1)$$

که در آن،  $h_p$  و  $h_s$  به ترتیب ضخامت لایه‌ی کشسان و لایه‌ی پیزوالکتریک هستند. میدان جابه‌جایی تیر یک‌سر درگیر بر اساس فرضیات تیر اوپلر - برنولی است:

$$u = -z \frac{\partial w}{\partial x}, v = 0, w = w(x, t) \quad (2)$$

که در آن،  $w(x, t)$  خیز عرضی میکرو تیر است. بر اساس نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده [28] جمله‌های غیر صفر تانسور تنش و قسمت متقارن تانسور گرادیان پیچش و نیز تنش‌های متناظر هریک از کرنش‌های بیان شده چنین استخراج می‌شود:

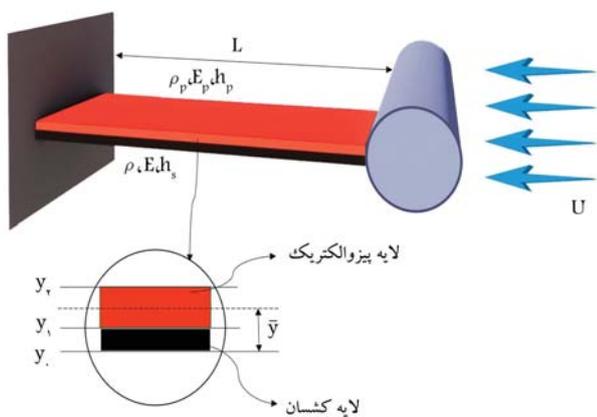
$$\varepsilon_{11} = -z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (3)$$

$$\chi_{12}^* = \chi_{21}^* = -\frac{1}{2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (4)$$

$$\sigma_{11} = \lambda tr(\varepsilon) \delta_{11} + 2\mu \varepsilon_{11} \quad (5)$$

$$m_{12}^* = m_{21}^* = -2\mu l^{tr} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (6)$$

در روابط ۳ تا ۶، به ترتیب  $\varepsilon$  کرنش کلاسیک،  $\sigma$  تنش کلاسیک،  $\chi$  تانسور متقارن گرادیان پیچش و  $m$  متناظر تانسور متقارن گرادیان پیچش هستند. همچنین  $\lambda$  و  $\mu$  ثوابت لامه و  $l^{tr}$  پارامتر مقیاس طول ماده است. با وارد کردن تنش‌ها و کرنش‌های به دست آمده، در رابطه‌ی کلی انرژی پتانسیل کشسانی [24] ذخیره شده در سازه میکروسگرسگر  $(U = \frac{1}{V} \int (\sigma_{ij} \varepsilon_{ij} + m_{ij}^* \chi_{ij}^*) dV)$ ، می‌توان



شکل ۱. نمای شماتیک میکروسگرسگر بررسی شده.

پیزوالکتریک یک حسگر جریان طراحی شد که قابلیت اندازه‌گیری سرعت جریان هوا در سیستم تنفسی انسان را دارد. [23] محققان نشان دادند که با توجه به وجود لایه‌ی پیزوالکتریک در طراحی، این حسگر می‌تواند انرژی مورد نیاز خود را نیز تأمین کند. استفاده از گرداب ایجاد شده بر اثر عبور جریان سیال روی یک استوانه در سیستم‌های میکروالکترومکانیکی به منظور ساخت میکروسگرسگرهای جریان سیال و سیستم‌های برداشت انرژی یکی از روش‌های بروز در طراحی این سیستم‌هاست. بر اساس جریان گرداب ایجاد شده روی یک استوانه و تغییراتی که می‌توان در فرکانس این سیستم ایجاد کرد، محققان اقدام به طراحی میکروسگرسگر جریان سیال کردند. [24] آنها دو تیر یک‌سر درگیر به طول ۶۱۰ و ۲۰۰۰ میکرومتر را به عنوان حسگر پیزوالکتریک طراحی و تفاوت عملکرد هر یک را گزارش کردند. بررسی اثر قطر استوانه‌ی انتهایی تیر در عملکرد میکروسگرسگر جریان سیال [25] نشان داد که با افزایش قطر استوانه می‌توان به صورت خطی بازه اندازه‌گیری سرعت سیال را افزایش داد. پژوهشگران جاروبک‌هایی از جنس پیزو طراحی کردند که با قرارگیری در جریان گرداب ایجاد شده در پشت استوانه و استفاده از خاصیت مقاومت پیزویی سرعت سیال را اندازه‌گیری می‌کند. [26]

نتایج آزمایشگاهی [27] نشان داده‌اند که رفتار سازه‌های با ابعاد میکرومتر سخت‌تر از پیش‌بینی نظریه‌ی کلاسیک است؛ بر همین اساس نظریه‌های غیرکلاسیک نظیر کوپل تنش اصلاح شده [28] و گرادیان کرنش [29] توسعه داده شده تا اختلاف بین نتایج آزمایشگاهی و نظریه‌ی کلاسیک را توجیه کنند. این یافته‌ها نشان می‌دهد که نظریه‌های غیرکلاسیک همگرایی بسیار بالایی با نتایج آزمایشگاهی دارند. [28] از همین رو، در سال‌های اخیر بسیاری از پژوهشگران از این نظریه‌ها در تحلیل رفتار سازه‌های با ابعاد میکرومتر استفاده می‌کنند. [30] آنها دامنه و فرکانس ارتعاشات نانو صفحه‌های حلقوی گرافینی را به کمک نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده استخراج و تحلیل کردند. [31] همچنین رفتار دینامیکی وابسته به ابعاد میکروسکوپ‌های نیرو اتمی غیر یکنواخت را بر اساس نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده بررسی و تحلیل کردند. [32] محققان در بررسی‌های بعدی [33]، به مدل‌سازی و تحلیل رفتار غیرخطی استاتیکی و گذری میکروسفحات کامپوزیتی و متخلخل به کمک نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده پرداخته‌اند.

در این نوشتار معادلات دینامیکی حاکم بر رفتار میکروسگرسگر جریان - شامل معادله‌ی خیز تیر پایه و لایه‌ی پیزوالکتریک بر اساس نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده، معادله‌ی الکتریکی گاوس و معادله‌ی ضریب نوسانی لیفت - استخراج شده است. با استفاده از معادلات استخراج شده، رفتار دینامیکی میکروسگرسگر بر اساس پارامترهایی مانند ضریب میرایی، طول تیر و پارامتر مقیاس طول ماده تحلیل شده است. افزون بر این، بازه عملکردی میکروسگرسگر در جریان‌های مختلف سیال و میزان خطی بودن این رفتار و خطای اندازه‌گیری این حسگرها در سرعت‌های معین نیز مورد بررسی قرار گرفته است.

## ۲. مدل‌سازی میکروسگرسگر پیزوالکتریک

چنان‌که در مقدمه بیان شد، اساس کار این میکروسگرسگر جریان، بر ارتعاش سازه‌ی مکانیکی بر اثر عبور جریان میکروسیال بر استوانه‌ی انتهایی تیر استوار است. در شکل ۱ نمای کلی میکروسگرسگر تحلیل شده در این نوشتار، ارائه شده است. حسگر مورد بررسی از دو تیر یک‌سر درگیر به طول یکسان و از جنس سیلیکون و پیزوالکتریک تشکیل شده است که در انتهای آزاد آن استوانه‌ی بی به طول و قطر مشخص قرار دارد.

که در آن،  $D_e$  بردار جابه‌جایی الکتریکی و  $E_{r\tau}$  ثابت الکتریکی پیزوالکتریک ثابت است. با استفاده از قانون گاوس  $(q(t) = \int_A D_e \cdot dA)$  معادله‌ی الکتریکی حاکم بر رفتار سیستم به دست می‌آید.<sup>[۳۵]</sup>

$$-e_{r1} b h_p \int_0^L \frac{\partial^r w}{\partial x^r \partial t} dx - E_{r\tau}^s \frac{bL}{h_p} \frac{dv}{dt} = \frac{v}{R} \quad (۱۶)$$

معادله‌ی کوبل حاکم بر ضریب لیفت جریان سیال و نیروی نوسانی اعمالی بر انتهای تیر مطابق معادله‌ی ۱۷ بیان می‌شود.<sup>[۳۶]</sup>

$$\ddot{q}(t) - \varepsilon \Omega_f (q^r - 1) \dot{q} + \Omega_f^r q = \frac{A'}{D} \frac{\partial^r w(L, t)}{\partial t^r} \quad (۱۷)$$

که در آن،  $q(t) = \frac{v C_L(t)}{C_L}$  ضریب نوسانی بدون بعد لیفت است. ثابت  $A'$  و  $\varepsilon$  از نتایج آزمایشگاهی استخراج می‌شود و فرکانس جریان گرداب به صورت  $\Omega_f = \frac{\tau \pi S U}{D}$  در نیروی اعمالی از طرف جریان گرداب به انتهای تیر اثر همزمان نیروهای لیفت و درگ وجود دارد.

$$F_{viv} = \frac{\rho D U^r C_L q}{\tau} - \frac{\rho U D l C_d}{\tau} \frac{\partial w(L, t)}{\partial t} \quad (۱۸)$$

که در آن  $C_d$  و  $l$  ضریب درگ و طول استوانه‌ی انتهایی است. در ادامه، پارامترهای بی‌بعد برای تحلیل راحت‌تر رفتار میکروچسگر معرفی می‌شود.

$$\begin{aligned} \hat{x} &= \frac{x}{L}, & \hat{w} &= \frac{w}{L}, & \hat{c} &= \frac{c E_T}{k L^r} \\ t &= k \hat{t} = \left( \frac{(\rho A + \rho_p A_p) L^r}{E_T} \right)^{\frac{1}{r}} t \\ \hat{M} &= \frac{M}{(\rho A + \rho_p A_p) L}, & \hat{F}_{viv} &= \frac{F_{viv} L^r}{E_T} \\ \hat{v} &= \frac{1}{\tau} e_{r1} b (y_1 + y_2) \frac{L}{E_T} v \\ \hat{k}_\gamma^s &= \frac{k_\gamma^s}{E_T}, & \hat{k}_\gamma^p &= \frac{k_\gamma^p}{E_T} \end{aligned} \quad (۱۹)$$

با استفاده از پارامترهای بی‌بعد بیان شده، معادلات بی‌بعد کوبل حاکم بر رفتار دینامیکی میکروچسگر چنین به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} & \left( \hat{k}_\gamma^s + \hat{k}_\gamma^p + 1 \right) \frac{\partial^r \hat{w}}{\partial \hat{x}^r} - \\ & \hat{v} \left( \delta'(\hat{x}) - \delta'(\hat{x} - 1) \right) + \hat{c} \frac{\partial \hat{w}}{\partial \hat{t}} + \\ & \left( M \delta(\hat{x} - 1) + \rho A + \rho_p A_p \right) \frac{\partial^r \hat{w}}{\partial \hat{t}^r} = \\ & \hat{F}_{viv} \delta(\hat{x} - 1) \end{aligned} \quad (۲۰)$$

$$\alpha \int_0^1 \frac{\partial^r \hat{w}}{\partial \hat{x}^r \partial \hat{t}} d\hat{x} - \frac{d\hat{v}}{d\hat{t}} = \gamma \hat{v} \quad (۲۱)$$

$$\begin{aligned} & \ddot{q} - \varepsilon \Omega_f (q^r - 1) \dot{q} + \Omega_f^r q = \\ & \frac{A' L}{D} \frac{\partial^r \hat{w}(1, \hat{t})}{\partial \hat{t}^r} \end{aligned} \quad (۲۲)$$

تغییرات انرژی پتانسیل به وجود آمده در میکروچسگر مورد بررسی را استخراج کرد.

$$\delta U^s = \int_0^L \int_A (\sigma_{ij} \delta \varepsilon_{ij} + m_{ij}^s d\chi_{ij}^s) dA dx = \int_0^L \left( (EI + k_\gamma^s) \left( \frac{\partial^r w}{\partial x^r} \delta \frac{\partial^r w}{\partial x^r} \right) \right) dx \quad (۷)$$

$$\delta U^p = \int \int \left( \begin{aligned} & (E_p \varepsilon_{11} - e_{r1} E_r(t)) \delta \varepsilon_{11} \\ & + (e_{r1} \varepsilon_{11} - \varepsilon_{r\tau}^s \left( \frac{v(t)}{h_p} \right)) \\ & + \left( k_\gamma^p \left( \frac{\partial^r w}{\partial x^r} \delta \frac{\partial^r w}{\partial x^r} \right) \right) \end{aligned} \right) dA dx \quad (۸)$$

که در آن،

$$k_\gamma^s = b \mu_s l^r (y_1 - y_0) \quad (۹)$$

$$k_\gamma^p = b \mu_p l^r (y_2 - y_1) \quad (۱۰)$$

در روابط ۹ و ۱۰،  $\mu_s$  و  $\mu_p$  به ترتیب مدول برشی لایه‌ی کشسان و پیزوالتریک هستند. ولتاژ بین الکترودهای پیزوالکتریک و ضخامت لایه‌ی پیزوالکتریک با  $v(t)$  و  $h_p$  نشان داده شده است.  $E_p$  و  $E$  به ترتیب مدول کشسانی تیر سیلیکونی و لایه‌ی پیزوالکتریک هستند. تغییرات انرژی جنبشی و کار مجازی انجام شده توسط میرایی موجود در سیستم و نیروهای غیر پایستارگردابی سیال به دست می‌آید:

$$\delta T = - \int_0^L \left( \begin{aligned} & M \delta(x-l) + \rho A \\ & + \rho_p A_p \end{aligned} \right) \frac{\partial^r w}{\partial t^r} \delta w dx \quad (۱۱)$$

$$\delta W_e = \left[ F_{viv} \delta(x-l) - c \frac{\partial w}{\partial t} \right] \delta w \quad (۱۲)$$

در رابطه‌ی ۱۱ و ۱۲ به ترتیب  $A$  و  $\rho$  سطح مقطع و چگالی تیر پایه و  $A_p$  و  $\rho_p$  سطح مقطع و چگالی تیر پیزوالکتریک و همچنین  $C$  و  $M$  ضریب میرایی خطی سیستم و جرم استوانه انتهایی تیر است.  $F_{viv}$  نیز نیروی ایجاد شده در انتهای تیر بر اثر عبور جریان سیال روی استوانه است. با استفاده از اصل همیلتون معادله‌ی حاکم بر تیر سیلیکونی و لایه‌ی پیزوالکتریک روی آن مطابق معادله‌ی ۱۳ خواهد بود:

$$\begin{aligned} & (k_\gamma^s + k_\gamma^p + E_T) \frac{\partial^r w}{\partial x^r} - \\ & \frac{e_{r1} b v(t)}{\tau} (y_1 + y_2) \frac{d}{dx} (\delta(x) - \delta(x-L)) \\ & + c \frac{\partial w}{\partial t} + (M \delta + \rho A + \rho_p A_p) \frac{\partial^r w}{\partial t^r} = \\ & F_{viv} \delta(x-L) \end{aligned} \quad (۱۳)$$

که در آن،  $E_T = \frac{1}{\tau} E b (y_1^r - y_0^r) + \frac{1}{\tau} E_p b (y_2^r - y_1^r)$  است. شرایط مرزی معادله‌ی ۱۳، مطابق معادله‌ی ۱۴ به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} & w(0, t) = 0, \quad \frac{\partial w(0, t)}{\partial t} = 0 \\ & \frac{\partial^r w(L, t)}{\partial t^r} = 0, \quad \frac{\partial^r w(L, t)}{\partial t^r} = 0 \end{aligned} \quad (۱۴)$$

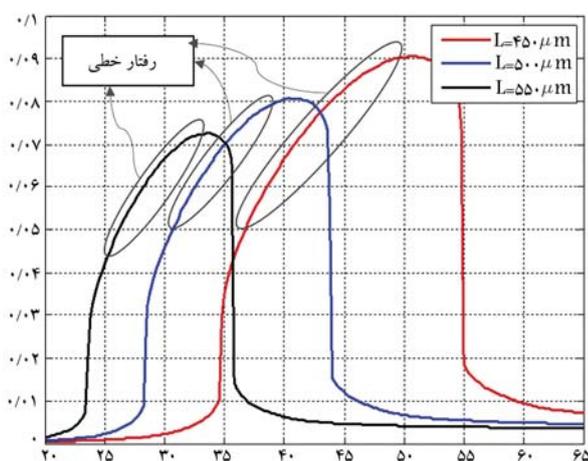
رابطه‌ی ساختاری الکترومکانیکی لایه‌ی پیزوالکتریک چنین بیان می‌شود:<sup>[۳۵]</sup>

$$D_e = e_{r1} \varepsilon_{11} + E_{r\tau}^s E_r \quad (۱۵)$$

که در این روابط:

جدول ۱. مقدار پارامترهای در نظر گرفته شده در این پژوهش.

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
۵	$h_s(\mu m)$	$1/328e-8$	$E_{\tau\tau}^s (Fm^{-1})$
۲۳۳۲	$\rho(kgm^{-3})$	$-12/54$	$e_{\tau\tau}(Cm^{-1})$
۵	$h_p(\mu m)$	$775^{\circ}$	$\rho_p(kgm^{-3})$
$5^{\circ}$	$b(\mu m)$	$^{\circ}/25e-9$	$A_p(m^2)$
$1e5$	$R(ohm)$	$^{\circ}/3$	$C_{L^{\circ}}$
$2^{\circ}-6^{\circ}$	$U_{\infty}(ms^{-1})$	$1/2$	$C_d$
$^{\circ}/25e-9$	$A(m^2)$	$66e9$	$E_p(Nm^{-2})$
$^{\circ}-2$	$I'(\mu m)$	$169e9$	$E(Nm^{-2})$
$1/225$	$\rho_{air}(kg/m^3)$	$5^{\circ}$	$D(\mu m)$



شکل ۲. ولتاژ خروجی میکروچسگر برحسب سرعت سیال و برای طول‌های مختلف تیر.

برای تیر به طول  $45^{\circ}$  میکرومتر از سرعت  $35$  تا  $54$  متر بر ثانیه، ولتاژ خروجی قابل اعتناست. چنان که در شکل ۲ مشخص شده است در بخشی از محدوده‌ی قابل اعتنا، رفتار ولتاژ خروجی حسگر نسبت به سرعت جریان رابطه‌ی تقریباً خطی است که این محدوده را می‌توان به عنوان محدوده‌ی عملکرد میکروچسگر در نظر گرفت؛ در شکل ۳ این محدوده به طور دقیق‌تر مورد بررسی قرار گرفته است. علاوه بر مطالب بیان شده، در شکل ۲ مشاهده می‌شود که محدوده‌ی ولتاژ خروجی مناسب و مقدار این ولتاژ برای طول‌های مختلف میکروتیر متفاوت است. در تفسیر این پدیده می‌توان گفت که طبق پژوهش‌های پیشین<sup>[۳۷]</sup> با کاهش طول تیر فرکانس طبیعی سیستم افزایش می‌یابد و این بدان معناست که نیروی بزرگ‌تری ناشی از گرداب ایجاد شده لازم است تا خیز مناسب برای تولید ولتاژ را در سیستم ایجاد کند. بنابراین در سرعت بالاتر سیال و مقدار خیز بیشتر این پدیده رخ خواهد داد.

در شکل ۳، رفتار خطی مشاهده شده در شکل ۲ به صورت جداگانه ترسیم شده تا این رفتار با دقت بیشتری مورد بررسی قرار گیرد. در این شکل مدل خطی هر نمودار به صورت نقطه‌چین استخراج و ترسیم شده است تا میزان انحراف از خطی بودن منحنی‌ها به وضوح بررسی شود. چنان که مشاهده می‌شود رفتار میکروچسگر را در بازه مشخص شده با تقریب بسیار خوبی می‌توان خطی فرض کرد. به عنوان

$$\alpha = -\frac{e_{\tau\tau} b h_p (y_1 + y_2)}{2 E_T E_{\tau\tau}^s}$$

$$\gamma = -\frac{k h_p}{E_{\tau\tau}^s b L R}, \quad \widehat{\Omega}_f = k \Omega_f \quad (23)$$

برای استخراج رفتار دینامیکی میکروچسگر باید معادلات  $2^{\circ}$  تا  $23^{\circ}$  را به صورت همزمان حل کرد؛ برای این منظور از روش جمع مودها استفاده شده است. چون در بررسی رفتار دینامیکی تیرها، مود اول رفتار دینامیکی را با دقت بیش از  $98\%$  ارائه می‌دهد، در این پژوهش فقط از مود اول تیر یک‌سر درگیر<sup>[۳۷]</sup> بهره گرفته شده است  $(\widehat{w}(\widehat{x}, \widehat{t}) = \phi_1(\widehat{x}) \eta_1(\widehat{t}))$  این شکل مود عبارت است از:

$$\phi_1(\widehat{x}) = \cos(\beta_1 \widehat{x}) - \cosh(\beta_1 \widehat{x}) - \frac{\cos(\beta_1) + \cosh(\beta_1)}{\sin(\beta_1) + \sinh(\beta_1)} (\sin(\beta_1 \widehat{x}) - \sinh(\beta_1 \widehat{x}))$$

$$\beta_1 = 1,8751 \quad (24)$$

با بهره‌گیری از شکل مود اول تیر یک‌سر درگیر، معادلات حاکم به صورت معادلات  $25$  تا  $27$  و تنها تابع زمان درخواهد آمد:

$$\left( \widehat{k}_1 + \widehat{k}_1^p + 1 \right) \left( \int_0^1 \phi_1^{(iv)} \phi_1 dx \right) - \widehat{v} \left( \int_0^1 \phi_1 (\delta'(\widehat{x}) - \delta'(\widehat{x} - 1)) dx \right) + \frac{d^2 \eta_1}{d \widehat{t}^2} \left( \int_0^1 \phi_1 (M \delta(\widehat{x} - 1) + 1) dx \right) + \widehat{c} \frac{d \eta_1}{d \widehat{t}} \left( \int_0^1 \phi_1^2 dx \right) = \widehat{F}_{viv} \left( \int_0^1 \phi_1 \delta(x - 1) dx \right) \quad (25)$$

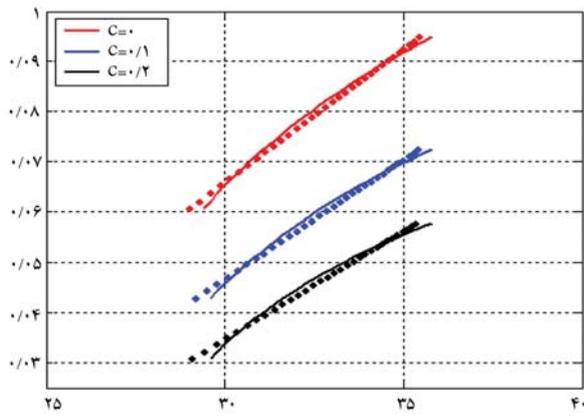
$$\alpha \frac{d \eta_1}{d \widehat{t}} \left( \int_0^1 \phi_1'' dx \right) - \frac{d \widehat{v}}{d \widehat{t}} = \gamma \widehat{v} \quad (26)$$

$$\ddot{q} - \varepsilon \widehat{\Omega}_f (q^T - 1) \dot{q} + \widehat{\Omega}_f q = \frac{A' L}{D} \frac{d^2 \eta_1}{d \widehat{t}^2} \phi_1(1) \quad (27)$$

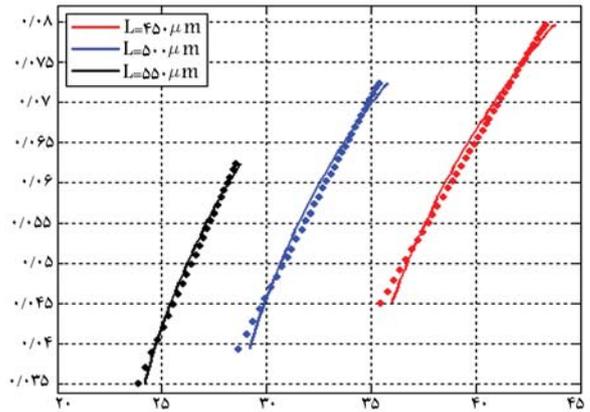
با حل این معادلات زمان‌مند به کمک نرم‌افزار متلب رفتار میکروچسگر در سرعت جریان‌های مختلف استخراج می‌شود. مقدار در نظر گرفته شده برای پارامترهای موجود در این نوشتار در جدول ۱ ارائه شده است.

### ۳. نتایج و بحث

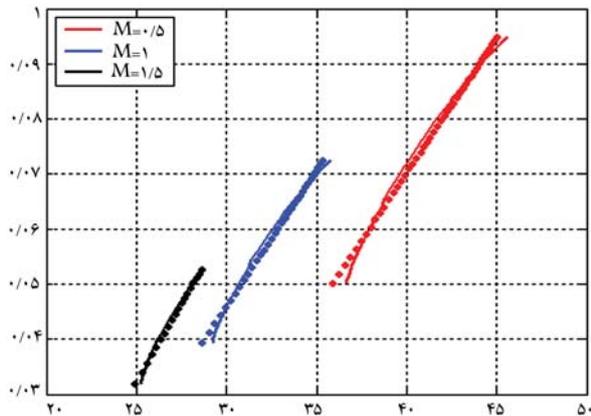
با بهره‌گیری از پارامترهای تعریف شده در جدول ۱ و حل عددی معادلات  $25$  تا  $27$ ، رفتار دینامیکی میکروچسگر جریان سیال استخراج شده، که در این بخش به ارائه و تحلیل آنها پرداخته شده است. در شکل ۲ ولتاژ خروجی میکروچسگر برحسب سرعت‌های مختلف سیال (در این نوشتار سیال مورد بررسی «هوا» در نظر گرفته شده است) و برای سه طول  $45^{\circ}$ ،  $50^{\circ}$  و  $55^{\circ}$  میکرومتر برای طول تیر ارائه شده است. چنان که در شکل مشاهده می‌شود، این میکروچسگر فقط در سرعت‌های مشخصی ولتاژ خروجی قابل قبول دارد و برای دیگر سرعت‌ها ولتاژ خروجی آن ناچیز خواهد بود (به این پدیده lock-in گفته می‌شود). به عنوان مثال،



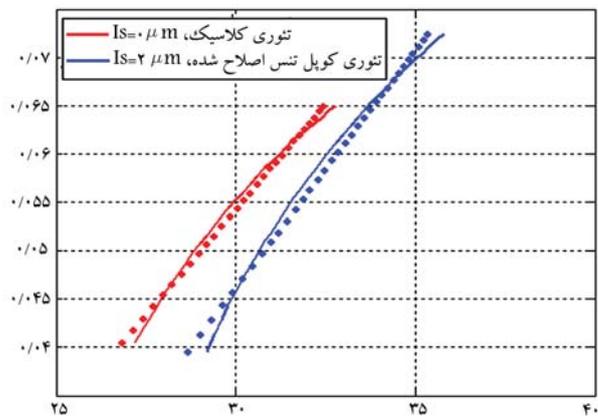
شکل ۵. ولتاژ خطی خروجی میکرو حوسگر بر حسب سرعت سیال برای ضریب میرایی های مختلف.



شکل ۳. ولتاژ خطی خروجی میکرو حوسگر بر حسب سرعت سیال و برای طول های مختلف تیر.



شکل ۶. ولتاژ خطی خروجی میکرو حوسگر بر حسب سرعت سیال، برای مقادیر مختلف جرم سیلندر انتهایی.



شکل ۴. ولتاژ خطی خروجی میکرو حوسگر بر حسب سرعت سیال بر اساس نظریه ی کلاسیک و کوپل تنش اصلاح شده.

شده سختی سیستم را بیشتر از نظریه ی کلاسیک پیش بینی می کند و به همین دلیل فرکانس طبیعی بالاتری برای سیستم ارائه می دهد. از این رو بازه رفتار خطی سیستم بر اساس نظریه ی کوپل تنش اصلاح شده بازه بزرگتری است و برخلاف پیش بینی اولیه که سختی بیشتر سیستم سبب کاهش ولتاژ تولیدی حسگر خواهد شد، نتایج نشان می دهد در بعضی سرعت های سیال، بر اساس نظریه ی کوپل تنش اصلاح شده ولتاژ خروجی بیشتری نیز استخراج می شود. این یافته ها بیان می دارد که در نظر نگرفتن نظریه ی غیر کلاسیک در تحلیل سیستم های میکروالکترومکانیکی می تواند باعث پیش بینی با خطای بسیار بالا در این سازه ها شود. به عنوان مثال اگر ولتاژ خروجی سیستم  $0.55^\circ$  میلی ولت باشد نظریه ی کلاسیک سرعت را  $3^\circ$  و نظریه ی کوپل تنش اصلاح شده سرعت را  $32/7$  متر بر ثانیه تخمین می زند که خطای  $9\%$  را در نتایج به وجود خواهد آورد.

بررسی اثر میرایی بی بعد سیستم بر رفتار دینامیکی میکرو حوسگر در شکل ۵ انجام شده است. چنان که قابل پیش بینی هم بود افزایش ضریب میرایی بی بعد خیز سیستم و به تبع آن ولتاژ خروجی را کاهش می دهد اما موردی که قابل پیش بینی نبود این که میرایی تأثیری بر بازه عملکرد خطی میکرو حوسگر ندارد. نکته ی قابل توجه در این شکل افزایش تقریبی خطای خطی سازی در اثر افزایش میرایی سیستم است (با افزایش میرایی از  $0^\circ$  به  $1^\circ$  و  $2^\circ$  خطا به ترتیب  $1/7$ ،

مثال بیشترین خطای اندازه گیری سرعت که در ابتدای بازه اندازه گیری رخ می دهد (بیشترین درصد خطای خطی فرض کردن رفتار میکرو حوسگر) برای طول  $45^\circ$  میکرومتر برابر  $2/5\%$ ، برای طول  $50^\circ$  میکرومتر برابر  $3/3\%$  و برای طول  $55^\circ$  میکرومتر برابر  $2/1\%$  است. بنابراین با درصد خطای قابل قبولی می توان رفتار میکرو حوسگر را در این بازه خطی فرض کرد. نتایج حاصله نشان می دهد هرچه طول میکرو تیر کوچک تر شود و به عبارتی، هرچه فرکانس طبیعی سیستم بزرگ تر شود این میکرو حوسگر می تواند برای سنجش سرعت های بالاتر مورد استفاده قرار گیرد و بازه بیشتری از سرعت را نیز اندازه گیری کند. این یافته می تواند به عنوان پیشنهادی در طراحی این حسگرها برای سیستم های مختلف مورد استفاده قرار گیرد.

چنان که در قسمت مقدمه بیان شد نتایج آزمایشگاهی نشان می دهد که سیستم های در ابعاد میکرومتر، نسبت به پیش بینی نظریه ی کلاسیک، رفتاری سخت تر دارند. از این رو، با توجه به ابعاد میکرومتری این میکرو حوسگرها، برای پیش بینی رفتار آنها باید نظریه های مربوط به این ابعاد را برای آنها در نظر گرفت. چون نظریه ی کوپل تنش اصلاح شده همگرایی بسیار نزدیکی با نتایج آزمایشگاهی از خود نشان می دهد، در این پژوهش نتایج بر اساس این نظریه استخراج شده و اثر در نظر گرفتن این نظریه بر رفتار دینامیکی میکرو حوسگر، در شکل ۴ ارائه شده است. چنان که مشاهده می شود نظریه ی کوپل تنش اصلاح

#### ۴. نتیجه‌گیری

رفتار دینامیکی میکروچسگر جریان سیال بر اساس نظریه‌ی کوپل تنش اصلاح شده در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته و بازه عملکرد خطی و میزان خطی بودن این رفتار استخراج شده است. برای این منظور معادلات دینامیکی حاکم بر سیستم، شامل معادله‌ی خیز تیر پایه و لایه‌ی پیزوالکتریک، معادله‌ی گاوس و معادله‌ی ضریب نوسانی لیفت، استخراج شد. با استفاده از حل عددی پاسخ معادلات استخراج شده به دست آمد و رفتار دینامیکی میکروچسگر بر اساس پارامترهایی مانند ضریب میرایی، طول تیر، پارامتر مقیاس طول ماده و جرم استوانه انتهای تیر تحلیل شد. یافته‌های به دست آمده نشان می‌دهد بازه عملکردی این میکروچسگر در جریان‌های مختلف میکروسیال، میزان خطی بودن این رفتار و خطای اندازه‌گیری سرعت به پارامترهای تحلیل شده وابسته است و با تغییر این پارامترها می‌توان محدوده‌ی عملکرد سیستم را تغییر داد. در بررسی خطای خطی فرض کردن رفتار سیستم نیز، نتایج نشان می‌دهد بیشترین خطای میکروچسگر حدود ۳/۵٪ است.

۲/۲ و ۳/۴ می‌شود). بر این اساس برای استخراج پاسخ‌ها و تخمین‌های دقیق‌تر از این میکروچسگر بهتر است از میرایی سیستم تا آنجا که ممکن است کاسته شود.

در شکل ۶ اثر جرم استوانه‌ی انتهایی تیر به صورت بی‌بعد بر رفتار دینامیکی میکروچسگر نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود رفتار سیستم بسیار نزدیک به رفتار خطی است و تغییر جرم استوانه تأثیری بر این رفتار ندارد. اما نکته‌ی قابل توجه در این شکل تغییر قابل اعتنای بازه عملکرد و افزایش ولتاژ خروجی با کاهش جرم استوانه است. این پدیده را می‌توان شبیه به پدیده‌ی افزایش طول تیر توجیه کرد. با افزایش جرم انتهایی، فرکانس طبیعی کل سیستم کاهش می‌یابد و در سرعت‌های پایین‌تر بازه عملکردی مناسب به دست می‌آید؛ هرچه جرم انتهایی کم‌تر شود سختی بیشتر می‌شود و در نتیجه به نیروی گردابی القا شده بیشتری نیاز خواهد بود. این پارامتر نیز یکی دیگر از پارامترهای قابل استفاده در طراحی این میکروچسگرها برای تخمین سرعت سیال در یک محدوده‌ی سرعت مشخص است.

#### منابع (References)

- Osiander, R., Darrin, M.A.G. and Champion, J.L. *MEMS and microstructures in aerospace applications*: CRC press (2018).
- Akbari, M. and Ghasemi, M. "A novel kinetic-based slip velocity boundary condition suitable for compressible gas flows in micro-/nanochannels," *Acta Mechanica*, **229**, pp. 4471-4484 (2018).
- Taouri, L., Bourouina, M., Bourouina, S. "A new highly sensitive micro-sensor for the ultra-traces analysis of paracetamol directly in water", *Microchemical Journal*, **178**, p. 107380 (2022).
- Karimzadeh, A., Roohi, R. and Akbari, M. "Size-dependent behavior of micro piezoelectric VIV energy harvester: Parametric study and performance analysis", *Applied Ocean Research*, **127**, p. 103296 (2022).
- Shi, S., Geng, W., Bi, K. and et al. "High sensitivity MEMS accelerometer using PZT-based four L-shaped beam structure", *IEEE Sensors Journal*, **22**, pp. 7627-7636 (2022P).
- Karimzadeh, A. and Ahmadian, M.T. "Vibrational characteristics of size-dependent vibrating ring gyroscope", *Scientia Iranica*, **25**, pp. 3151-3160 (2018).
- Kasambe, P.V., Bhole, K.S. and Bhoir, D.V. "Analytical modelling, design optimisation and numerical simulation of a variable width cantilever beam MEMS switch", *Advances in Materials and Processing Technologies*, **8**, pp. 1-21 (2021).
- Kalhari, H., Halkon, B., Abbasnejad, B. and et al. "Non-linear vibration of an electrostatically excited capacitive microplate", *In Vibration Engineering for a Sustainable Future*, ed: Spring, pp. 3-9 (2021).
- Karimzadeh, A., Ahmadian, M.T., Firoozbakhsh, K. and et al. "Vibrational analysis of size-dependent rotating micro-rings", *International Journal of Structural Stability and Dynamics*, **17**, p. 1771012 (2017).
- Karimzadeh, A., Ahmadian, M.T. and Rahaeifard, M. "Effect of size dependency on in-plane vibration of circular micro-rings", *Scientia Iranica*, **24**, pp. 1996-2008 (2017).
- Quan, A., Zhang, H., Wang, C. and et al. "A high-resolution mass sensor based on two thermal piezoresistive self-sustained resonators coupled via an arching membrane", *In 2022 IEEE 35th International Conference on Micro Electro Mechanical Systems Conference (MEMS)*, pp. 856-859. IEEE, (2022).
- Yao, J., Cheng, C., Lu, Y. and et al. "A low-temperature-sensitivity resonant pressure microsensor based on eutectic bonding", *IEEE Sensors Journal*, pp. 9321-9328 (2022).
- Kasambe, P.V., Bhole, K.S., Bage, A.A. and et al. "Analytical modeling and numerical investigation of a variable width piezoresistive multilayer polymer micro-cantilever air flow sensor", *Advances in Materials and Processing Technologies*, pp. 1-19 (2022).
- Ejeian, F., Azadi, S., Razmjou, A. and et al. "Design and applications of MEMS flow sensors: A review", *Sensors and Actuators A: Physical*, **295**, pp. 483-502 (2019).
- Xu, W., Wang, X., Wang, R. and et al. "CMOS MEMS thermal flow sensor with enhanced sensitivity for heating, ventilation, and air conditioning application", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, **68**, pp. 4468-4476 (2020).
- Hagihghi, R., Razmjou, A., Orooji, Y. and et al. "A miniaturized piezoresistive flow sensor for real-time monitoring of intravenous infusion", *Journal of Biomedical*

- Materials Research Part B: Applied Biomaterials*, **108**, pp. 568-576 (2020).
17. Anton, S.R. and Sodano, H.A. "A review of power harvesting using piezoelectric materials (2003–2006)", *Smart materials and Structures*, **16**, pp. R1 (2007).
  18. Shivashankar, P. and Gopalakrishnan, S. "Review on the use of piezoelectric materials for active vibration, noise, and flow control", *Smart Materials and Structures*, **29**, p. 053001 (2020).
  19. Su, Y., Evans, A.G.R., Brunnschweiler, A. and et al. "Characterization of a highly sensitive ultra-thin piezoresistive silicon cantilever probe and its application in gas flow velocity sensing", *Journal of Micromechanics and Microengineering*, **12**, p. 780 (2002).
  20. Tomimatsu, Y., Kuwana, K., Kobayashi, T. and et al. "A piezoelectric flow sensor for wake-up switch of wireless sensor network node", In *2012 Second Workshop on Design, Control and Software Implementation for Distributed MEMS*, pp. 53-57. IEEE (2012).
  21. Tian, B., Li, H.F., Yang, H. and et al. "A MEMS SOI-based piezoresistive fluid flow sensor", *Review of Scientific Instruments*, **89**, p. 025001 (2018).
  22. Zeng, Y., Groenesteijn, J., Alveringh, D. and et al. "Design, fabrication, and characterization of a micro coriolis mass flow sensor driven by PZT thin film actuators", *Journal of Microelectromechanical Systems*, **30**, pp. 885-896 (2021).
  23. Ruiz, L.L., Lin, V., Fitzgerald, L. and et al. "Piezoelectric-based respiratory monitoring: towards self-powered implantables for the airways", In *2021 IEEE 17th International Conference on Wearable and Implantable Body Sensor Networks (BSN)*, pp. 1-5. IEEE (2021).
  24. Seo, Y.H. and Kim, B.H. "A self-resonant micro flow velocity sensor based on a resonant frequency shift by flow-induced vibration", *Journal of Micromechanics and Microengineering*, **20**, p. 075024 (2010).
  25. Hu, J., Peng, H., Liu, T. and et al. "A flow sensing method of power spectrum based on piezoelectric effect and vortex-induced vibrations", *Measurement*, **131**, pp. 473-481 (2019).
  26. Liu, G., Jiang, Y., Wu, P. and et al. "Artificial whisker sensor with undulated morphology and self-spread piezoresistors for diverse flow analyses", *Soft Robotics*, **10**(1), pp. 97-105 (2023).
  27. McFarland, A.W. and Colton, J.S. "Role of material microstructure in plate stiffness with relevance to microcantilever sensors", *Journal of Micromechanics and Microengineering*, **15**, p. 1060 (2005).
  28. Yang, F., Chong, A.C.M., Lam, D.C.C. and et al. "Couple stress based strain gradient theory for elasticity", *International journal of solids and structures*, **39**, pp. 2731-2743 (2002).
  29. Lam, D.C.C., Yang, F., Chong, A.C.M. and et al. "Experiments and theory in strain gradient elasticity", *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, **51**, pp. 1477-1508 (2003).
  30. Kong, S. "A review on the size-dependent models of micro-beam and micro-plate based on the modified couple stress theory", *Archives of Computational Methods in Engineering*, **29**, pp. 1-31 (2021).
  31. Liu, H., Shen, S., Oslub, K. and et al. "Amplitude motion and frequency simulation of a composite viscoelastic microsystem within modified couple stress elasticity", *Engineering with Computers*, pp. 1-15 (2021).
  32. Lin, SW.-M., Chang, C.-Y., Liauh, C.-T. and et al. "Design of harmonic AFM probe subjected to van der waals force in the modified Couple stress theory", *Mathematical Problems in Engineering*, (2021).
  33. Tao, C. and Dai, T. "Modified couple stress-based nonlinear static bending and transient responses of size-dependent sandwich microplates with graphene nanocomposite and porous layers", *Thin-Walled Structures*, **171**, p. 108704 (2022).
  34. Rahaeifard, M., Ahmadian, M.T. and Firoozbakhsh, K. "Size-dependent dynamic behavior of microcantilevers under suddenly applied DC voltage", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, **228**, pp. 896-906 (2014).
  35. Abdelkefi, A. "Aeroelastic energy harvesting: A review", *International Journal of Engineering Science*, **100**, pp. 112-135 (2016).
  36. Nayfeh, A.H. *Introduction to perturbation techniques*: John Wiley & Sonsg (2011).
  37. Rao, S.S. *Vibration of continuous systems*: John Wiley & Sons (2019).



# بررسی و تحلیل تجربی خواص احتراق و ویژگی‌های فیزیکوشیمیایی نانوسوخت‌ها با استفاده از مکمل‌های نانوساختار هیبریدی

سید امیرحسین زمزمیان\* (دانشیار)

سهیل رضازاده منفردنیا (کارشناس)

محمد رضا بازوکی (کارشناس)

محمد بازوکی (استاد)

پژوهشگاه مواد و انرژی، گروه پژوهشی انرژی خورشیدی

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره ۳-۳۹، شماره ۱، ص. ۵۵-۶۷ (پژوهشی)

افزودنی‌های نانوساختار کاربرد گسترده‌یی در صنایع مختلف به ویژه نیروگاه‌ها دارند و باعث کاهش مصرف ویژه سوخت<sup>۱</sup> و همچنین کاهش انتشار آلاینده‌ها می‌شوند. در این مطالعه، نانوذرات هیبریدی در سوخت‌های مازوت و دیزل پراکنده شده‌اند و ویژگی‌های فیزیکوشیمیایی نانوسوخت‌های ساخته شده بررسی شده‌اند. نتایج نشان داد که شدت ارزش حرارتی نانوسوخت پایه مازوت و پایه دیزل به ترتیب نسبت به سوخت‌های خالص مازوت و دیزل به میزان ۱۳/۴۱٪ و ۱۴/۰۲٪ بهبود پیدا کرده‌اند. بنابراین، نانوذرات اکسید فلزی و نانولوله‌های کربنی چنددیواره تأثیر قابل ملاحظه‌یی بر ویژگی‌های احتراقی سوخت دارند. به طور کلی، نمونه‌های بهینه‌ی نانوسوخت بر پایه‌ی مازوت و دیزل همه‌ی ویژگی‌های یک سوخت ایده‌آل برای استفاده در فرایند احتراقی را دارند و می‌توانند جایگزین مناسبی برای سوخت‌های مازوت و دیزل خالص باشند.

واژگان کلیدی: نانوسوخت، نانودیزل، نانوساختار هیبریدی، نانومازوت، احتراق.

azamzamia@merc.ac.ir  
srezazadeh69@gmail.com  
pazoukim.reza@gmail.com  
m.pazouki@merc.ac.ir

## ۱. مقدمه

سده بیست و یکم میلادی پررنگ شده است که به انجام پژوهش‌های متعددی در این زمینه منجر شده که البته اکثر قریب به اتفاق آنها در مقیاس آزمایشگاهی و یا پیلوت کوچک مقیاس بوده‌اند. از میان کاربردهای یاد شده برای نانوسوخت‌ها، موتورهای درون‌سوز تراکمی که اساس دیزل - ژنراتورها را تشکیل می‌دهند، موتورهای درون‌سوز توربینی (اساس کار توربین‌های گازی نیروگاهی) و سامانه‌های چرخه‌ی بخار در صنعت برق کاربرد دارند و دیگر کاربردها موضوعیتی برای این مطالعه ندارند. تاکنون مطالعات مربوط به بررسی جامع جنبه‌های احتراق و پایداری نانوذرات مختلف پایه فلزی و اثر افزودن و معلق‌سازی آنها در مخلوط سوخت‌های دیزل و بیودیزل توسط موتور احتراق تراکمی در طول ۵ ساله اخیر انجام شده است.<sup>[۱]</sup> در دو دهه‌ی گذشته، کاربرد و استفاده از منابع سوخت پایه‌ی بیودیزل در موتورهای دیزلی، به دلیل مزایای مختلف زیست‌محیطی و اقتصادی آن ارجحیت یافته است. زمینه‌های زیادی برای بهبود در عملکرد و کاهش انتشار آلاینده‌ها با بیودیزل به عنوان سوخت پایه وجود دارد. در سال‌های اخیر، استفاده از نانوذرات نیز به عنوان

افزودنی‌های نانوساختار از دو دهه‌ی پیش کاربرد گسترده‌یی در صنایع گوناگون پیدا کرده‌اند؛ از جمله برای افزایش سرعت واکنش در راکتورهای شیمیایی، بهبود گیرایش و چسبندگی در کمپوزیت‌ها، بهبود ویژگی‌های مکانیکی و استحکام در فرآورده‌های جامد، افزایش اثرگذاری در کاتالیست‌ها و بهبود ویژگی‌های ترمودینامیکی در سیالات مورد استفاده قرار می‌گیرند. در صنایع نیروگاهی به دلیل افزایش روزافزون مصرف سوخت‌های فسیلی با هدف پاسخگویی به تقاضای روزافزون انرژی الکتریکی، که با افزایش انتشار آلاینده‌ها و تسریع روند پدیده‌ی اثر گلخانه‌یی همراه بوده است، توجه به تأثیر افزودنی‌های نانوساختار بر کاهش مصرف ویژه سوخت (سوخت مصرفی به ازای واحد تولید انرژی الکتریکی) و نیز بر کاهش پیدایش آلاینده‌ها در سامانه‌های تبدیل انرژی نیروگاهی (موتورژنراتورها، بویلرها و توربین‌های گاز) از آغاز

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴/۱۴/۱۴، اصلاحیه ۱۴/۰۱/۵/۸، پذیرش ۱۴/۰۱/۵/۲۳

DOI:10.24200/J40.2022.60630.1645

استناد به این مقاله:

زمزمیان، سید امیرحسین، رضازاده منفردنیا، سهیل، بازوکی، محمد رضا و بازوکی، محمد (۲۰۱۴). «بررسی و تحلیل تجربی خواص احتراق و ویژگی‌های فیزیکوشیمیایی نانوسوخت‌ها با استفاده از مکمل‌های نانوساختار هیبریدی»، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳۹-۳، ص. ۵۵-۶۷

نانوافزودنی در گازوتیل، خواص حرارتی فیزیکی مانند نسبت سطح به حجم بالا، قابلیت هدایت حرارتی و انتشار جرم را هنگامی که در هر محیط سیال پایه پراکنده می‌شوند، بهبود می‌بخشد. بر اساس نتایج موجود در مرور ادبیات منابع، مشخص شده است که نانوافزودنی‌ها با گازوتیل، بیودیزل و مخلوط‌ها، بسته به غلظت افزودنی‌های نانوسیال، نقطه‌ی اشتعال<sup>۲</sup>، نقطه‌ی آتش<sup>۳</sup>، گرانروی سینماتیکی و سایر خواص را بهبود می‌بخشند. در پژوهش‌های انجام شده تأثیر پراکندگی نانوافزودنی‌های مختلف بر عملکرد و ویژگی‌های انتشار موتور احتراق دیزل به عنوان یک موتور احتراق فشرده یا تراکمی با نسبت تراکم بالا است که با سوخت پایه‌ی مخلوط دیزل و بیودیزل است و مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است.<sup>[۱]</sup> پیشینه‌ی کاربرد افزودنی‌های نانوساختار به سوخت‌های مایع به پایان سده بیستم و آغاز دهه‌ی ۲۰۰۰ میلادی بازمی‌گردد که نانو ذرات متنوعی به وسیله‌ی پژوهش‌گران و دانشمندان با هدف بهبود ویژگی‌های احتراقی سوخت، بهبود شاخص‌های عملکردی موتورها یا سامانه‌های حرارتی تبدیل انرژی و کاهش انتشار آلاینده‌ها به کار گرفته شدند؛ به عنوان مثال تأثیر مواد افزودنی سوخت بر تشکیل کربن در طی احتراق نشان داده که افزودنی سوخت فرورسن<sup>۴</sup> منجر به تشکیل هسته‌های تراکم در ناحیه‌ی احتراق قبل از تشکیل ذرات کربنی می‌شود. هسته‌های تراکم به احتمال زیاد اکسیدهای آهن هستند. ماده‌ی کربنی ترجیحاً در سطح هسته‌های اکسید آهن متراکم می‌شود، جایی که در آخرین مرحله احتراق می‌سوزد.<sup>[۳]</sup> بنیادی‌ترین شاخص‌هایی که در پژوهش‌های انجام شده بر روی سوخت‌های مایع با افزودنی‌های نانوساختار مد نظر قرار گرفتند، قدرت مؤثر خروجی موتور، مصرف و ویژه سوخت، بازدهی احتراق و میزان تغییرات در نرخ انتشار آلاینده‌ها بوده‌اند. بخش عمده‌ی پژوهش‌های انجام شده روی افزودنی‌های نانوساختار به سوخت‌ها، افزایش فعالیت کاتالیتیکی در حین فرایند احتراق و دستیابی به کارایی بهتر در احتراق نانوسوخت‌ها را تأیید کردند؛ اما یکی از بزرگ‌ترین چالش‌های پیش روی نانوسوخت‌ها، تمایل نانوذرات به چسبیدن به هم و تجمع در اثر سطح ویژه بالا و فعالیت زیاد سطحی بوده است که این خود منجر به پدیدار شدن لخته‌ها در نانوسوخت و گاهی انسداد مجراها و روزنه‌های انتقال یا پاشش سوخت خواهد شد. بررسی میزان کاهش اکسیدهای ازت از NO به گاز نیتروژن N<sub>2</sub> با واکنش با آهن در فضای غنی از سوخت و محیط اکسیداسیون صورت گرفته که به دلیل محدودیت انتشار اکسیدهای نیتروژن (NO<sub>x</sub>) از محفظه‌های احتراق ثابت هنوز یک موضوع مهم در زمینه‌ی حفاظت از محیط زیست طبیعی است. چند جنبه‌ی جدید از تحقیقات توصیف استفاده از آهن به عنوان یک افزودنی که بر کاهش NO<sub>x</sub> در درجه حرارت‌های بالا تأثیر می‌گذارد، تاکنون ارائه شده است.<sup>[۲]</sup> بررسی‌های تجربی همچنین برای ویژگی‌های رئولوژیکی نانوذرات اکسید تیتانیوم (TiO<sub>2</sub>) معلق در مخلوط سوخت دیزل و بیودیزل حاصل از استحصال روغن از گیاه درختچه‌ی اقاچیا یا صمغ عربی با نام علمی آکاسیا<sup>۵</sup> برای استفاده در موتور احتراق تراکمی انجام شده است.<sup>[۵]</sup> بهبود خواص سوخت پایه‌ی دیزل با استفاده از مواد افزودنی نیز انجام شده که در این تحقیق، ترکیبات آلی فلزات منگنز، منیزیم، مس و کلسیم سنتز شدند و محلول‌های آنها به عنوان افزودنی سوخت دیزل مورد استفاده قرار گرفته است. مواد افزودنی که بیشترین کاهش در نقطه‌ی انجماد سوخت دیزل، میزان بهینه‌ی دوز آن و سایر اثرات عملکرد را به دست آوردند مورد آزمایش قرار گرفتند. نتایج نشان داد که منگنز پایه آلی بیشترین کاهش را در نقطه‌ی انجماد داشته است. از طرفی مشخص شد که عدد ستان سوخت دیزل بدون افزودنی ۴۶/۲۲ و عدد ستان برای سوخت دیزل با مقدار بهینه‌ی غلظت ۴۸/۲۴ است. لذا مشاهده شد که منگنز پایه آلی سبب کاهش گرانروی و نقطه‌ی اشتعال می‌شود و محتویات گازهای خروجی را بهبود می‌بخشد.<sup>[۶]</sup> بررسی چندین پژوهش و نتایج مطالعات در دسترس نشان داده که

نانوذرات فلزی و غیرفلزی هر دو در ساختن نانوسوخت‌ها به کار گرفته شده‌اند که از میان نانوذرات پایه‌فلزی، این فلزات یا ترکیبات آنها (همچون اکسیدهای فلزی) بیشتر به چشم می‌خورد: آهن (Fe)، آلومینیوم (Al)، مس (Cu)، منگنز (Mn)، بر (B)، پلاتین (Pt)، بریلیم (Be)، تیتانیوم (Ti)، روی (Zn)، نیکل (Ni) و سریم (Ce) همچنین از میان نانوذرات غیرفلزی می‌توان به این موارد برجسته اشاره کرد: کربن (C) در شکل‌های گوناگون به ویژه نانولوله‌ها، انواع کانی‌های رسی، مواد آلی همچون گلیسرین و پلی‌اتوکسی استر و ذرات ترکیبی یا نانومواد هیبریدی<sup>۶</sup> ملاحظه شده است.<sup>[۷-۱۳]</sup>

این مطالعه با هدف صرفه‌جویی در سوخت مصرفی نیروگاه‌ها انجام شده است. مطالعات کتابخانه‌یی بیش از ۵۰ مورد پژوهش بر روی یافته‌ها و دستاوردهای مربوط به افزودن مواد نانوساختار به سوخت‌های پایه مایع که در اکثر موارد افزودنی‌های نانوساختار به بهبود بازده حرارتی دستگاه‌های تبدیل انرژی و کاهش مصرف ویژه سوخت انجامیده و همچنین اثر مثبتی بر کاهش انتشار آلاینده‌ها داشته‌اند. در این پژوهش، هدف اصلی در واقع ساخت چرخه‌های احتراقی - حرارتی و بررسی پارامترهای حرارتی است که بتواند از نظر ساختار سوختی مواد تولیدی را مورد تأیید قرار دهد. تأیید پارامترها برای انتخاب نمونه‌های نهایی به منظور استفاده در محفظه‌ی احتراقی و بویلرهای نیروگاهی از موارد حائز اهمیت بوده است.

## ۲. افزودنی‌های نانوساختار

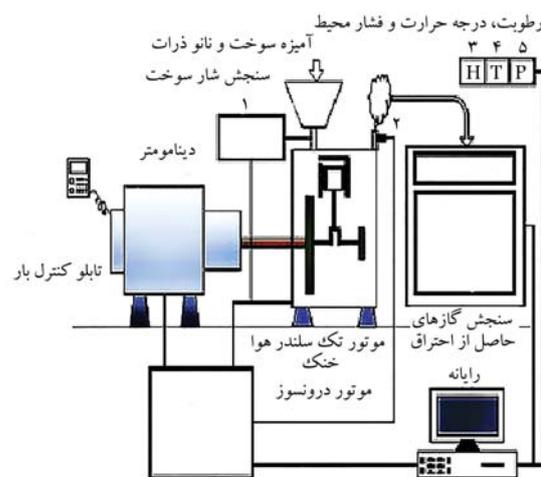
در بررسی نانوسوخت‌های مایع، دسته‌بندی‌های متعددی از جهت نوع سوخت به کار رفته در تجهیز - به عنوان مثال سوخت فسیلی یا سوخت زیستی - و همچنین نوع تجهیز استفاده شده - مانند موتورهای درون‌سوز یا بویلرها - وجود دارند. در این قسمت تمرکز بر امکان‌سنجی استفاده از نانوذرات در سوخت فسیلی دیزل در موتورهای درون‌سوز به منظور بهبود کیفیت سوخت است. موتور و چرخه ترمودینامیکی دیزل به دلیل بازدهی بالاتر نسبت به سایر چرخه‌های ترمودینامیکی و همچنین انعطاف‌پذیری بالا نسبت به نوع سوخت، همواره عضو جداناپذیر تجهیزات تولید برق بوده است. به دلیل انعطاف‌پذیری موتور در قبال نوع سوخت، می‌توان سعی بر تهیه سوختی با راندمان بالاتر و کیفیت مطلوب‌تر بدون ایجاد تغییر در نوع موتور دیزل داشت. از جمله مهم‌ترین و مورد توجه‌ترین سوخت‌هایی که به عنوان جایگزین سوخت دیزل معرفی می‌شوند، سوخت‌های زیستی مختلف موسوم به بیودیزل هستند. این سوخت‌ها از زیست توده<sup>۷</sup> تهیه می‌شوند که نه تنها مواد اولیه‌ی آنها تجدیدپذیر است، بلکه به دلیل کم‌تر سمی بودن نسبت به مواد نفتی، ارجحیت دارند. مطالعات گسترده‌ی در دنیا برای تهیه این سوخت‌ها و استفاده از آنها در موتور دیزل انجام شده است. این نوع سوخت‌ها معمولاً دارای عدد ستان<sup>۸</sup> بالاتر نسبت به سوخت دیزل هستند و به خوبی با موتور دیزل انطباق‌پذیرند. به دلیل بالا بودن عدد ستان با بازدهی بالا در موتور احتراق می‌سوزند و چون واکنش احتراق بهتر انجام می‌شود، انتشار آلاینده‌های مضر که محصول احتراق ناقص در موتور هستند کاهش قابل ملاحظه‌ی خواهد یافت. از جمله‌ی این آلاینده‌های مضر می‌توان به کربن منوکسید و هیدروکربن‌های نسوخته<sup>۹</sup> و دوده اشاره کرد. همچنین به دلیل داشتن گرانروی بالا و طبیعت روغنی این نوع سوخت، عملیات روان‌کاری<sup>۱۰</sup> در موتور بهتر انجام می‌گیرد که در نهایت استفاده از آنها منجر به افزایش کارایی موتور دیزل خواهد شد. بخش اعظم تجارب به دست آمده مربوط به کاربرد افزودنی‌های نانوساختار به سوخت‌های زیستی (عمدتاً بیودیزل) بوده است اما پژوهش‌های متعددی نیز روی سوخت‌های مایع فسیلی -

نانو ذرات آلومینا از نوع گاما<sup>۱۸</sup> از بازه اندازه ذرات ۲۷-۴۳ نانومتر و نانوذرات اکسید تیتانیوم (TiO<sub>2</sub>) از بازه اندازه ذرات ۵۰-۳۰ نانومتر برخوردار بودند. نانوسوخت مورد استفاده از آمیزش مستقیم نانوذرات در غلظت مشخص شده با نفت گاز ساخته شد و به مدت یک ساعت در فرکانس ۴۰ کیلوهرتز در برابر امواج فراصوت (فراصوتی) عمل آوری شد. به این ترتیب درجه حرارت گازهای حاصل از فرایند احتراق در دودکش با افزایش غلظت نانوذرات افزوده، نسبت به احتراق نفت گاز خالص کاهش نشان داد و این کاهش در حالت استفاده از نانوذرات آلومینا چشمگیرتر بوده است.

چنان که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، اثر کاربرد نانوذرات بر کاهش انتشار منوکسیدکربن چشمگیر بوده اما بر غلظت اکسیدهای نیتروژن تأثیر محسوسی نداشته؛ و نیز به دلیل ناچیز بودن غلظت اکسید گوگرد در گاز دودکش (با توجه به پایین بودن غلظت گوگرد در نفت گاز مصرفی، در ایران غلظت گوگرد در نفت گاز اغلب بالاست) امکان داوری درباره‌ی اثر نانوذرات افزوده بر تغییر غلظت SO<sub>2</sub> فراهم نبوده است. میزان تغییر بازده حرارتی احتراق نیز اندک بوده و در این پژوهش خاص نمی‌توان با صراحت گفت که کاربرد نانوذرات مورد اشاره سبب صرفه‌جویی در مصرف سوخت شده است. اما در یک اظهار نظر کلی می‌توان گفت که کاربرد نانوذرات اکسید آلومینیوم اثر بخشی بهتری نسبت به اکسید تیتانیوم داشته و با افزایش غلظت افزودنی نانوساختار در سوخت مصرفی، اثر بخشی‌ها پررنگ‌تر بوده است. اثرات افزودنی‌های نانوذرات به دیزل بر عملکرد احتراق و انتشار گازهای گلخانه‌ی دیگ بخار، در یک مطالعه‌ی تجربی ارائه شده که سوخت نانوذیزل با افزودن نانوذرات اکسید آلومینیوم (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>) و اکسید تیتانیوم (TiO<sub>2</sub>) تهیه شده است. اندازه‌گیری‌های عملکرد و انتشار گازهای گلخانه‌ی دیگ بخار معکوس مسکونی، آب خنک، انجام شده است.<sup>[۱۵]</sup> کاهش منابع سوخت فسیلی و الزامات سخت‌گیرانه‌ی انتشار گازهای گلخانه‌ی، جست‌وجو برای بهبود عملکرد موتورهای دیزل و احتراق تمیزتر را جدی کرده است. اثرات افزودنی‌های مخلوط بیودیزل/دیزل بر عملکرد و انتشار موتورهای دیزلی به طور جامع در مطالعات مختلف بررسی شده است. افزودنی‌های بررسی شده به پنج دسته طبقه‌بندی شدند: افزودنی‌های اکسیژن‌دار، افزودنی‌های میتنی بر فلز و غیرفلز، آب، آنتی‌اکسیدان‌ها و افزودنی‌های میتنی بر پلیمر. اثرات هر دسته بر عملکرد موتور به عنوان مثال، مصرف سوخت ویژه‌ی ترمز و راندمان حرارتی ترمز و انتشار گازهای آلاینده‌ی حاصل از احتراق شامل CO، NO<sub>x</sub>، هیدروکربورهای نسوخته (HC) و ذرات معلق به طور انحصاری مورد بحث قرار گرفته است. علاوه بر این، استراتژی‌های مختلف مورد استفاده برای افزودن آب، مانند امولسیون آب - دیزل، تزریق مستقیم آب و افزودن آب به میفولد<sup>۲۰</sup> ورودی نشان داده شده و مزایا و معایب آنها به طور کامل مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت، فرصت‌ها و محدودیت‌های هر افزودنی با در نظر گرفتن عملکرد موتور و خوش‌خیم بودن احتراق برای هدایت تحقیق و توسعه‌ی آینده در این حوزه بیان خواهد شد.<sup>[۱۶-۲۹]</sup> تجزیه و تحلیل انرژی، آگزوزی و پایداری فرایند احتراق در یک موتور دیزل همراه با ۵ درصد آب به شکل امولسیون در سوخت پایه‌دیزل به صورت نانوسوخت هیبریدی بر پایه‌ی نانولوله‌ی کربنی استوانه‌ی با غلظت ۲۵ ppm و نیز نانوذرات آلومینا کروی با غلظت ۲۵ ppm به عنوان نانوافزودنی و به صورت تجربی بررسی شده است. نتایج تجربی نشان داده که استفاده از افزودنی نانو در آب در سوخت امولسیون دیزل باعث بهبود انرژی، پارامترهای عملکرد آگزوزی و پایداری موتور می‌شود. بنابراین، نانوسوخت هیبریدی نانولوله‌ی کربنی و آلومینا دارای پتانسیل بالایی برای تبدیل شدن به یک سوخت معمولی جایگزین برای موتورهای دیزلی بدون هیچ‌گونه تغییرات در طراحی است.<sup>[۳۰]</sup> لذا نانو مواد خواص بسیار خوبی

معدنی از جمله نفت‌گاز (گازوئیل) و نفت کوره<sup>۱۱</sup> (مازوت) به انجام رسیده‌اند. در بیشتر پژوهش‌های انجام گرفته، تلاش شده است که احتراق،<sup>۱۲</sup> فشار شدن<sup>۱۳</sup> و شعله‌ور شدن<sup>۱۴</sup> سوخت‌های مایع آمیخته با نانوذرات بررسی و سنجیده شود. اما برخی دیگر بر عملکرد و کارایی سامانه‌ی حرارتی (موتور یا بویلر یا توربین) و انتشار آلاینده‌ها متمرکز بوده‌اند. علی‌رغم مزیت‌هایی که بیودیزل به عنوان سوخت جایگزین در چرخه‌ی دیزل دارد (در بالا به چند مورد از آنها اشاره شد)، استفاده از آنها به تنهایی در موتور دیزل با چالش‌هایی روبه‌روست. از جمله این چالش‌ها می‌توان به بالا بودن گرانیوی این نوع سوخت‌ها، چگالی بالاتر نسبت به سایر سوخت‌ها و نیز بالا رفتن مصرف سوخت موتور در صورت استفاده از آنها نام برد. چندین پژوهش روی اثر افزودنی‌های نانوساختار به سوخت نفت‌گاز (گازوئیل) و یا آمیزه‌ی نفت‌گاز - بیودیزل و سوخت‌های ترکیبی دیگر (همچون آمیزه نفت‌گاز - بیودیزل - اتانول موسوم به سوخت ترنری) بر عملکرد موتورهای درون‌سوز تراکمی<sup>۱۵</sup> و میزان انتشار آلاینده‌ها انجام شده‌اند. سامانه تجربی بکار گرفته شده در این پژوهش شامل یک موتور درون‌سوز تراکمی (دیزل)، یک دینامومتر و یا مولد الکتریکی (ژنراتور) متصل به بار مصرف، آنالایزر گازهای احتراق، ابزارهای سنجش شدت جریان سوخت و شاخص‌های عملکردی و محیطی (از قبیل دما و رطوبت محیط، فشار سیلندر، توان موتور، گشتاور، دمای گاز احتراق) و ابزارهای ثبت داده‌ها بوده‌اند که نمونه‌ی از چیدمان چنین سامانه‌ی در شکل ۱ دیده می‌شود.

یک مطالعه تجربی در مورد اثرات نانوذرات اضافه شده به سوخت‌های دیزل بر عملکرد احتراق و انتشار گازهای آلاینده در یک لوله‌ی مشعل دیگ بخار توسط باهاتین توپال اوغلو و همکاران ایشان بلال سونگورو هاگان اوزجان در گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اوندوکوز مایس شهر سامسون در کشور ترکیه انجام شده است.<sup>[۱۵]</sup> این مطالعات نشان داده که کاربرد نانوسوخت بر کاهش غلظت منوکسید کربن در گازهای خروجی از دودکش اثر مثبتی گذاشته و بیشترین کاهش در غلظت منوکسید کربن با به کارگیری نانوسوخت آلومینیوم اکساید در غلظت ۳۰۰ ppm به دست آمده است. به این ترتیب در مطالعات انجام شده توسط بهاتین توپال اوغلو و همکاران<sup>[۱۵]</sup> آنها همچنین ادعا کردند که بازدهی احتراق اندکی بهبود یافته و از ۹۰/۴٪ به ۹۰/۹٪ رسیده است؛ اما با نگرش به دقت اندازه‌گیری‌ها و درصد خطا که در مطالعه مقدار آن در محاسبه‌ی راندمان عملکرد احتراق ۱/۱± گزارش شده است، البته صحت این ادعا از دید معنادار بودن فرایند طراحی آماری آزمایشات<sup>۱۶</sup> مورد تردید است. بویلر مورد استفاده از نوع دیگ با شعله‌ی واگشتی<sup>۱۷</sup> بوده است.



شکل ۱. چیدمان سامانه سنجش اثر کاربرد نانوسوخت‌ها در موتور درون‌سوز تراکمی.

جدول ۱. چکیده یافته‌های کاربرد نفت‌گاز آمیخته با نانوذرات در بویلرهای خانگی. [۱۴]

نفت‌گاز با نانو ذرات		نفت‌گاز خالص	شاخص/متغیر ارزیابی شده
TiO <sub>2</sub>	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>		
۳۰۰	۳۰۰	۰	غلظت نانوذرات در سوخت (ppm)
۴۲,۵۱۵	۴۲,۵۳۰	۴۲,۵۱۳	ارزش گرمایی MJ/kg
۸۲۵,۸	۸۲۵,۹	۸۲۵	چگالی نسبی (kg/m <sup>3</sup> )
۳,۴	۳,۴	۳,۵	گرانروی سینماتیک Viscosity mm <sup>2</sup> /s
۵۱	۴۹	۵۲	نقطه اشتعال Flash point(°C)
تقریباً بدون تغییر	تقریباً بدون تغییر	۰,۸۶۶	نسبت جرمی کربن
تقریباً بدون تغییر	تقریباً بدون تغییر	۰,۱۳۳	نسبت جرمی هیدروژن
همانند	همانند	۵,۵	غلظت گوگرد (mg/kg)
۲۱۰	۷۵	۲۷۵	غلظت CO در گازهای احتراق ppm
۲۳۰,۳	۲۲۸,۴	۲۴۰,۵	دمای گاز احتراق در دودکش °C
۴۷	۵۱	۴۷	غلظت NO <sub>x</sub> در گازهای احتراق ppm
< ۱	< ۱	< ۱	غلظت SO <sub>2</sub> در گازهای احتراق ppm

یک سوخت از مهم‌ترین پارامترهای مربوط به سوخت‌هاست. برای اندازه‌گیری جریان گرما جهت فرایندهایی که در آب صورت می‌گیرد می‌توان از گرماسنج استفاده کرد. اگر واکنش گرماده باشد موجب گرم شدن آب و بالا رفتن دما و در واقع درجه حرارت آن خواهد شد؛ در واکنش‌های گرماگیر دمای آب کاهش می‌یابد. تعداد کالری‌ها یا میزان و مقدار انرژی حرارتی که از واکنش آزاد می‌شود، برابر با حاصل ضرب افزایش دما در ظرفیت کل گرماسنج و محتویات آن است که در ادامه معادلات محاسباتی کامل‌تری ارائه خواهد شد. این دستگاه یکی از مجموعه‌های آزمایشی برای بررسی و مطالعه‌ی تغییر رفتار احتراقی در شرایط مختلف است و امکان انجام آزمایشات مختلف روی سوخت‌های مختلف و طراحی شده را به ما می‌دهد. به طور کاملاً واضح می‌توان گفت که بمب کالری‌سنج وسیله‌ی است که به منظور تعیین گرما یا مقدار کالری در نمونه‌های سوخت جامد یا مایع و همچنین سوسپانسیون‌های سوختی کاملاً پایدار مانند نانوسوخت در حجم ثابت، به کار می‌رود. این دستگاه نمونه‌ی سوخت را به طور کامل سوزانده و گرمای حاصله را به جرم مشخص از آب منتقل می‌کند. با توجه به وزن نمونه سوخت و افزایش دمای آب، عدد کالری یا مقدار انرژی حاصل محاسبه می‌شود. عدد کالری در یک آزمایش بمب کالری‌سنج، بیان‌کننده‌ی گرمای حاصل از احتراق به ازای جرم واحد نمونه سوخت است. این گرما حاصل حرارت تولید شده هنگام سوختن نمونه، به علاوه‌ی گرمای گرفته شده از بخار آب تولید شده طی فرایندهای چگالش و خنک شدن تا دمای بمب است. لازم به ذکر است که تا نمونه‌های دستگاه تعیین ارزش حرارتی یا بمب کالری‌سنجی توسط شرکت‌های مختلف عرضه می‌شود، اما نمونه‌ی دستگاهی که کاملاً مطابق استانداردهای معتبر با حسگرهای با حساسیت بالاست به صورت سفارش طراحی ویژه در پروژه به کار گرفته شده است. برای طراحی و ساخت این دستگاه لازم است که بر اساس استانداردهای احتراقی و طراحی تجهیزات برای جلوگیری از حوادث اقدام شود و از این جهت بهتر است که این دستگاه توسط تکنسین‌های طراحی آماده‌سازی شود. اما نمونه‌های دستی طراحی شده نیز در

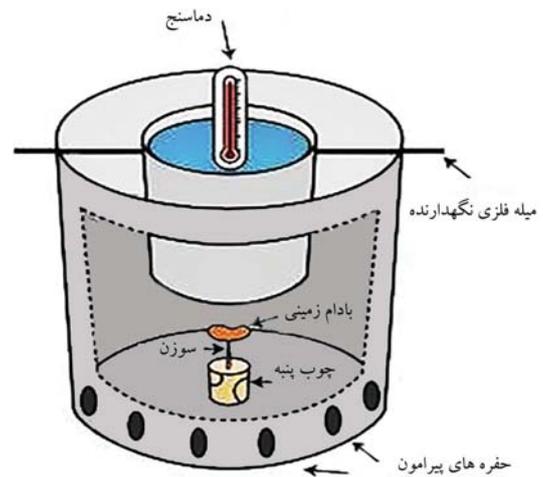
از خود نشان می‌دهد و به آنها اجازه می‌دهد تا به عنوان افزودنی‌های سوخت برای بهبود ویژگی‌های موتور دیزل عمل کنند. مطالعات سال‌های اخیر پتانسیل‌های منحصر به فرد نانومواد و فعالیت‌های آن‌ها در محفظه‌های احتراق و موتورهای دیزلی برای دستیابی به شرایط کاهش انتشار گازهای گلخانه‌یی مضر و عملکرد بهتر فرایند احتراق نشان داده شده است. اثرات سوخت‌های غنی شده با نانومواد هیبریدی بر ویژگی‌های احتراق و زیرسیستم‌های مربوط به احتراق و همچنین فرصت‌های مرتبط، شناسایی شده از نتایج آزمایش‌های به دست آمده در سال‌های اخیر، مورد بحث قرار گرفته‌اند. به این ترتیب بر اساس دو معیار، بهترین جفت‌های سوخت نانومواد پایه از مجموعه‌ی نانومواد که اغلب آزمایش شده‌اند، به عنوان افزودنی‌های سوخت در محفظه‌های احتراق یا موتورهای دیزل شناسایی شده‌اند. این امر با بررسی چالش‌های فنی نیز تاکنون در مطالعات دنبال شده است که برای اطمینان از دوام عملی نانومواد به عنوان افزودنی‌های سوخت عمل می‌کنند، مورد توجه و حل قرار خواهد گرفت. در نهایت، خطرات زیست‌محیطی و سلامت انسان، که طی تحقیقات سال‌های اخیر بروزشان آشکار شده، نیز بررسی و ملاحظه شده است. در صورت امکان، همچنین راه‌حل‌های بالقوه برای مشکلات برجسته نیز مورد بحث و بررسی قرار گرفته‌اند. [۲۱-۳۶]

### ۳. ساخت چرخه‌ی آزمون‌های احتراق

برای بررسی آزمایشگاهی نحوه‌ی احتراق هر سوخت لازم است بتوان چرخه‌ی دقیق و مؤثر و به صورت بسته در اندازه‌ی آزمایشگاهی و نیمه‌صنعتی تعریف کرد تا در عین حال بهترین دستاورد و تحلیل از روند تغییرات شرایط صورت گیرد. برای این آزمایش، بهترین دستگاه که در اندازه‌ی آزمایشگاهی و ابعاد نیمه‌صنعتی می‌توان طراحی و تدوین کرد، دستگاه بمب کالری‌سنج است. به دست آوردن ارزش حرارتی



شکل ۴. بمب کالری سنج تهیه شده در پژوهشگاه مواد و انرژی.



شکل ۲. شماتیک طراحی بمب کالری سنج ساده.



شکل ۳. نمونه‌های نیمه‌صنعتی بمب کالری سنج.

اولیه و پایانی (پس از پایان واکنش) را یادداشت می‌کنیم. ضرب تغییرات دما با جرم و ظرفیت گرمایی ویژه مایع، میزان انرژی خارج شده در طول واکنش (با فرض گرمازا بودن واکنش) را ارائه می‌دهد. تقسیم تغییرات انرژی به تعداد مول‌ها  $X$  که در واکنش حضور داشتند نیز، تغییرات آنتالپی واکنش را ارائه می‌دهد. از این شیوه در آموزش‌های اولیه‌ی آکادمیک برای توصیف نظریه‌ی گرماسنجی استفاده می‌شود. میزان گرمایی که توسط محفظه از بین می‌رود با ظرفیت گرمایی دماسنج و محفظه‌ی آن را در نظر نمی‌گیرند. به علاوه، نمونه‌ی که در داخل کالری‌سنج قرار می‌گیرد، انتقال گرما از نمونه به کالری‌سنج و به مایع و گرمای معادل جذب شده از کالری‌سنج و مایع با گرمای داده شده از فلز را نشان می‌دهد. چنان‌که اشاره شد تهیه‌ی دستگاه نمونه‌ی نیمه‌صنعتی از امتیاز خاصی برخوردار بوده است که دستگاه تهیه شده در پژوهشگاه مواد و انرژی با سفارش طراحی و ساخت اجزاء از شرکت معتبر رادمان صنعت انجام شده است (شکل ۴).

حد بسیار ساده موجود است که به صورت شماتیک در شکل ۲ نشان داده شده است.

این دستگاه‌های دست‌ساز صرفاً در جهت اندازه‌گیری مقدار کالری‌های دانه‌های مغز مورد استفاده قرار می‌گیرد که نمی‌تواند نمونه‌ی دقیقی از یک ساختار مورد اطمینان برای اندازه هدف‌مندی خواص احتراقی نانوسوخت‌ها در جهت رصد بهبود احتراق باشد. اما نمونه‌ی که در آزمایشات مدنظر مورد استفاده قرار گرفته است، نمونه‌ی نیمه‌صنعتی آن است که در آزمایشگاه انرژی‌های نوین خورشیدی پژوهشگاه مواد و انرژی تهیه شده و مورد استفاده قرار گرفته است. در شکل ۳ به انواع نیمه‌صنعتی و آزمایشگاهی این دستگاه اشاره شده است.

### ۲.۳. اجزای دستگاه

بمب گرماسنج یکی از بخش‌های مهم و اصلی دستگاه برای اندازه‌گیری خواص احتراقی است که به صورت کامل و مفصل اجزای آن تشریح و روند بارگذاری سوخت در آن بررسی خواهد شد. در کنار بمب گرماسنج، دستگاه از اجزای دیگری نیز ساخته شده است:

۱. محفظه‌ی آب دوجداره از جنس استیل ضد زنگ، دارای ورودی و خروجی آب؛
۲. همزن الکتریکی دارای یک میله و دو تیغه با سرعت گردش  $50^\circ \text{ppm}$ ؛
۳. محفظه‌ی بمب و محتویات شامل بوته یا فنجانک، میله‌های احتراق، وایر جرعه و سوپاپ اکسیژن از جنس استیل ضد زنگ؛
۴. جایگاه قرارگیری محفظه‌ی بمب برای باز و بسته کردن درب پیچی آن؛
۵. سیستم جرعه شامل سیستم تغذیه، اتصال وایر به بمب وایر جرعه و میله‌های احتراق؛
۶. حسگر الکترونیکی درجه حرارت با دقت  $0.1^\circ$  درجه‌ی سانتی‌گراد (دماسنج)؛
۷. کپسول اکسیژن و نازل تزریق هوا با صفحه فشارسنج؛
۸. سیستم الکترونیکی، صفحه تابلو ویژه و نرم‌افزار مخصوص برای ثبت اطلاعات و ترسیم نمودارها؛
۹. کلید روشن و خاموش کردن دستگاه؛

### ۱.۳. تعیین خواص احتراق توسط بمب کالری سنج

کالری‌سنج دستگاهی است که برای گرماسنجی، اندازه‌گیری دمای واکنش‌های شیمیایی و تغییرات فیزیکی و نیز ظرفیت گرمایی ویژه کاربرد دارد. معمول‌ترین انواع کالری‌سنج‌ها عبارت از: کالری‌سنج اسکن تقاضلی، کالری‌سنج هم‌دما (ایزوترمال)، کالری‌سنج سنجش حجمی (تیتراسیون) و کالری‌سنج افزایش دهنده‌ی آهنگ واکنش. کالری‌سنج‌های ساده تنها متشکل از یک دماسنج متصل به ظرف فلزی پر از آب است که در بالای محفظه‌ی احتراق قرار دارد. برای پیدا کردن آنتالپی تغییرات هر مول ماده  $A$  در واکنش با  $B$ ، مایعات به داخل کالری‌سنج ریخته شده و دمای

جدول ۲. مشخصات نفت کوره سنگین یا مازوت تهیه شده.

نتایج	خصوصیات
بیشینه ۱۸°	گرانروی سینماتیکی (در ۵۰°C)
کمینه ۶۳	نقطه اشتعال (°C)
کمینه بیشینه ۵	نقطه ریزش °C
بیشینه ۳/°	میزان گوگرد (% وزنی)
بیشینه ۰/۵°	میزان خاکستر (% وزنی)
بیشینه ۰/۵	میزان آب و ته‌نشینی (% حجمی)
کمینه ۴۲/۲	ارزش حرارتی (MJ/Kg)

جدول ۳. مشخصات گازوئیل تهیه شده.

نتایج	خصوصیات
۲/۱	گرانروی سینماتیکی (در ۵۰°C)
بیشینه ۵°	نقطه اشتعال (°C)
کمینه ۶	نقطه ریزش °C
بیشینه ۰/۵°	میزان گوگرد (% وزنی)
بیشینه ۰/۰۱°	میزان خاکستر (% وزنی)
بیشینه ۰/۵°	میزان آب و ته‌نشینی (% حجمی)
کمینه ۴۲/۶۷	ارزش حرارتی (MJ/Kg)

۱۰. موتور برای به گردش درآوردن آب محفظه و یکسان‌سازی درجه حرارت؛
۱۱. قطعه‌ی دانگل ۲۱ برای برقراری ارتباط دستگاه با رایانه.

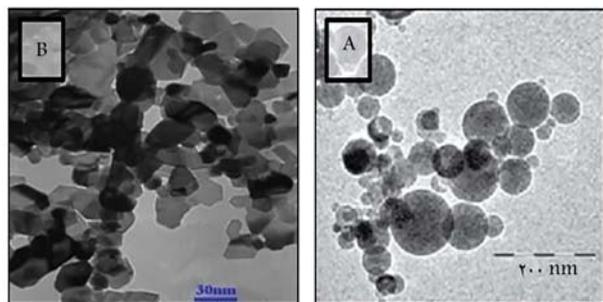
## ۴. تولید نانوسیمالات پایه سوختی

### ۱.۴. مواد و روش‌های طراحی آزمایش

در این مطالعه چندین نمونه‌ی آزمایشگاهی تهیه شده و از این میان یک نمونه‌ی بهینه‌ی محصول نانوسوخت با پایه سوخت دیزل و همچنین مازوت معرفی شده است. تهیه‌ی نمونه‌های آزمایشگاهی به روش‌های مختلف مورد تحقیق و بررسی قرار گرفت و در انتها روش بهینه به منظور پراکنده‌سازی نانوذرات درون سوخت پایه دیزل و مازوت به کمک سیال کمکی، اختلاط سوخت دیزل با مازوت، مورد استفاده قرار گرفت. سوخت مازوت به کار رفته در این طرح با نام نفت کوره ۱۸° از پالایشگاه تهران تهیه شده است. خصوصیات مازوت تهیه شده در جدول ۲ قابل مشاهده است. همچنین سوخت دیزل به کار رفته در این آزمایش گازوئیل رایج مورد استفاده در خودروهای دیزلی موجود در مراکز سوخت‌رسانی است و از این مراکز تهیه شده است. اطلاعات درمورد خصوصیات فیزیکی و شیمیایی و ترمودینامیکی سوخت گازوئیل در جدول ۳ قابل مشاهده است.

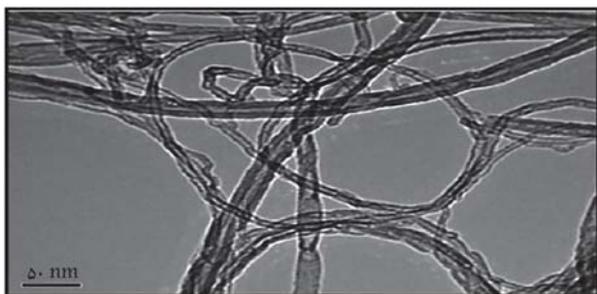
## ۵. مواد نانساختار یا نانوذرات

با توجه به مطالعات انجام شده در خصوص تأثیر نانوذرات مختلف بر متغیرهای عملکردی و آلاینده‌ها در این تحقیق از نانوذرات اکسید سریم و اکسید آلومینیوم به دلیل بالاترین فراوانی استفاده در پژوهش‌های پیشین و فراهم‌آوری سطح کاتالیستی مناسب و از نانولوله‌های کربنی چنددیواره برای افزایش محتوای کربن به منظور افزایش ارزش حرارتی به صورت هیبریدی برای سوخت‌های پایه مازوت استفاده

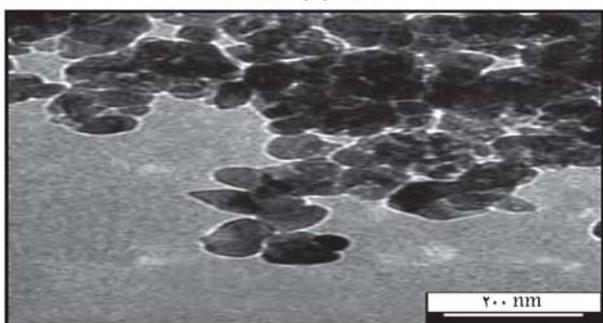


الف) اکسید آلومینیوم؛ ب) اکسید سریم.

شکل ۵. تصاویر TEM نانوذرات.



الف) نانو لوله دوجداره؛



ب) اکسید زیرکونیم.

شکل ۶. تصاویر TEM نانوذرات.

شده است. همچنین از اکسید زیرکونیم نیز در تهیه‌ی نانوسوخت هیبریدی به همراه نانوذرات نام برده شده استفاده شد. نمونه‌ی دیگر نیز از اکسید آلومینیوم به صورت تکی برای تهیه‌ی نانوسوخت مورد استفاده قرار گرفت تا تأثیر حضور نانوذرات به صورت تکی در غلظت‌های بالا مورد بررسی قرار گیرد.

نانوذرات اکسید سریم در ابعاد ۱۰-۳۰ نانومتر ساخت شرکت US-Nano محصول آمریکا است. اکسید آلومینیوم نیز در ابعاد ۴۰ نانومتری از شرکت Plasma Chem ساخت کشور آلمان تهیه شده است. همچنین نانولوله‌های کربنی در حدود ابعاد ۱۰ نانومتر از پژوهشگاه صنعت نفت تهیه شده است. تصاویر مربوط به میکروسکوپ الکترونی عبوری از نانوذرات اکسید سریم و اکسید آلومینیوم مورد استفاده نیز به ترتیب در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است.

## ۶. تهیه‌ی نانوسوخت‌های پایه دیزل و مازوت

نتایج تحقیقات حاکی از آن است که افزایش نانوذرات در سوخت در محدوده‌ی مشخص می‌تواند در کاهش آلاینده‌ها و افزایش ارزش حرارتی سوخت مؤثر باشد.

فراصوتی قرار داده می‌شود. فرایند شرح داده شده چهار مرتبه و پس از اضافه کردن هر نانوذره تکرار می‌شود. پس از ایجاد سوسپانسیون نانوذرات درون سیال کمکی، حجم مناسب برای تهیه‌ی محلول نهایی ۶٪ حجمی از سیال کمکی درون مازوت گرم شده تهیه می‌شود. به این منظور با استفاده از تجهیزات آزمایشگاهی حجم مورد نظر از سیال کمکی بلافاصله پس از خروج از حمام فراصوتی توسط یک دستگاه همزن مغناطیسی مدل MR Hei – End Heidolph به مازوت گرم شده اضافه می‌شود. دلیل گرم کردن سوخت مازوت صرفاً کاهش گرانیوری آن به میرانی است که قابل اختلاط با سیال کمکی باشد. سیال کمکی تهیه شده به اختصار DACZC<sub>۲۰</sub> نام‌گذاری شده و نانوسوخت تهیه شده به کمک آن نیز نمونه MACeZC<sub>۱,۲</sub> نامیده می‌شود.

نمونه‌ی نانوسوخت هیبریدی (اکسید آلومینیوم/اکسید سریم/اکسید زیرکونیوم/نانولوله کربنی چند دیواره) - مازوت: این نمونه که نمونه‌ی همیشه در این طرح نیز هست، همانند روش قبل تهیه شده و از سیال کمکی دیزل برای پراکنده‌سازی ذرات درون مازوت استفاده شده است. در ابتدا نانوذرات اکسید آلومینیوم و اکسید سریم با غلظت نهایی ۱۰۰۰ ppm برای هر نانوذره و نانولوله‌ی کربنی با غلظت نهایی ۲۰۰ ppm درون سوخت دیزل تهیه می‌شود. در مرحله بعد سیال حاوی نانوذره به خوبی با دستگاه همزن هم زده می‌شود و به مدت ۱۵ دقیقه درون حمام فراصوتی قرار داده می‌شود. فرایند شرح داده شده سه مرتبه و پس از اضافه کردن هر نانوذره تکرار می‌شود. پس از ایجاد سوسپانسیون نانوذرات درون سیال کمکی، حجم مناسب برای تهیه‌ی محلول نهایی ۶٪ حجمی از سیال کمکی درون مازوت گرم شده تهیه می‌شود. سیال کمکی تهیه شده به این روش DACe<sub>۱۰۰۰</sub>C<sub>۲۰۰</sub> و نانوسوخت تهیه شده به اختصار MACe<sub>۶</sub>.C<sub>۱,۲</sub> نام‌گذاری شده است. اطلاعات غلظتی نانوسیال‌های کمکی و نانوسوخت مازوت پس از اضافه شدن محلول سوخت کمکی برای پراکنده‌سازی نانوذرات به ترتیب در جدول‌های ۴ و ۵ قابل مشاهده است.

## ۷. آزمایش‌های الکترونی روی نانوسیالات پایه سوختی

مجموعه‌ی آزمایش‌هایی که خواص رئولوژیکی، فیزیکی و الکترونی ساختارها را

جدول ۴. اطلاعات مربوط نانوسیال ثانویه یا سیال کمکی.

سیال کمکی	نانوذره	غلظت (ppm)
	اکسید آلومینیوم	۱۰۰۰
DACe <sub>۱۰۰۰</sub> C <sub>۲۰۰</sub>	اکسید سریم	۱۰۰۰
	نانولوله کربنی چند دیواره	۲۰۰
	اکسید آلومینیوم	۲۰
	اکسید سریم	۲۰
DACeZC <sub>۲۰</sub>	اکسید زیرکونیوم	۲۰
	نانولوله کربنی چند دیواره	۲۰
	اکسید آلومینیوم	۱۵
	اکسید سریم	۱۵
DACeZC <sub>۱,۲</sub>	اکسید زیرکونیوم	۱۵
	نانولوله کربنی چند دیواره	۱۵

با توجه به مطالعات انجام شده در مورد نانوسوخت‌ها و افزودنی‌های نانو، از سه نوع نانوذره (سه مورد اکسید فلزی و یک مورد کربن)، به عنوان افزودنی‌های نانو به صورت هیبریدی و ترکی به سوخت پایه مازوت خالص استفاده شده است.

نمونه نانوسوخت ترکی اکسید آلومینیوم - مازوت: نمونه‌ی اولیه‌ی سوخت مازوت از حرارت‌دهی مازوت در دمای ۱۰۰°C برای کاهش گرانیوری مازوت و امکان استفاده از همزن مغناطیسی برای پراکنده‌سازی نانوذرات اکسید آلومینیوم استفاده شد. در ابتدا نانوذره‌ی اکسید آلومینیوم به غلظت ۱۰۰۰ ppm درون مازوت اضافه شد و به مدت ۳۰ دقیقه روی همزن مغناطیسی و دمای بالا هم زده شد. نمونه‌ی تولید شده به این روش از این پس به اختصار MA<sub>۱۰۰۰</sub> نامیده می‌شود. به علت گرانیوری بسیار بالای مازوت و عدم تأثیر امواج فراصوت در پراکنندگی ذرات از استفاده از دستگاه فراصوتی پروب‌دار صرف نظر شده است؛

نمونه‌ی نانوسوخت هیبریدی (اکسید آلومینیوم/اکسید سریم / اکسید زیرکونیوم/نانولوله‌ی کربنی چند دیواره) - مازوت: به علت خصوصیات ویژه‌ی فیزیکی مازوت (گرانیوری بسیار بالا) فرایند پراکنده‌سازی نانوذرات درون مازوت نسبت به روش‌های مطرح شده در تولید نانوذرات تفاوت داشته و استفاده از این فرایندها که پیش‌تر برای ایجاد نانوسوخت پایه دیزل مطرح شد، مانند همزن و دستگاه فراصوتی، در پراکنده‌سازی نانوذرات درون سیال محدودیت‌هایی به همراه دارد. به عبارتی هرچه گرانیوری سیالی بیشتر شود انرژی امواج فراصوت تولید شده توسط دستگاه فراصوت در طول حرکت درون سیال کم شده و از تأثیر این امواج در جداسازی ذرات به هم چسبیده و پراکنده‌سازی آن در محیط می‌کاهد. بدین منظور برای اطمینان از پراکنندگی مناسب ذرات از روشی نوین در پراکنده‌سازی ذرات درون مازوت استفاده شده است. در این روش ابتدا باید محلولی کمکی حاوی نانوذرات پراکنده شده را در سیالی ثانویه (که گرانیوری پایینی داشته) همانند روش‌های پیشین تهیه کرده و سپس، از اختلاط مازوت و محلول کمکی حاوی نانوذرات، سوخت نانومازوت تهیه شود. به این ترتیب برای ایجاد یک ساختار هیبریدی چند مدل مختلف مورد آزمون و ارزیابی قرار گرفته‌اند تا در نهایت بهترین ساختار منتخب پیشنهاد شود. از سوخت دیزل به عنوان سیال ثانویه‌ی مورد استفاده در پراکنده‌سازی نانوذرات انتخاب شده است؛ دلیل این انتخاب، ماهیت هیدروکربنی و سوختی آن بوده و لذا ضمن پخش ساده در درون مازوت، ارزش حرارتی آن نیز کاهش نمی‌یابد. برای ایجاد سوسپانسیون‌های کاملاً معلق و پایدار نانوذرات درون سیال کمکی با سوخت پایه دیزل از دستگاه حمام همگن‌ساز فراصوتی یا همزن فراصوتی مدل UP۴۰۰S شرکت هایشلر Hielscher کشور آلمان در پژوهشگاه مواد و انرژی استفاده شده است. علت استفاده از حمام فراصوتی در پراکنده‌سازی ذرات درون دیزل، حجم کم نمونه‌ی مورد نیاز برای اضافه شدن به سوخت‌های پایه دیزل و مازوت است. در صورت نیاز به محلول‌هایی با حجم بیشتر می‌توان از دستگاه فراصوتی پروب‌دار نیز استفاده کرد. در ابتدا نانوذرات اکسید آلومینیوم، اکسید سریم، اکسید زیرکونیوم و نانولوله‌ی کربنی چند دیواره با غلظت نهایی ۲۰ ppm برای هر نانوذره به همراه ۱ درصد سورفکتانت درون سوخت دیزل تهیه می‌شود. برای پراکنده‌سازی نانوذرات درون سیال کمکی دیزل، ابتدا جرم مورد نیاز به منظور ایجاد غلظت مد نظر با استفاده از ترازوی الکترونیکی مدل CPA۱۰۰۳S, Sartorius به صورت دقیق توزین شده و سپس به درون دیزل اضافه می‌شود. در مرحله‌ی بعد سیال حاوی نانوذره به خوبی با دستگاه همزن هم‌زده می‌شود و به مدت ۱۵ دقیقه درون حمام

جدول ۵. اطلاعات مربوط نانو سوخت - مازوت.

نانو سوخت	نانوذره/ ماده	غلظت (ppm)
MA <sub>۱۰۰۰</sub>	اکسید آلومینیوم	۱۰۰۰
MACeZC <sub>۱/۲</sub>	اکسید آلومینیوم	۱/۲
	اکسید سریم	۱/۲
	اکسید زیرکونیوم	۱/۲
	نانولوله کربنی چند دیواره	۱/۲
MACe <sub>۶۰</sub> C <sub>۱۲</sub>	اکسید آلومینیوم	۶۰
	اکسید سریم	۶۰
	نانولوله کربنی چند دیواره	۱۲
	دیزل	۶ (% حجمی)
MACeZC <sub>۱۳</sub>	اکسید آلومینیوم	۱۳
	اکسید سریم	۱۳
	اکسید زیرکونیوم	۱۳
	نانولوله کربنی چند دیواره	۱۳
	دیزل	۶ (% حجمی)
	سورفکتانت	۰/۰۶ (< % حجمی)

روش انجام آزمایش بدین طریق بود که ابتدا توسط چیلر، دمای مورد نظر ۲۶ درجه سانتی‌گراد انتخاب شد و زمان اندکی برای رسیدن دمای محفظه‌ی دستگاه به دمای مورد نظر داده شد. سپس مقدار ۳۰ میلی‌لیتر از نمونه به محفظه انتقال داده شد. سپس اسپیندل ۲۲ (دوک) مناسب برای مایعات دوغابی ۲۲ انتخاب شد زیرا ذرات نانو در محیط سوخت به صورت معلق حضور دارند. توسط نرم‌افزار دستگاه، میزان ۵۰ نقطه برای خوانش داده‌ها تنظیم شد و دستوری مبنی بر خواندن داده در هر ۵ ثانیه نیز به دستگاه داده شد. به طور کلی هر نمونه ۲۵۰ ثانیه در محفظه قرار داشت. محدوده‌ی تنش برشی دستگاه نیز بر اساس مقادیر تجربی و برای این‌که وسیع‌ترین بازه ممکن را شامل شود، بین ۰/۱ تا ۱۰۰۰ لیتر بر ثانیه انتخاب شده است. خروجی دستگاه نیز نمودار تنش برشی ۲۴ برحسب تنش ۲۵ و همچنین نمودار گرانروی پویا برحسب تنش برشی انتخاب شد.

## ۲.۷. اندازه‌گیری چگالی

چگالی سوخت، یکی از خواص فیزیکی است که باید در محدوده‌ی استاندارد باشد تا بتواند کارایی لازم را به عنوان سوخت داشته باشد. معمولاً همه‌ی سوخت‌هایی که در محفظه‌ی احتراق سوزانده می‌شوند چگالی کم‌تر از ۱ گرم بر سانتی متر مکعب یا همان دانسیته‌ی آب مقطر دارند. برای رصد این کمیت فیزیکی و اندازه‌گیری آن از روش وزن‌سنجی با پیکنومتر استفاده شده است. چون این روش برای به دست آوردن دانسیته در واقع دانسیته‌ی نسبی را حاصل می‌کند، باید از یک محلول به عنوان محلول مرجع استفاده شود. در این‌جا از آب دیونیزه برای این منظور استفاده شده و چگالی هر نمونه با توجه به رابطه‌ی ۱ محاسبه می‌شود:

$$\rho_l = \frac{m_l}{m_{H_2O}} \times \rho_{H_2O} \quad (1)$$

برای افزایش دقت و کاهش هرچه بیشتر خطا، برای هر آزمایش سه مرحله تکرار ۲۶ در نظر گرفته شده است.

## ۸. خواص حرارتی و احتراق نانو سوخت

یکی از معیارهای سنجش و مقایسه‌ی سوخت‌ها، مقدار انرژی حرارتی آزاد شده به ازای واحد جرم آن سوخت است. ارزش حرارتی یک سوخت، مقدار گرمای آزاد شده در اثر احتراق واحد جرم آن سوخت تحت شرایط معین فشار و درجه حرارت است. بیشتر سوخت‌ها ترکیباتی از کربن و هیدروژن دارند که عامل‌های اصلی ایجاد گرما هستند. کربن و هیدروژن در فرایند احتراق هر دو با اکسیژن ترکیب می‌شوند و حرارت تولید می‌کنند. از جمله مهم‌ترین آزمایش‌های مربوط به سوخت می‌توان به آزمایش مربوط به محاسبه‌ی کمیت ارزش گرمایی سوخت توسط بمب کالری‌سنج اشاره کرد. برای اطمینان از دقت کافی دستگاه، نه تنها تجهیزات دستگاه باید بر اساس استاندارد تولید شده باشد بلکه برای جلوگیری از خطاهای انسانی، باید روند آزمایش نیز بر اساس استاندارد ASTM - D240 باشد. با توجه به این موضوع، نمونه‌ی بمب کالری‌سنج طراحی شده نیز مطابق همین استاندارد است که با استفاده از آن می‌توان با دقت بالا ارزش حرارتی سوخت مورد نظر را تعیین کرد. به این ترتیب بمب کالری‌سنجی برای تعیین دقیق ارزش حرارتی سوخت‌های مایع به کار می‌رود، که برای محاسبه‌ی ارزش حرارتی دستگاه از رابطه‌ی ۲ استفاده شده است:

$$E = \frac{Q_1 M_1 + Q_2 M_2 - M_w C_w}{\Delta T} \quad (2)$$

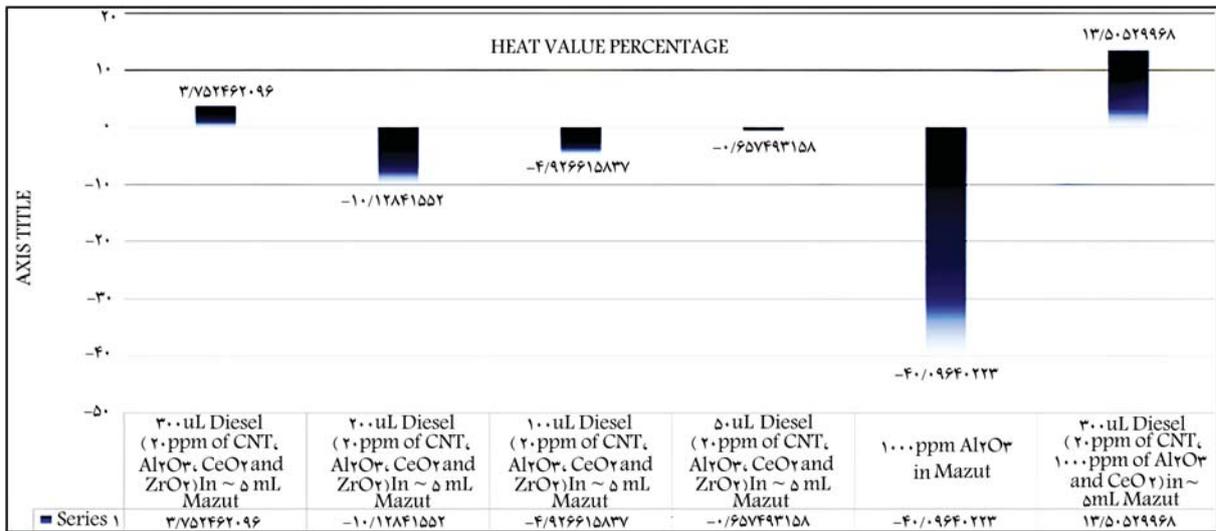


شکل ۷. دستگاه رتومتر استفاده شده برای مطالعه کمی خواص رئولوژیکی نانو سیال.

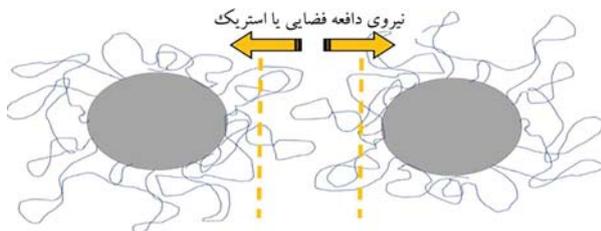
نشان می‌دهد در کنار ساختارهای احتراقی و حرارتی از پر اهمیت‌ترین آنالیزهایی است که ارائه‌ی آنها می‌تواند شرایط احتراقی - حرارتی را به صورت کامل تأیید کرده و نمونه‌ی نهایی بهینه را به ما ارائه کند. این ساختارها باعث رصد کامل نمونه‌ها و ساختارهای نانو ذرات و امولسیون‌ها و نانو سیالات طراحی شده از نظر پایه‌ی تراس است.

## ۱۰.۷. خواص رئولوژیکی: گرانروی و تنش

به منظور بررسی تأثیر نانو ذرات بر خواص سیالاتی سوخت، مثل گرانروی و همچنین تنش برشی، آزمایش رتومتری با دستگاه نشان داده در شکل ۷ انجام شده است. از آن‌جا که نانو ذرات پخش شده در نمونه‌ی سوخت، سبب ایجاد تغییرات ویژه در خواص سیال می‌شوند و امکان تغییر رفتار مایع از حالت سیال نیوتونی به سیال غیر نیوتونی را دارند، اندازه‌گیری گرانروی توسط ویسکومتر سیالات نیوتونی امکان‌پذیر نبود.



شکل ۸. نمودار تغییر درصد ارزش حرارتی مازوت خالص و نانوسوخت - مازوت.



شکل ۹. تصویر شماتیک پایداری ذرات به علت چسبندگی هیدروکربن‌های دراز زنجیر و ایجاد پایداری انعطاف‌ناپذیر.

نمونه‌گیری از سه قسمت بالایی، میانی و انتهای ظرف حاوی نانوسوخت بوده و نتایج نشان از یکسان بودن ارزش حرارتی و به تبع آن یکنواختی پراکندگی ذرات در سوخت تهیه شده است. یکنواختی، عدم ته‌نشینی و به هم چسبیدن نانوذرات می‌تواند به دلیل گرانیوی بسیار بالای مازوت و کاهش حرکت براونی ذرات باشد. هرچه نانوذرات در محیط با گرانیوی بالاتری پراکنده شوند احتمال برخورد ذرات به یکدیگر و تشکیل ذره‌ی بزرگ‌تر نیز کاهش می‌یابد. همچنین وجود انواع هیدروکربن‌های دراز زنجیر در سوخت مازوت پیش‌بینی می‌شود؛ تعدادی از این هیدروکربن‌های دراز زنجیر روی سطوح نانوذرات چسبیده شده و عملکردی شبیه به مواد فعال سطح ایجاد کرده و سبب پایداری انعطاف‌ناپذیر نانوسوخت - مازوت شود. شکل ۹ به طور شماتیک عدم نزدیک شدن نانوذرات به یکدیگر به علت چسبندگی هیدروکربن‌های دراز زنجیر روی سطح نانوذرات را نشان می‌دهد. ارزش حرارتی نمونه‌ی MACeZC<sub>۱۲</sub> نیز ۳.۷۵٪ رشد داشته و پیش‌بینی می‌شود دلیل کاهش ارزش حرارتی آن نسبت به نمونه‌ی بهینه (MACe<sub>۶</sub>C<sub>۱۲</sub>) موارد زیر باشد:

- غلظت پایین نانوذرات: کاهش غلظت نانوذرات سبب کاهش خاصیت کاتالیستی و بهبود سوخت مازوت شده است؛
- وجود نانوذره‌ی اکسید زیرکونیوم: در پژوهش‌های پیشین نیز استفاده از اکسید زیرکونیوم سبب کاهش ارزش حرارتی سوخت شده است.

بر اساس مشاهدات آزمایشگاهی محفظه‌ی احتراق بمب کالری‌سنجی پس از تکمیل فرایند احتراق، تفاوت قابل ملاحظه‌ی بین دو نمونه مازوت خالص و نانوسوخت - مازوت وجود دارد. این امر نشان‌دهنده‌ی بهتر سوختن نانوسوخت تولیدی و همچنین کاهش آلاینده‌های ناشی از احتراق سوخت است. چنان که در

جدول ۶. نتایج حاصل از اندازه‌گیری ارزش حرارتی مازوت خالص و نانوسوخت - مازوت.

سوخت	ارزش حرارتی برحسب $MJ/kg$	تغییر ارزش حرارتی نسبت به مازوت خالص (%)
مازوت خالص	۳۹/۹۴	-
MA <sub>۱۰۰۰</sub>	۳۷/۹۲	-۵/۵
MACeZC <sub>۱۲</sub>	۴۲/۲۸	۳/۷۵
MACe <sub>۶</sub> C <sub>۱۲</sub>	۴۲/۰۴	۱۰/۱۷
MACeZC <sub>۱۳</sub>	۴۲/۱۸	۱۵/۶۲

در این رابطه  $E$  ظرفیت کالری‌سنج برحسب  $Q_1, z, /K$  ارزش حرارتی سوخت برحسب  $M_1, z, /g$  جرم سوخت مایع برحسب گرم،  $Q_2$  ارزش حرارتی سیم احتراق از جنس کادمیم (این‌جا معادل  $14000 kJ/g$ )،  $M_2$  جرم سیم احتراق مصرف شده (این‌جا معادل ۱۲ سانتی‌متر و نیز  $0.0667$  گرم) بوده است،  $\Delta T$  میزان افزایش درجه حرارت پس از رسیدن به تعادل،  $M_w$  جرم آب درون پوسته محفظه و  $C_w$  ظرفیت گرمایی ویژه‌ی آب برحسب ژول بر کیلوگرم درجه کلوین است. بعد از کالیبره کردن سیستم بمب حرارتی و محاسبه‌ی ظرفیت کالری‌سنج گرمای آزاد شده ناشی از احتراق سوخت از فرمول ۳ قابل محاسبه است:

$$Q = \frac{E\Delta T - \sum Gd}{G} \quad (3)$$

که در آن  $\sum Gd$  میزان حرارت ایجاد شده توسط سایر افزودنی‌ها (موادی که نسبت به حالت کالیبراسیون اضافه شده‌اند) برحسب ژول و  $G$  وزن نمونه سوخت برحسب گرم است. نتایج حاصل از اندازه‌گیری ارزش حرارتی نانوسوخت - مازوت مطابق اطلاعات جدول ۶ حاکی از افزایش ۳.۷۵٪ آن نسبت به ارزش حرارتی مازوت خالص است برای نمونه بهینه MACe<sub>۶</sub>C<sub>۱۲</sub> است. چنان که پیش‌تر بیان شد به سبب خواص ویژه‌ی ظاهری و فیزیکی مازوت، بررسی عملی پایداری نانوذرات اضافه شده به درون سوخت امکان‌پذیر نیست. لذا فرایند اندازه‌گیری ارزش حرارتی پس از گذشت ۲۴ ساعت از تهیه‌ی نانوسوخت انجام شده است. در نمودار شکل ۸ در واقع میزان تغییر درصد ارزش حرارتی مازوت خالص و نانوسوخت - مازوت در نمونه‌ها ارائه شده است. همچنین به منظور بررسی ته‌نشینی و پراکندگی ذرات

جدول ۸. پارامترهای بهینه‌ی اجرایی مقایسه‌ی سوخت.

Results	استاندارد	واحد	Test Item
۰٫۸۹		$g/cm^3$	Density at ۱۵°C
۲٫۳۴۲	D۷۰۴۲	$cSt(mm^2/s)$	Kinematic Viscosity at ۱۰ ° of
۴۵٫۹۳		$MJ/kg$	H. heat value
۴۳٫۰۷	D۲۴۰	$MJ/kg$	L. heat value
۰٫۰۳	D۱۸۹	$Wt\%$	Carbon residue
۰٫۵۱	D۱۲۹	$Wt\%$	Sulfur Content
٪۳۸	D۴۸۲	$Wt\%$	Ash Content
۳۸	D۶۳۰۴	$mg/kg$	Water Content
۵۶	D۹۳	$^{\circ}C$	Flash point
-۱۲	D۹۷	$^{\circ}C$	pour Point
-	D۱۵۰۰	-	Color
Non Corrosive	D۱۳۰	-	Copper Corrosion for ۳hr@ ۱۰۰°C

جدول ۹. جدول تغییرات کیفیت سوخت مازوت بعد از افزودن نانوامولسیون.

Results	استاندارد	واحد	Test Item
۰٫۹۴۹		$g/cm^3$	Density at Amb. Temp. (۲۹٫۶°C)
۱۴۴٫۵	D۷۰۴۲	$cSt(mm^2/s)$	Kinematic Viscosity at ۵۰°C
۴۳٫۷۸		$MJ/kg$	H. heat value
۴۱٫۵۳	D۲۴۰	$MJ/kg$	L. heat value
۷٫۸۱	D۱۸۹	$Wt\%$	Carbon residue
۳٫۱۱	D۱۲۹	$Wt\%$	Sulfur Content
۰٫۰۶	D۴۸۲	$Wt\%$	Ash Content
Trace	D۹۶	$Vol\%$	Water and sedi.
۶۱	D۹۳	$^{\circ}C$	Flash point
-۳	D۹۷	$^{\circ}C$	pour Point

## ۹. بحث و تحلیل نتایج

پس از طراحی آزمایشات و انجام آزمایش‌های تکمیلی جدول نهایی با توجه به آزمایش‌های انجام شده و بررسی‌های صورت گرفته بر ساختار سوخت پایه و ساختار نانوسوخت‌های ساخته شده قابل ارائه است و می‌توان ملاحظه کرد که این محصولات نمونه‌های تولیدی تغییرات بسیار زیادی با نمونه‌های پایه ایجاد کرده‌اند که می‌تواند در پیشبرد بهبود عملکرد تجهیزات نیروگاهی و کاهش آلایندگی محیط زیست کمک کند. در جدول ۸ اطلاعات به تفکیک سوخت دیزل قابل مشاهده است که تقریباً بهبودی ۱۸ درصدی در مهم‌ترین پارامتر یعنی «ارزش حرارتی» آن دیده می‌شود. در جدول ۹ نیز مشخصات سوخت احتراقی مازوت بعد از افزودن نانوامولسیون مورد



شکل ۱۰. تفاوت میزان دوده در دو حالت مازوت خالص و نانوسوخت - مازوت در محفظه احتراق.

جدول ۷. نتایج حاصل از اندازه‌گیری خواص حرارتی دیزل خالص و مازوت خالص و نانوسوخت - مازوت.

سوخت	ضریب هدایت حرارتی $\frac{W}{m.K}$	ضریب انتقال حرارت جابجایی $\frac{W}{m^2.K}$
دیزل خالص	۰٫۱۵۲	۲۵۵٫۳۴
مازوت خالص	۰٫۲۰۵	۳۴٫۴۳
MA <sub>۱۰۰۰</sub>	۰٫۰۳۵	۵۸٫۷۹
MACeZC <sub>۱٫۲</sub>	۰٫۰۷۷۲	۱۲۹٫۶۸
MACe <sub>۶۰</sub> C <sub>۱۲</sub>	۰٫۰۹۸۴	۱۶۵٫۳۰
MACeZC <sub>۱٫۳</sub>	۰٫۰۹۹۳	۱۶۶٫۸۱

تصویر شکل ۱۰ ملاحظه می‌شود میزان دوده در حالت احتراق نانوسوخت بسیار کم‌تر از مازوت خالص بوده که در واقع این موضوع به علت احتراق بهتر محصول نانوسوخت ناشی از جذب اکسیژن اضافی و اثر نانوکاتالیستی نانوذرات مورد استفاده در محفظه‌ی احتراق نسبت به حالت سوخت پایه است.

نمونه‌های آزمایش‌های حرارتی نانوسیالات پایه سوختی که معطوف به ضریب هدایت حرارتی و ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی است در کنار آزمایش‌های احتراقی می‌توانند منجر به بهترین انتخاب نهایی باشد. زیرا ممکن است یک نمونه شرایط احتراقی بسیار مناسبی داشته باشد اما خواص حرارتی مناسب از خود ارائه ندهد که در این صورت در سیستم‌های فرایندی و نیروگاهی این عدم تطابق موجب عدم دریافت تطابق بهینه است. چنان که از جدول ۷ برمی‌آید، مازوت و دیزل خالص به لحاظ حرارتی تفاوت بسیاری دارند که با افزودن نمونه‌های امولسیونی ساخته شده به مازوت پایه خواص هدایت حرارتی آن نیز همانند مسائل احتراقی بهبود یافته و به بهترین کیفیت خود رسیده است. همچنین در خصوص این پارامتر میان بهبود کیفیت سوختی و حرارتی تطابق وجود دارد که می‌توان امیدوار بود در دیگر پارامتر حرارتی نیز بهبود داشته باشد. در ستون دیگری از جدول یاد شده دیده می‌شود که این تغییرات خواص هدایت جابه‌جایی با توجه به محاسبات انجام شده با توجه به پارامترهای انتخابی افزایش یافته که تطابق کامل تمامی پارامترهای حرارتی احتراقی را نشان می‌دهد که این مورد نمایانگر انتخاب درست نانوذرات است که در حین بهبود احتراق و پایداری باعث افزایش خواص حرارتی شده است.

شرح کامل محدوده‌ی ایده‌آل پارامترهای استاندارد صنعتی که در مراحل مختلف مورد آزمایش قرار گرفته، در جداول ۱۱ ارائه شده است. همچنین ترکیب درصد اجزاء تشکیل دهنده‌ی نانوذرات در جدول ۱۱ قابل مشاهده است. نتایج آنالیزهای مربوط به خصوصیات عنصری نانوذرات در جدول ۱۲ قابل مشاهده است.

### ۱۰. نتیجه‌گیری

استفاده از نانوذرات هیبریدی معلق برای سوخت‌های بر پایه مازوت همانند نتایج سوخت نانوذرات بهبود در خواص حرارتی و احتراق ایجاد کرده است. نتایج این مطالعه نشان دهنده‌ی آن است که نمونه‌های بهینه‌ی نانوسوخت مازوت و نانوسوخت دیزل تمام خواص سوخت ایده‌آل برای استفاده در فرایند احتراقی را داشته و می‌تواند جایگزین مناسبی برای سوخت‌های مازوت و دیزل خالص باشد. با توجه به این موضوع که میزان افزایش ارزش حرارتی سوخت دیزل به میزان کیفیت اولیه‌ی سوخت پایه (خالص) و ترکیبات آن در فصول مختلف سال بستگی داشته، به همین جهت میزان بهبود ارزش حرارتی با توجه به نتایج آنالیزهای ارائه شده می‌تواند بین ۱۴/۰۲ تا ۱۸/۵٪ متغیر باشد. در خصوص مازوت نیز به علت مدت زمان دوام نمونه در طی شش ماه و استفاده از لایه‌های بالایی مازوت در مخازن نگهداری و ساخت نمونه‌ی نانومازوت، ارزش حرارتی نمونه‌ی پایه (خالص) ممکن است اندکی کم‌تر از مازوت تازه شده و در نتیجه نانومازوت نیز کاهش داشته است. با این حال نانومازوت تولید شده نسبت به مازوت خالص ارزش حرارتی بالاتری معادل حدود ۱۳/۴۱٪ داشته و این نشان از تأثیر مثبت افزودن نانوذرات اکسید فلزی و نانولوله‌های کربنی چنددیواره در احتراق بهتر سوخت دارد. همچنین با انجام محاسبات مربوط به قیمت تمام شده برای ساخت نمونه‌های نانوسوخت مازوت و دیزل این نتیجه‌گیری حاصل می‌شود که حتی در صورت خریداری مواد اولیه با ارز آزاد، هزینه‌ی نهایی محصول در مقایسه با قیمت سوخت پایه بسیار ناچیز بوده و حداکثر ۲۰ الی ۳۰ درصد افزایش قیمت سوخت پایه قابل پیش‌بینی است که با تولید انبوه مکمل‌های هیبریدی قابل کاهش است و لذا از لحاظ اقتصادی انجام این طرح می‌تواند مزیت اقتصادی بالایی داشته باشد. در تهیه‌ی نانوسوخت دیزل، روش پراکنده‌سازی ذرات به صورت دو مرحله‌ی صورت گرفت و نانوذرات پس از توزین، به همراه ماده‌ی پایدارکننده درون سوخت ریخته شده و پس از اختلاط کامل از دستگاه فراصوتی به منظور پراکنده‌سازی نهایی ذرات استفاده شده است. از نانوذرات تهیه شده در این طرح می‌توان مستقیماً به عنوان محصول سوختی استفاده کرد. سوخت دیزل به کار رفته در این آزمایش از گازوئیل مورد استفاده در خودروهای دیزلی موجود در مراکز سوخت‌رسانی تهیه شده است.

به این ترتیب، تمامی نتایج و مشخصه‌های سوختی در محدوده‌ی ایده‌آل یک ماده‌ی سوختی مورد استفاده در صنایع نیروگاهی بوده و در برخی از خصوصیات بهبود یافته است.

### تقدیر و تشکر

مطالعات مربوط به این پروژه از حمایت مالی شرکت مادر تخصصی تولید نیروی برق حرارتی و حمایت علمی پژوهشگاه نیرو برخوردار شده است که بدین وسیله قدردانی می‌شود.

جدول ۱۰. مقایسه‌ی ارزش حرارتی سوخت پایه (خالص) دیزل و مازوت با نانوسوخت‌های تولیدی.

سوخت	ارزش حرارتی جدید	تغییر ارزش حرارتی نسبت به سوخت پایه
دیزل خالص	۴۰,۲۸ MJ/kg	-
D - ACS <sub>۱۰۰</sub> (نانو دیزل)	۴۵,۹۳	۱۴,۰۲٪
مازوت خالص	۳۸,۶	-
M - ACeZC <sub>۱۳</sub> (نانو مازوت)	۴۳,۷۸	۱۳,۴۱٪

جدول ۱۱. مشخصات سوخت نانوذرات.

نمونه	سوخت پایه	نانوذرات	غلظت (ppm)
		اکسید سیلیسیوم	۱۰۰
D - ACS <sub>۱۰۰</sub>	دیزل	اکسید آلومینیوم	۱۰۰
		نانولوله‌های کربنی چند دیواره <sup>۱</sup>	۱۰۰

۱. Multi Wall Carbon None Tube (MWCNT)

جدول ۱۲. نتایج آنالیز عنصری نانوذرات برحسب ppm.

Test	Result	Test	Result
Mo	۰,۰	Fe	۰,۷
Zn	۰,۸	Cr	۰,۸
P	۰,۰	Al	۲۵
Ca	۰,۳	Cu	۰,۰
Ba	۰,۰	Pb	۰,۰
Mg	۰,۸	Sn	۰,۰
Si	۱۳,۵	Ni	۰,۰
Na	۸,۲	Ti	۰,۰
B	۰,۸	Ag	۰,۰
V	۰,۰		

طراحی دیده می‌شود که اعداد بهبود یافته کاملاً قابل مشاهده‌اند. از طرف دیگر، نتایج حاصل از آزمایش تغییر ارزش حرارتی سوخت نانومازوت و نانوذرات نسبت به ارزش حرارتی سوخت پایه در جدول ۱۰ قابل مشاهده است. مشخصات فنی نانوسوخت‌های تولید شده: مشخصات نانوسوخت‌های بهینه با

## پانوشته‌ها

۱. مصرف ویژه سوخت (Specific Fuel Consumption) عبارت است از اندازه‌گیری بازده یا راندمان سوخت هر موتور محرکه یا محفظه احتراق که باعث احتراق می‌شود و انرژی یا توان حاصل را تولید می‌کند. در واقع به عنوان تعریف عبارت است از میزان مصرف سوخت تقسیم بر توان تولید شده.
۲. نقطه‌ی اشتعال یا درخشش (Flash Point) پایین‌ترین درجه دمایی است که در آن از ماده، بخاری قابل احتراق ساطع می‌شود.
۳. نقطه‌ی آتش (Fire Point) یا نقطه‌ی احتراق، به پایین‌ترین درجه حرارت مورد نیاز برای آتش گرفتن و بخار شدن یک سوخت اطلاق می‌شود، که آتش آن برای حداقل ۵ ثانیه پس از احتراق با شعله باز ادامه داشته باشد.
۴. فروسن (Ferrocene) با فرمول شیمیایی  $Fe_{10}H_{10}C$ ؛ که جرم مولی آن  $186.74 g/mol$  و شکل ظاهری این ترکیب، پودر نارنجی روشن است.
5. Acacia Concinna Biodiesel
6. Hybrid NanoMaterials
7. Biomass
8. Cetane Value
9. Unburned Hydro Carbons (UHC)
10. Lubrication
۱۱. نفت کوره یا مازوت که به انگلیسی Mazut است، یکی از هیدروکربن‌های نفتی است که در مراحل پالایش نفت خام پس از نفتا، بنزین و نفت سفید به دست می‌آید و چون سیاه‌رنگ است به نام نفت سیاه نیز خوانده می‌شود. این ماده ارزان‌ترین ماده سوختی برای کوره‌ها، حمام‌ها و تنور نانوائی‌ها، موتورهای دیزلی دریایی و برخی نیروگاه‌ها است که کیفیت بسیار پایین و ویسکوزیته بالایی دارد.
12. Combustion
13. Vaporization
14. Ignition
15. CI Engines
16. Statistical Experimental Design
17. Reversal Flame
۱۸. نانوذرات اکسید آلومینیوم گاما یا  $Nano Al_2O_3 \text{ Gamma}$  مهم‌ترین نانوساختار آلومینا که بیشتر به عنوان نانوکاتالیست در صنایع مختلف نفت، ساختارهای کامپوزیتی برای هوا و فضا، پوشش‌های عایق و پایداری حرارتی مورد استفاده قرار می‌گیرد، گاما آلومینا  $Al_2O_3 - \gamma$  مزومتخلخل است که دارای نظم ساختاری و توزیع باریک اندازه حفرات هستند. گاما آلومینا به دلیل دارا بودن مساحت سطح زیاد بیشترین کاربرد را در صنعت کاتالیست دارد.
19. Unburned Hydr Carbon (UHC)
۲۰. قطعه‌یی به نام منیفولد (Manifold) در پیش‌رانه سیستم احتراق درون‌سوز قرار گرفته که به دو نوع ورودی، هوا و خروجی یا دود تقسیم شده و وظایف مختلفی دارند.
21. Dongle
22. Spindle
23. Slurry Liquids
24. Shear Rate
25. Tension
26. Replication

## منابع (References)

1. Saxena, V., Kumar, N. and Saxena, V.K. "A comprehensive review on combustion and stability aspects of metal nanoparticles and its additive effect on diesel and biodiesel fuelled C.I. engine", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, **70**, pp. 563-588 (2017).
2. Shaafi, T., Sairam, K., Gopinath, A. and et al. "Effect of dispersion of various nanoadditives on the performance and emission characteristics of a CI engine fuelled with

- diesel, biodiesel and blends-A review", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, **49**, pp. 563-573 (2015).
3. Kasper, M., Sattler, K., Siegmann, K. and et al. "The influence of fuel additives on the formation of carbon, during combustion", *J Aerosol Science*, **30**, pp. 217-225 (1999).
4. Lissianski, V.V., Maly, P.M. and Zamansky, V.M. "Utilization of iron additives for advanced control of NOx emissions from stationary combustion sources", *Industrial Engineering Chemical Research*, **40**(15), pp. 3287-3293 (2001).
5. Vishal, S., Niraj, K., Kumar, S.V. and et al. "Experimental investigations for rheological characteristics of TiO2 nanoparticles doped diesel, biodiesel fuel blends for use in compression ignition engine", *In IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, **691**, pp. 1-10 (2019).
6. Guru, M., Karakaya, U., Altiparmak, D. and et al. "Improvement of diesel fuel properties by using additives", *Energy Conversion Management*, **43**, pp. 1021-1025 (2002).
7. Shaafi, T. and Velraj, R. "Influence of alumina nanoparticles, ethanol and isopropanol blend additive with diesel-soyabean biodiesel blend fuel, combustion, engine performance and emissions", *Renew Energy*, **80**, pp. 655-663 (2014).
8. Hosseini, S.H., Taghizadeh-Alisaraei, A., Ghobadian, B. and et al. "Effect of added alumina as nano-catalyst to diesel-biodiesel blends on performance and emission characteristics of CI engine", *Energy*, **124**, pp. 543-552 (2017).
9. Gumus, S., Ozcan, H., Ozbey, M. and et al. "Aluminum oxide and copper oxide nanodiesel fuel properties and usage in a compression ignition engine", *Fuel*, **163**, pp. 80-87 (2016).
10. Sivakumar, M., Sundaram, N.S., Ramesh-Kumar, R. and et al. "Effect of aluminum oxide nanoparticles blended pongamia methyl ester on performance, combustion and emission characteristics of diesel engine", *Renewable Energy*, **116**, pp. 518-526 (2018).
11. Hosseini, S.H., Taghizadeh-Alisaraei, A., Ghobadian, B. and et al. "Performance and emission characteristics of a CI engine fuelled with carbon nanotubes and diesel-biodiesel blends", *Renewable Energy*, **111**, pp. 201-213 (2017).
12. Soukht Saraei, H., Taghavifar, H. and Jafarmadar, S. "Experimental and numerical consideration of the effect of CeO2 nanoparticles on diesel engine performance and exhaust emission with the aid of artificial neural network", *Applied Thermal Engineering*, **113**, pp. 663-672 (2017).
13. Debbarma, S. and Dev Misra, R. "Effects of iron nanoparticle fuel additive on the performance and exhaust emissions of a compression ignition engine fuelled with diesel and biodiesel", *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, **10**, pp. 1002-1009 (2018).
14. El-Seesy, A., Hassan, H. and Ookawara, S. "Effects of graphene nanoplatelet addition to jatropha biodiesel-diesel mixture on the performance and emission characteristics of a diesel engine", *Energy*, **147**, pp. 1129-1152 (2018).

15. Sungur, B., Topaloglu, B. and Ozcan, H. "Effects of nanoparticle additives to diesel on the combustion performance and emissions of a flame tube boiler", *Energy*, **113**, pp. 44-51 (2016).
16. Kouravand, S. and Kermani, A.M. "Clean power production by simultaneous reduction of NO<sub>x</sub> and SO<sub>x</sub> contaminants using mazut nano-emulsion and wet flue gas desulfurization", *Journal of Cleaner Production*, **201**, pp. 229-235 (2018).
17. Smirnov, V.V., Kostritsa, S.A., Kobtsev, V.D. and et al. "Experimental study of combustion of composite fuel comprising n-decane and aluminum nanoparticles", *Combustion and Flame*. **162**, pp. 3554-3561 (2015).
18. Kannaiyan, K. and Sadr, R., "The effects of alumina nanoparticles as fuel additives on the spray characteristics of gas-to-liquid jet fuels", *Applied Thermal and Fluid Science*. **87**, pp. 93-103 (2017).
19. Marikkar, N., Vierling, M., Aboujaib, M. and et al. "Soot reduction in gas turbine combustors using oxidation catalyst additives", *ASME Turbo Expo: Turbine Technica Conference and Exposition Proceedings*, **4A**, Combustion Fuels and Emissions, Canada (2015).
20. Hales, D. "Renewables global status report", In REN21 Secretariat. Paris (2018).<https://www.ren21.net>.
21. Gharehghani, A., Asiaei, S., Khalife, E. and et al. "Simultaneous reduction of CO and NO<sub>x</sub> emissions as well as fuel consumption by using water and nano particles in diesel-biodiesel blend", *Journal of Cleaner Production*, **210**, pp. 1164-1170 (2019).
22. Ghanbari, M., Najafi, G., Ghobadian, B. and et al. "Performance and emission characteristics of a CI engine using nano particles additives in biodiesel-diesel blends and modeling with GP approach", *Fuel*, **202**, pp. 699-716 (2017).
23. Khalife, E., Tabatabaei, M., Demirbas, A. and et al. Impacts of additives on performance and emission characteristics of diesel engines during steady state operation", *Progress in Energy and Combustion Science*, **59**, pp. 32-78 (2017).
24. Soudagar, M.E.M., Nik-Ghazali, N.N., Abul Kalam, M. and et al. "The effect of nano-additives in diesel-biodiesel fuel blends: a comprehensive review on stability, engine performance and emission characteristics", *Energy Conversion and Management*, **178**, pp. 146-177 (2018).
25. Mehregan, M. and Moghiman, M. "Effects of nano-additives on pollutants emission and engine performance in a urea-SCR equipped diesel engine fueled with blended-biodiesel", *Fuel*, **222**, pp. 402-406 (2018).
26. Mehta, R.N., Chakraborty, M. and Parikh, P.A. "Nanofuels: combustion, engine performance and emissions", *Fuel*, **120**, pp. 91-97 (2014).
27. Örs, I., Sarikoç, S., Atabani, A.E. and et al. "The effects on performance, combustion and emission characteristics of DICl engine fuelled with TiO<sub>2</sub> nanoparticles addition in diesel/biodiesel/n-butanol blends", *Fuel*, **234**, pp. 177-188 (2018).
28. Praveen, A., Lakshmi Narayana Rao, G. and Balakrishna, B. "Performance and emission characteristics of a diesel engine using calophyllum inophyllum biodiesel blends with TiO<sub>2</sub>nanoadditives and EGR", *Egyptian Journal of Petroleum*, **27**(4), pp. 731-738 (2018).
29. Rashedul, H.K., Masjuki, H.H., Kalam, M.A. and et al. "The effect of additives on properties, performance and emission of biodiesel fuelled compression ignition engine", *Energy Conversion and Management*, **88**, pp. 348-364 (2014).
30. Rai, R.K. and Sahoo, R.R. "Impact of different shape based hybrid nano additives in emulsion fuel for exergetic, energetic, and sustainability analysis of diesel engine", *Energy*, **214**, (1 January 2021). <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.119086>.
31. Kegl, T., Kralj, A.K., Kegl, B. and et al. "Nanomaterials as fuel additives in diesel engines: a review of current state, opportunities, and challenges", *Progress in Energy and Combustion Science*, **83** (March 2021). <https://doi.org/10.1016/j.pecs.2020.100897>.
32. Rai, R.K. and Sahoo, R.R. "Effect of CNT and Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-CNT hybrid nano-additive in water-emulsified fuels on DICl engine energetic and exergetic performances", *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, **147**, pp. 3577-3589 (2022). <https://doi.org/10.1007/s10973-021-10746-x>.
33. Çakmak, A., Yeşilyurt, M.K., Erol, D. and et al. "The experimental investigation on the impact of n-octanol in the compression-ignition engine operating with biodiesel/diesel fuel blends: exergy, exergoeconomic, environmental analyses", *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, (27 April 2022). <https://doi.org/10.1007/s10973-022-11357-w>.
34. Narges Karimi Abiyazani, N.K., Pirouzfard, V. and Chiahung Su. "Enhancing engine power and torque and reducing exhaust emissions of blended fuels derived from gasoline-propanol-nano particles", *Energy*, **241** (2022). <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.122924>.
35. Sabet Sarvestani, N., Abbaspour Fard, M.H., Tabaszadeh, M. and et al. "Synthesis and evaluation of catalytic activity of NiFe<sub>2</sub>O<sub>4</sub> nanoparticles in a diesel engine: an experimental investigation and multi-criteria decision making approach", *Journal of Cleaner Production*, **365** (2022). <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2022.132818>.
36. Gad, M.S., Abdel Aziz, M.M. and Kayed, H. "Impact of different nano additives on performance, combustion, emissions and exergetic analysis of a diesel engine using waste cooking oil biodiesel", *Propulsion and Power Research*, **11**(2), pp. 209-223 (June 2022). <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2022.04.004>.



# بررسی تأثیر گرمایش موضعی بر نیروهای آیرودینامیکی جریان حول استوانه در رینولدز ۱۰۰۰

محمد مهدی فلاحي (دانشجوی کارشناسی ارشد)

نگار نباتیان\* (استادیار)

دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره ۳-۳، شماره ۱، ص. ۶۹-۷۷، (پژوهشی)

برهم‌کنش لایه‌ی مرزی حرارتی و سیالاتی حول استوانه در جریان هوای عبوری با رینولدز  $1000$  به روش عددی مورد بررسی قرار گرفت. تغییر دما در سطح استوانه موجب تغییر خواصی همچون چگالی، لزجت، گرمای ویژه و ضریب رسانش هوا می‌شود که باعث تغییر الگوی جریان پیرامون استوانه‌اند. افزایش لزجت هوا با کاهش عدد رینولدز و افزایش اصطکاک سطحی همراه است. با افزایش اصطکاک سطحی روی استوانه در حالت حرارت پایین دست، قدرت چرخش گردابه کاهش یافته و گردابه‌ها در پایین دست استوانه کشیده‌تر شده و تقارن بیشتری نسبت به محور افقی پیدا می‌کنند. در نتیجه لایه‌های برشی آزاد دیرتر یکدیگر را قطع کرده و توزیع متقارن‌تری از سرعت و فشار به وجود می‌آورند که موجب کاهش دامنه‌ی نوسان نیروهای آیرودینامیکی و کنترل جریان شده است. استفاده از المان حرارتی با دمای  $1000$  درجه سانتی‌گراد در پایین دست استوانه می‌تواند نیروی برا را تا  $87.1\%$  و نیروی پسا را تا  $25.9\%$  کاهش دهد.

واژگان کلیدی: کنترل جریان، انتقال حرارت، لایه‌ی مرزی حرارتی، لایه‌ی مرزی سیالاتی، نیروهای آیرودینامیکی.

mo.falahi@mail.sbu.ac.ir  
n.nabatian@sbu.ac.ir

## ۱. مقدمه

بررسی توزیع دما، سرعت و الگوی جدایش گردابه‌ها از سطح استوانه با شرط مرزی دما ثابت، برای جریان هوای عبوری از سطح استوانه در محدوده رینولدز  $50$  تا  $180$  و پراتل  $0.7$  پرداختند. در رابطه‌ی نیمه تجربی به دست آمده برای عدد ناسلت، با افزایش عدد رینولدز در عدد پراتل ثابت، مقدار ضریب ناسلت نیز افزایش پیدا کرد. سانیتجای و همکارانش<sup>[۱]</sup> انتقال حرارت محلی و متوسط را برای جریانی با رینولدز در محدوده  $10^3$  تا  $10^4$  و پراتل  $0.176$  تا  $0.7$  مورد بررسی قرار دادند و روابطی میان عدد ناسلت متوسط با رینولدز و پراتل جریان ارائه کردند. رژیم جریان به سه ناحیه‌ی لایه‌ی مرزی آرام، ناحیه‌ی برگشتی لایه‌ی برشی و منطقه‌ی دنباله‌ی گردابه‌ها تقسیم شد. توزیع ناسلت موضعی بر سطح استوانه نشان داد که با رشد ضخامت لایه‌ی مرزی، عدد ناسلت کم‌تر شده و میزان انتقال حرارت کاهش می‌یابد. در ناحیه‌ی لایه‌ی برشی آزاد و با جدایش جریان، انتقال حرارت بیشتر شده و عدد ناسلت افزایش می‌یابد. همراه با رشد لایه‌ی مرزی در سطح استوانه، مقاومت حرارتی افزایش می‌یابد. به همین دلیل نقاط بالایی و پایینی مقطع استوانه که جدایش جریان در آن‌جا اتفاق می‌افتد، کم‌ترین ضریب انتقال حرارت در سطح استوانه ثبت شده است. پس از جدایش جریان، انتقال حرارت به تدریج افزایش

جریان عبوری از روی استوانه به دلیل کاربردهای فراوانی که در صنایع مختلف از جمله مبدل‌ها، انواع توربین‌ها، برج‌های خنک‌کننده، سازه‌های دریایی و ابزارهای اندازه‌گیری دارد از اهمیت خاصی برخوردار است.<sup>[۱]</sup> توزیع غیریکتواخت فشاری حول استوانه منجر به ایجاد نیروهای آیرودینامیکی برا و پسا می‌شود که می‌تواند سازه را مرتعش کند. این امر باعث تخریب سازه و کاهش عمر آن و افزایش هزینه‌های تعمیر و نگهداری می‌شود. بنابراین کنترل جریان می‌تواند نقش مهمی در کنترل و کاهش این نیروها داشته باشد؛ این امر می‌تواند به صورت غیرفعال مانند تغییرات هندسی، اعمال مولد گردابه یا افزودن قطعات و تجهیزات اضافی به هندسه اصلی صورت گیرد. کنترل جریان به صورت فعال با اعمال یک منبع انرژی خارجی صورت می‌گیرد. مکش جریان، اعمال پلازما یا کنترل جریان از طریق انتقال حرارت مثال‌هایی از کنترل فعال جریان هستند.<sup>[۲]</sup> در زمینه‌ی بررسی اثرات متقابل لایه‌ی مرزی سرعت بر لایه‌ی مرزی حرارتی مطالعات متعددی انجام شده است. گولانی و دیمان<sup>[۳]</sup> به

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۸/۴/۱۴۰۱، اصلاحیه ۱۹/۶/۱۴۰۱، پذیرش ۲۹/۶/۱۴۰۱.

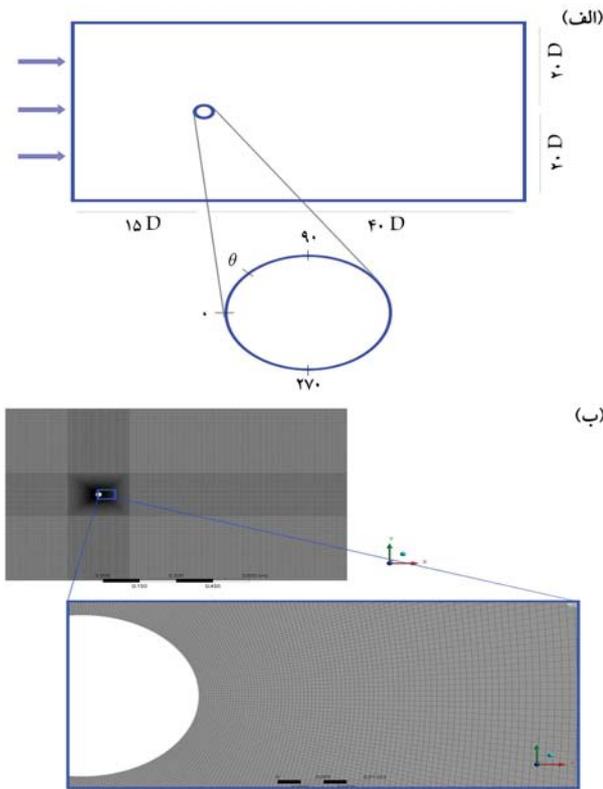
DOI:10.24200/J40.2022.60657.1647

استناد به این مقاله:

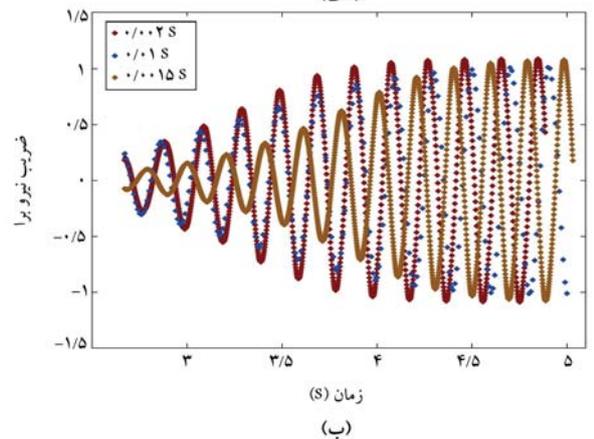
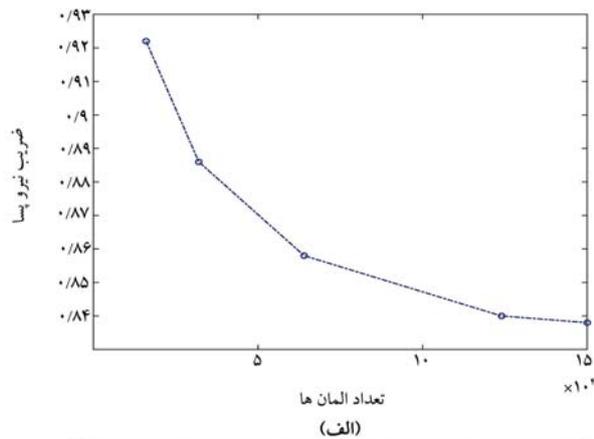
فلاحي، محمد مهدی و نباتیان، نگار (۱۴۰۲). «بررسی تأثیر گرمایش موضعی بر نیروهای آیرودینامیکی جریان حول استوانه در رینولدز  $1000$ »، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳۹، ص. ۶۹-۷۷

می‌یابد. بیسواس و سارکار<sup>[۵]</sup> زاویه جدایش و طول گردابه‌های تشکیل شده پشت استوانه را برای رینولدزهایی در محدوده‌ی ۱۰ تا ۴۵ بررسی و نتایج حاصله را با مطالعات پیشین مقایسه کردند. نتایج نشان داد که افزایش عدد رینولدز موجب افزایش طول گردابه‌ها و زاویه جدایش جریان می‌شود. همچنین بررسی عدد ناسلت نشان داد که مقدار ضریب انتقال حرارت در نقطه‌ی سکون بالادست استوانه بیشینه است و هرچه بر سطح استوانه پیش رویم، کاهش می‌یابد. همد و هی<sup>[۶]</sup> اثر اعمال حرارت بر سطح استوانه را برای جریان دوفازی آب، هوا و روغن و ترکیبات آنها با نسبت‌های گوناگون مورد بررسی قرار دادند و ضریب انتقال کلی انتقال حرارت در این حالت‌ها را محاسبه کردند. طبق نتایج به دست آمده، ضریب انتقال حرارت برای مخلوط آب و هوا در مقایسه با مقادیر مربوط به آب، تغییر چندانی نداشت. اما مقادیر آن برای مخلوط هوا و روغن ۷۰٪ رشد کرد. بیشترین مقادیر به دست آمده ضریب انتقال حرارت برای مخلوط آب و روغن و به صورت تابعی از نسبت دو سیال حاصل شد. افزایش انتقال حرارت به دلیل کاهش ضخامت لایه‌ی مرزی و افزایش تلاطم جریان بوده است. مارکوارت و اندیکات<sup>[۷]</sup> اثر سرمایش و گرمایش در سطح استوانه را بر روی جریان با دو مقدار رینولدز ۱۰<sup>۴</sup> و ۱۰<sup>۵</sup> برای دماهای متفاوت بررسی کردند و به محاسبه‌ی درصد تغییر مقدار متوسط ضرایب پسی اصطکاکی و فشاری پرداختند. آنها دریافته‌اند که در جریان با رینولدز ۱۰<sup>۴</sup>، سرمایش موجب کاهش هر دو ترم پسا می‌شود؛ اما در جریانی با رینولدز ۱۰<sup>۵</sup>، سرمایش فقط پسی اصطکاکی را کاهش می‌دهد. فنگ و همکارانش<sup>[۸]</sup> به بررسی اثر انتقال حرارت و خنک‌کاری موضعی جریان هوا در رینولدز پایین پرداختند. هدف مطالعه، کنترل جریان و کاهش نوسانات نیروی برا بوده است. نتایج نشان داد که محل قرارگیری المان حرارتی، اثرات متفاوتی بر الگوی جدایش جریان دارد. آنها دریافته‌اند که انتقال حرارت در نزدیکی محل جدایش جریان می‌تواند اثرات ناپایدارکننده داشته باشد. در حالی که خنک‌کاری جریان از همان موضع، پایداری را افزایش می‌دهد و مدلی بر پایه‌ی ترکیب حرارت دادن و خنک‌کاری برای کنترل کامل نیروی برا توسعه دادند، هر چند که دلیلی برای تغییرات رفتار نیروهای وارد بر استوانه ارائه ندادند. جی. ام. شی و همکارانش<sup>[۹]</sup> اثر انتقال حرارت بر نیروی پسی سطح استوانه و نیز نقش تنش‌های برشی و فشاری در نیروی پسا را بررسی کردند. جریان عبوری از سطح استوانه با رینولدز کم‌تر از ۱۷۰ مورد مطالعه قرار گرفت. مقادیر مختلفی برای نسبت دمای سطح استوانه به دمای جریان سیال در نظر گرفته شد و خواص سیال شامل چگالی، ضریب رسانش، گرمای ویژه و لزجت تابعی از دما در نظر گرفته شدند. مشاهده شد که اعمال حرارت بر سطح استوانه منجر به افزایش نیروی پسا می‌شود. همچنین تأثیر تغییرات لزجت و چگالی نسبت به دما بر نیروهای وارد بر جسم با یکدیگر مقایسه شد. پارک و همکارانش<sup>[۱۰]</sup> به بررسی عددی و تجربی اثر انتقال حرارت از سطح لوله با مقطع دایروی و بیضوی پرداخته و نتایج عدد ناسلت و نقطه‌ی جدایش را در دو حالت با یکدیگر مقایسه کردند. سپس مطالعه‌ی فوق را بر روی مجموعه‌ی از استوانه‌های هم‌ردیف انجام داده و اثر آشفتگی جریان ناشی از استوانه بالادست را بر مشخصه‌های انتقال حرارت از استوانه پایین‌دست بررسی کردند. مشاهده شد که عدد ناسلت متوسط در استوانه‌ی بیضوی کم‌تر از دایروی است چرا که محل جدایش جریان در بازه زاویه‌ی ۱۴۰-۱۲۰ قرار دارد، در حالی که در استوانه با مقطع دایروی، جدایش جریان در محدوده ۱۰۰-۸۰ درجه رخ می‌دهد. همچنین ناسلت محلی برای دو هندسه‌ی مورد مطالعه، الگوی متفاوتی دارد. بررسی جریان حول استوانه‌های هم‌ردیف نشان داد که در رینولدزهای پایین، متوسط عدد ناسلت در استوانه‌های پایین‌دست در مقایسه با استوانه‌ی اول کاهش می‌یابد. در حالی که با افزایش عدد رینولدز، آشفتگی ایجاد شده پشت استوانه‌ی بالادست موجب

ارتقاء انتقال حرارت و عدد ناسلت در استوانه‌های پایین‌دست می‌شود. همچنین ضریب اصطکاک سطحی روی استوانه‌ی بیضوی به شکل قابل توجهی کم‌تر از استوانه‌ی دایروی است. آشنیاح<sup>[۱۱]</sup> به بررسی برهمکنش جریان و حرارت در جریان با رینولدزهایی در محدوده‌ی ۱۰<sup>۴</sup> × ۳ تا ۱۰<sup>۶</sup> × ۴ حول استوانه پرداخت و جدایش جریان، تنش برشی و توزیع فشار حول استوانه را مورد بررسی قرار داد. او با استناد به نتایج به دست آمده بیان کرد که افزایش عدد رینولدز جریان موجب تغییر در نقطه‌ی جدایش جریان می‌شود و سپس اثر آن را بر مشخصه‌های مختلف جریان و انتقال حرارت همچون اندازه‌ی گردابه‌های تشکیل شده در پشت استوانه، نیروی پسا و عدد ناسلت مورد بحث قرار داد. درویش یادگاری و حسن‌زاده<sup>[۱۲]</sup> به بررسی جریان سیال عبوری از روی دو استوانه‌ی مجاور با جهت‌های دورانی مخالف یکدیگر و عدد رینولدز ۲۰۰ پرداخته و اثر پارامترهایی همچون فاصله‌ی بین دو استوانه و سرعت زاویه‌ی آنها بر الگوی جریان، تغییرات انتقال حرارت از سطح استوانه‌ها، جدایش گردابه‌ها و نیروهای وارد بر استوانه‌ها را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که افزایش سرعت دورانی استوانه‌ها، نرخ انتقال حرارت از آنها و نیروی پسی وارد بر آنها را کاهش می‌دهد. علت این پدیده، کاهش ناحیه‌ی جدایش جریان در سرعت‌های دورانی پایین و توقف جدایش گردابه‌ها در سرعت‌های دورانی بالاتر است. جینگ ژه‌ژیه و گنگ نان‌ژیه<sup>[۱۳]</sup> جریان سیال کربن دی‌اکسید فوق بحرانی عبوری از روی یک استوانه را در رینولدزهای ۱۵۰-۱۵ مورد مشاهده قرار دادند. نتایج نشان داد که در رینولدزهای مشابه، فرکانس جدایش گردابه‌ها برای سیال فوق بحرانی در مقایسه با هوا افزایش می‌یابد. به علاوه برای درک بهتر تفاوت الگوهای جریان در دو سیال فوق، توزیع دقیق ضریب فشار محلی، ضریب اصطکاک سطحی و عدد ناسلت در امتداد محیط استوانه ارائه شده است. دپیک کی و همکاران<sup>[۱۴]</sup> جریان عبوری از روی کانال با مقطع مربعی و رینولدز ۱۰<sup>۵</sup> را مورد مطالعه قرار دادند. سطح بالای مقطع مربعی به عنوان المان حرارتی در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد که افزایش دمای المان حرارتی موجب افزایش عدد استروهل و نیروی پسا می‌شود. به علاوه مشاهده شد که متوسط نیروی برا به مقداری منفی کاهش می‌یابد و به عبارت دیگر، جدایش گردابه‌ها به صورت غیرممتقارن اتفاق می‌افتد. برزویی و غضنفریان<sup>[۱۵]</sup> به بررسی اثر استفاده از پره در سطح استوانه بر مشخصه‌های جریان با رینولدزهایی در محدوده ۲۰۰-۱۰۰ پرداختند. نتایج نشان داد که افزایش طول پره موجب افزایش نیروی پسا می‌شود. همچنین مشاهده شد که افزایش تعداد پره‌ها، موجب کاهش عدد ناسلت متوسط سطح آنها می‌شود. وانگ و همکاران<sup>[۱۶]</sup> مطالعه‌ی تجربی خود را برای جریان‌های گذرنده از استوانه با رینولدزهایی در محدوده‌ی ۱۸۰-۴۰ و دماهای مختلف در سطح جسم انجام دادند. افزایش دما در سطح استوانه، عدد رینولدز بحرانی که جدایش گردابه‌ها در آن رخ می‌دهد را افزایش می‌دهد. اس. آیبای<sup>[۱۷]</sup> در مطالعه‌ی خود اثر استفاده از المان‌های حرارتی با شار حرارتی ثابت بر سطح استوانه در رینولدزهای ۱۰<sup>۴</sup> × ۱٫۲ تا ۱۰<sup>۴</sup> × ۵٫۲ را مورد بررسی قرار داد. نتایج او نشان داد که تأخیر در نقطه‌ی جدایش موجب کاهش عرض گردابه‌های تشکیل شده در پشت استوانه می‌شود و این امر سبب تأثیر بر توزیع فشار حول استوانه و نیروهای وارد بر آن می‌شود. اریف و حسن<sup>[۱۸]</sup> به بررسی اثر تغییر عدد ریچاردسون بر پدیده جدایش گردابه‌ها در جریان هوای عبوری از سطح مقطعی مربع شکل پرداختند و عدد ریچاردسون بحرانی را که در آن پدیده‌ی جدایش گردابه‌ها متوقف می‌شود، محاسبه کردند. مشاهده شد که متوسط نیروی پسا، عدد استروهل و عدد ناسلت با افزایش عدد ریچاردسون افزایش می‌یابد. با این حال دامنه‌ی نوسان نیروی برا و اندازه‌ی گردابه‌ها در پایین‌دست جسم کاهش می‌یابد. همسی و همکاران<sup>[۱۹]</sup> در



شکل ۱. الف) هندسه مورد مطالعه و ابعاد آن؛ ب) شبکه‌ی محاسباتی.



شکل ۲. الف) استقلال از شبکه؛ ب) بررسی استقلال از گام زمانی برحسب ثانیه.

مطالعه‌شان به بررسی اثر انتقال حرارت بر گردابه‌های تشکیل شده پشت استوانه و فرکانس جدایش آنها در رینولدزهای کم‌تر از  $2 \times 10^4$  پرداختند. نتایج نشان داد که حرارت بر اندازه‌ی گردابه‌ها و فرکانس جدایش آنها مؤثر است، به شکلی که طول گردابه‌ها را افزایش و فرکانس جدایش را کاهش می‌دهد.

تاکنون مطالعات زیادی در مورد اثر تغییر در لایه‌ی مرزی سیالاتی با تغییر عدد رینولدز بر لایه‌ی مرزی حرارتی صورت گرفته است، اما اثر اعمال تغییر در لایه‌ی مرزی حرارتی بر مشخصه‌های لایه‌ی مرزی سیالاتی کم‌تر مورد توجه محققان بوده است. علاوه بر این، استفاده‌ی موضعی از حرارت برای کنترل جریان حول استوانه به ندرت مورد توجه قرار گرفته است. در این پژوهش تأثیر تغییر لایه‌ی مرزی حرارتی بر روی لایه‌ی مرزی سیالاتی با استفاده از تقریب تشابه رینولدز بررسی شده و دلایل فیزیکی دینامیک جریان با استفاده از توزیع سرعت، فشار، تنش برشی و مشخصه‌های گردابه‌های تشکیل شده توضیح داده شده است. همچنین، تأثیر موقعیت و اندازه و دمای المان حرارتی در سطح استوانه مطالعه شده و در نهایت، چیدمان کنترلی جریان با بیشترین میزان کاهش در نوسانات نیروهای آیرودینامیکی مشخص شده است.

## ۲. شرح مسئله و روش حل

پدیده‌ی جدایش گردابه‌ها، حاصل در معرض جریان قرار گرفتن جسمی است که خطوط جریان قادر به دنبال کردن سطح آن نیستند. با عبور جریان از روی استوانه و تشکیل لایه‌ی مرزی، لزجت سیال سبب کاهش سرعت جریان در نزدیکی سطح جسم می‌شود. با جدایش جریان به علت گرادیان مثبت فشار در پایین دست استوانه گردابه‌ها تشکیل می‌شوند. به دلیل ایده‌آل نبودن سطح جسم، جدایش در یک سمت لحظه‌ی زودتر اتفاق می‌افتد. جدایش متناوب گردابه‌ها منجر به ایجاد نوسانات دوره‌ی فشار در جهت جریان و عمود بر آن می‌شود. فرکانس جدایش گردابه‌ها متناسب با سرعت جریان تغییر می‌کند.<sup>[۲۰]</sup> چنان که اشاره شد، تغییر لایه‌ی مرزی سیالاتی بر لایه‌ی مرزی حرارتی تأثیرگذار است. روابط تشابه رینولدز برای جریان دارای گرادیان فشار با آشفتگی بالا نیز معتبر است. رابطه‌ی ۱ بیان می‌کند که ضریب اصطکاک سطح با عدد ناسلت ( $Nu = \frac{hD}{k}$ ) رابطه‌ی مستقیم و با اعداد رینولدز ( $Re = \frac{VD}{\nu}$ ) و پراتنل ( $Pr = \frac{c_p \mu}{k}$ ) رابطه‌ی معکوس دارد.<sup>[۲۱]</sup> در این روابط  $h$  ضریب انتقال حرارت جابجایی،  $D$  قطر استوانه،  $k$  ضریب انتقال حرارت رسانشی،  $V$  سرعت جریان،  $\nu$  لزجت سینماتیکی و  $\alpha$  نفوذ حرارتی را بیان می‌کنند.

$$C_f \sim \frac{Nu}{Re Pr} \quad (۱)$$

عدد پراتنل نسبت لزجت سینماتیکی به نفوذ حرارتی را بیان می‌کند. در شبیه‌سازی‌ها از اثر گراننش بر حرکت سیال چشم پوشی شده است. استوانه با قطر  $0.0254$  متر در دامنه‌ی حل مستطیلی شکلی مطابق شکل ۱ الف قرار دارد. زاویه‌ی  $\theta$  نشان دهنده‌ی موقعیت المان حرارتی در دستگاه مختصات استوانه‌ی است، به نحوی که مقدار آن در نقطه‌ی سکون بالادست استوانه صفر است. شبکه‌ی ساختاریافته‌ی دامنه‌ی محاسباتی در شکل ۱ ب نشان داده شده است. نتایج حاصل از استقلال از گام زمانی و شبکه‌بندی برای پارامترهای بی‌بعد ضریب برا  $C_l = \frac{L}{\sqrt{k\rho V^2 A}}$  و ضریب پسا  $C_d = \frac{D}{\sqrt{k\rho V^2 A}}$  در شکل ۲ نشان داده شده است. در این روابط  $L$  نیرو برا،  $D$  نیرو پسا،  $\rho$  چگالی سیال،  $V$  سرعت جریان و  $A$  سطح مقابل جریان جسم هستند. استقلال از شبکه و گام زمانی مطابق شکل ۲ انجام و در نهایت شبکه‌ی با تعداد  $148000$  المان و گام زمانی  $0.02$  ثانیه انتخاب شده است. نرم‌افزار فلوئنت

جدول ۱. ضرایب چندجمله‌یی استفاده شده برای توصیف خواص هوا برحسب دما.

چگالی ( $Kg.m^{-3}$ )	لزجت دینامیکی ( $Kg.m^{-1}.s^{-1}$ )	گرمای ویژه ( $m^2.s^{-2}.K^{-1}$ )	رسانش ( $W.m^{-1}.K^{-1}$ )
$a_0$	$1,470.237 \times 10^{-6}$	$1103,508$	$0,00224872$
$a_1$	$6,994188 \times 10^{-8}$	$-0,7594331$	$8,100874 \times 10^{-5}$
$a_2$	$-5,108853 \times 10^{-11}$	$0,001831453$	$7,172742 \times 10^{-9}$
$a_3$	$2,814313 \times 10^{-14}$	$-1,41685 \times 10^{-6}$	$-1,534446 \times 10^{-11}$
$a_4$	$-6,672494 \times 10^{-18}$	$3,817016 \times 10^{-10}$	$6,322844 \times 10^{-15}$

جدول ۲. مقایسه ضریب نیروی پسا و عدد استروهال در جریان سرد و مطالعات پیشین در رینولدزهای ۱۰۰ و ۱۰۰۰.

$Re = 1000$		$Re = 100$		
$St$	$C_{d.mean}$	$St$	$C_{d.mean}$	
$0,218$	$1,3412$	$0,1628$	$1,3422$	کار حاضر
-	-	$0,16366$	$1,325$	همسی و همکاران <sup>[۱۹]</sup>
$0,197-0,201$ (عددی)	$1,27-1,31$ (عددی)	$0,165$ (عددی)	$1,39$ (عددی)	لین و همکاران <sup>[۲۴]</sup>
$0,21$ (تجربی)	$1$ (تجربی)	$1,64$ (تجربی)	$1,25-1,4$ (تجربی)	
-	-	$0,1613$	$1,3918$	صالحی و همکاران <sup>[۲۳]</sup>

عدد رینولدز جریان، ضریب اصطکاک سطحی کاهش می‌یابد.<sup>[۲۳]</sup>

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (3)$$

$$C_f = [2 \log Re_x - 0,425]^{-\frac{1}{4}} \quad (4)$$

از روابط ۱ و ۴ می‌توان دریافت که افزایش عدد ناسلت با افزایش ضریب اصطکاک سطح و کاهش رینولدز جریان همراه است. همچنین افزایش دما منجر به افزایش لزجت هوا و عدد پانتل می‌شود. تغییرات تنش برشی بر محل جدایش جریان مؤثر است و از این رو مورد بررسی قرار می‌گیرد. اعداد بی‌بعد ضریب فشار و استروهال به ترتیب مطابق رابطه‌های ۵ و ۶ برای بررسی توزیع فشار روی سطح استوانه و فرکانس جدایش گردابه‌ها برای بررسی اثرات متقابل لایه‌ی مرزی حرارتی و سرعتی استفاده شده است.

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (5)$$

$$St = \frac{fD}{V} \quad (6)$$

در معادله‌ی ۶،  $f$  فرکانس جدایش گردابه‌هاست.

### ۳. تحلیل نتایج

مقایسه‌ی نتایج مطالعه‌ی حاضر با مطالعاتی که پیش از این برای جریان حول استوانه در رینولدز ۱۰۰ و ۱۰۰۰ انجام شده، نشان از تطابق قابل قبول مدل استفاده شده دارد (جدول ۲). چنان‌که اشاره شد، تغییر دما بر مشخصه‌های فیزیکی هوا مؤثر

به عنوان حل‌گر معادلات نویر - استوکس شامل پایداری، مومنتوم و انرژی مطابق رابطه‌ی ۲ به عنوان معادلات حاکم بر رفتار سیال مورد استفاده قرار گرفته است. از مدل آشفتگی میانگین رینولدز  $k-\omega$ SST برای محاسبه‌ی ترم تنش رینولدز و از روش کوپل شده برای جفت‌سازی میدان سرعت و فشار استفاده شده است.

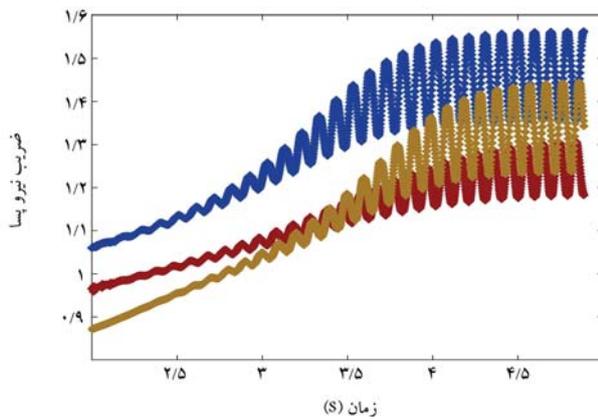
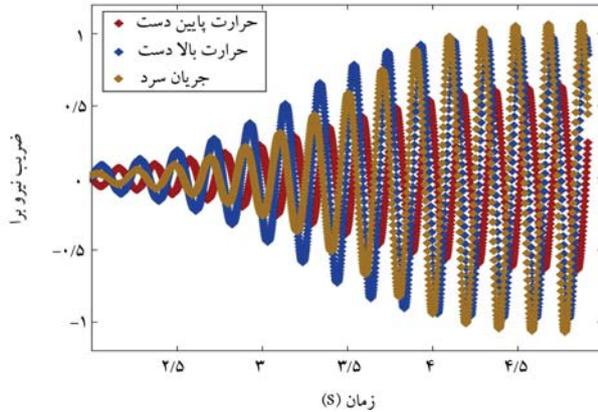
$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} &= \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\mu (\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i})] \\ \frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j e)}{\partial x_j} &= \frac{\partial}{\partial x_j} [k \frac{\partial T}{\partial x_j}] \end{aligned} \quad (2)$$

در این روابط  $u$  سرعت،  $p$  فشار،  $T$  دما و  $e$  انرژی ویژه هستند. سیال تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده و از اثر گرانش صرف نظر شده است. همچنین اثر تغییر دما بر خواص هوا شامل چگالی، لزجت، گرمای ویژه و رسانش با استفاده از یک چندجمله‌یی درجه ۵ برای مدل‌سازی استفاده شده است. ضرایب چندجمله‌یی استفاده شده برای هر یک از خواص وابسته به دما در جدول ۱ ارائه شده است. این ضرایب با استفاده از اطلاعات موجود در جداول مرجع<sup>[۲۲]</sup> تهیه شده‌اند. سرعت جریان در ورودی ۰٫۶ متر بر ثانیه و فشار نسبی در مرز خروجی صفر در نظر گرفته شده است. شرط عدم لغزش بر روی سطح استوانه اعمال شده است. دیواره‌ی جانبی به صورت لغزش آزاد و دیواره‌های کناری متقارن در نظر گرفته شده‌اند. دمای جریان آزاد ثابت و ۲۵ درجه سانتی‌گراد است.

به منظور بررسی تأثیر استفاده از المان حرارتی بر نقطه‌ی جدایش جریان، از مقدار ضریب اصطکاک سطحی استفاده می‌شود. رابطه‌ی ۳ ضریب اصطکاک سطحی را تعریف می‌کند که مقدار آن در نقطه‌ی جدایش صفر است.  $\tau_w$  تنش برشی در سطح دیواره را نشان می‌دهد. رابطه‌ی تجربی ۴ نشان می‌دهد که با افزایش

جدول ۳. درصد تغییرات نیروهای وارد بر استوانه در اثر اعمال المان حرارتی با دمای ۵۰۰ درجه سانتی‌گراد در موقعیت‌های مکانی مختلف.

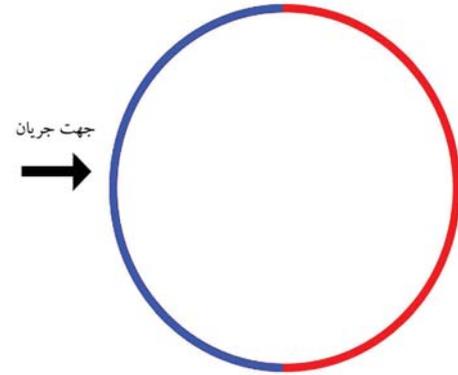
درصد تغییر نیروی پسا	درصد تغییر نیروی برا	جریان سرد
-	-	المان حرارتی در نیمه‌ی بالادست استوانه
+۱۰/۶	-۷/۸	المان حرارتی در نیمه‌ی پایین‌دست استوانه
-۵	-۴۱/۴	



شکل ۴. نمودار نیروی پسا و نیروی برا در حالت استفاده از المان حرارتی در دمای ۵۰۰ درجه سانتی‌گراد.

حالی که به کارگیری المان در پایین‌دست استوانه موجب کنترل نیروها می‌شود. به کارگیری المان حرارتی با دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد در زاویه ۲۵۵ تا  $\theta = ۱۰۵$ ، دامنه تغییرات نیروی برا را ۸۷/۱٪ و متوسط نیروی پسا را ۲۵/۹٪ در مقایسه با جریان سرد کاهش می‌دهد. افزایش لزجت هوا در محل المان حرارتی، موجب افزایش تنش برشی بر سطح استوانه شده و جدایش را به تأخیر می‌اندازد.

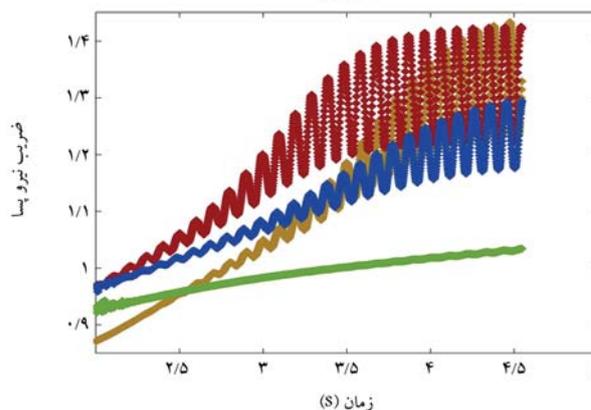
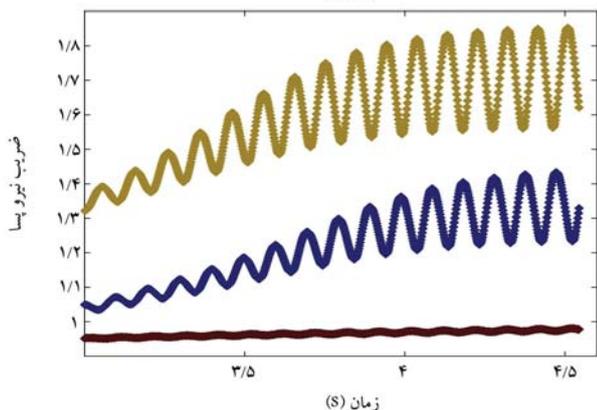
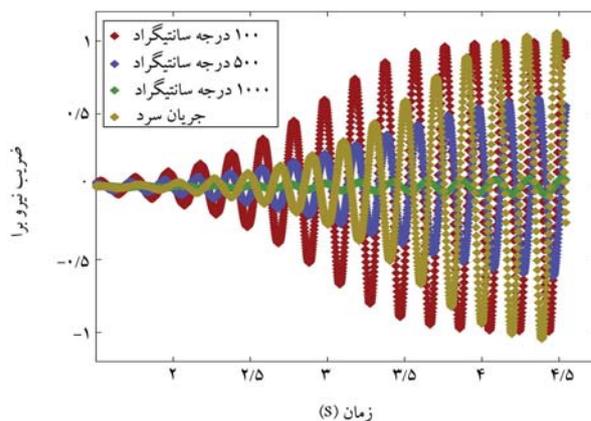
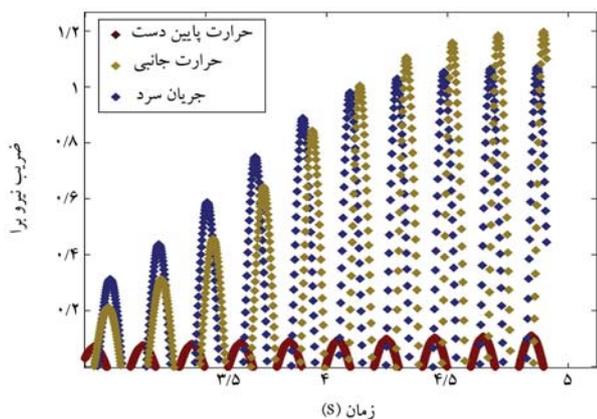
در نمودار شکل ۸ توزیع ضریب اصطکاک سطحی روی استوانه در حالت جریان سرد، حرارت جانبی و پایین‌دست با دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد بر سطح استوانه را نشان می‌دهد. از نتایج می‌توان دریافت که در حالت گرمایش جانبی، نقطه‌ی جدایش بالا ۹/۲ درجه و نقطه‌ی جدایش پایین ۵/۴ درجه در مقایسه با جریان سرد به تأخیر افتاده است. علاوه بر این مشاهده می‌شود که در حالت حرارت از پایین‌دست به علت افزایش لزجت هوا، ضریب اصطکاک سطحی در پایین‌دست استوانه افزایش قابل ملاحظه‌ی یافته است. همچنین، عدد بی‌بعد استروهل در حالت حرارت پایین‌دست به ۲۱۱/۰ کاهش یافته، در حالی که در حالت حرارت جانبی، زودتر جدا شدن گردابه‌ها و کاهش طول آنها سبب شده که عدد استروهل



شکل ۳. نیمه‌ی بالادست استوانه (آبی) و نیمه‌ی پایین‌دست استوانه (قرمز).

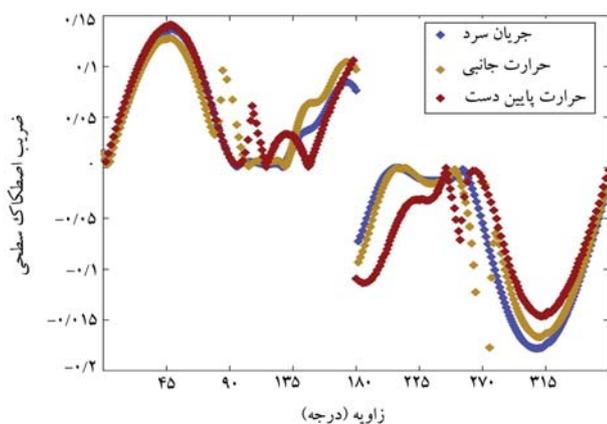
است. چگالی هوا با افزایش دما کاهش می‌یابد در حالی که لزجت افزایش پیدا می‌کند و باعث افزایش پایداری میدان کلی جریان می‌شود. زمان هم‌گرایی هریک از مدل‌ها ۲۶ هسته ساعت است. ثابت ماندن دامنه نوسانات نیروهای آیرودینامیکی به عنوان معیار هم‌گرایی مورد استفاده قرار گرفت. ابتدا نتایج حاصل از استفاده از المان حرارتی به بزرگی ۱۸۰ درجه در نیمه‌ی بالادست و پایین‌دست استوانه بررسی شده و سپس با استفاده از المان‌هایی با دماهای ۱۰۰، ۵۰۰ و ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد، تأثیر تغییرات دما مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت با کاهش عرض المان حرارتی و تغییر موقعیت آن، عرض و موقعیتی که منتج به بیشترین کاهش در نیروهای وارد بر استوانه می‌شود، تعیین شده است. محل قرارگیری المان‌ها در شکل ۳ نشان داده شده است. در جدول ۳ میزان تغییرات متوسط نیروهای برا و پسا در دو حالت استفاده از المان حرارتی با دمای ۵۰۰ درجه سانتی‌گراد در بالادست و پایین‌دست استوانه در مقایسه با جریان سرد نشان داده شده است.

شکل ۴ نشان‌دهنده‌ی تغییرات نیروهای برا و پسا بی‌بعد در حالت‌های مختلف است. از این نمودار می‌توان دریافت که استفاده از المان حرارتی در نیمه‌ی پایین‌دست استوانه در کنترل جریان مؤثرتر است و به همین دلیل مورد استفاده قرار می‌گیرد. با افزایش دمای المان حرارتی نصب شده در پایین‌دست استوانه مطابق شکل ۵ دامنه‌ی نوسان نیروها کاهش یافته و حتی به سمت صفر میل می‌کند. همچنین مقدار متوسط نیروی پسا به شکل قابل ملاحظه‌ی کاهش یافته است. عرض المان حرارتی متناسب با میزان مصرف انرژی و در نتیجه افزایش هزینه روش کنترلی است. به همین دلیل، کاهش تدریجی عرض المان نیز مطالعه شده است. المان حرارتی پایین‌دست استوانه با قسمت‌های قرمز رنگ پایین و المان حرارتی جانبی با قسمت‌های آبی رنگ در شکل ۶ نشان داده شده است. در شکل ۷ تأثیر تغییر ضرایب آیرودینامیکی، برای حالت‌های حرارت پایین‌دست و جانبی با دمای ۱۰۰۰ درجه سانتی‌گراد در مقایسه با جریان سرد، نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که استفاده از المان حرارتی در جوانب استوانه موجب افزایش دامنه‌ی نوسان نیروهای برا و پسا شده و منجر به ناپایداری می‌شود. در

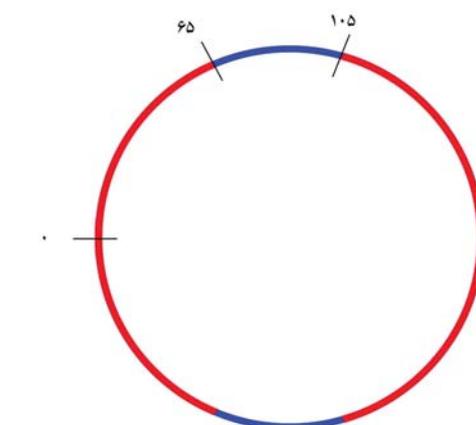


شکل ۷. بررسی ضرایب آیرودینامیکی در جریان سرد و استفاده از المان حرارتی با دمای ۱۰۰۰ درجه سانتیگراد پایین دست و جانبی.

شکل ۵. تغییر ضرایب آیرودینامیکی با به کارگیری المان حرارتی در پایین دست استوانه و دماهای ۱۰۰، ۵۰۰ و ۱۰۰۰ درجه سانتیگراد در مقایسه با جریان سرد.



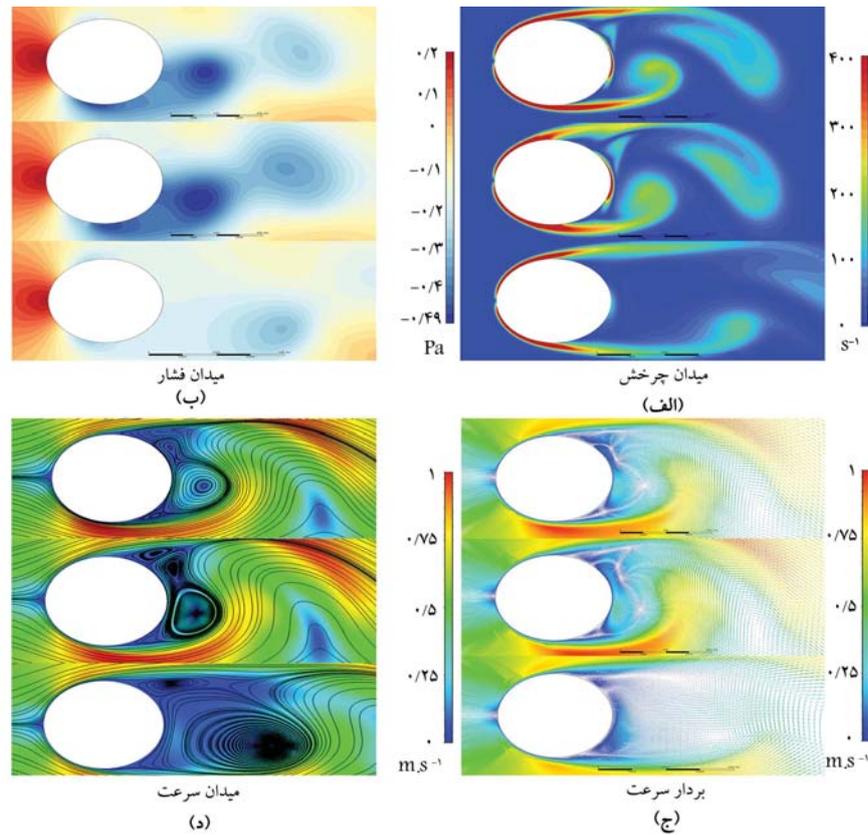
شکل ۸. تغییر ضریب اصطکاک سطحی در حالت گرمایش جانبی و پایین دست با المان حرارتی با دمای ۱۰۰۰ درجه در مقایسه با جریان سرد.



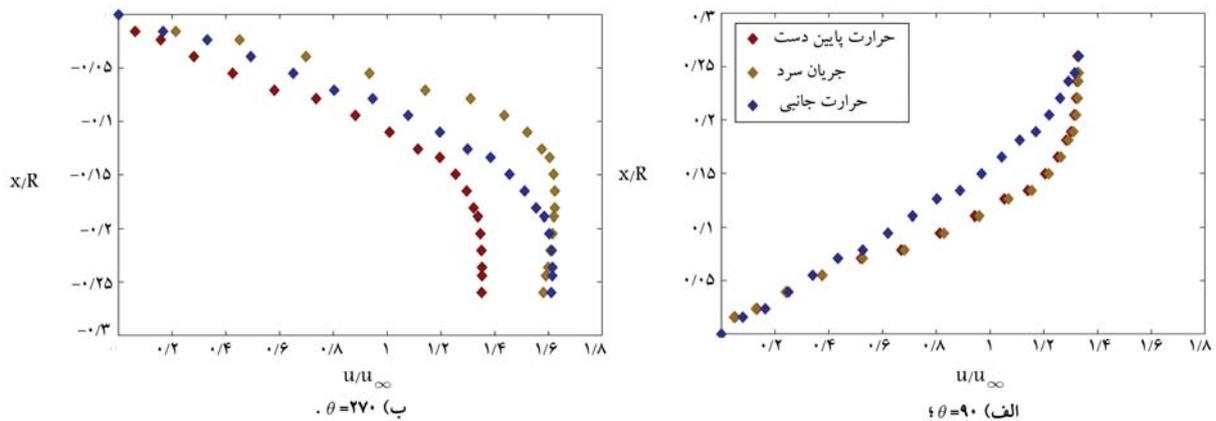
شکل ۶. محل قرارگیری المان حرارتی در موقعیت‌های مختلف.

عامل باعث می‌شود که میزان چرخش گردابه کاهش یافته و گردابه‌ها در پایین دست استوانه کشیده‌تر شده و تقارن بیشتری نسبت به محور افقی پیدا کنند و در نتیجه لایه‌های برشی آزاد دیرتر یکدیگر را قطع کنند و توزیع متقارن‌تری از سرعت و فشار به وجود آید. توزیع فشار در شکل ۹ ب نشان می‌دهد که مقدار کمی‌ی فشار در پشت استوانه در حالت حرارت جانبی به مقدار قابل توجهی بیشتر از حالت حرارت از پایین دست است. بردار سرعت جریان در شکل ۹ ج و خطوط جریان در شکل ۹ د محل‌های جدایش جریان و تشکیل حباب جدایش بر سطح استوانه را نشان می‌دهند. کاهش چرخش جریان سبب پایداری میدان جریان و کنترل فرایند

به ۰/۲۳ افزایش یابد. عدد استروهل برای جریان سرد ۰/۲۱۸ است. شکل ۹ به ترتیب توزیع چرخش، توزیع فشار، خطوط جریان و توزیع سرعت در اطراف استوانه را در کم‌ترین نیروی برا نشان می‌دهد. در جریان سرد و حرارت جانبی مطابق شکل ۹ الف ناحیه‌یی باریک با مقدار نسبتاً بزرگ چرخش جریان پسییده به پشت استوانه وجود دارد، در حالی که این ناحیه در حالت حرارت از پایین دست ناپدید شده است. علت آن است که در حالت حرارت از پایین دست مطابق رابطه‌ی ۱ با افزایش عدد ناسلت، اصطکاک سطحی افزایش و طبق معادله‌ی ۳ عدد رینولدز محلی کاهش می‌یابد و در نتیجه گردایان سرعت در این ناحیه کاهش می‌یابد. این



شکل ۹. الف) توزیع چرخش؛ ب) توزیع فشار؛ ج) میدان بردار سرعت؛ د) خطوط جریان در اطراف استوانه، تصویر بالایی مربوط به جریان سرد، تصویر میانی مربوط به حالت حرارت جانبی و تصویر پایینی برای حالت حرارت از پایین دست است.



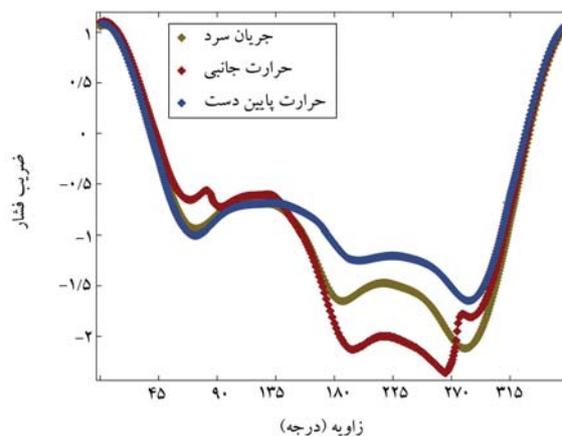
شکل ۱۰. پروفیل سرعت جریان عبوری از روی استوانه برای حالات مختلف. الف)  $\theta = 90^\circ$  و ب)  $\theta = 27^\circ$ .

کاهش اختلاف فشار بالادست و پایین دست استوانه با کاهش نیروی پسا همراه شده است. نکته‌ی قابل توجه دیگر تقارن توزیع فشار در نزدیکی نواحی جدایش جریان (زوایای  $90^\circ$  و  $27^\circ$ ) است که از تقارن توزیع فشار پشت استوانه نشأت گرفته است. کاهش رینولدز موضعی در نواحی جدایش جریان برای حالت حرارت جانبی به معنی کاهش سرعت جریان و افزایش فشار در مقایسه با جریان سرد است، به طوری که در زمان جدایش گردابه‌ی بالایی، فشار در محل تشکیل آن، در مقایسه با جریان سرد، اندکی افزایش داشته است. شکل ۱۰ پروفیل سرعت بی‌بعد جریان در زوایای  $90^\circ$  و  $27^\circ$  را روی استوانه نشان می‌دهد. از تصاویر می‌توان دریافت که در حالت حرارت پایین دست، خلاف دو حالت دیگر، پروفیل سرعت در

جدایش گردابه‌ها شده است. در جریان سرد و حرارت جانبی در زمان تشکیل گردابه پایینی و ایجاد فشار منفی، گردابه‌ی بالایی از قبل جدا شده و فشار در محل آن افزایش یافته، به طوری که همزمانی این دو رویداد موجب ایجاد اختلاف فشار قابل توجهی در محل تشکیل دو گردابه شده است. اما در حالت حرارت از پایین دست با افزایش طول گردابه و تأخیر در جدایش، در زمان جدایش گردابه بالایی، مرکز گردابه زیرین هم از سطح استوانه فاصله گرفته و فشار به تدریج در حال افزایش است. این توزیع متقارن میدان سرعت و فشار، عاملی بر کاهش دامنه‌ی نوسان نیروی برا است. در حالت حرارت پایین دست با افزایش لزجت هوا و پایداری میدان جریان، سرعت جریان کاهش و فشار پشت استوانه افزایش پیدا کرده است؛ به نحوی که

بعدی بر روی نیروهای آیرودینامیکی در معرض جریان هوا با رینولدز  $1000$  مورد مطالعه قرار گرفت. مشاهده شد که موقعیت مکانی، اندازه و دمای المان حرارتی بر مقادیر نیروها و کنترل جریان مؤثر است، به نحوی که استفاده از المان حرارتی با دمای  $1000$  درجه سانتی‌گراد در زاویه  $255$  تا  $105 = \theta$ ، دامنه‌ی نوسان نیروی برا را  $87/1\%$  و متوسط نیروی پسا را  $25/9\%$  کاهش داد. همچنین اندازه‌ی گردابه‌ها، فرکانس جدایش و بزرگی چرخش آنها و نیز توزیع فشار حول استوانه و تنش برشی در سطح آن با استفاده از المان حرارتی بر روی استوانه تغییر می‌کند. به طور کلی می‌توان چنین نتیجه گرفت:

- افزایش عدد ناسلت در سطح استوانه سبب کاهش رینولدز جریان و افزایش لزجت هوا در محل المان حرارتی می‌شود. این امر افزایش تنش برشی وارد بر سطح استوانه را به همراه داشته و جدایش جریان را به تأخیر می‌اندازد؛
- استفاده از المان حرارتی در نیمه‌ی پایین‌دست استوانه ( $255$  تا  $105 = \theta$ ) بیشترین تأثیر را در کاهش دامنه نوسان نیروهای برا و پسا و نیز متوسط نیروی پسا دارد؛
- افزایش دمای المان حرارتی میزان تغییرات در نیروهای وارد بر استوانه را شدت می‌بخشد؛
- اگرچه افزایش لزجت هوا در اثر افزایش دما ماهیتی پایدارکننده برای سیال دارد، استفاده از المان حرارتی در جوانب استوانه موجب ناپایداری جریان می‌شود. علت این پدیده کاهش موضعی سرعت جریان در اثر افزایش لزجت هوا در محل نصب المان حرارتی است که منجر به افزایش فشار می‌شود و در نتیجه، اختلاف فشار در بالا و پایین استوانه افزایش می‌یابد؛
- تغییر در لایه‌ی مرزی حرارتی موجب تغییر در مشخصه‌های گردابه‌ها می‌شود. به طوری که در حالت حرارت از پایین‌دست، افزایش لزجت هوا سبب می‌شود که قدرت گردابه‌ها کاهش و خطوط جریان متقارن‌تر شده و به دلیل به تأخیر افتادن قطع لایه‌های برشی آزاد دو طرف، جدایش گردابه‌ها در فاصله‌ی دورتر از استوانه اتفاق افتاده و طول آنها افزایش یابد. با کاهش گردایان‌های سرعت و فشار در پایین‌دست استوانه، توزیع فشار در اطراف آن تقارن بیشتری پیدا کرده و سبب کاهش اندازه و دامنه‌ی نوسان نیروهای وارد بر استوانه می‌شود.



شکل ۱۱. توزیع ضریب فشار در حالات جریان سرد، حرارت جانبی و پایین‌دست برای المان حرارتی در دمای  $1000$  درجه سانتی‌گراد.

زوایای مذکور تقریباً متقارن است که به معنی تقارن میدان سرعت و فشار در اطراف استوانه است و با نتایج به دست آمده همخوانی دارد.

نمودار شکل ۱۱ نشان‌دهنده‌ی توزیع ضریب فشار حول استوانه برای سه حالت جریان سرد، گرمایش پایین‌دست و جانبی است. مشاهده می‌شود که در حالت گرمایش پایین‌دست، اختلاف فشار در بازه‌ی زاویه‌ی  $270$  تا  $90 = \theta$  (محل تشکیل گردابه‌های بالا و پایین) کاهش یافته است و این امر موجب کاهش نیروی برا می‌شود که منطبق با نتایج توزیع فشار شکل ۹ است. همچنین اختلاف فشار بین نقطه‌ی سکون بالادست و پایین‌دست استوانه کاهش یافته است که کاهش نیروی پسا را به همراه دارد.

#### ۴. نتیجه‌گیری

در این مطالعه تأثیر تغییر در لایه‌ی مرزی حرارتی بر لایه‌ی مرزی سرعت مورد بررسی قرار گرفت. برای این منظور اثر استفاده از المان حرارتی در سطح یک استوانه دو

#### منابع (References)

1. Sumner, D. "Two circular cylinders in cross-flow: A review", *Journal of Fluids and Structures*, **26**(6), pp. 849-899 (2010).
2. Muddada, S. and Patnaik, B.S. "An active flow control strategy for the suppression of vortex structures behind a circular cylinder", *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, **1;29**(2), pp. 93-104 (2010).
3. Golani, R. and Dhiman, A. "Fluid flow and heat transfer across a circular cylinder in the unsteady flow regime", *Int. J. Eng.Sci.*, **3**(3), pp. 8-19 (2014).
4. Sanitjai, S. and Goldstein, R.J. "Forced convection heat transfer from a circular cylinder in crossflow to air and

liquids", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **47**(22), pp. 4795-4805 (2004).

5. Biswas, G. and Sarkar, S. "Effect of thermal buoyancy on vortex shedding past a circular cylinder in cross-flow at low reynolds numbers", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **52**(7-8), pp. 1897-1912 (2009).
6. Hamad, F. and He, S. "Heat transfer from a cylinder in cross-flow of single and multiphase flows", *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, **11**(3), pp. 386-390 (2017).
7. Marquart, J., Endicott, D. and Dear, C. "CFD investigation of the drag effects of heating and cooling cylinders in crossflow", *In 6th AIAA Flow Control Conference* (2012).

8. Xiao-Feng, X. and et al. "Local heating effect of flow past a circular cylinder", *Chinese Physics Letters*, **27**(4), p. 044701 (2010).
9. Shi, J.M. and et al. "Heating effect on steady and unsteady horizontal laminar flow of air past a circular cylinder", *12 Physics of Fluids*, **16**(12), pp. 4331-4345 (2004).
10. Park, J.M. and et al. "Heat transfer characteristics of circular and elliptic cylinders in cross flow", *Advances in Mechanical Engineering*, **7**(11), p.1-8 (2015). DOI:10.1177/1687814015619553.
11. Achenbach, E. "Total and local heat transfer from a smooth circular cylinder in cross-flow at high reynolds number", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **18**(12), pp. 1387-1396 (1975).
12. Darvishyadegari, M. and Hassanzadeh, R. "Analysis of the convective heat transfer and flow behavior around two counter rotating side by side cylinders", *Heat Transfer-Asian Research*, **47**(6), pp. 835-854 (2018).
13. Xie, J. and Xie, G. "Vortex dynamics of supercritical carbon dioxide flow past a heated circular cylinder at low Reynolds numbers", *Physics of Fluids*, **34**(1), p. 017111 (2022).
14. Deepak, K. and et al. "Numerical investigation on laminar cross-flow around a top surface heated square cylinder", *In IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, IOP Publishing, (2021).
15. Bouzari, S. and Ghazanfarian, J. "Unsteady forced convection over cylinder with radial fins in cross flow", *Applied Thermal Engineering*, **112**, pp. 214-225 (2017).
16. Wang, A.B., Trávníček, Z. and Chia, K.C. "On the relationship of effective reynolds number and strouhal number for the laminar vortex shedding of a heated circular cylinder", *Physics of Fluids*, **12**(6), pp. 1401-1410 (2000).
17. Aiba, S., Ota, T. and Tsuchida, H. "Heat transfer and flow around a circular cylinder with tripping-wires", *Wärme-und Stoffübertragung*, **12**(3), pp. 221-31 (1979).
18. Arif, M.R. and Hasan, N. "Effect of thermal buoyancy on vortex-shedding and aerodynamic characteristics for fluid flow past an inclined square cylinder", *Int. J. Heat Technol*, **38**(2), pp. 463-471 (2020).
19. Homsy, R., Islam, M.D., Fatt, Y.Y. and et al. "Flow dynamics over a heated cylinder subjected to high temperature ratios", *Case Studies in Thermal Engineering*, **27**, p. 101357 (2021).
20. Morris, A.S. and Langari, R., *Measurement and Instrumentation: Theory and Application*, Academic Press (2011).
21. Schlichting, H. and et al., *Boundary Layer Theory Springer*, Eighth Revised and Enlarged Edition (2000).
22. Ghiaasiaan, S.M., *Convective Heat and Mass Transfer*. CRC Press (2018).
23. Salehi, M.A., Mazaheri, S. and Kazeminezhad, M.H. "Study of flow characteristics around a near-wall circular cylinder subjected to a steady cross-flow", *International Journal of Coastal and Offshore Engineering*, **1**(4), pp. 45-55 (2018).
24. Lin, L., Zhong, X. and Wu, Y. "The drag, lift and strouhal number of a circular-section cylinder with a conic disturbance at subcritical reynolds numbers", *In International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering*, (Vol. **45400**, p. V002T08A001). American Society of Mechanical Engineers (2014).



# بررسی و شبیه‌سازی چرخه‌ی خنک‌کن مبتنی بر طرح میسوتسنکو

مهدی توحیدلو (دانشجوی ارشد)

محمدعلی بختیاری (دانشجوی ارشد)

محمدحسن سعیدی\* (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره ۳-۳، شماره ۱، ص. ۷۹-۸۸ (پژوهشی)

چرخه‌ی میسوتسنکو یک مفهوم ترمودینامیکی است که با استفاده از انرژی ناشی از گرمای نهان تبخیر آب، باعث خنک شدن جریان هوا می‌شود. این چرخه به دلیل خنک کردن دمای جریان هوا تا دمای نقطه‌ی شبنم آن، در حوزه تهویه مطبوع، به عنوان چرخه‌ی خنک‌کننده با بازدهی بالا شناخته شده است. در پژوهش حاضر، معادلات حاکم بر یک مبدل جرم - حرارت مبتنی بر چرخه‌ی میسوتسنکو، استخراج شده است. این مبدل جدید در شرایط آب و هوایی شهر تهران مورد بررسی واقع شده است. در مطالعه‌ی حاضر، دمای هوای شهر تهران در عبور از دستگاه، از  $40/2$  درجه سلسیوس تا  $22/2$  درجه خنک می‌شود. در این مطالعه اقلیم‌های مختلف ایران نیز بررسی شده‌اند. نتایج نشان داد که خنک‌کننده‌ی مبتنی بر چرخه‌ی میسوتسنکو، برای بیش از  $85\%$  جمعیت و برای بیش از  $86\%$  مناطق ایران، کارایی مطلوبی دارد و به طور متوسط با ضریب عملکرد متوسط  $31$  کار می‌کند.

واژگان کلیدی: چرخه‌ی میسوتسنکو، شبیه‌سازی، تبرید تبخیری، تهویه مطبوع، ضریب عملکرد، شرایط آسایش حرارتی.

mahdi.tohidloo@mech.sharif.edu  
mohammadali.bakhtiari@mech.sharif.edu  
saman@sharif.edu

## ۱. مقدمه

توسط ایشان با نام‌هایی همچون چرخه‌ی میسوتسنکو و چرخه‌ی ام شناخته شده است.

چرخه‌ی میسوتسنکو یک چرخه تبرید تبخیری غیر مستقیم است که قادر است دمای هوای ورودی را تا دمای نقطه شبنم آن کاهش دهد. پدیده‌ی مؤثر بر ایجاد سرمایش در این چرخه، تبخیر آب و استفاده از گرمای نهان تبخیر آن است. برای این چرخه نیز دو جریان هوای خروجی متفاوت وجود دارد. جریان هوای اول که بدون افزودن رطوبت خنک می‌شود و جریان هوای دوم که در حین خنک شدن، رطوبت نیز دریافت می‌کند. جریان هوای اول به مصرف‌کننده‌ی نهایی تحویل داده می‌شود که به همین دلیل با نام جریان محصول شناخته می‌شود. جریان هوای دوم نیز با توجه به رطوبت افزوده شده به آن، با نام جریان مرطوب شناخته می‌شود. جریان هوای مرطوب به جو تخلیه می‌شود یا می‌توان از آن برای کاربردهای خاص استفاده کرد.<sup>[۱]</sup>

در شکل ۱ طرح‌واره‌ی از جریان‌های ورودی و خروجی به یک سیستم تهویه مطبوع مبتنی بر چرخه‌ی میسوتسنکو نشان داده شده است.

فرایند خنک‌سازی در این چرخه به این صورت است که هوای ورودی به کانال‌های محصول هدایت می‌شود. هوا در حین عبور از درون این کانال‌ها خنک

بخش قابل توجهی از مصرف انرژی در سطح جهان در بخش خانگی و به منظور تأمین شرایط آسایش افراد مصرف می‌شود.<sup>[۱]</sup> مصرف انرژی در بخش مسکونی  $40$  درصد از کل مصرف انرژی جهانی است.<sup>[۲]</sup> به دلیل اثرات مخرب مصرف بی‌رویه انرژی بر محیط زیست، امروزه نیاز به کاهش مصرف انرژی بیش از پیش احساس شده است. به منظور کاهش مصرف انرژی در این بخش راهکارهای مختلفی از جمله بهبود عایق‌سازی منازل، بهبود بازده انرژی دستگاه‌های تهویه مطبوع و ابداع روش‌های جدیدی به منظور ایجاد سرمایش معرفی شده است.<sup>[۳-۵]</sup> در این میان بهبود بازده انرژی دستگاه‌ها به دلیل مقرون به صرفه بودن بسیار بیشتر از روش‌های دیگر مورد توجه پژوهشگران بوده است.<sup>[۶-۷]</sup> در این میان چرخه‌ها و دستگاه‌های جدید مبتنی بر این چرخه‌های جدید، توسط پژوهشگران به صنعت تهویه مطبوع معرفی شد. از جمله‌ی این چرخه‌ها، چرخه‌ی موسوم به میسوتسنکو دانشمند اهل شوروی سابق بوده است که یکی از بهینه‌ترین سیستم‌های موجود را معرفی کرده است.<sup>[۸]</sup> چرخه‌ی معرفی شده

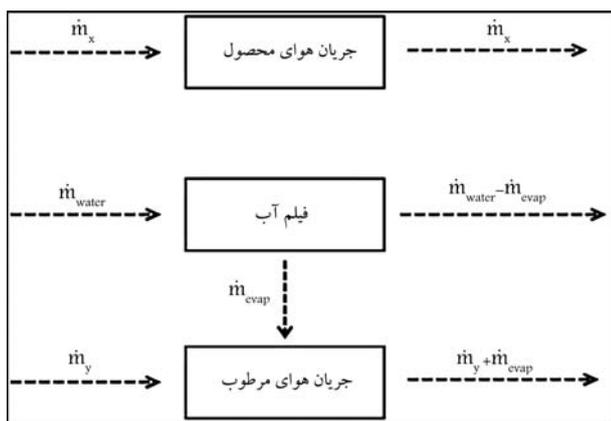
\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۱/۴/۲۰، اصلاحیه ۱۴۰۱/۶/۲۳، پذیرش ۱۴۰۱/۷/۲۴

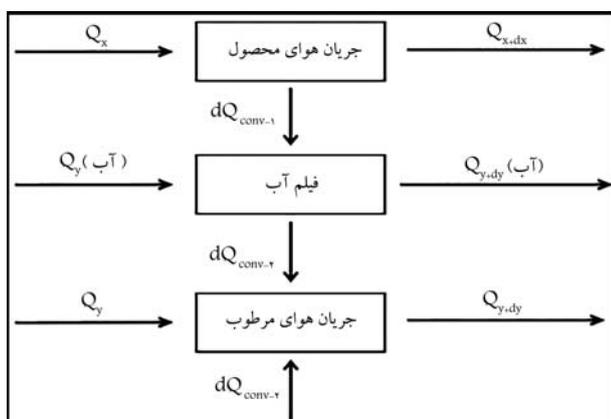
DOI:10.24200/J40.2022.60517.1648

استاد به این مقاله:

توحیدلو، مهدی، بختیاری، محمدعلی و سعیدی، محمدحسن (۱۴۰۲). «بررسی و شبیه‌سازی چرخه‌ی خنک‌کن مبتنی بر طرح میسوتسنکو»، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳۹، ص. ۷۹-۸۸



شکل ۳. طرح‌واره‌ی انتقال جرم در یک مبدل جرم - حرارت میبنتی بر چرخه‌ی میبنتسکو.



شکل ۴. طرح‌واره‌ی انتقال حرارت در یک مبدل جرم - حرارت میبنتی بر چرخه‌ی میبنتسکو.

نحوه‌ی انتقال جرم در سه حجم کنترل متفاوت را نشان می‌دهد. این سه حجم کنترل بر روی سه جریان متفاوت یعنی جریان هوای محصول، جریان هوای مرطوب و جریان آب هستند. شکل ۴ نیز طرح‌واره‌ی انتقال حرارت در این دستگاه است.

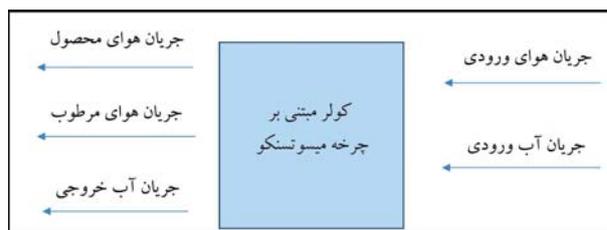
## ۱.۲. فرضیات

در این پژوهش از انتقال گرما به خارج از دستگاه صرف نظر شده و هوا نیز گاز ایده‌آل در نظر گرفته شده است. ضخامت دیواره‌ها ناچیز است به طوری که بتوان از مقاومت حرارتی آنها چشم پوشی کرد. همچنین دیواره‌ها نیز نفوذ ناپذیرند. از گرادیان دما درون جریان‌های هوا و آب صرف نظر شده است. همچنین میزان تبخیر آب در همه‌ی المان‌های در نظر گرفته شده در طبقه مرطوب، یکسان فرض شده است. عملکرد دستگاه نیز در شرایط پایا بررسی شده است.

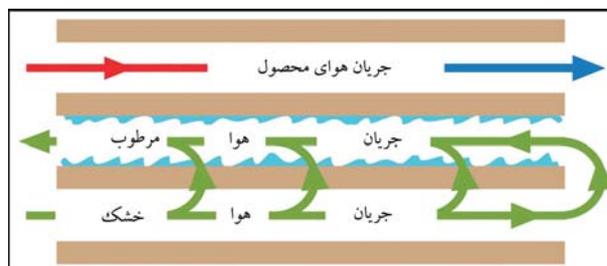
## ۲.۲. معادله‌ی حرارتی حاکم بر جریان هوا در طبقات خشک

با در نظر گرفتن شکل ۴، به عنوان حجم کنترل و نوشتن رابطه‌ی پایداری انرژی در طبقه‌ی خشک (جریان هوای محصول) معادله‌ی ۱ به دست می‌آید:

$$Q_{x+dx} - Q_x = -dQ_{conv-} \quad (1)$$



شکل ۱. طرح‌واره‌ی از جریان‌های ورودی و خروجی به مبدل جرم - حرارت بر مبنای چرخه‌ی میبنتسکو.



شکل ۲. شماتیک عملکردی چرخه‌ی میبنتسکو. [۱۱]

می‌شود اما در هر بخش از مسیر، مقداری از گذر حجمی آن به کانال‌های مرطوب هدایت می‌شود. در کانال‌های مرطوب، جریان هوا در کنار جریان آب قرار گرفته و شرایط لازم برای رخ دادن پدیده‌ی تبخیر سطحی فراهم می‌شود. تبخیر آب در این بخش نیازمند انرژی گرمایی است که از سه بخش مختلف تأمین می‌شود. بخش اول مربوط به جریان هوای محصول است. بخش دوم و سوم مربوط به جریان‌های هوای مرطوب و آب است که با توجه به نوع طراحی این سیستم‌ها از نظر ظرفیت گرمایی در مقایسه با جریان هوای محصول بسیار کم‌تر بوده و به این ترتیب می‌توان از این دو بخش صرف‌نظر کرد. [۱۰] شکل ۲ نمونه‌ی از تقسیم جریان‌های هوا در سیستم‌های سرمایشی میبنتی بر چرخه‌ی میبنتسکو را نشان می‌دهد. فقط بخشی از هوای ورودی رطوبت‌زنی شده و بخش دیگری به مصرف‌کننده تحویل داده می‌شود. همچنین هوا در حین عبور از درون کانال‌ها و همراه با خنک شدن، بخشی از جریان هوا جهت رطوبت‌زنی از مسیر اولیه‌ی خود خارج می‌شود. [۱۱]

با خنک کردن هوا بدون رطوبت‌زنی به آن، می‌توان هوا را با دمای پایین‌تری برای تهویه محیط از دستگاه خارج کرد بدون آن‌که از شرایط آسایش حرارتی خارج شوند و به این ترتیب اتلاف حرارتی ناشی از تهویه هوا را کاهش داده و برای خنک کردن محیطی مشخص، نیاز به تأمین بار سرمایشی کمتری است. [۴]

## ۲. معادلات حاکم و فرضیات مربوطه

در این مطالعه، ابتدا معادلات حاکم بر خنک‌کننده تبخیری غیر مستقیم میبنتی بر چرخه میبنتسکو استخراج شده است و در ادامه با توجه به مدل‌سازی عددی تفاضل محدود و در نرم‌افزار متلب و با استفاده از اطلاعات هواشناسی حاکم بر شهر تهران به عنوان شرایط هوای ورودی، به صورت عددی حل شده‌اند. در نهایت نیز با استفاده از اطلاعات هواشناسی حاکم بر مراکز استان‌های کشور، امکان‌سنجی استفاده از این دستگاه در اقلیم‌های مختلف ایران بررسی شده است.

شکل‌های ۳ و ۴ طرح‌واره‌ی انتقال جرم و حرارت را در یک مبدل جرم حرارت میبنتی بر چرخه‌ی میبنتسکو نشان می‌دهد. شکل ۳ طرح‌واره‌ی جرمی است که

به همین جهت برای جریان هوا در طبقات مرطوب، حجم کنترل حرارتی شکل ۴ و حجم کنترل جرمی شکل ۳ در کنار هم بررسی شده‌اند. با در نظر گرفتن شکل ۴ و نوشتن رابطه‌ی پایداری انرژی برای حجم کنترل جریان هوای مرطوب، معادله‌ی ۱۰ به دست می‌آید:

$$Q_{y+dy} - Q_y = 2 \times dQ_{conv-2} \quad (10)$$

در معادله‌ی ۱۰،  $Q_y$  و  $Q_{y+dy}$  به ترتیب نشان‌دهنده‌ی انرژی داخلی جریان هوا، قبل و بعد از ورود به حجم کنترل هستند.  $Q_{conv-2}$  گرمای منتقل شده از طرف دیواره‌ها و فیلم آب به جریان هواست. متغیرهای معادله‌ی ۱۰ از معادلات ۱۱ تا ۱۳ محاسبه می‌شوند:

$$Q_y = \dot{m}_y \times C_{p-air} \times T_w(x, y) \quad (11)$$

$$Q_{y+dy} = \dot{m}_y \times C_{p-air} \times (T_w(x, y) + dT_w) + \dot{m}_{evap} \times h_{fg} \quad (12)$$

$$dQ_{conv-2} = h_{wet} \times \bar{i}_x \times (T_w(x, y) - T_f(x, y)) \times dy \quad (13)$$

در این معادلات،  $\dot{m}_y$  گذر جرمی جریان هوا و  $\dot{m}_{evap}$  نرخ تبخیر آب (بخار آب منتقل شده به جریان هوا) در اثر تبخیر سطحی است.  $T_w$  و  $T_f$  به ترتیب دمای جریان هوا در طبقات مرطوب و دمای جریان آب هستند.  $\bar{i}_x$  عرض کانال‌های مرطوب است.  $C_{p-air}$  و  $h_{wet}$  نیز به ترتیب ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جریان هوا و ظرفیت گرمایی ویژه‌ی آن هستند.  $dy$  نیز طول حجم کنترل مفروض است. همچنین  $h_{fg}$  گرمای نهان تبخیر واحد جرم آب است. با جایگذاری مقادیر هر یک از متغیرهای معادله‌ی ۱۰ و ساده‌سازی، معادله‌ی ۱۴ به دست می‌آید:

$$\dot{m}_y \times C_{p-air} \times dT_w = 2 \times h_{wet} \times \bar{i}_x \times (T_w(x, y) - T_f(x, y)) \times dy - \dot{m}_{evap} \times h_{fg} \quad (14)$$

برای محاسبه‌ی گذر جرمی هوا در طبقات مرطوب نیز از معادله‌ی ۱۵ استفاده می‌شود:

$$\dot{m}_y = \rho_{air} \times V_w \times \bar{i}_x \times (H_w - H_f) \quad (15)$$

$V_w$  و  $\rho_{air}$  به ترتیب سرعت جریان هوا و چگالی جریان هوا هستند.  $H_f$  و  $H_w$  نیز به ترتیب ارتفاع کانال‌های مرطوب و ضخامت فیلم آب هستند.

#### ۴.۲. معادله‌ی حرارتی حاکم بر جریان آب در طبقات مرطوب

مشابه با جریان هوا در طبقات مرطوب، حجم کنترل حرارتی شکل ۴ و حجم کنترل جرمی شکل ۳ برای جریان آب نیز در نظر گرفته شده است. رابطه پایداری انرژی در حجم کنترل جریان آب در شکل ۳ به صورت معادله‌ی ۱۶ می‌شود:

$$Q_{y+dy}(water) - Q_y(water) = dQ_{conv-1} - dQ_{conv-2} \quad (16)$$

که در آن  $Q_y(water)$  و  $Q_{y+dy}(water)$  به ترتیب نشان‌دهنده‌ی انرژی داخلی فیلم آب قبل و بعد از ورود به حجم کنترل هستند.  $Q_{conv-1}$  و  $Q_{conv-2}$  نیز به ترتیب گرمای منتقل شده از دیواره به فیلم آب و گرمای منتقل شده از طرف جریان هوای مرطوب به فیلم آب هستند. متغیرهای رابطه‌ی ۱۶ از معادلات ۱۷ تا ۲۰

که در آن  $Q_x$  و  $Q_{x+dx}$  نشان‌دهنده‌ی انرژی گرمایی جریان هوا، به ترتیب قبل و بعد از ورود به حجم کنترل هستند.  $Q_{conv-1}$  نیز گرمای منتقل شده از جریان هوا به دیواره‌هاست که به صورت غیرمستقیم به فیلم آب جاری در طبقات مرطوب تحویل داده می‌شود. هر یک از متغیرهای معادله‌ی ۱ با استفاده از معادلات ۲ تا ۴ محاسبه می‌شوند:

$$Q_x = \dot{m}_x \times C_{p-air} \times T_p(x, y) \quad (2)$$

$$Q_{x+dx} = \dot{m}_x \times C_{p-air} \times (T_p(x, y) + dT_p) \quad (3)$$

$$dQ_{conv-1} = h_{product} \times \bar{i}_y \times (T_p(x, y) - T_f(x, y)) \times dx \quad (4)$$

که در این معادلات  $\dot{m}_x$  گذر جرمی جریان هواست.  $T_p$  و  $T_f$  به ترتیب دمای جریان هوا در طبقات خشک و دمای جریان آب هستند.  $\bar{i}_y$  عرض کانال‌های درون طبقه خشک (کانال‌های جریان‌های خشک و محصول) است.  $C_{p-air}$  و  $h_{product}$  نیز ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جریان هوا و ظرفیت گرمایی ویژه آن هستند.  $dx$  طول حجم کنترل است. با جایگذاری مقادیر هر یک از متغیرهای معادله‌ی ۱، معادله‌ی ۵ به دست می‌آید:

$$\dot{m}_x \times C_{p-air} \times (T_p(x, y) + dT_p) - \dot{m}_x \times C_{p-air} \times T_p(x, y) = -h_{product} \times \bar{i}_y \times (T_p(x, y) - T_f(x, y)) \times dx \quad (5)$$

گذر جرمی جریان هوا نیز با استفاده از معادله‌ی ۶ محاسبه می‌شود:

$$\dot{m}_x = \rho_{air} \times V_p \times \bar{i}_y \times H_p \quad (6)$$

$V_p$  و  $\rho_{air}$  به ترتیب سرعت جریان هوا و چگالی جریان هوا هستند و  $H_p$  نیز ارتفاع کانال‌های خشک (خشک و محصول) است. با ترکیب معادلات ۵ و ۶ و انجام ساده‌سازی، معادله‌ی ۷ به دست آمد:

$$\frac{dT_p}{(T_p(x, y) - T_f(x, y))} = \frac{-h_{product}}{\rho_{air} \times V_p \times C_{p-air} \times H_p} dx \quad (7)$$

با انتگرال‌گیری از معادله‌ی ۷، رابطه‌ی برای محاسبه‌ی دمای نهایی جریان هوا در خروجی مبدل به دست می‌آید که در معادله‌ی ۸ نشان داده شده است:

$$T_p(L, y) = (T_p(0, y) - T_f(x, y)) \times e^{-\left(\frac{h_{product} \times L}{\rho_{air} \times V_p \times C_{p-air} \times H_p}\right)} + T_f(x, y) \quad (8)$$

$T_p(0, y)$  دمای اولیه جریان هوا در ورودی به مبدل و  $T_p(L, y)$  دمای جریان هوا در خروجی مبدل است. معادله‌ی ۸ در حالت کلی برای هر نقطه‌ی مانند  $x$  و  $y$  در مبدل به صورت معادله‌ی ۹ خواهد بود:

$$T_p(x, y) = (T_p(x, y) - T_f(x, y)) \times e^{-\left(\frac{h_{product} \times x}{\rho_{air} \times V_p \times C_{p-air} \times H_p}\right)} + T_f(x, y) \quad (9)$$

$x, y$  نقطه‌ی اولیه و  $x, y$  مدنظر است.

#### ۳.۲. معادله‌ی حرارتی حاکم بر جریان هوا در طبقات مرطوب

در یک مبدل جرم حرارت مبتنی بر چرخه‌ی میسوسنسکو، در طبقات مرطوب، جریان هوا و آب، با هم در تماس هستند و در کنار تبادل انرژی، تبادل جرم نیز اتفاق می‌افتد.

محاسبه می‌شود:

$$Q_y(\text{water}) = \dot{m}_{\text{water}} \times C_{p-\text{water}} \times T_f(x, y) \quad (17)$$

$$Q_{y+dy}(\text{water}) = \dot{m}_{\text{water}} \times C_{p-\text{water}} \times (T_f(x, y) + dT_f) - \dot{m}_{\text{evap}} \times h_{fg} \quad (18)$$

$$dQ_{\text{conv-1}} = h_{\text{product}} \times \bar{i}_y \times (T_p(x, y) - T_f(x, y)) \times dx \quad (19)$$

$$dQ_{\text{conv-2}} = h_{\text{wet}} \times \bar{i}_x \times (T_w(x, y) - T_f(x, y)) \times dy \quad (20)$$

$\dot{m}_{\text{evap}}$  و  $\dot{m}_{\text{water}}$  به ترتیب گذر حجمی فیلم آب و نرخ تبخیر آب هستند.  $T_p$ ،  $T_w$  و  $T_f$  به ترتیب دمای جریان هوا در طبقات خشک، جریان هوا در طبقات مرطوب و دمای جریان آب هستند.  $C_{p-\text{water}}$  نیز ظرفیت گرمایی ویژه آب است.  $h_{\text{wet}}$  و  $h_{\text{fg}}$  نیز به ترتیب ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی برای جریان هوا در طبقه‌ی خشک، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی جریان هوا در طبقات مرطوب و گرمای نهان تبخیر واحد جرم آب هستند.  $\bar{i}_x$  و  $\bar{i}_y$  به ترتیب عرض کانال‌های خشک و مرطوب هستند،  $dx$  و  $dy$  نیز ابعاد حجم کنترل هستند. با جایگذاری مقادیر متغیرهای معادله‌ی ۱۶ و ساده‌سازی آن، معادله‌ی ۲۱ به دست می‌آید:

$$h_{\text{product}} \times \bar{i}_y \times (T_p(x, y) - T_f(x, y)) \times dx - h_{\text{wet}} \times \bar{i}_x \times (T_w(x, y) - T_f(x, y)) \times dy + \dot{m}_{\text{evap}} \times h_{fg} = \dot{m}_{\text{water}} \times C_{p-\text{water}} \times dT_f \quad (21)$$

همچنین از معادله‌ی ۲۲ گذر حجمی فیلم آب محاسبه می‌شود:

$$\dot{m}_{\text{water}} = \rho_{\text{water}} \times V_f \times \bar{i}_x \times H_f \quad (22)$$

$V_f$  سرعت جریان آب،  $\rho_{\text{water}}$  چگالی آب و  $H_f$  نیز ارتفاع فیلم آب در کانال‌های مرطوب است.

## ۵.۲. شرایط مرزی

برای حل معادلات حرارتی به دست آمده، تعیین شرایط مرزی ضرورت دارد. به همین منظور برای هر یک از دماها به سه شرط اولیه نیاز است. همچنین نرخ تبخیر سطحی در هر المان ( $\dot{m}_{\text{evap}}$ ) نیز یکی از مجهولات است که در ادامه به محاسبه‌ی آن نیز پرداخته می‌شود. شکل ۵ نیز راستای محورها را بر روی یک میبدل جرم حرارت مبتنی بر چرخه‌ی میسوتسنکو نشان می‌دهد. بررسی در راستاهای افقی صورت می‌گیرد تا شرایط بهینه مشخص شود. همچنین به دلیل تقارن در راستای عمودی، بررسی‌های این راستا اهمیت چندانی ندارد و با استفاده از تعداد طبقات در راستای عمودی حجم هوای عبوری از کل دستگاه کنترل شده است.

۱. به ازای  $x=0$  می‌توان گفت که:

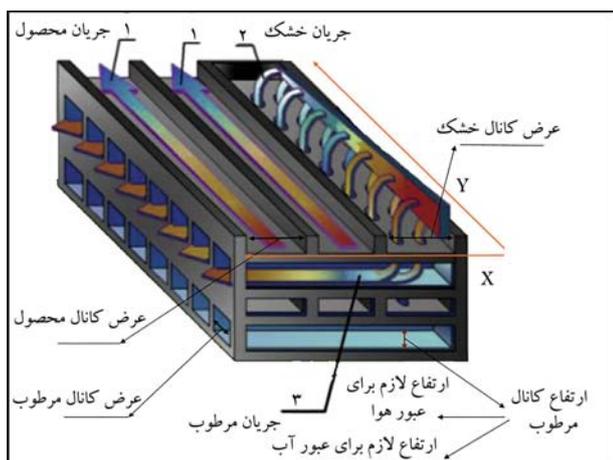
$$T_p(0, y) = T_{\text{intake}} \quad (23)$$

که در آن  $T_{\text{intake}}$  دمای هوای ورودی به میبدل است.

۲. به ازای  $y=0$  می‌توان گفت که:

$$T_f(x, 0) = T_{\text{in}} \quad (24)$$

$T_{\text{fi}}$  دمای آب وارد شده به میبدل است.



شکل ۵. نمای سه‌بعدی میبدل حرارت و جرم مبتنی بر چرخه‌ی میسوتسنکو. [۱۲]

۳. به ازای  $y=0$  می‌توان گفت که:

$$T_w(x, 0) = T_p(x, 0) = (T_p(x, 0) - T_f(x, 0)) e^{-\left(\frac{h_{\text{product}} \times x}{\rho_{\text{air}} \times V_p \times C_{p-\text{air}} \times H_p}\right)} + T_f(x, 0) \quad (25)$$

۴. برای تعیین مقدار پارامتر  $\dot{m}_{\text{evap}}$  نیز به طریق زیر انجام می‌شود:

با استفاده از معادله‌ی ۲۶ مقدار کل آب مصرفی در میبدل محاسبه شده‌است:

$$\text{evaporation ratio total} = \text{evaporation ratio} \times \text{NW} \times \text{N} \quad (26)$$

که در آن  $N$  تعداد طبقات و  $\text{NW}$  نیز تعداد کانال‌های مرطوب در هر طبقه‌اند. در هر کانال مرطوب نرخ تبخیر آب از معادله‌ی ۲۷ که بر نظریه‌ی چرخه‌ی میسوتسنکو، مبتنی بر این که در خروجی مرطوب هوا از رطوبت اشباع شده است، استوار می‌باشد، تخمین زده شده است. [۱۳]

$$\text{evaporation ratio} = \dot{m}_y \times (\omega_s - \omega_i) \quad (27)$$

$\omega_s$  و  $\omega_i$  به ترتیب رطوبت مطلق در حالت اشباع و رطوبت مطلق اولیه هستند. همچنین  $\dot{m}_y$  گذر حجمی جریان هوا در کانال مرطوب است. رطوبت مطلق نیز از معادله‌ی ۲۸ تعیین می‌شود: [۱۴]

$$\omega \left( \frac{\text{kg}_{\text{vapor}}}{\text{kg}_{\text{air}}} \right) = 0.622 \times \left( \frac{\phi \times P_g}{P_{\text{air}} - \phi \times P_g} \right) \quad (28)$$

که در آن  $\phi$  رطوبت نسبی جریان هوا،  $P_{\text{air}}$  فشار هوا و  $P_g$  فشار اشباع بخار آب است. از معادله‌ی ۲۹ نیز برای تخمین فشار اشباع بخار آب استفاده می‌شود: [۱۵]

$$P_g(\text{kpa}) = 0.61 \times \exp\left(\frac{17.625 \times T}{T + 24.3/0.4}\right) \quad (29)$$

که در آن  $T$  دمای هواست. نرخ تبخیر آب نیز با توجه به فرض یکسان بودن تبخیر سطحی در همه‌ی المان‌ها و با استفاده از معادله‌ی ۳۰ تعیین می‌شود:

$$\dot{m}_{\text{evap}} = \frac{\text{evaporation ratio}}{n} \quad (30)$$

که در آن  $n$  برابر تعداد المان‌ها در راستای  $y$  تا انتهای کانال مرطوب است.

جدول ۲. شرایط آب و هوایی مراکز استان‌های ایران.

شهر	دمای نقطه شبنم (C)	دمای حباب مرطوب (C)	دمای حباب خشک (C)
اراک	۲/۹	۱۵/۸	۳۵/۳
اردبیل	۱۳/۳	۱۸/۱	۲۸/۱
ارومیه	۱۰/۱	۱۷/۷	۳۲
اصفهان	۲/۲	۱۶/۶	۳۸/۱
اهواز	۱۰/۱	۲۲/۹	۴۶/۹
بجنورد	۷/۳	۱۷/۳	۳۳/۹
بندر عباس	۱۹/۵	۲۵/۳	۴۰/۱
بوشهر	۱/۱	۱۹/۱	۴۲/۹
بیرجند	۲	۱۶/۲	۳۷
تبریز	۵/۱	۱۶/۴	۳۴/۲
تهران	۵/۶	۱۸/۱	۳۸/۸
خرم آباد	۲	۱۷/۳	۳۹/۵
رشت	۲۱/۳	۲۴/۳	۳۲/۱
زاهدان	۰/۱	۱۶/۱	۳۸
زنجان	۵/۶	۱۶	۳۳
ساری	۲۲/۱	۲۵/۳	۳۴
سمنان	۶/۳	۱۸/۷	۳۹/۷
سندج	۱/۴	۱۶/۲	۳۷/۲
شهرکرد	۱/۹	۱۴/۷	۳۳/۶
شیراز	۴/۷	۱۷/۴	۳۸/۲
قزوین	۵/۸	۱۷/۲	۳۵/۸
کرمان	۰/۸	۱۵/۷	۳۷
کرمانشاه	۳/۶	۱۷/۴	۳۸/۸
گرگان	۱۹/۱	۲۳/۸	۳۵/۱
مشهد	۶/۱	۱۷/۶	۳۶/۱
همدان	۵	۱۶/۲	۳۴/۵
یاسوج	۰/۵	۱۴/۷	۳۴/۵
یزد	۱/۵	۱۶/۸	۴۰/۹

جدول ۱. مشخصات ابعادی کانال‌ها. [۱۷]

نوع کانال	تعداد کانال‌های موجود در هر طبقه	پهنا × طول × ارتفاع (mm × mm × mm)
محصول	۸	۳ × ۸۰۰ × ۵۰
خشک	۴	۳ × ۸۰۰ × ۵۰
مرطوب	۲۰	۶ × ۳۰۰ × ۸۰

### ۶.۲. ضریب عملکرد و نسبت بازدهی انرژی

برای مقایسه‌ی میزان بازدهی انرژی دو متغیر نسبت بازدهی انرژی و ضریب عملکرد مورد استفاده قرار می‌گیرند. همچنین برای بررسی کارایی دستگاه در خنک کردن هوا، کمیت‌های بازده دمایی حباب مرطوب و بازده نقطه‌ی شبنم چنین تعریف شده‌اند: [۱۶]

$$COP = \frac{\text{Cooling capacity}}{\text{Power usage}} \quad (31)$$

$$EER = 3/41 \times COP \quad (32)$$

$$\varepsilon_{wb} = \frac{T_{db,aire} - T_{db,airo}}{T_{db,aire} - T_{wb,aire}} \quad (33)$$

$$\varepsilon_{dp} = \frac{T_{db,aire} - T_{db,airo}}{T_{db,aire} - T_{dp,aire}} \quad (34)$$

### ۷.۲. مشخصات ساختاری دستگاه

ابعاد کانال‌ها و تعداد آنها در هر طبقه با الهام از نتایج ارائه شده در جدول ۱ [۱۷] قابل مشاهده است.

سرعت هوای ورودی به کانال‌ها نیز ۳ متر بر ثانیه است.

### ۸.۲. مشخصات آب و هوایی

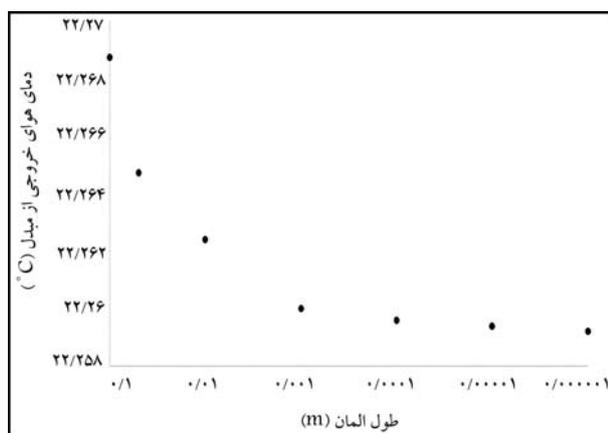
اطلاعات آب و هوایی بعضی شهرهای ایران برای سال ۲۰۱۷ در جدول ۲ قابل مشاهده است. [۱۸] با استفاده از این اطلاعات و نیز حل معادلات حاکم بر یک میدل جرم - حرارت مبتنی بر چرخه‌ی میسوستنکو که در بخش‌های پیشین استخراج شده است، عملکرد یک خنک‌کننده‌ی مبتنی بر چرخه‌ی میسوستنکو، در کشور ایران مورد بررسی قرار گرفته است که در ادامه نتایج آن ارائه شده است.

### ۳. شبیه‌سازی نرم‌افزاری

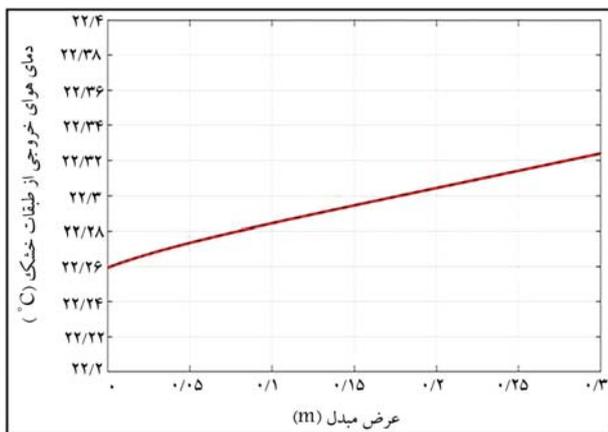
حل معادلات با کمک نرم‌افزار متلب انجام شده است. مش مورد استفاده برای حل به صورت دستی، متقارن و در مختصات کارتزین تعریف شده است. برای اهداف این پژوهش از مش با یک میلیون المان استفاده شده است. الگوریتم حل مورد استفاده بر مبنای اصول تفاضل محدود بوده و خطای ناشی از حل معادلات نیز از مرتبه‌ی اول است.

### ۱.۳. استقلال از مش

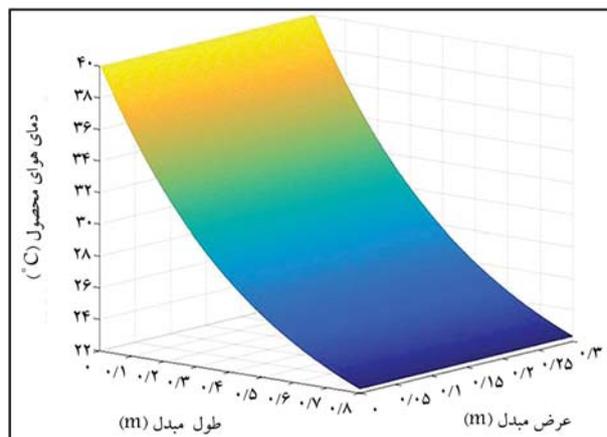
برای بررسی استقلال نتایج از اندازه مش، دمای هوای محصول خروجی از میدل در اندازه‌های مختلف ابعاد المان مورد بررسی قرار گرفته و نتایج حاصل در نمودار شکل ۶ نشان داده شده است. با استفاده از نتایج این نمودار، اندازه‌ی المان ۱ میلی‌متری برای محاسبه و شبیه‌سازی انتخاب شد. زیرا در ابعاد مش کوچک‌تر از ۱ میلی‌متر



شکل ۶. بررسی استقلال نتایج از مش‌بندی مورد استفاده برای حل با بررسی دمای هوای محصول خروجی از میدل.



شکل ۸. روند تغییرات دمای هوای خروجی از کانال‌های محصول در راستای عرض مبدل جرم - حرارت.

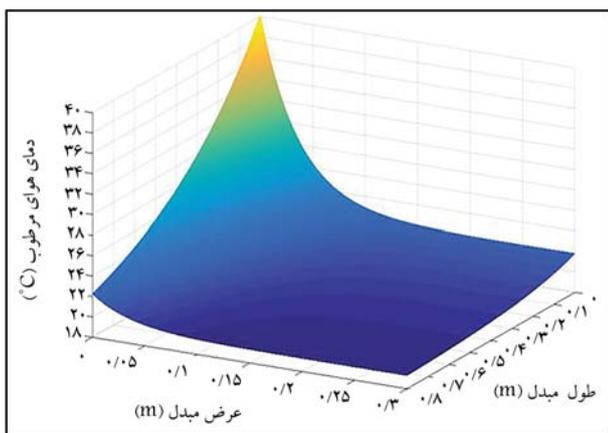


شکل ۷. روند تغییرات دمای هوای درون نیم طبقه کانال‌های محصول.

نتایج همگرا شده و کوچک‌تر کردن ابعاد مش تأثیر چشمگیری بر نتایج ندارد. درصد خطا ناشی از تغییر اندازه‌ی مش کم‌تر از  $0.56\%$  است. برای مش نیز از مش متعامد استفاده شده، به طوری که سطح مورد نظر با استفاده از مربع‌هایی با طول ضلع مورد نظر، مش بندی شده است.

#### ۴. نتایج و بحث

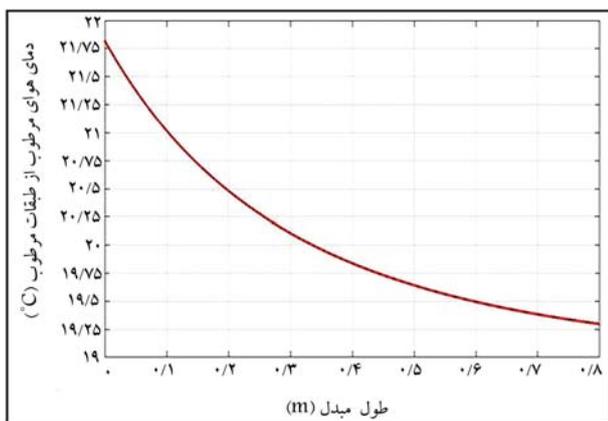
با در نظر گرفتن شرایط آب و هوایی شهر تهران به عنوان هوای ورودی به مبدل، مشخصات عملکردی و تحلیل دمایی روی این دستگاه انجام گرفته و در مرحله‌ی بعد، عملکرد دستگاه و امکان استفاده از آن در شهرهای مختلف ایران نیز مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به تقارن، بررسی‌ها به جای طبقه کامل، بر روی نیم طبقات انجام شده است.



شکل ۹. روند تغییرات دما جریان هوا در نیم طبقات مرطوب.

#### ۱.۴. جریان هوا در نیم طبقه خشک (جریان هوای محصول)

روند تغییرات دمای جریان هوای محصول در نیم طبقات خشک در شکل ۷ نشان داده شده است. جریان هوا در ورودی این بخش (بخش راست نمودار) بالاترین دما در چرخه را داشته و با طی کردن مسیر از پیش تعیین شده، انرژی درونی خود را از دست داده و دمای آن کاهش می‌یابد. نکته‌ی قابل توجه اختلاف دمای جریان از درون مبدل به سمت بیرون است یعنی با دور شدن از مخزن میانی آب، دمای هوای خروجی در مقایسه با هوای کنار دست مخزن، بیشتر است. این اختلاف در شکل ۸ به صورت نموداری قابل مشاهده است. دمای جریان هوای خروجی در کنار مخزن آب  $22/26$  درجه سلسیوس و دمای جریان هوای خروجی در دورترین نقطه از مخزن (که در این جا  $30$  سانتی متر است)  $22/23$  درجه سلسیوس است. این اختلاف در طراحی پیش رو کم و بعضاً قابل نظر کردن است، اما برای ساخت دستگاه‌های بزرگ‌تر بایستی مورد بررسی قرار گیرد.

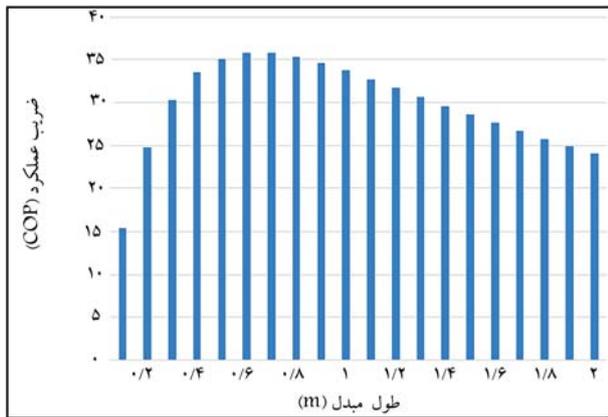


شکل ۱۰. روند تغییرات دمای هوای خروجی از کانال‌های مرطوب در راستای طول مبدل.

تماس مستقیم این جریان هوا با فیلم آب است. با نرخ انتقال حرارت جابه‌جایی یکسان، گذر حجمی (که ندرتاً به معنای کمتر بودن محتوای انرژی جریان است) باعث می‌شود که نرخ انتقال حرارت یکسان اثر بیشتری بر روی تغییر دما داشته باشد. در شکل ۱۰ نیز روند تغییرات دمای جریان هوای خروجی از کانال‌های مرطوب را نشان می‌دهد. در این نمودار دما در خروجی کانال‌های مرطوب نشان داده شده

#### ۲.۴. جریان هوا در نیم طبقه‌ی مرطوب (جریان هوای رطوبت‌زنی شده)

در شکل ۹ روند تغییرات دمایی جریان هوا درون نیم طبقه‌ی مرطوب قابل مشاهده است. افت دما در این بخش بیشتر از بخش هوای محصول است که دلیل آن کمتر بودن گذر حجمی هوا در این بخش به نسبت طبقه‌ی هوای محصول و همچنین



شکل ۱۳. روند تغییرات دمای آب در خروجی طبقات مرطوب.

دستگاه در اثر افزایش طول مبدل، طول ۰/۸ متر به عنوان طول بهینه انتخاب شده است.

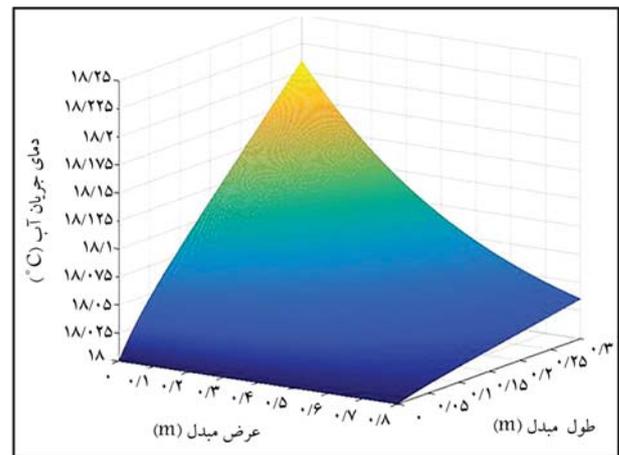
#### ۵.۴. عملکرد دستگاه در ایران

در این مرحله عملکرد دستگاه در شهرهای مختلف ایران مورد بررسی قرار گرفته است. این بررسی بر دو محور اصلی متمرکز شده است. محور اول شرایط آسایش حرارتی و محور دوم شرایط بازده مصرف انرژی. در جدول ۳ عملکرد حرارتی مبدل جرم حرارت مبتنی بر چرخه‌ی میسوئسنکو آورده شده است. ستون‌های مربوط به دمای هوای خروجی از خنک‌کننده و رطوبت نسبی خروجی بر شرایط آسایش حرارتی مؤثرند.<sup>[۱۹]</sup> دستگاه‌های سرمایش تبخیری متداول در شرایط ایده‌آل و با راندمان ۱۰٪ توانایی کاهش دمای هوای ورودی تا دمای حباب مرطوب را دارند.<sup>[۲۰]</sup> این دستگاه با استفاده از بازده دمایی حباب مرطوب با سایر سیستم‌های سرمایش تبخیری قابل مقایسه است. در شرایط ایده‌آل دستگاه‌هایی که بر مبنای چرخه‌ی میسوئسنکو عمل می‌کنند، می‌توانند هوای ورودی را تا نزدیکی دمای نقطه‌ی شبنم آن خنک کنند.<sup>[۲۰]</sup> با استفاده از ستون بازده نقطه‌ی شبنم نیز عملکرد دستگاه مورد تحلیل در این مطالعه در استان‌های مختلف با حالت ایده‌آل دستگاه مقایسه شده است.

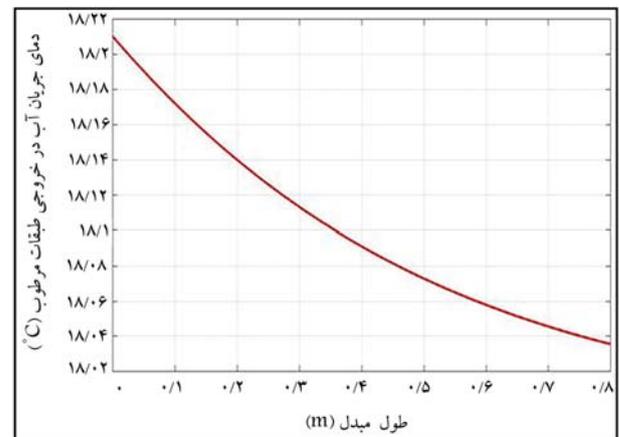
در جدول ۴ نیز عملکرد دستگاه در مصرف انرژی و آب نشان داده شده است. طبق استاندارد ملی ایران به شماره ۴۹۱۰، سیستم‌های مبتنی بر سرمایش تبخیری با نسبت بازده انرژی بالاتر از ۴۳/۸۱ در رده‌بندی انرژی الف قرار می‌گیرند. ضریب عملکرد دستگاه برای مقایسه با سیستم‌های سرمایش تراکمی متداول مناسب است. ستون مربوط به نرخ تبخیر آب مربوط به پیشینه‌ی تبخیر آب درون دستگاه در هر ساعت است. که بیان‌گر میزان مصرف آب این دستگاه است که به نسبت سایر سیستم‌های موجود در صنعت تهویه مطبوع مصرف به مراتب پایین‌تری را دارد.

#### ۵. صحت‌سنجی نتایج

برای صحت‌سنجی نتایج به دست آمده، از اطلاعات شرکت سیلی اینترنشنال استفاده شده است. این شرکت با تولید دستگاه‌های تهویه مطبوع تبخیری غیرمستقیم مبتنی بر چرخه‌ی میسوئسنکو راه را برای توسعه این فناوری باز کرده است. در میان محصولات این مجموعه، خنک‌کننده‌ی ام ۵۰ شبیه‌ترین عملکرد را به دستگاه بررسی شده در این پژوهش دارد. خنک‌کننده‌ی ام ۵۰ طبق استاندارد اشری ۱۴۳ آزمایش شده و ضریب عملکرد آن حدود ۲۹/۳ است.<sup>[۲۱]</sup> همچنین این دستگاه با ظرفیت هوادهی



شکل ۱۱. روند تغییرات دمای فیلم آب در نیم طبقات مرطوب.



شکل ۱۲. روند تغییرات دمای آب در خروجی طبقات مرطوب.

است. مشاهده می‌شود که دمای هوای خروجی از اولین کانال مرطوب در حدود ۲۱/۸ درجه سلسیوس است در حالی که دمای هوای خروجی از آخرین کانال مرطوب در حدود ۱۹/۳ درجه سلسیوس است.

#### ۳.۴. جریان فیلم آب

در شکل ۱۱ روند تغییرات دمای جریان آب درون نیم طبقات مرطوب نمایش داده شده است. شکل ۱۲ نیز نمایان‌گر تغییرات دمای جریان آب در خروجی کانال‌های مرطوب است. نکته‌ی مهم در بررسی‌های صورت گرفته در این دو شکل در یکپارچگی دمایی در صفحات است؛ یعنی وجود دیواره برای جداسازی کانال‌ها در عملکرد دمایی بی‌تأثیر است. پیشینه‌ی دمای جریان آب ۱۸/۲۵ درجه سلسیوس و کمیته‌ی آن ۱۸ درجه سلسیوس است که این نشانگر افت دمای جریان آب به میزان ۱/۳۹٪ است. این اختلاف دما در حدی است که بتوان از آن چشم پوشید و دمای جریان آب را ثابت فرض کرد.

#### ۴.۴. طول بهینه‌ی مبدل

در شکل ۱۳ روند تغییرات ضریب عملکرد خنک‌کننده در طول‌های مختلف مبدل جرم و حرارت مورد بررسی قرار گرفته است. با در نظر گرفتن افزایش هزینه ساخت

جدول ۳. عملکرد دمایی خنک‌کننده‌ی میبنتی بر چرخه‌ی میسوتسنکو در شهرهای ایران.

شهر	دمای هوای خروجی از کولر (C)	دمای حباب مرطوب (C)	دمای نقطه شبنم (C)	رطوبت نسبی خروجی (%)
اراک	۲۱/۳۲	۱۵/۸	۲/۹	۲۸/۸۵
اردبیل	۱۹/۹۴	۱۸/۱	۱۳/۳	۶۴/۲۶
ارومیه	۲۰/۶۹	۱۷/۷	۱۰/۱	۴۹/۲۷
اصفهان	۲۱/۸۶	۱۶/۶	۲/۲	۲۶/۵۱
اهواز	۲۳/۵۵	۲۲/۹	۱۰/۱	۴۱/۳۱
بجنورد	۲۱/۰۵	۱۷/۳	۷/۳	۴۰/۰۳
بندر عباس	۲۲/۲۴	۲۵/۳	۱۹/۵	۸۲/۰۸
بوشهر	۲۲/۷۸	۱۹/۱	۱/۱	۲۳/۲۱
بیرجند	۲۱/۶۵	۱۶/۲	۲	۲۶/۷۴
تبریز	۲۱/۱۱	۱۶/۴	۵/۱	۳۴/۲۴
تهران	۲۱/۹۹	۱۸/۱	۵/۶	۳۳/۴۱
خرم آباد	۲۲/۱۳	۱۷/۳	۲	۲۵/۷۳
رشت	۲۰/۷۱	۲۴/۳	۲۱/۳	۱۰۱/۴۹
زاهدان	۲۱/۸۴	۱۶/۱	-/۱	۲۲/۹۴
زنجان	۲۲/۸۸	۱۶	۵/۶	۳۱/۹۱
ساری	۲۱/۷	۲۵/۳	۲۲/۱	۱۰۴/۱۶
سمنان	۲۲/۱۷	۱۸/۷	۶/۳	۳۴/۴۱
سنندج	۲۱/۶۹	۱۶/۲	۱/۴	۲۵/۵۳
شهرکرد	۲۰/۹۹	۱۴/۷	۱/۹	۲۷/۶۴
شیراز	۲۱/۸۸	۱۷/۴	۴/۷	۳۱/۶
قزوین	۲۱/۴۲	۱۷/۲	۵/۸	۳۵/۰۹
کرمان	۲۱/۶۵	۱۵/۷	-/۸	۲۴/۳۷
کرمانشاه	۲۱/۹۹	۱۷/۴	۳/۶	۲۹/۳۳
گرگان	۲۱/۲۸	۲۳/۸	۱۹/۱	۸۵/۳۸
مشهد	۲۱/۴۸	۱۷/۶	۶/۱	۳۵/۷۷
همدان	۲۱/۱۷	۱۶/۲	۵	۳۴/۰۵
یاسوج	۲۱/۱۷	۱۴/۷	-/۵	۲۴/۶۸
یزد	۲۲/۴	۱۶/۸	۱/۵	۱۹/۷۴

جدول ۴. مشخصات عملکردی خنک‌کننده تبخیری میبنتی بر چرخه‌ی میسوتسنکو از نقطه‌نظر مصرف آب و انرژی در شهرهای ایران.

شهر	نسبت بازده انرژی (EER)	ضریب عملکرد (COP)	نرخ تبخیر آب (لیتر بر ساعت)
اراک	۱۰۰/۴	۲۹/۴۱	۳/۴۹
اردبیل	۵۸/۶	۱۷/۱۷	۲/۰۳
ارومیه	۸۱/۲	۲۳/۸	۲/۸۲
اصفهان	۱۱۶/۶	۳۴/۱۷	۴/۰۵
اهواز	۱۶۷/۷	۴۹/۱۴	۵/۸۳
بجنورد	۹۲/۳	۲۷/۳	۳/۲۱
بندر عباس	۱۲۸/۳	۳۷/۵۸	۴/۴۶
بوشهر	۱۴۴/۵	۴۲/۳۴	۵/۰۲
بیرجند	۱۱۰/۷	۳۲/۳	۳/۸۳
تبریز	۹۴	۲۷/۵۴	۳/۲۷
تهران	۱۲۰/۷	۳۵/۳۶	۴/۰۲
خرم آباد	۱۲۴/۷	۳۶/۵۶	۴/۳۴
رشت	۸۱/۸	۲۳/۹۷	۲/۸۴
زاهدان	۱۱۶	۳۴	۴/۰۳
زنجان	۷۲/۷	۲۱/۲۹	۲/۵۲
ساری	۹۲/۸	۲۷/۲	۳/۲۳
سمنان	۱۲۵/۹	۳۶/۹	۴/۳۸
سنندج	۱۱۱/۴	۳۲/۶۴	۳/۸۷
شهرکرد	۹۰	۲۶/۵۲	۳/۱۵
شیراز	۱۱۷/۲	۳۴/۳۴	۴/۰۷
قزوین	۱۰۳/۳	۳۰/۲۶	۳/۵۹
کرمان	۱۱۰/۲	۳۲/۳	۳/۸۳
کرمانشاه	۱۲۰/۷	۳۵/۳۶	۴/۲
گرگان	۹۹/۲	۲۹/۰۷	۳/۴۵
مشهد	۱۰۵	۳۰/۷۷	۳/۶۵
همدان	۹۵/۷	۲۸/۵	۳/۳۳
یاسوج	۹۵/۷	۲۸/۵	۳/۳۳
یزد	۱۳۲/۹	۳۸/۹۴	۴/۶۲

۴ گزارش شد، با در نظر گرفتن شرایط آسایش حرارتی [۲۲] خنک‌کننده‌ی تبخیری میبنتی بر چرخه‌ی میسوتسنکو در بیش از ۸۶٪ از مناطق ایران قابل استفاده است و در این مناطق، برحسب انرژی الف را مطابق با استاندارد ملی ایران خواهد داشت. همچنین بر طبق آخرین آمار ارائه شده برای جمعیت هراستان کشور ایران [۱۸] می‌توان ادعا کرد که امکان استفاده از این خنک‌کننده برای بیش از ۸۵٪ از جمعیت کشور وجود دارد. این دستگاه دوسوم از هوای ورودی به دستگاه را از حدود ۳۷ درجه به حدود ۲۱ درجه سلسیوس در یک مبدل با طول ۸ سانتی‌متر رسانده و به مصرف‌کننده‌ی نهایی تحویل می‌دهد. با افزایش طول مبدل، زمان تبادل حرارت بین جریان‌های هوا و آب افزایش یافته و در نتیجه افت دما بیشتر می‌شود اما با در نظر گرفتن شکل ۹ می‌توان طول مبدل ۸ سانتی‌متر را در این طراحی به عنوان طول بهینه در نظر گرفت. به طوری که با افزایش طول مبدل، عملکرد مبدل بهبود چشمگیری ندارد اما

۶۳۵ لیتر بر ثانیه می‌تواند دمای هوای ورودی را به حدود ۱۲۰٪ تا ۹۵٪ دمای حباب مرطوب هوای ورودی کاهش دهد. این پژوهش نشان می‌دهد که خنک‌کننده‌ی تبخیری غیرمستقیم میبنتی بر چرخه‌ی میسوتسنکو به طور میانگین در شهرهای ایران می‌تواند دمای هوای ورودی را به حدود ۸۴/۶۶٪ دمای حباب مرطوب آن کاهش دهد. با حذف مناطق کوهستانی ایران از این میانگین‌گیری، میانگین کاهش دمای هوا به حدود ۹۰/۴٪ دمای حباب مرطوب ورودی است که در مقایسه با ۹۵٪ گزارش شده توسط شرکت سیلی اینترنشنال به میزان قابل قبولی نزدیکی دارد.

## ۶. نتیجه‌گیری

با توجه به عملکرد مبدل جرم حرارت میبنتی بر چرخه‌ی میسوتسنکو که در جداول ۳ و

در مقابل هزینه ساخت مبدل به دلیل افزایش مواد اولیه مصرفی، افزایش می‌یابد. همچنین با در نظر گرفتن شکل‌های ۱۱ و ۱۲ می‌توان دمای جریان آب و جریان هوای مرطوب را در بیش از نیمی از سطح مقطع طبقات مرطوب ثابت در نظر گرفت و از تغییر دما صرف نظر کرد.

## ۷. جمع‌بندی

در این مطالعه معادلات حاکم بر یک خنک‌کننده تبخیری مبتنی بر چرخه‌ی میسوئوسنکو استخراج شد و در ادامه با توجه به روش عددی تفاضل محدود و نیز اطلاعات هواشناسی شهر تهران به عنوان شرایط هوای ورودی به خنک‌کننده، تحلیلی دمایی بر روی مبدل این خنک‌کننده صورت گرفت. نتایج به دست آمده از این تحلیل حاکی از آن است که یک خنک‌کننده‌ی مبتنی بر چرخه‌ی میسوئوسنکو می‌تواند دمای هوای شهری مانند تهران را تا حدود ۱۸ درجه سلسیوس نسبت دمای هوای ورودی کاهش دهد. در ادامه نیز با در نظر گرفتن مراکز هر استان به عنوان نماینده‌ی آن استان، عملکرد این خنک‌کننده در استان‌های مختلف ایران بررسی شد. با استفاده از نتایج خروجی به دست آمده از قبیل رطوبت نسبی خروجی و دمای هوای خروجی توانایی ایجاد شرایط آسایش حرارتی، برای خنک‌کننده‌ی مفروض در این مطالعه مورد بررسی قرار گرفت. با استفاده از اطلاعاتی مانند بازدهی دمایی حباب مرطوب و بازدهی دمایی نقطه شبنم مقایسه بین خنک‌کننده مفروض با سایر سیستم‌های موجود در صنعت تهیه مطبوع و همچنین با عملکرد خنک‌کننده مبتنی بر چرخه‌ی میسوئوسنکو در حالت ایده‌آل انجام شد.

در نهایت نیز در استان‌های مختلف کشور، نتایج عملکردی این خنک‌کننده از نظر مصرف انرژی و آب گزارش شد. نتایج نشان از عملکرد بسیار مطلوب این خنک‌کننده در ایران می‌دهد، به طوری که بیش از ۸۶٪ از مناطق و بیش از ۸۵٪ از جمعیت کشور امکان بهره‌مندی از این خنک‌کننده را با ضریب عملکرد متوسطی در حدود ۳۱ دارند.

## فهرست علائم و نشانه‌ها

### علائم لاتین

$$C_{p-air} = \text{گرمای ویژه هوا [kJ/kg]}$$

$$C_{p-water} = \text{گرمای ویژه آب [kJ/kg]}$$

$$\text{evaporation ratio total} = \text{میزان مصرف آب } \left[ \frac{\text{Lit}}{\text{hr}} \right]$$

$$e = \text{ورودی}$$

$$H_f = \text{ضخامت فیلم آب [m]}$$

$$H_p = \text{ارتفاع کانال خشک [m]}$$

$$H_w = \text{ارتفاع کانال مرطوب [m]}$$

$$h_{product} = \text{ضریب جابه‌جایی کانال محصول [w/m^2]}$$

$$h_{wet} = \text{ضریب جابه‌جایی در کانال مرطوب [w/m^2]}$$

$$h_{fg} = \text{گرمای نهان تبخیر آب [kJ/kg]}$$

$$\bar{L}_x = \text{عرض کانال مرطوب [m]}$$

$$\bar{L}_y = \text{عرض کانال خشک [m]}$$

$$K = \text{ضریب هدایت حرارتی [W/mK]}$$

$$L = \text{طول کانال [m]}$$

$$\dot{m}_{evap} = \text{نرخ تبخیر آب در هر المان [kg/s]}$$

$$\dot{m}_x = \text{دبی جرمی عبوری هوا از کانال‌های خشک [kg/s]}$$

$$\dot{m}_y = \text{دبی جرمی عبوری از کانال مرطوب [kg/s]}$$

$$\dot{m}_{water} = \text{دبی جرمی عبوری از فیلم آب [kg/s]}$$

$$N = \text{تعداد طبقات مبدل}$$

$$N_w = \text{تعداد کانال‌های مرطوب}$$

$$P_{air} = \text{فشار هوا [Pa]}$$

$$P_g = \text{فشار اشباع بخار آب [Pa]}$$

$$= 0 \text{ خروجی}$$

$$Q_{dry} = \text{دبی کل هوای عبوری از کانال‌های خشک [m^3/s]}$$

$$Q_{product} = \text{دبی کل هوای عبوری از کانال‌های محصول [m^3/s]}$$

$$Q_{water} = \text{دبی کلی آب [m^3/s]}$$

$$Q_{wet} = \text{دبی کل هوای عبوری از کانال‌های مرطوب [m^3/s]}$$

$$T_p(x, y) = \text{دمای هوا در کانال خشک [°C]}$$

$$T_w(x, y) = \text{دمای هوا در طول کانال مرطوب [°C]}$$

$$T_{intake} = \text{دمای هوای ورودی [°C]}$$

$$T_f(x, y) = \text{دمای فیلم آب [°C]}$$

$$T_{fi} = \text{دمای فیلم آب در ورودی [°C]}$$

$$T_{out} = \text{دمای هوای خروجی [°C]}$$

$$T_{wb} = \text{دمای حباب مرطوب [°C]}$$

$$T_{dp} = \text{دمای نقطه‌ی شبنم [°C]}$$

$$T_{db} = \text{دمای حباب خشک [°C]}$$

$$V_f = \text{سرعت آب در فیلم آب [m/s]}$$

$$V_p = \text{سرعت هوا در کانال خشک [m/s]}$$

$$V_w = \text{سرعت جریان هوا در کانال مرطوب [m/s]}$$

$$W = \text{عرض مبدل [m]}$$

$$X = \text{محور در جهت طول مبدل [m]}$$

$$Y = \text{محور در جهت عرض مبدل [m]}$$

### علائم یونانی

$$\theta = \text{رطوبت نسبی}$$

$$\Delta P = \text{افت فشار [Pa]}$$

$$\rho_{air} = \text{چگالی هوا [kg/m^3]}$$

$$\rho_{water} = \text{چگالی آب [kg/m^3]}$$

$$\omega_i = \text{رطوبت مطلق در شرایط ورودی [gr/kg dry air]}$$

$$\omega_s = \text{رطوبت مطلق در شرایط اشباع [gr/kg dry air]}$$

## منابع (References)

1. Kowalski, P. and Kwiecień, D. "Evaluation of simple evaporative cooling systems in an industrial building in

Poland". *Journal of Building Engineering*, **32**, p. 101555 (2020).

2. Yang, Y., Cui, G. and Lan, C. Q. "Developments in evap-

- orative cooling and enhanced evaporative cooling-A review". *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, **113**, p. 109230 (2019).
3. Landuyt, L., Lauwerys, S., De Turck, S. and et al. "Optimization of insulation levels from an environmental perspective: Impact of HVAC controls and personal comfort systems". *In Journal of Physics: Conference Series* **2069**(1), p. 012076, IOP Publishing (2021).
  4. Porumb, B., Ungureşan, P., Tutunaru, L. F. and et al. "A review of indirect evaporative cooling technology". *Energy procedia*, **85**, pp. 461-471 (2016).
  5. Shirmohammadi, R. and Gilani, N. "Effectiveness enhancement and performance evaluation of indirect-direct evaporative cooling system for a wide variety of climates". *Environmental Progress & Sustainable Energy*, **38**(3), p. e13032 (2019).
  6. Serale, G., Fiorentini, M., Capozzoli, A. and et al. "Model predictive control (MPC) for enhancing building and HVAC system energy efficiency: Problem formulation, applications and opportunities". *Energies*, **11**(3), p. 631. (2018).
  7. Vytla, J., Rohit, A. K., and Sasikumar, C. "Innovative green technologies enhancing the comfort of HVAC world-A review". (2018).
  8. Gillan, L. "Maisotsenko cycle for cooling processes." *International Journal of Energy for A clean Environment* **9**(1-3), pp. 47-64 (2008).
  9. Mahmood, M.H., Sultan, M., Miyazaki, T. and et al. "Overview of the maisotsenko cycle-A way towards dew point evaporative cooling". *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, **66**, pp. 537-555 (2016).
  10. Pandelidis, D., Anisimov, S. and Worek, W.M. "Performance study of the maisotsenko cycle heat exchangers in different air-conditioning applications". *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **81**, pp. 207-221. (2015).
  11. Wicker, K. "Life below the wet bulb: The maisotsenko cycle". *Power*, **147**(9), pp. 29-31 (2003).
  12. Anisimov, S., Pandelidis, D., Jedlikowski, A. and et al. "Performance investigation of a M (Maisotsenko)-cycle cross-flow heat exchanger used for indirect evaporative cooling". *Energy*, **76**, pp. 593-606 (2014).
  13. Saidi MH. and Vazirifard S. "Hybrid desiccant cooling systems". *ASHRAE Journal.*, **49**(1), p. 44 (2007).
  14. Borgnakke, C. and Sonntag, R. E. "Fundamentals of thermodynamics". *John Wiley & Sons.* (2020).
  15. Alduchov, O. A. and Eskridge, R. E. "Improved Magnus form approximation of saturation vapor pressure". *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, **35**(4), pp. 601-609 (1996).
  16. Fani, Y. and Arnif, I. "Analysis of energy efficiency ratio (EER) in air conditioner (AC) type split". *Vanos Journal of Mechanical Engineering Education*, **4**(1), pp. 45-50 (2019).
  17. Cui, X., Yang, X., Sun, Y. and et al., "Energy Efficient Indirect Evaporative Air Cooling". *Advanced Cooling Technologies and Applications. IntechOpen.*, p. ch-2 (2018).
  18. <http://ashrae-meteo.info/v2.0/>
  19. Butera, F.M. "Principles of thermal comfort". *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, **2**(1-2), pp. 39-66 (1998).
  20. [https://www.seeleyinternational.com/us/corporate/artefacts/?\\_artefact\\_type=brochures&\\_product\\_id=4571](https://www.seeleyinternational.com/us/corporate/artefacts/?_artefact_type=brochures&_product_id=4571)
  21. Rawal, R., Schweiker, M., Kazanci, O. B. and et al. "Personal comfort systems: A review on comfort, energy, and economics". *Energy and Buildings*, **214**, p. 109858 (2020).
  22. <https://rdcir.ir/uploads/images/gallery/roosta/a/b/c/4.pdf>

# مقایسه‌ی نتایج تجربی استفاده از کفش آگرتیک، کفش معمولی و پای برهنه بر سینماتیک افراد سالم در پرش عمودی

مصطفی رحمانی دهقانی (کارشناس ارشد)

امیر نورانی\* (دانشیار)

نوید ارجمند (استاد)

فاطمه فرهی قهی (کارشناس)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوره ۳-۳، شماره ۱، ص. ۹۸-۸۹، (پژوهشی)

در این مقاله نتایج تجربی استفاده از کفش آگرتیک، کفش معمولی و پای برهنه بر سینماتیک افراد سالم در پرش عمودی مقایسه می‌شود. از ۱۱ شخص سالم خواسته شد که آزمون پرش عمودی را در این سه حالت انجام دهند. در حین انجام آزمون‌ها به عضلات شکمی و کمری آنها ۱۲ الکترومایوگرافی متصل شد و دوربین‌های مادون قرمز مختصات ۴۵ مارکر متصل به آنها را در هر لحظه ثبت کردند. آزمون‌ها روی دو صفحه نیرو انجام شده به طوری که هر پای شخص بر روی یک صفحه نیرو قرار می‌گرفت. در پایان با بررسی نتایج و انجام آزمون‌های ANOVA و Tukey مشاهده شد که نیروی عضله‌ی لانجیسیموس، نیروی عضله‌ی ایلیوکوستالیس و نیز مرکز فشار نیروی واکنش زمین مقادیر اکسترم کم‌تری در حالتی که شخص کفش آگرتیک به پا کرده است به خود گرفتند.

mostafarahmani94@gmail.com  
nourani@sharif.edu  
arjmand@sharif.edu  
fatemehfarahighehi@pardis.sharif.edu

واژگان کلیدی: ستون فقرات، مواد آگرتیک، ضریب پواسان، دیسک لومبوساکرال، عضله‌ی لانجیسیموس، نیروی واکنش زمین، آزمایش‌های الکترومایوگرافی EMG.

## ۱. مقدمه

کمردرد یکی از شایع‌ترین دردها و آسیب‌های جوامع بشری است و در کشورهای صنعتی ۶۰ تا ۷۰ درصد مردم این عارضه را تجربه می‌کنند. یکی از عواملی که بر سینماتیک ستون فقرات تأثیر می‌گذارد و سبب تغییر آن می‌شود کفش است تا جایی که تأثیر کفش‌های مختلف بر متغیرهای ذکر شده در مقالات زیادی بررسی شده است.

مواد آگرتیک یا به طور خاص، ساختارهای آگرتیک ساختارهایی هستند که ضریب پواسون آنها منفی است. در مطالعات ثابت شده است که این مواد از ویژگی‌های مفیدی مانند قابلیت جذب انرژی بالا و قابلیت شکل‌پذیری مناسب برخوردارند.<sup>[۱] و [۲]</sup> همچنین در مطالعاتی دیگر، سختی بیشتر فوم‌های آگرتیک نسبت به فوم با چگالی یکسان<sup>[۱]</sup> و همین طور مدول یانگ کم‌تر نسبت به فوم با چگالی یکسان<sup>[۲]</sup> نشان داده شده است.

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۱/۴/۲۹، اصلاحیه ۱۴۰۱/۷/۲۳، پذیرش ۱۴۰۱/۷/۲۴.

DOI:10.24200/J40.2022.60791.1650

استناد به این مقاله:

رحمانی دهقانی، مصطفی، نورانی، امیر، ارجمند، نوید و فرهی قهی، فاطمه (۱۴۰۲). «مقایسه‌ی نتایج تجربی استفاده از کفش آگرتیک، کفش معمولی و پای برهنه بر سینماتیک افراد سالم در پرش عمودی»، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳، ص. ۹۸-۸۹.



شکل ۲. مراحل و دو فاز اساسی پرش عمودی.

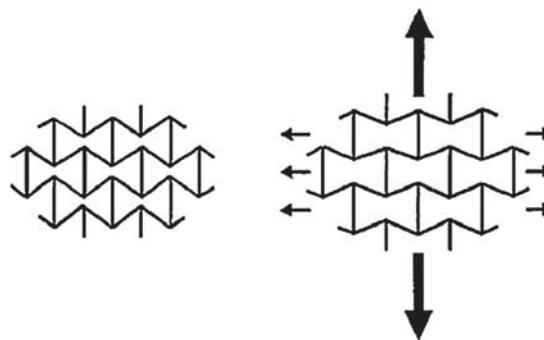
بزرگ‌تر شود دقیقاً مثل یک ریسمانی که کشیده می‌شود. اما عضله نیروی دیگری نیز دارد که ناشی از واکنش‌های شیمیایی و ولتاژ تولید شده به دلیل آن واکنش‌هاست و آن وقتی است که فرد به طور خودآگاه عضله‌ی خود را منقبض می‌کند. بیشینه نیرویی که عضله می‌تواند در یک طول خاص تولید کند برابر مجموع نیروی غیرفعال است که عضله در آن طول تولید می‌کند به علاوه‌ی بیشینه نیروی فعالی که در هر طولی می‌تواند تولید کند.

در اصل از آنجا که در تحقیقات بیشترین تنش را که عضله می‌تواند تحمل کند معادل  $6/0$  مگاپاسکال در نظر می‌گیرند و سطح مقطع فیزیولوژیکی هر یک از عضلات نیز مشخص است، برای یافتن نیروی هر عضله در حین انجام یک فعالیت خاص نیاز به یافتن ضریب  $\varphi$  است که آن را از طریق آزمایش‌های الکترومیوگرافی (EMG) <sup>۳</sup> مشخص می‌کنند. در این روش، از الکترودهایی روی پوست شخص استفاده می‌شود که ولتاژ تولیدی عضله را دریافت می‌کنند. حال در صورت امکان باید میزان ولتاژی را که عضله در آن می‌تواند بیشترین نیرو را تولید کند، به دست آورد. نسبت ولتاژ تولیدی عضله در یک فعالیت خاص به حداکثر فعالیت عضله برابر با ضریب  $\varphi$  خواهد بود که رابطه‌ی این نسبت با نسبت نیروی عضله به بیشترین نیروی تولیدی عضله، خطی در نظر گرفته می‌شود؛ یعنی مقدار ضریب  $\varphi$  برابر با میزان فعالیت عضله است.

در ناحیه‌ی کمر و شکم عضلات متعددی وجود دارند. به طور کلی عضلات کمری وظیفه‌ی اکستنسوری <sup>۴</sup> و عضلات شکمی وظیفه‌ی فلکسوری <sup>۵</sup> دارند، اگر چه هردو این دسته عضلات در حرکات چرخشی نیز فعالیت می‌کنند. در آزمایش‌ها و آزمون‌هایی که فعالیت‌های اکستنسوری و فلکسوری بیشتر دخیل اند، محققان مهم‌ترین عضلاتی را که در این فعالیت نقش دارند، بررسی می‌کنند. همچنین در ستون فقرات یکی از مهم‌ترین دیسک‌ها، دیسک لومبوساکرال است که کمردردهای متداول معمولاً در محل این دیسک عارض می‌شود.

در این پژوهش از آزمون پرش عمودی استفاده کردیم. در این آزمون از شخص خواسته می‌شود که بر روی یک جعبه بایستد پس از آن شخص باید بدون این که ببرد بر روی زمین فرود بیاید و پس از آن یک پرش عمودی با بیشترین توان خود انجام دهد. <sup>[۱۴]</sup> این آزمون از ۳ قسمت عمده تشکیل شده است (شکل ۲).

- بعد از فرود (AL): این قسمت از زمانی محاسبه می‌شود که پس از فرود از سکو پای شخص با زمین برخورد می‌کند و زمانی تمام می‌شود که پای شخص از زمین برای پرش به طور کامل جدا می‌شود. در طول این مرحله زمانی که مرکز جرم شخص در پایین‌ترین مکان خود قرار می‌گیرد و سرعت حرکت عمودی آن نیز صفر می‌شود از اهمیت خاصی برخوردار است و این نقطه، نقطه‌ی انقباض حداکثری نامیده می‌شود.



شکل ۱. ساختار ری = اینترنت و نحوه‌ی آگرتیک بودن این ساختار.

مواد، سازندگان را به استفاده از این مواد در کفش‌ها تشویق کرد و به این ترتیب، کفش‌هایی با کفی آگرتیک ساخته شد. <sup>[۶]</sup>

در مطالعات متعددی، رابطه‌ی کفش‌ها و مواد مختلف موجود در آنها با سینماتیک ستون فقرات بررسی شده است؛ از جمله «مطالعه‌ی تأثیر کفش‌های ناپایدار بر سینماتیک ستون فقرات» <sup>[۷]</sup>، «مطالعه‌ی تأثیر کفش‌های ناپایدار بر پارامترهای سیکل گیت» <sup>[۸]</sup>، یا «مطالعه‌ی تأثیر کفش آفلودر بر پارامترهای سیکل گیت» <sup>[۹]</sup>.

علاوه بر موارد فوق، از آزمون پرش عمودی برای ارزیابی تأثیر کفش بر پارامترهای زیست‌مکانیکی در مطالعات مربوط به کار بردهای ورزشی استفاده شده است. برای مثال، سختی لایه‌ی میانی به عنوان یک عامل متغیر در مطالعه‌ی آلونزو و همکاران، به منظور طراحی کفش مناسب برای ورزش بسکتبال مورد بررسی قرار گرفت. <sup>[۱۰]</sup> نتایج نشان داد که یک لایه‌ی میانی نرم‌تر می‌تواند باعث افزایش بیشینه نیروی جلوی پا و کاهش بیشینه نیروی عقب پا شود. ضمن این که ایجاد لایه‌ی میانی نرم باعث کاهش بیشترین ممان‌های فلکشن در مفاصل مچ و لگن شد.

همچنین، در یک پتنت از شرکت نایک <sup>[۱۲]</sup> کفشی با لایه‌ی میانی آگرتیک توصیف شده است که به دلیل خاصیت شکل‌پذیری خوب و توانایی جذب انرژی بالای ساختار آگرتیک مورد استفاده، ادعا شده است که این کفش‌ها از راحتی خوبی برخوردار هستند. نام این کفش Nike Free Rn است که در سال ۲۰۱۷ برای اولین بار وارد بازار شده است.

چنان که پیش‌تر گفته شد، در بدن انسان ستون فقرات عضوی است که بیشتر از بقیه‌ی قسمت‌های بدن در معرض آسیب‌های مکانیکی قرار می‌گیرد، <sup>[۱۱]</sup> و <sup>[۱۲]</sup> به طوری که آمار کمردرد، بیشترین درد گزارش شده در سال ۲۰۱۸ است. <sup>[۱۳]</sup> بنا بر این با توجه به اهمیت بررسی تأثیر کفش آگرتیک بر سینماتیک ستون فقرات و عدم مطالعه‌ی پیشین در این حوزه، به بررسی آن می‌پردازیم. مطالعات بسیار زیادی برای بررسی تأثیر کفش‌های مختلف بر سینماتیک و سینتیک ستون مهره‌ها - به خصوص در ناحیه‌ی لومبار - انجام گرفته است، ولی تأثیر کفش‌های آگرتیک بر سینماتیک و ستون مهره هنوز بررسی نشده است.

در این مطالعه سعی می‌شود نیروهای عضلات کمری شکمی، نیروی واکنش زمین، مرکز فشار نیروی واکنش زمین، نیروهای فشاری و برشی دیسک لومبوساکرال (L۵-S۱) برای فرد سالم در کوتاه‌مدت و در حین انجام پرش عمودی محاسبه شود و از روی این داده‌ها میزان تأثیر این کفش‌ها محاسبه شود.

به طور کلی نیروی عضله به دو قسمت تقسیم می‌شود:

- نیروی فعال؛
- نیروی غیر فعال

نیروی غیرفعال عضله وقتی رخ می‌دهد که طول عضله از طول حالت استراحت آن



شکل ۳. کفش آگزتیک در پایین و کفش عادی در بالا.

برای این که مختصات مارکرهای متصل به بدن شخص به درستی و با دقت اندازه‌گیری شود لازم است در جهات مختلف از شخصی که در حال انجام فعالیت هست فیلم‌برداری شود. با استفاده از این فیلم‌برداری مختصات هر مارکر در طول زمان به دست خواهد آمد. لازم به ذکر است فرکانس داده‌برداری دوربین‌های مادون قرمز مورد استفاده ۱۲۰ هرتز است.

برای به دست آوردن نیروی واکنش زمین از دو صفحه نیرو استفاده شده است که فرکانس داده‌برداری آن نیز ۱۲۰۰ هرتز بوده است. شخص باید طوری بپرد که حتماً کف پایش به طور کامل روی یک صفحه نیرو قرار بگیرد. همچنین پای کناری نیز روی صفحه‌ی دیگر قرار بگیرد تا داده‌ها دقیق باشند؛ زیرا اگر پاها کامل بر روی صفحه قرار نگیرند صفحه نیرو نمی‌تواند به درستی نیروی واکنش زمین را بخواند. هرچند، اشخاص نباید برای این که این کار را انجام دهند نحوه‌ی انجام آزمون‌ها را تغییر دهند. به همین دلیل، به اشخاص این موضوع گفته نشد و اجازه داده شد که آنها آزمون پرش عمودی را آزادانه انجام دهند فقط به آنها نحوه‌ی انجام آزمون توضیح داده شد. در مواقعی که خطایی از اشخاص سر زد و پای آنها به طور کامل بر روی صفحه نیرو قرار نگرفت آزمایش دوباره تکرار شد.

شرایط استفاده از این الکترودها عبارت است از:

- سطح پوست شخص باید کاملاً تمیز و اصلاح شده و بدون مو باشد.
  - مکان الکترودها دقیقاً باید روی حجم اصلی عضله و در راستای طولی آن قرار بگیرد.
  - قبل از گرفتن فعالیت، سطح پوست باید با سمباده‌ی مخصوص تمیز شود.
  - قبل از گرفتن فعالیت، سطح پوست باید با الکل تمیز شود.
- برای هر شخص از ۱۲ کانال EMG استفاده شده است و فعالیت عضلات لانجیسیموس، ایلوکوستالیس، مولتیفیدوس، رکتوس ابدامینوس و مایل داخلی و خارجی اندازه‌گیری شده است.
- همچنین بیشترین فعالیت هر عضله نیز باید در یک آزمایش جداگانه به دست بیاید؛ شرایط انجام این آزمایش‌ها عبارت است از:
- برای عضلات لانجیسیموس، الکترودها در فاصله‌ی ۲ انگشتی ستون مهره‌ها و هم‌عرض با مهره‌ی L۱ قرار می‌گیرند.
  - برای عضلات ایلوکوستالیس، الکترودها در محل تقاطع خط گذرنده از پایین‌ترین نقطه‌ی دنده و نقطه‌ی PSIS هم‌عرض با مهره‌ی L۲ قرار می‌گیرند.
  - برای عضلات مولتیفیدوس، الکترودها در ۲ الی ۳ سانتی‌متری در عرض مهره‌ی L۵ قرار می‌گیرند.
  - برای عضلات رکتوس ابدامینوس، الکترودها در ۲ سانتی‌متری کنار ناف قرار می‌گیرند.

• پرش<sup>۷</sup>: این فاز از زمانی آغاز می‌شود که پای شخص از زمین جدا می‌شود تا لحظه‌ی که دوباره اولین تماس پای شخص با زمین برقرار می‌شود.

• بعد از پرش (A.J):<sup>۸</sup> این فاز از زمانی آغاز می‌شود که پس از پرش پای شخص با زمین تماس برقرار می‌کند و زمانی تمام می‌شود که شخص به حالت سینماتیک و سینتیک عادی خود بازمی‌گردد.

پس از انجام آزمایشات زیست‌مکانیکی برای مقایسه‌ی داده‌ها در حالات مختلف، انجام یک سری آزمون‌های آماری ضروری است. در این تحقیق از دو تحلیل آماری آزمون مقایسه‌ی واریانس‌های ANOVA<sup>۹</sup> با بازه اطمینان ۹۵ درصد و آزمون مقایسه‌ی میانگین‌های توکی Tukey<sup>۱۰</sup> به طور کلی استفاده شده است.

## ۲. مواد و روش

در تحقیق پیش‌رو از ۱۱ نفر خواسته شد که در ۳ حالت با کفش آگزتیک، کفش معمولی و پای برهنه آزمون پرش عمودی را انجام دهند. در حین انجام آزمون‌ها، به هر فرد ۴۵ مارکر متصل شد که مختصات آنها توسط دوربین‌های مادون قرمز ثبت شد. فعالیت ۶ عضله‌ی کمری و شکمی نیز توسط ۱۲ کانال الکترومایوگرافی ثبت شد. بعضی از داده‌های آزمایش‌ها، مانند فعالیت عضلات به طور مستقیم مورد بررسی و تحلیل قرار گرفتند و بقیه با کمک تحلیل‌گرهای موجود.

در قسمت داده‌برداری ۱۱ شخص را به محل آزمایشگاه برده و در حالی که به آنها الکترودهای الکترومایوگرافی و مارکر چسبانده شده، از آنها خواسته می‌شود که آزمون پرش عمودی را از سکویی ۳۴ سانتی‌متری انجام دهند. برای این که آزمون‌ها دقیق و با کم‌ترین خطای ممکن باشد لازم است شرایط ثابت و مشخصی وجود داشته باشد. این شرایط و الزامات عبارت‌اند از:

تعداد موضوع‌ها ۱۱ مرد بوده و میانگین سن افراد  $23/6 \pm 0/5$  سال بوده است. با توجه به کفش آگزتیک که خریداری شده، لازم است سایز پای اشخاص ۴۳ باشد. همچنین شاخص توده بدن آنها بین ۱۹ و  $24 (1/2 \pm 23/6)$  و میانگین قد افراد  $175/3$  سانتی‌متر با انحراف معیار  $5/3$  سانتی‌متر بوده است. میانگین وزن افراد نیز  $768/5$  نیوتن با انحراف معیار  $99/4$  نیوتن بوده است. اشخاص از تفاوت کفش‌ها آگاه نبوده‌اند و نمی‌دانستند که کدام کفش آگزتیک و کدام یک عادی است. همچنین در حین انجام آزمون‌ها به صورت تصادفی، حالات مختلف را انجام داده‌اند. چنان که گفته شد کفش‌ها در سایز ۴۳ تهیه شده است ولی کفش باید نه برای شخص تنگ باشد و نه این که پای شخص درون کفش لقی بخورد؛ باید بتواند به راحتی از کفش استفاده کند. همچنین علاوه بر کفش آگزتیک کفش عادی اسپورت نیز باید تهیه شود تا شرایط برای همه‌ی افراد یکسان باشد (شکل ۳). کفش آگزتیک تهیه شده محصول کمپانی نایک و مدل فری‌ران<sup>۱۱</sup> است.

در مورد ویژگی‌های ظاهری کفش‌ها این نکته رعایت می‌شود که هر دو کفش از لحاظ ظاهری شبیه به یکدیگر بوده و کاملاً یکسان باشند. همچنین لازم به ذکر است که اشخاص درون هر دو کفش راحتی یکسانی را تجربه کرده‌اند و با استناد به گفته‌ی آنها هر دو کفش نرمی یکسانی داشته‌اند. برای این که آزمون‌ها با مدل‌سازی تطابق داشته باشد مارکرها نباید لقی باشند و باید به درستی در مکان مورد نظر چسبیده شده باشند.

در نهایت تعداد ۴۵ مارکر روی بدن اشخاص چسبانده شد که علاوه بر ۳۹ مارکر مورد نیاز، ۶ مارکر روی زانو، میچ پا و انگشت کوچک پا نیز متصل شد (هر طرف یک مارکر).

• برای عضلات کمری، شخص به شکم خوابانده می‌شود به طوری که نیم تنه‌اش از تخت بیرون باشد. سپس وزنه‌ی متناسب با وزن او روی کمر در قسمت توراسیک قرار می‌دهیم تا فعالیت عضله خوانده و ضبط شود.

• برای عضلات مایل خارجی، الکترودها در بالای زانده‌ی ASIS به طور مایل در فاصله‌ی بین ASIS و دنده‌ها قرار می‌گیرند.

• برای عضله‌ی رکتوس نیز همین کار را به صورت عکس انجام می‌دهیم. این بار وزنه به دست شخص داده خواهد شد تا آن را جلو صورتش بگیرد.

• برای عضلات مایل داخلی و خارجی، همین کار انجام خواهد شد با این تفاوت که شخص باید به یک سمت مایل شود. برای عضله‌ی مایل داخلی سمت راست و خارجی سمت چپ شخص باید به سمت چپ منحرف شود؛ برای عضله‌ی داخلی سمت چپ و خارجی سمت راست نیز شخص باید به سمت راست منحرف شود.

پس از آن که آزمایشات انجام شد و بیشینه فعالیت عضلات به دست آمد، با فیلتر کردن داده‌های الکترومایوگرافی مقادیر به دست آمده از الکترودها را بر بیشترین مقدار موجود در آزمایشات MVC تقسیم کرده تا فعالیت عضله در هر لحظه به دست آید.

فرد باید آزمایش را با دقت و به گونه‌ی انجام دهد که انگار در حالت عادی و خارج از محیط آزمایشگاه است. پس اصلاً الزاماتی نظیر صفحه نیرو و ... به او گوشزد نمی‌شود؛ اما نکاتی که باید رعایت شود عبارت‌اند از:

- فرد از ارتفاع نباید بپرد بلکه باید فرود بیاید.
  - شخص بلافاصله پس از رسیدن به زمین باید دوباره بپرد و نباید تعللی در این زمینه رخ دهد.
  - دست‌های شخص آزاد است تا هر حرکتی که می‌خواهند انجام دهند و در این مورد هیچ‌گونه محدودیتی وجود ندارد.
  - هر پای شخص باید به طور کامل روی یک صفحه نیرو قرار بگیرد.
  - در مورد تعداد آزمایشات، باید آزمایش آن قدر تکرار شود تا در هر حالت، دست کم ۳ آزمایش صحیح و بدون ایراد ثبت شود.
- در انتها نیز آزمون کنترل نهایی قبل از شروع تحلیل‌ها صورت گرفت.

### ۳. تحلیل‌های عددی و آماری

هر آنچه در قسمت‌های قبلی به عنوان خروجی بیان شد، باید بین حالات مختلف کفش آگریتیک، کفش عادی و پای برهنه مقایسه و تحلیل شود. برای مقایسه‌ی آماری هر متغیر، ابتدا تحلیل واریانس مکرر ANOVA<sup>۱۲</sup> گرفته می‌شود و اگر برای آن متغیر مقدار متغیر پی از ۵٪ کم‌تر بود (با اطمینان بیش از ۹۵ درصد تفاوت معنادار بین حالات مختلف وجود داشت) با انجام تحلیل Tukey مشخص می‌شود که آن متغیر در کدام حالت به طور معنادار میانگین کم‌تر و در کدام حالت میانگین بیشتری داشته است.

در تحلیل ANOVA دو عامل تعریف می‌شود: ۱. حالات مختلف (۳ سطح)؛ ۲. موضوع (۱۱ سطح). حالات مختلف به صورت ثابت تعریف می‌شود به این معنا که مطلقاً همین سه عامل وجود دارد؛ اما موضوع‌ها به صورت متغیرهای تصادفی تعریف می‌شوند به این معنی که این ۱۱ شخص به صورت تصادفی انتخاب شده‌اند.

پس از انجام آزمون تحلیل واریانس ANOVA نیاز است که کفایت آزمون مورد بررسی قرار گیرد. کفایت آزمون به این معناست که فرضیاتی که آزمون بر اساس آنها انجام شده است درست و برقرار باشند. در آزمون ANOVA سه فرض ابتدایی مفروض است:

• توزیع، نرمال و یا نزدیک به نرمال است.

• مشاهدات و نتایج آزمایش‌ها از یکدیگر مستقل‌اند.

• واریانس در حالات مختلف یکسان است.

برای بررسی برقراری این فرضیات و به عبارتی بررسی کفایت آزمون، برای هر آزمون ۴ نمودار رسم می‌شود (شکل ۴). نمودار ۴ الف یکسان بودن واریانس‌ها را بررسی می‌کند، هر چه تغییرات در مقدارهای برازش شده مشابه باشد واریانس‌های حالات مختلف به یکدیگر نزدیک‌ترند. نمودار ۴ ب نرمال بودن توزیع را بررسی می‌کند، هر چه داده‌ها روی خط مستقیم باشند توزیع به توزیع نرمال نزدیک‌تر است. نمودار ۴ ج مستقل بودن نتایج از یکدیگر را بررسی می‌کند، هر چه داده‌ها پراکنده‌تر باشد نشان از مستقل بودن داده‌ها دارد. همچنین، نمودار ۴ د نمودار فراوانی داده‌ها برحسب مقادیر باقی‌مانده (اختلاف بین داده‌ها و مقدار میانگین) است که به توزیع نرمال شباهت دارد.

آزمون مقایسه‌ی میانگین‌های Tukey نیز روی عامل حالات مختلف انجام خواهد پذیرفت تا مشخص شود کدام حالت میانگین کم‌تر و کدام حالت میانگین بیشتری داشته است. ابتدا نتایج آزمون کنترل که همان چرخه‌ی گیت است مورد بررسی قرار می‌گیرد و در ادامه تأثیر استفاده از کفش‌های آگریتیک بررسی می‌شود. متغیرهایی که مورد مقایسه و بررسی قرار خواهند گرفت عبارت‌اند از:

۱. نتایج آزمون کنترل.

۲. فعالیت عضلات به دست آمده از EMG.

۳. نیروی عمودی واکنش زمین.

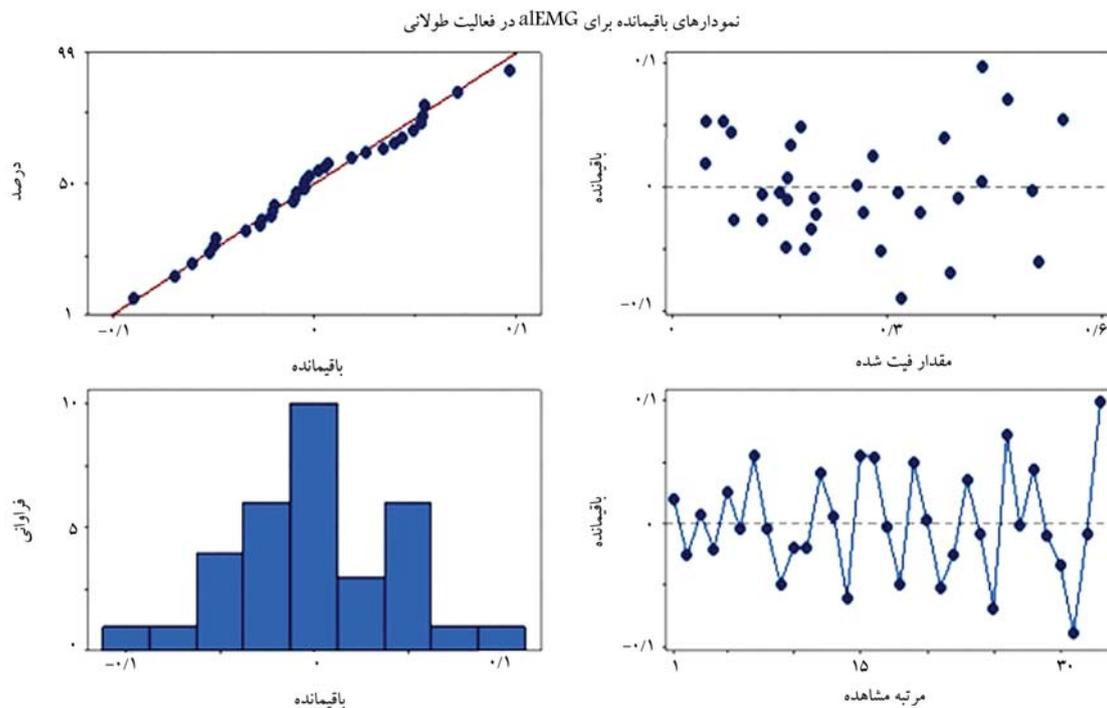
۴. مرکز فشار نیروی واکنش زمین.

۵. سیشماتیک پایین تنه.

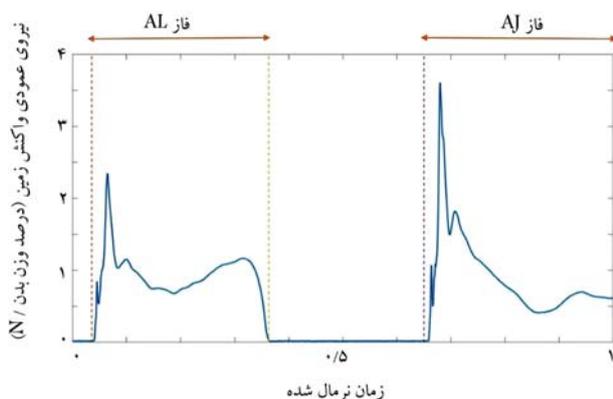
«فاز بررسی متغیرهای مورد بررسی» نکته‌ی است که باید به آن دقت شود. همان‌طور که پیش‌تر بیان شد، آزمایش پرش عمودی سه فاز مهم دارد. چون در فاز دوم و در زمان پرواز بسیاری از متغیرها (مانند نیروی واکنش زمین) صفر هستند و عملاً نمودارهای متغیرهای بیان شده اکسیرمی ندارند از تحلیل متغیرها در این فاز صرف‌نظر می‌شود. تحلیل‌ها در فاز اول آزمایش (فاز AL) و فاز سوم آزمایش (فاز AJ) نیز انجام خواهد شد. سپس فعالیت عضلات در حین انجام آزمون پرش عمودی مورد بررسی قرار می‌گیرد. در حین انجام هر فعالیتی نمودار فعالیت عضلات مختلف بدن با یکدیگر فرق می‌کند ولی در حین انجام آزمون پرش عمودی فعالیت عضلات کمری و شکمی مانند ایلوکوستالیس، لاتیسیسموس، مولتیفیدوس و رکتوس ابدامینوس تقریباً شبیه یکدیگرند.

در این قسمت فعالیت ۴ عضله‌ی مورد بررسی در حین پرش عمودی بررسی خواهد شد، ولی برای بررسی فعالیت عضلات از مفهومی به نام «میانگین جمعیتی فعالیت عضله<sup>۱۳</sup>» استفاده خواهد شد. این مفهوم که نشانه‌ی فعالیت عضله در یک بازه زمانی است، در اصل مقدار میانگین تابع فعالیت عضله - زمان است که محققان در مطالعات خود از آن استفاده کرده‌اند.<sup>[۱۵]</sup>

در ادامه، میانگین فعالیت چهار عضله‌ی مورد بررسی، در دو حالت پس از فرود و پس از پرش مورد بررسی قرار داده شد. گفنتی است این اعداد، نتایج حاصل



شکل ۴. نمودارهای بررسی کفایت آزمون ANOVA برای تحلیل‌های انجام شده بر روی میانگین فعالیت عضله لانجیسیموس پس از فرود از سکو.



شکل ۵. نیروی عمودی واکنش زمین در طول کل آزمایش پرش عمودی.

شد که در مقدار میانگین، فعالیت عضله‌ی ایلووکوستالیس برای کفش آگرتیک از دو حالت دیگر کم‌تر است.

به طور کلی نتیجه‌ی تحلیل میانگین‌ها این بود که کفش آگرتیک سبب فعالیت کم‌ترین عضلات می‌شود، که همین امر سبب کاهش نیروی فشاری دیسک L5-S1 می‌شود.

از سوی دیگر با مقایسه‌ی فعالیت عضلات مختلف این نتیجه منتج می‌شود که عضله‌ی ایلووکوستالیس از عضله‌ی لانجیسیموس فعالیت بیشتری داشته است. این می‌تواند به دلیل این موضوع باشد که عضله‌ی لانجیسیموس عضله‌ی حجیم‌تری است و برای ایجاد پایداری و نیرو نیاز به فعالیت کم‌تری دارد. نیروی عمودی واکنش زمین در حین انجام آزمون پرش عمودی نموداری مانند آنچه در زیر قابل مشاهده است پیدا می‌کند (شکل ۵).

این نمودار که نیروی عمودی وارده به زمین را در حین انجام آزمون نشان می‌دهد به سه قسمت تقسیم می‌شود:

از الکترومادهای الکترومایوگرافی است که از نمودار فعالیت - زمان در طول آن بازه میانگین گرفته شده است. این اعداد میانگین فعالیت عضله است که بر بیشینه فعالیت عضله نرمال شده است. بیشترین فعالیت عضله در آزمون MVC از هر شخص و به طور جداگانه برای هر عضله گرفته شده است. پس از انجام آزمون‌ها روی حالات مختلف بعد از فرود و بعد از پرش و برای عضلات مختلف در دو مورد تفاوت معناداری بین میانگین فعالیت عضلات مشاهده شد؛ این دو حالت عبارت‌اند از:

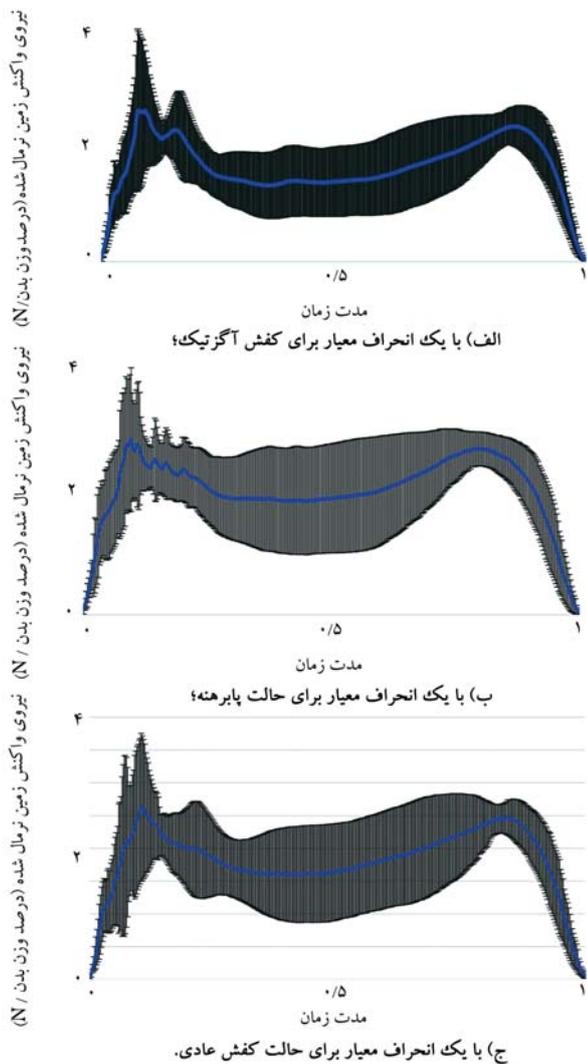
- فعالیت عضله‌ی لانجیسیموس پس از فرود از سکو.
- فعالیت عضله‌ی ایلووکوستالیس پس از فرود از سکو.

پس از انجام آزمون ANOVA روی میانگین فعالیت عضله‌ی لانجیسیموس برای افراد مختلف جدولی حاصل شد. در این جدول مقدار پی برای حالت‌های مختلف صفر به دست آمده است، که بدین معناست که به طور قطع تفاوت معناداری بین داده‌ها مشاهده می‌شود.

پس از اطمینان از معنادار بودن تفاوت به مقایسه‌ی میانگین حالت‌های مختلف پرداخته شد. در اینجا از آزمون Tukey برای مقایسه‌ی میانگین‌ها استفاده شده است مشاهده شد که مقدار میانگین فعالیت عضله‌ی لانجیسیموس برای کفش آگرتیک از دو حالت دیگر کم‌تر است.

همچنین تفاوت میانگین عضله‌ی لانجیسیموس در حالات پابرنه و با کفش عادی با وقتی که شخص کفش آگرتیک به پا کرده است معنادار توصیف شده است. این بدان معناست که عضله‌ی لانجیسیموس زمانی که شخص کفش آگرتیک به پا می‌کند فعالیت کم‌تری از خود نشان می‌دهد.

پس از انجام آزمون ANOVA روی میانگین فعالیت عضله‌ی ایلووکوستالیس برای افراد مختلف نیز تفاوت‌های معناداری مشاهده شد و با انجام روند پیشین مشاهده



شکل ۶. نیروی واکنش زمین پس از فرود از سکو (A.I.).

در شکل ۷ (نمودارهای - الف، - ب و - ج) میانگین فاصله‌ی انتریور- پوسترور مرکز فشار نیروی واکنش زمین تا پاشنه‌ی پا در سه حالت کفش عادی، کفش آگزیٹیک و پابرهنه با یک بازه انحراف معیار نشان داده شده است. مقادیر در راستای زمان برای افراد مختلف یکسان شده و سپس میانگین و انحراف معیار در هر زمان محاسبه و در آخر نمودار رسم شده است. یادآور می‌شود نمودارهای شکل ۷ از داده‌های ۱۱ شخص مختلف که در آزمایشگاه از آنها به طور جداگانه آزمایش پرش عمودی گرفته شده، استخراج شده است. کل بازه زمانی که در نمودارهای شکل ۷ استفاده شده، از زمانی است که پای شخص پس از فرود از روی سکو به زمین برخورد کرده تا زمانی که پاهای وی از سکو برای انجام پرش عمودی کاملاً جدا شده است (فاز A.I.). همچنین محور عمودی نمودارها بر اساس میلی‌متر است. این محور بدان علت به عددی مانند طول پای اشخاص نرمال نشده که همگی اشخاص از یک کفش استفاده کرده‌اند، پس طول پای همه‌ی آنها یکسان بوده است؛ در نتیجه دلیلی بر نرمال کردن این پارامتر وجود نداشته است.

چنان که در شکل ۷ مشاهده شد، مقدار کمیته‌ی فاصله‌ی انتریور- پوسترور مرکز فشار برای کفش آگزیٹیک از دو کفش دیگر کم‌تر است. حال برای هر شخص نیز

- بازه زمانی پس از ورود شخص روی صفحه‌ی نیرو که دارای یک پیک نیرویی در ابتدای خود است تا ابتدای پرش شخص (فاز A.I.).
  - بازه زمانی که شخص در حال پریدن قرار دارد و مقدار نیرو در این زمان طبیعتاً برابر با صفر است.
  - بازه زمانی پس از پرش که شخص روی صفحه‌ی نیرو قرار می‌گیرد که دارای یک پیک نیرویی (به طور کلی بیشتر از پیک اولی) است (فاز A.I.).
- در شکل ۶ (نمودارهای ۶ - الف، ۶ - ب، ۶ - ج) میانگین نیرو واکنش زمین در ۳ حالت کفش عادی، کفش آگزیٹیک و پابرهنه با یک بازه انحراف معیار نشان داده شده است.

مقادیر نیرویی برای اشخاص مختلف ابتدا به وزن هر نفر نرمال شده است و سپس در راستای زمان یکسان شده‌اند و سپس میانگین و انحراف معیار در هر زمان محاسبه شده‌اند و در آخر نمودار کشیده شده است. همچنین لازم به ذکر است نمودارهای زیر از داده‌های ۱۱ شخص مختلف که در آزمایشگاه از آنها به طور جداگانه آزمایش پرش عمودی گرفته شده است استخراج شده است. کل بازه‌ی زمانی که در نمودارهای زیر استفاده شده است از زمانی است که پای شخص پس از فرود از روی سکو به زمین برخورد کرده است تا زمانی که پاهای وی از سکو برای انجام پرش عمودی کاملاً جدا شده‌اند.

روند کلی هر سه نمودار شکل ۶ شبیه به هم است و تفاوت خاصی بین آنها مشاهده نمی‌شود.

در قسمت بعدی مرکز فشار نیروی واکنش زمین<sup>۱۴</sup> پس از فرود از سکو، در حین آزمون پرش عمودی، بررسی شد. این پارامتر تأثیر مهمی در نیروی وارد به دیسک‌های مفاصل کمر و به طور کلی مفاصل دارد. تأثیر این عامل بر نیروهای گفته شده به این دلیل است که تغییر مرکز فشار سبب تغییر بازوی گشتاور نیروی واکنش زمین می‌شود که می‌تواند به خودی خود نیرو را در دیسک تحت تأثیر قرار دهد. در این گزارش مرکز فشار وارد به کف پا نسبت به خط واصل پاشنه به انگشت شست پا بررسی شد، به این معنا که در هر لحظه مارکر پاشنه<sup>۱۵</sup> را به مارکر انگشت شست پا<sup>۱۶</sup> وصل کرده و از این خط به عنوان محور مختصات استفاده می‌شود. مبدأ مختصات مارکر پاشنه در نظر گرفته می‌شود؛ مختصات مرکز فشار نیز با دو پارامتر تعیین می‌شود:

- فاصله‌ی انتریور- پوسترور تا پاشنه‌ی پا<sup>۱۷</sup>؛
- فاصله‌ی مدیو- لترال تا پاشنه‌ی پا<sup>۱۸</sup>

به دلیل متقارن بودن دو پا نسبت به مرکز بدن و به دلیل متقارن بودن حرکت و یکسان بودن دو پا، جابه‌جایی مدیو لترال مرکز فشار نیروی واکنش زمین تأثیری روی بازوی گشتاور برآیند این دو نیرو ندارد زیرا تقارن این جابه‌جایی را خنثی می‌کند. پس فقط جابه‌جایی انتریور- پوسترور بررسی می‌شود و تأثیر حالات مختلف (کفش آگزیٹیک، کفش عادی و پابرهنه) روی این عامل مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

در تحلیل مرکز فشار ابتدا نموداری از فاصله‌ی انتریور- پوسترور مرکز فشار نیروی واکنش زمین از زمان فرود شخص از سکو تا زمانی که شخص از صفحه‌ی نیرو به طور کامل جدا می‌شود، ارائه می‌شود. پس از آن، همین نمودار با یک مقدار میانگین و انحراف معیار برای حالات مختلف پوشش پا کشیده می‌شود و در آخر تحلیل‌های آماری روی این پارامتر برای حالات مختلف انجام خواهد شد تا تأثیر کفش آگزیٹیک بر فاصله‌ی انتریور- پوسترور مرکز فشار به دست آید. لازم به ذکر است تمامی تحلیل‌ها و نمودارهای مرکز فشار برای زمان پس از فرود (فاز A.I) ارائه خواهد شد و تحلیل‌های آماری شامل تحلیل واریانس‌ها با استفاده از آزمون ANOVA و تحلیل میانگین‌ها با استفاده از آزمون Tukey خواهد بود.

آگزتیک پوشیده است، نسبت به دو حالت دیگر، فعالیت کمتری از خود نشان دهند.

در تحلیل پرش عمودی به بررسی و تحلیل ۴ درجه آزادی اصلی پایین تنه، یعنی تغییر زوایای لگن، ران، زانو و مچ پا پرداخته شد؛ به این صورت که برای هر کدام از حالات بعد از فرود از سکو و بعد از پرش (۲ حالت) در هر ۳ حالت مورد بررسی (کفش عادی، کفش آگزتیک و پابرهنه) نمودارهای میانگین تغییر این زوایا به همراه یک انحراف معیار ارائه شد.

در شکل ۸ درجات آزادی پایین تنه بر اساس زمان ترسیم شده است. هر شکل نمودارهای یک درجه آزادی مشخص را در بر دارد. نمودارها برای هر سه حالت کفش عادی، کفش آگزتیک و پابرهنه با یک بازه انحراف معیار ترسیم شده است. نمودارهای آبی رنگ، نمودار اصلی (مقدار میانگین برای افراد مختلف) و خطوط قرمز بازه‌های انحراف معیار را مشخص می‌کنند. در هر شکل نمودار سمت راست برای فاز A.I. و نمودار سمت چپ برای فاز A.II است. واحد عمودی نمودارها درجه و محور افقی آنها نیز نسبت به عدد ۱ اندازه‌گیری شده است.

برای تمامی نمودارها فلکشن مثبت و اکستنشن منفی در نظر گرفته می‌شود. در تمامی نمودارها مقدار صفر برای حالتی است که آن درجه‌ی آزادی در حالت استراحت زیست‌مکانیکی خود قرار دارد. نکات مشاهده شده در نمودارها عبارت‌اند از:

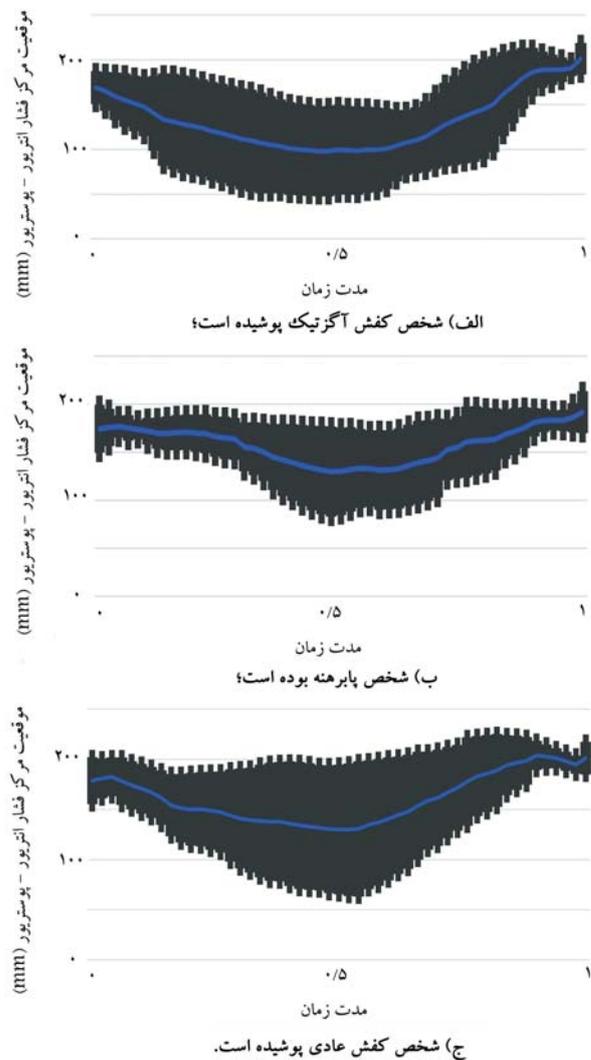
- در همه‌ی نمودارهای پس از فرود از سکو (فاز A.II)، نمودار از مقداری شروع شده، به اکسترتم رسیده و سپس به مقدار اولیه‌ی خود بازگشته است.
- زمان انجام این مقدار اکسترتم در همه‌ی نمودارها تقریباً یکسان است. یعنی شخص قبل از پرش و بعد از فرود در لحظه‌ی بدن خود را به طور کامل جمع کرده و سپس پریده است.
- زمان وقوع مقدار اکسترتم همان زمانی است که مقدار فعالیت عضلات و نیروی مفصلی دیسک لومبوساکرال بیشینه شده است (نقطه‌ی انقباض حداکثری).
- برای بررسی بهتر و دقیق‌تر باید این مقادیر اکسترتم برای هر شخص و در هر حالت محاسبه شود و مورد تحلیل آماری قرارگیرد تا مشخص شود که آیا کفش آگزتیک تأثیری بر سینماتیک شخص داشته است یا خیر.

پس از مشاهده نمودارها مقادیر اکسترتم، درجات آزادی در هر کدام از حالات و برای هر شخص محاسبه شد و زمان وقوع آنها پس از فرود شخص از روی سکو و هم‌زمان با زمانی است که شخص بیشترین فعالیت عضلانی خود را دارد.

سپس مقادیر به دست آمده تحلیل شدند، به این صورت که برای هر کدام از درجات آزادی یک آزمون ANOVA گرفته شد تا مشخص شود حالت‌های مختلف پوشش با تأثیری بر مقدار اکسترتم درجه آزادی مورد نظر داشته یا خیر و در نهایت تحلیل واریانس ANOVA برای هر کدام از درجات آزادی به طور جداگانه انجام شد.

از نتایج به دست آمده مشخص شد که مقادیر اکسترتم مفاصل ران، زانو و مچ پا در حالات مختلف پوشش با اختلاف معناداری با یکدیگر دارند. در نهایت نتایج تحلیل میانگین‌ها که با استفاده از روش Tukey به دست آمده بود بررسی شد.

نتیجه‌ی تحلیل میانگین‌های مفصل ران نشان داده که بیشترین فلکشن مفصل ران در حالت آگزتیک از دو حالت دیگر بیشتر است. یعنی وقتی شخص کفش آگزتیک به پا می‌کند با احتمال ۹۵ درصد می‌توان گفت که مفصل ران پس از فرود از سکو، فلکشن بیشتری نسبت به وقتی که فرد کفش عادی به پا کرده یا پابرهنه است، انجام خواهد داد.

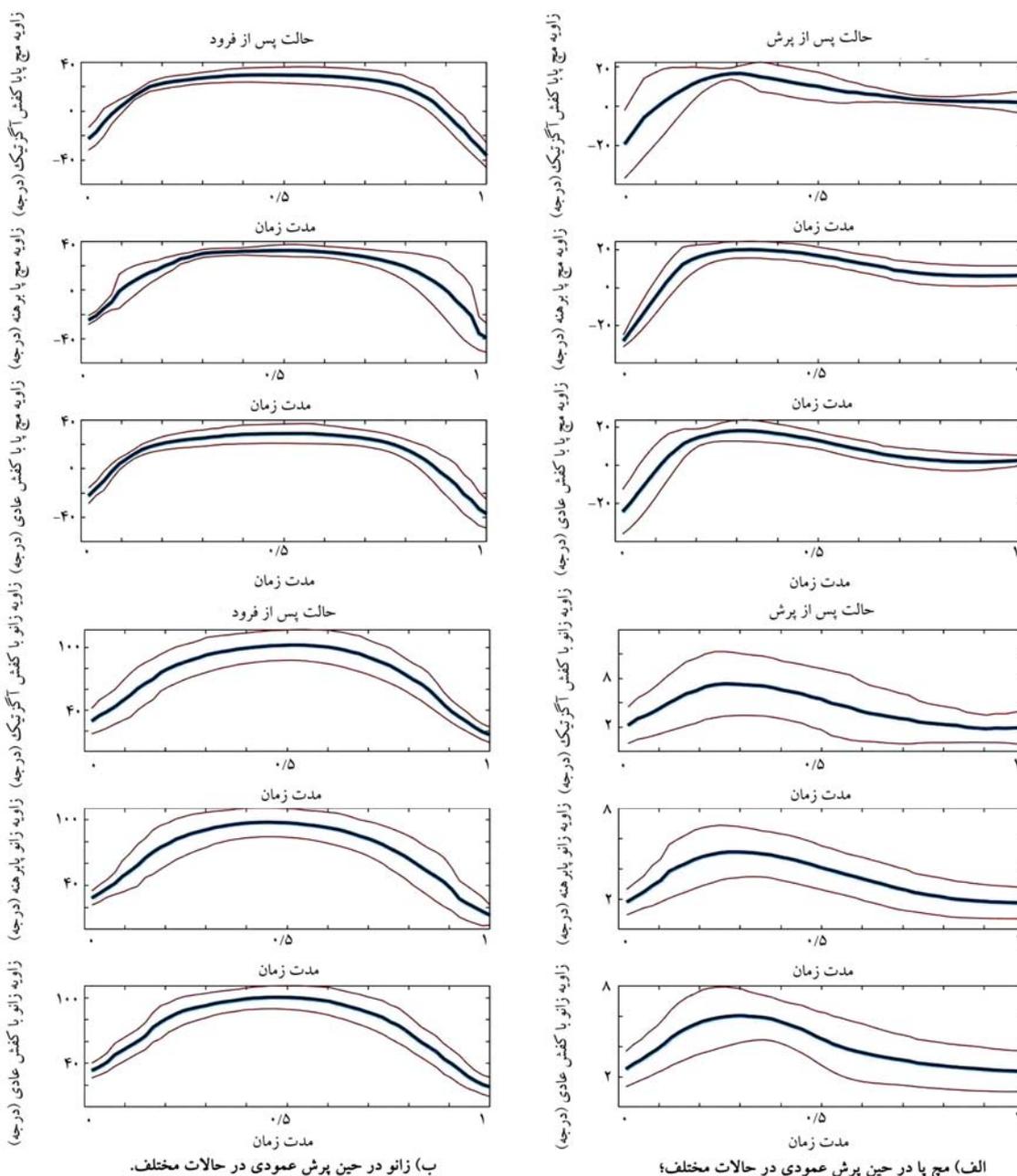


شکل ۷. میانگین فاصله انتریور- پوستریور مرکز فشار تا پاشنه‌ی پا برای زمان بعد از فرود از سکو برای حالت‌های مختلف.

این مقدار محاسبه خواهد شد و در قسمت بعدی از آن تحلیل آماری گرفته خواهد شد.

برای این امر ابتدا تحلیل واریانس‌ها انجام خواهد شد. چنان‌که مشاهده می‌شود، تحلیل واریانس‌ها نشان داد که حالات مختلف پوشش پا روی پارامتر مورد بررسی تأثیرگذار بوده است (مقدار متغیر پی برابر ۰/۰۲ است)، یعنی با اطمینان بالای ۹۹ درصد می‌توان گفت که حالات پوششی مختلف پا روی کمترین فاصله‌ی انتریور- پوستریور مرکز فشار نیروی واکنش زمین تأثیرگذار بوده است.

نتایج حاصله نشان می‌دهد که پوشیدن کفش آگزتیک سبب کم‌تر شدن کمترین فاصله‌ی انتریور- پوستریور مرکز فشار نیروی واکنش زمین تا پاشنه‌ی پا در زمان پس از فرود شخص از سکو می‌شود، به گونه‌ی که این فاصله برای کفش آگزتیک ۱۹٪ کم‌تر از کفش معمولی و ۲۰٪ کم‌تر از حالت پابرهنه است. از طرف دیگر زمانی که این فاصله کمینه می‌شود تقریباً با زمانی که نیروی عضلات بیشینه می‌شوند برابر است. کم‌تر بودن این فاصله در حالت آگزتیک سبب می‌شود که بازوی گشتاور این نیرو در آن لحظه نسبت به حالات دیگر کم‌تر باشد. این عامل سبب می‌شود که عضلات در حالتی که شخص کفش



شکل ۸. نمودارهای زاویه‌های مختلف مچ و زانو.

معناست که سازوکار بدن اشخاص قبل از پرش و در حال آماده شدن برای پرش در بین حالات مختلف یکسان است.

#### ۴. نتایج

ابتدا نتایج حاصله با نتایج به دست آمده از آزمایشات دیگر مقایسه شد. پیش از هر چیز نیروی واکنش زمین که در فاز AI به دست آمده، با مطالعه‌ی پیشین<sup>[۱۰]</sup> مقایسه شد. طبیعی است که رفتار دو نمودار شبیه به یکدیگر است، مگر آن که بیشینه نیروی واکنش زمین کمی کم‌تر است که به دلیل ارتفاع کم‌تر سکوی استفاده شده در آن مطالعه است.

پس از بررسی متغیرهای مطلوب، به سراغ تحلیل متغیرهای پرش عمودی مانند ارتفاع پرش و زمان رسیدن به انقباض حداکثری می‌رویم. دلیل تحلیل این متغیرها اطمینان یافتن از آن است که این عوامل سبب تغییر و تفاوت بین حالات مختلف نشده‌اند. از نتایج تحلیل ANOVA برای متغیر ارتفاع پرش درمی‌یابیم که مقدار متغیر پی از ۵/۰° بیشتر است و بنابراین ارتفاع پرش در حالات مختلف پوشش پا تغییر معناداری نداشته است. این بدان معناست که اشخاص برای پرش در حالات مختلف از یک مکانیزم استفاده کرده‌اند و یک مقدار پرده‌اند.

متغیر بعدی که مورد تحلیل قرار خواهد گرفت زمان رسیدن به انقباض بیشینه از لحظه‌ی برخورد اولیه با زمین است. مشاهده شد که زمان رسیدن به نقطه‌ی انقباض بیشینه در حالات مختلف پوشش پا تفاوت معناداری نداشته است. این بدان

ولی می‌تواند دلایلی چون راحتی و نرمی کفش و یا قابلیت شکل‌پذیری خوب کفی آگرتیک آن باشد.

مزایای پژوهش انجام شده عبارت است از:

- استفاده از داده‌های آزمایشگاهی برای ۱۱ نفر که مشابه آن کم‌تر دیده شده است.
- بررسی تأثیر کفش آگرتیک بر پارامترهای پرش عمودی که تا به حال انجام نشده است.
- در پژوهش انجام شده با محدودیت‌هایی نیز مواجه بودیم که امید است در تحقیقات بعدی برطرف شوند. این محدودیت‌ها عبارت‌اند از:
- عدم امکان بررسی تأثیر بلندمدت کفش آگرتیک بر متغیرهای عنوان شده.
- بررسی نکردن علت تغییر فاصله‌ی انتریور-پوسترور مرکز فشار نیروی واکنش زمین تا پاشنه‌ی پا.

## ۵. نتیجه‌گیری

با توجه به پیدایش مواد جدیدی به نام آگرتیک و استفاده از آنها در کفی کفش‌های ورزشی، موضوع این پژوهش برای ما اهمیت پیدا کرد. این اولین مطالعه برای مقایسه‌ی تأثیر کفش آگرتیک بر سینماتیک پایین تنه و ستون فقرات بود و در آن هدف اصلی مقایسه‌ی نتایج تجربی استفاده از کفش آگرتیک، کفش معمولی و پای برهنه بر سینماتیک افراد سالم در طول راه رفتن و پرش عمودی بود. در طی این پژوهش از ۱۱ مرد با سایز پای ۴۳ خواسته شد تا آزمون پرش عمودی را بر روی دو صفحه نیرو انجام دهند و در حین انجام این آزمون فعالیت عضلات آنها توسط مارکرها‌ی که به بدن افراد متصل شده بود با دوربین مادون قرمز ثبت شد. در حالی که تغییر قابل توجهی در راه رفتن و فاز SL از DVJ مشاهده نشد اما در شرایط با کفش آگرتیک تفاوت‌های معناداری در فاز AL از DVJ و راه رفتن نسبت به دو حالت دیگر وجود داشت که برخی از آنها عبارت‌اند از:

مقادیر اکستریم نیروی عضله‌ی لانجیسیموس، نیروی عضله‌ی ایلوکوستالیس و محل مرکز فشار نیروی واکنش زمین، در حالتی که شخص کفش آگرتیک به پا کرده است، مقادیر کم‌تری به خود گرفتند. ضمناً از نتایج به دست آمده مشخص شد که زوایای فلکشن ران، زانو و مچ پا در حالت کفش آگرتیک افزایش معناداری نسبت به کفش معمولی و پابرهنه دارند. وابستگی فعالیت عضلات و سینماتیک پایین‌تنه به نوع پوشش در مطالعات قبلی نیز مشاهده شده است. برای مثال، پوشیدن کفش در مقابل شرایط پابرهنه، باعث زوایای بزرگ‌تر برای مچ پا شده است.<sup>[۱۶]</sup> همچنین گزارش محققان حاکی است که یک لایه‌ی میانی نرم‌تر باعث کاهش همان‌های بیشینه‌ی فلکشن در مفاصل مچ و لگن شده است.<sup>[۱۷]</sup> نتایج به دست آمده، با فرض اولیه‌ی مقاله‌ی حاضر که کفش آگرتیک را از لحاظ جذب انرژی - به خصوص در فعالیت‌های سنگین - مؤثر می‌داند، مطابقت دارد.<sup>[۱۷]</sup>

در نهایت به این نتیجه رسیده‌ایم که اثرات کفش‌های آگرتیک در فعالیت‌های سخت‌تر که واکنش‌های سنگین بدن در آن مورد نیاز است، بارزتر است. این با انتظارات ما از ساختار آگرتیک برای جذب انرژی بیشتر در شرایط بارگذاری ضربه، در مقایسه با فوم‌های معمولی که در جاهای دیگر گزارش شده است، مطابقت دارد. هرچند که در این مطالعه تلاش شد تا اثرات عملکردی و یا فیزیکی تا حد امکان حذف شود، اما می‌توان این نتایج را به دلایل دیگری مانند خواص و ساختار زیره، انعطاف‌پذیری زیره و یا حتی شکل ظاهری کفش مرتبط دانست.

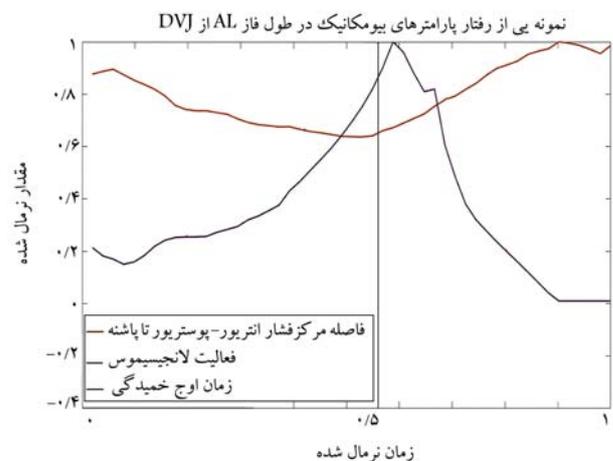
تحقیقات پیش‌تر برای تشخیص اثرات پارامترهای مختلف زیره کفش بر سینماتیک ستون فقرات و تفاوت آن با دو حالت دیگر مورد نیاز است.

در مورد مقدار فعالیت عضلات پایین‌تنه، پس از مشاهده‌ی نتایج مطالعه‌ی محققان<sup>[۱۵]</sup>، این نتیجه به دست آمد که مقدار فعالیت عضلات در حین فعالیت پرش عمودی در نیمه‌ی دوم فاز AL از فعالیت عضلات در نیمه‌ی اول این فاز بیشتر است. این بدان معناست که عضلات در لحظات قبل از پرش و خصوصاً در لحظه‌ی انقباض حداکثری فعالیت بیشتری نسبت به زمان‌های ابتدایی فرود از خود نشان می‌دهند. این نتیجه تأییدی بر نتایج به دست آمده است، چرا که ما بیشینه فعالیت عضلات کمری را در زمان انقباض حداکثری که در نیمه‌ی دوم فاز AL قرار دارد به دست آوردیم.

در مورد زاویه‌ی فلکشن زانو، کفش آگرتیک افزایش ۹٪ نسبت به کفش عادی و ۴٪ نسبت به حالت پابرهنه نشان می‌دهد. این افزایش‌ها برای زاویه‌ی فلکشن مچ پا به ترتیب ۱۳٪ (نسبت به کفش عادی) و ۱۲٪ (نسبت به حالت پابرهنه) و برای فلکشن لگن ۱۳٪ (نسبت به کفش عادی) و ۱۲٪ (نسبت به حالت پابرهنه) است. فعالیت عضله‌ی لانجیسیموس برای حالت کفش آگرتیک ۲۹٪ کم‌تر نسبت به کفش عادی و ۳۷٪ کم‌تر نسبت به حالت پابرهنه است. این مقادیر برای عضله‌ی ایلوکوستالیس به ترتیب ۱۶٪ (نسبت به کفش عادی) و ۱۹٪ (نسبت به حالت پابرهنه) است.

در ادامه نمودار رفتاری ۲ متغیر مورد بررسی به صورت یکجا و برای کفش آگرتیک رسم شده‌اند (شکل ۹). این نمودارها برای فاز AL (از زمان فرود آمدن از سکو تا زمانی که شخص کاملاً از صفحه نیرو جدا می‌شود) کشیده شده است.

خط عمودی مشکی نقطه‌ی انقباض حداکثری را نشان می‌دهد. محور عمودی تمام نمودارها به عدد ۱ نرمال شده است. همچنین زمان کل فاز AL نیز به ۱ نرمال شده است. به طور کلی زمان انجام یک فعالیت توسط هر شخص بین صفر و ۱ نرمال شده است. مشاهده می‌شود که هر دو متغیر (فاصله‌ی انتریور-پوسترور مرکز فشار نیروی واکنش زمین تا پاشنه‌ی پا و فعالیت عضله‌ی لانجیسیموس (در نقطه‌ی انقباض حداکثری به مقدار اکستریم خود رسیده‌اند، به این صورت که نیروی فشاری و فعالیت عضله‌ی لانجیسیموس در نقطه‌ی انقباض حداکثری بیشینه شده‌اند و فاصله‌ی انتریور-پوسترور مرکز فشار نیروی واکنش زمین در نقطه‌ی انقباض حداکثری کمینه شده است. بنابراین به صورت علت و معلولی به تأییدی که کفش آگرتیک بر سینماتیک بدن اشخاص گذاشته، پرداخته شد. دلیل این که چرا کفش آگرتیک سبب شده است که مرکز فشار به پاشنه نزدیک‌تر شود کاملاً معلوم نیست،



شکل ۹. نمونه‌ی رفتار متغیرهای مختلف در حین فاز AL پرش عمودی برای کفش آگرتیک. (خط عمودی نشان‌گر نقطه‌ی انقباض حداکثری است).

پانوشتها

1. Re-Entrant
2. Nike Inc
3. Electromyography (EMG)
4. Extensor
5. Flexor
6. After Landing Phase (AL Phase)
7. Flight Phase
8. After Jumping Phase (AJ)
9. Repeated Measure ANOVA Test
10. Tukey's Range Test
11. Nike Free RN Shoe
12. Repeated Measure ANOVA
13. Averaged Integrated Muscle Activation (AIEMG)
14. Center of Pressure of Ground Reaction Force (CoP of GRF)
15. Heel
16. Toe
17. Anterior-Posterior Distance to Heel
18. Medio-Lateral Distance to Heel

منابع (References)

1. Chan, N. and Evans, K.E. "Fabrication methods for auxetic foams," *J Mater Sci*, **32**(22), pp. 5945-5953 (1997). DOI: 10.1023/A:1018606926094.
2. Lakes, R.S. and Elms, K. "Indentability of conventional and negative poisson's ratio foams," *J Compos Mater*, **27** (12), pp. 789-793 (1993). DOI: 10.1177/002199839302701203.
3. Blumenfeld, R. and Edwards, S.F. "Theory of strains in auxetic materials," *J Supercond Nov Magn*, **25**(3), pp. 565-571 (2012). DOI: 10.1007/s10948-012-1464-x.
4. Carneiro, V.H., Meireles, J. Puga, H. "Auxetic materials - A review," *Materials Science- Poland*, **31**(4), pp. 561-571, Oct. (2013). DOI: 10.2478/s13536-013-0140-6.
5. Sanami, M., Ravirala, N., Alderson, K. and et al. "Auxetic materials for sports applications," *In Procedia Engineering*, **72**, pp. 453-458 (2014). DOI: 10.1016/j.proeng.2014.06.079.
6. Cross, T.M., Hoffer, K.W., Jones, D.P. and et al. "Auxetic structures and footwear with soles having auxetic structures," USOO9402439B2, 2016.
7. Buchecker, M., Stöggl, T. and Müller, E. "Spine kinematics and trunk muscle activity during bipedal stand-

- ing using unstable footwear," *Scand J Med Sci Sports*, **23**(3), pp. 194-201 (2013). DOI: 10.1111/sms.12053.
8. Khoury-Mireb, M., Solomonow-Avnon, D., Rozen, N. and et al. "The effect of unstable shoe designs on the variability of gait measures," *Gait Posture*, **69**, pp. 60-65 (2019). DOI: 10.1016/j.gaitpost.2019.01.017.
9. Michalik, R. and et al. "Comparison of two different designs of forefoot off-loader shoes and their influence on gait and spinal posture," *Gait Posture*, **69**, pp.202-208 (2019). DOI: 10.1016/j.gaitpost.2019.02.007.
10. Alonzo, R., Teo, C., Pan, J.W. and et al. "Effects of basketball shoe midsole hardness on lower extremity biomechanics and perception during drop jumping from different heights," *Applied Sciences (Switzerland)*, **10**(10), (2020). DOI: 10.3390/app10103594.
11. Balagué, F., Troussier, B. and Salminen, J.J. "Non-specific low back pain in children and adolescents: Risk factors," *European Spine Journal*, **8**(6), pp.429-438 (1999). DOI: 10.1007/s005860050201.
12. Taimela, S., Kujala, U.M., Salminen, J.J. and et al. "The prevalence of low back pain among children and adolescents: A nationwide, cohort-based questionnaire survey in Finland," *Spine (Phila Pa 1976)*, **22**(10), pp.1132-1136 (1997). DOI: 10.1097/00007632-199705150-00013.
13. B.R. and BRAIN, I.N. "Low back pain fact sheet," *National Institute of Neurological Disorders and Stroke* (2014).
14. Simpson, J.D., Miller, B.L., O'Neal, E.K. and et al. "Ground reaction forces during a drop vertical jump: Impact of external load training," *Hum Mov Sci*, **59**, 12-19 (2018). DOI: 10.1016/j.humov.2018.03.011.
15. te Peng, H., Kernozek, T.W. and Song, C.Y. "Quadriceps and hamstring activation during drop jumps with changes in drop height," *Physical Therapy in Sport*, **12**(3), pp.127-132 (2011). DOI: 10.1016/j.ptsp.2010.10.001.
16. Koyama, K. and Yamauchi, J. "Comparison of lower limb kinetics, kinematics and muscle activation during drop jumping under shod and barefoot conditions," *J Biomech*, **69**, pp.47-53 (2018). DOI: 10.1016/j.jbiomech.2018.01.011.
17. Moroney, C., Alderson, A., Allen, T. and et al. "The Application of Auxetic Material for Protective Sports Apparel," (2018). DOI: 10.3390/proceedings2060251..

# آیروآکوستیک جغد: بررسی یک پرواز صامت

مصطفی مظفری (دانشجوی دکتری)

مهران مصدری\* (استادیار)

دانشکده‌ی علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۴۰۲)  
دوری ۳-۳، شماره ۱، ص. ۹۹-۱۱۸، (مهری)

این گردآوری، مرور مختصری از تحقیقات انجام شده همراه با مطالعات اوسینت و مصورسازی، درباره‌ی چگونگی پرواز صامت جغدها و نیز نحوه‌ی الگوبرداری از سازوکارهای کاهش نوفه‌ی جغدها در طراحی‌های مهندسی تدوین شده است. همچنین، با هدف بررسی اجمالی ویژگی‌های منحصر به فرد جسمی، فیزیکی و مشخص کردن چگونگی برخی از آنها از دارا بودن یا نبودن قابلیت صامت با سایر گونه‌های دیگر انجام شده است. سپس نوفه‌های موجود در پرواز جغدها همراه با جزئیات هندسی بال که ویژگی‌های غالب پرواز صامت است، بررسی می‌شود. در ادامه، تلاش‌ها برای الگوسازی مشخصات بال جغد که باعث پرواز صامت می‌شود، مورد بررسی و جمع‌بندی قرار می‌گیرد. همچنین، فتاوری‌های کاهش نوفه که از الگوها و مشخصه‌های مربوط به جغد الهام گرفته شده بیان می‌شود. به طور کلی دامنه‌ی وسیعی از گمانه‌زنی‌ها و حدس‌ها برای پرواز صامت و مخفی‌کاری جغد وجود دارد؛ اما تاکنون معتبرترین و قانع‌کننده‌ترین دلایل با استدلال‌های موقوع عبارت‌اند از: ساختار دنداندار بال در لبه‌ی حمله، الیاف مخملی بال‌ها و حاشیه‌های لبه‌ی فرار. علاوه بر این، ترکیب حاشیه‌های لبه‌ی فرار و دندان‌های لبه‌ی حمله کاهش قابل توجهی در ترازهای فشارکلی صدا در تمام زوایای حمله را ممکن می‌سازد و باعث پایداری نوسانات سرعت در سطح مکش و حذف صداهای بسامد پایین و بالا می‌شود.

واژگان کلیدی: آیروآکوستیک، پرواز جغد، آیروآکوستیک پرواز صامت جغد.

mstfmozafari18@ut.ac.ir  
m.masdari@ut.ac.ir

## ۱. مقدمه

خاص و الگوی اقتباسی برای کاربرد هواپیماهای کوچک باشد. کاهش نوفه<sup>۶</sup> از اهم مسائل و به‌عنوان یک عارضه‌ی جانبی ناخواسته‌ی پرواز است که می‌توان از راه‌حل‌های زیست‌شناختی به‌عنوان یک الگوی اقتباسی مفید بهره جست. از این رو، نوفه جدا از انرژی تلف شده، اثرات مخربی نیز دارد و این امر به‌ویژه برای افرادی که در نزدیکی فرودگاه‌ها زندگی می‌کنند، حائز اهمیت است. آلودگی صوتی ایجاد شده توسط هواپیماها بر سلامتی انسان تأثیرگذار است - مانند ایجاد فشار خون - و بنابراین، هدف صنایع پروازی کاهش نوفه‌ی تولید شده توسط وسایل نقلیه‌ی هوایی است. به همین ترتیب، نوفه‌ی تولید شده توسط پنکه‌ها (فن)، اعم از فن رایانه یا تهویه‌ی هوا، اغلب نگران‌کننده است و باید کاهش یابد. بنابراین، کاهش نوفه در سایه‌ی علمی نظیر آیرودینامیک و آیروآکوستیک و تکیه بر آنها شدنی است.<sup>[۲]</sup>

در دانشگاه کمبریج، طرحی نوین با اقتباس از ساختار بال جغدها ارائه شده است که می‌تواند توربین‌های بادی، پره‌های رایانه و حتی هواپیما را بسیار ساکت‌تر کند. آزمون‌های اولیه در تونل باد، کاهش قابل توجهی در نوفه نشان می‌دهد، بدون

پرواز پرندگان همواره الهام‌بخش انسان‌ها بوده و به‌ویژه نقش مهمی در توسعه‌ی ماشین‌های پروازی نظیر لیلپیتال<sup>۱</sup> داشته است. همچنین، این اقتباس و تلاش‌ها برای بهبود وسایل نقلیه‌ی هوایی موفقیت‌آمیز بوده است.<sup>[۱]</sup> هنگام استفاده از ویژگی‌های ریخت‌شناختی<sup>۲</sup> در رویکردهای زیست‌شناختی<sup>۳</sup> برای مسائل پروازی هواپیماها، باید درک کرد که پرواز پرندگان از جهات مختلف با پرواز هواپیماهای تجاری متفاوت است. اولاً پرندگان دارای بال‌های انعطاف‌پذیری هستند و از این بال‌ها برای حالت‌های مختلف پرواز مانند سُریدن<sup>۴</sup> و بال زدن<sup>۵</sup> استفاده می‌کنند. دوماً، خصوصیات آیرودینامیکی پرواز پرندگان با مشخصات هواپیما متفاوت است. این امر به‌ویژه در محدوده‌ی عدد رینولدز عملکردی پرندگان (کم‌تر از  $10^6$ )، کاملاً مشهود است که در بین هواپیماهای تجاری، به هواپیماهای کوچک و پهبادها نزدیک‌تر است. لذا، پرواز پرندگان می‌تواند به‌عنوان پیشنهادی برای حل مسائل

\* نویسنده مسئول

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۳/۲۳، اصلاحیه ۱۴۰۱/۵/۲، پذیرش: ۱۴۰۱/۶/۹

DOI:10.24200/J40.2022.60494.1643

استاد به این مقاله:

مظفری، مصطفی و مصدری، مهران (۱۴۰۲). «آیروآکوستیک جغد: بررسی یک پرواز صامت»، مهندسی مکانیک شریف، (۱) ۳-۳۹، ص. ۹۹-۱۱۸

این‌که تأثیر نامطلوبی در عملکرد آیرودینامیکی داشته باشد. همچنین، فیزیکدان معروف، نایجل پیک<sup>۷</sup> که هدایت تحقیقاتی در این حوزه را بر عهده دارد در بیانیه‌ی گفت: «هیچ پرنده‌ی دیگری از این نوع ساختار پیچیده‌ی بال، برخوردار نیست». پژوهش‌هایی درباره‌ی پرواز جغدها و شکار آنها در سکوت، محققان را قادر ساخته تا نمونه‌ی اولیه‌ی برای پرده‌های توربین بادی تولید کنند که می‌تواند میزان نوفه‌ی آنها را به میزان قابل‌توجهی کاهش دهد. همچنین، این فناوری باعث افزایش سرعت و تولید انرژی بیشتر می‌شود. به عنوان مثال برای یک نیروگاه بادی با اندازه متوسط، این می‌تواند به معنای چندین مگاوات تولید برق اضافی باشد. پروفیسور نایجل بیان می‌کند که بسیاری از جغدها، در درجه اول جغدهای بزرگ مانند جغدهای انبار<sup>۸</sup> و سفید - خاکستری بزرگ می‌توانند به طور پنهانی به شکار بپردازند. در حالی که قرن‌هاست این موضوع خصوصاً بر محققین پوشیده نیست؛ اما آنچه شناخته نشده است، این است که چگونه و چرا جغدها قادرند در سکوت پرواز کنند؟<sup>[۳]</sup>

نایجل پیک و همکاران به کمک میکروسکوپ با وضوح بالا پره‌های جغد را دقیق بررسی و مشاهده کردند که پره‌های روی بال جغد دارای یک پوشش پُرزدار<sup>۹</sup> (کرکی) است که از بالا به شکل سایبان جنگلی<sup>۱۰</sup> دیده می‌شود. به عبارتی دیگر، این سایبان پُرزدار (بال‌های جغد) دارای یک شانه‌ی اعطاف‌پذیر از موهای زبر<sup>۱۱</sup> با فواصل مساوی از لبه‌ی حمله و کناره‌های چین‌دار<sup>۱۲</sup> مرتجع و متخلخل لبه‌ی فرار هستند. بیشتر نوفه‌ی ناشی از یک بال اعم از این که پرنده، هواپیما یا پنکه (فن) باشد، از لبه‌ی فرار جایی که جریان عبوری متلاطم می‌شود، نشأت می‌گیرد. لذا، ساختار بال‌های جغد با هموار کردن عبور هوا هنگام گذر از روی بال، باعث کاهش نوفه و پراکندگی<sup>۱۳</sup> صدا می‌شود تا طعمه متوجه حضورشان نشود.<sup>[۴]</sup>

به منظور الگو برداری از ساختار نام‌برده، محققان پوششی را طراحی کرده‌اند که صدای تولید شده توسط تیغه‌های توربین را به مشابه بال جغد کاهش می‌دهد. در آزمایش‌های اولیه، تیغه‌ها را با استفاده از موادی، مشابه پوشش عروس،<sup>۱۴</sup> پوشاندند که به رغم ساختار باز، زبری سطح زیرین را کاهش می‌دهد. همچنین، تراز نوفه را تا ۳۰ دسی‌بل کاهش می‌دهد. باین‌حال استفاده از پوشش عروس در آزمون‌های آزمایشگاهی موفقیت‌آمیز بوده است؛ اما برای استفاده‌ی توربین بادی و هواپیما مناسب نیست. بنابراین، محققان با استفاده از پلاستیک و توسط چاپ سه‌بعدی طرح مشابهی را تولید و آن را روی قطعه‌ی کاملی از تیغه‌ی توربین بادی آزمایش و مشاهده کردند که میزان تولید صدای به وجود آمده توسط تیغه‌ی توربین بادی تا ۱۰ دسی‌بل کاهش یافته است و برای استفاده در بال‌های هواپیما که پیچیده‌تر از تیغه‌های توربین بادی است، ضرورت دارد که بهینه‌سازی و بررسی دقیق‌تری صورت گیرد.<sup>[۴]</sup>

حرکت اجسام صلب در میان جریان سیالات (که اغلب جریان آشفته است) و تقابل جریان با سازه، باعث تولید نوفه می‌شود. در بسیاری از کاربردهای هوافضایی، منبع اصلی آزار عمومی می‌تواند باشد که اغلب در معرض قوانین نظارتی قرار می‌گیرد. به عنوان مثال، در لندن یکی از محدودیت‌هایی که به شرکت هواپیمایی در فرودگاه هیترو به دلیل نقض تراز نوفه اعمال می‌شود، محدود کردن تراز نوفه در شب است طوری که ۷ دسی‌بل کم‌تر از تراز روز باشد. از این رو، اعمال چنین قوانین و محدودیت‌ها توأم با فشارهای مداوم عموم، باعث بهبود عملکرد و استانداردهای انتشار و همچنین، ضرورت پژوهش و توسعه نوآورانه می‌شود. یکی از موارد قابل توجه، نوفه‌ی ناشی از بدنه است که به دلیل برخورد جریان آشفته با بدنه، بال و تجهیزات فرود به وجود می‌آید و در هواپیماهای معمولی در لحظه‌ی نزدیک شدن

به سطح زمین، می‌تواند به اندازه‌ی نوفه‌ی موتور هواپیما در تشدید آلودگی صوتی، تأثیر بگذارد. نوفه‌ی ناشی از تقابل سازه با سیال آشفته ممکن است باعث پایه‌ریزی محدودیت‌های نظارتی شود که می‌تواند باعث ظهور انرژی‌های جایگزین و حمل‌ونقل تجاری مانند توربین‌های بادی، تاکسی‌های برقی هوایی، هواپیماهای کوچک و بدون سرنشین شود. در دهه‌های اخیر پیشرفت قابل توجهی در زمینه‌ی درک منابع صوتی و سازوکارهای تولید نوفه برای طیف وسیعی از جریان‌های صنعتی و مهندسی حاصل شده، اما همچنان علاقه به رشد ابزارهای نوین برای کاهش تولید نوفه‌ی آیرودینامیکی ادامه دارد که این نیز می‌تواند به سایر بخش‌های صنعتی دیگر تعمیم داده شود.

بیش از ۸۰ سال است که پدیده‌ی پرواز جغد در سکوت کامل تصدیق و با اندازه‌گیری پرواز جغدها به صورت مجزا و در مقایسه با سایر پرندهگان از نظر علمی تأیید<sup>[۵]</sup> و همین امر باعث اقتباس پژوهشگران از پرنده‌ی آرام و صامت طبیعت، جغد، شده است. در متون درباره‌ی جغد، مفهوم سکوت نشان می‌دهد که طعمه نمی‌تواند شکارچی خود را حس کند یا این‌که زمان برای واکنش طعمه دیر است.<sup>[۶]</sup> علاوه بر این، بسیاری از گونه‌های بزرگ‌تر جغد مانند جغد انبار، در هنگام پرواز تنها از طریق شنیدن، طعمه را شناسایی و ردیابی می‌کند. لذا، پرواز ساکت جغد مستلزم این است که نوفه‌ی آیرودینامیکی تولید شده توسط جغد در قابلیت ردیابی صوتی آنها خللی وارد نکند. نتیجه بررسی این فناوری و قابلیت این است که اگر سازوکارهای فیزیکی جغدها در سرکوب کردن پهنای باند نوفه‌ی تولید شده جریان در مقیاس پرنده به خوبی درک شود می‌تواند باعث انتقال و تعمیم طراحی‌های جدید برای کاهش نوفه در سرعت‌های پایین و مهار نوفه در سرعت و مقیاس‌های مختلف شود. تا به امروز، پژوهشگران با دانش خود نتوانسته‌اند وسیله‌ی مشابه با جغد و با قابلیت‌های آن در کاهش نوفه تولید کنند و این چالش همچنان به عنوان نقطه‌ی دست‌نیافتنی است برای آیروآکوستیک‌دان‌ها که به دنبال بازآفرینی پرواز صامت جغدها هستند.

سازوکارهای کاهش صدا در یک دسته از پرندهگان نظیر جغدها تکامل یافته است و برای ردیابی طعمه در شب از اطلاعات شنیداری استفاده می‌کنند. برای انجام این کار به طور مؤثر، این پرندهگان دارای سامانه‌ی شنوایی بسیار پیشرفته با آستانه‌ی کم شنوایی هستند و همین قابلیت در شکار طعمه به جغد کمک می‌کند و دلیل توسعه‌ی پرواز صامت جغدهاست.<sup>[۴]</sup> در ادامه، مشاهدات اولیه در مورد مشخصه‌های پرواز صامت جغد مرور خواهد شد. سپس، در مورد پیشرفت‌های اخیر در زمینه‌ی پرواز صامت جغد و برخی کاربردهای فنی ملهم از آن پرداخته می‌شود.

خصوصیات ریخت‌شناختی بال جغدها از همان ابتدا مورد توجه زیست‌شناسان و محققین قرار گرفته است. ماشا<sup>[۷]</sup> اشاره کرد که از قدیم دندان‌ها و حالت ارگی بال‌های جغد یک واقعیت شناخته شده است. همچنین، وی قلاب‌های کشیده‌ی بال را به عنوان منبع نرمی سطح بال‌های جغد تشخیص داد و از آن‌جا که به صورت مخمل حس می‌شود، آن را نیز «سطح مخملی» نامید. گراهام<sup>[۸]</sup> در سال ۱۹۳۴ حاشیه‌های لبه‌ی فرار را به عنوان سومین مشخصه‌ی پرواز صامت جغد اضافه کرد. سیک<sup>[۹]</sup> جزئیات کمی از مشخصه‌های نامبرده در فوق ارائه داد که شامل مقایسه‌ی مشخصه‌ها از گونه‌های مختلف جغد بود.<sup>[۹]</sup> هرتل<sup>[۱۰]</sup> اولین توضیحات را در مورد چگونگی جلوگیری از تولید نوفه سطح بالایی ارائه داد و او ادعا کرد که سطح مخملی، مانند نوعی بالشتک (کوسن) است تا پرها بتوانند بدون صدا روی یکدیگر بلغزند. ناگل<sup>[۱۱]</sup> و همکارش،<sup>[۱۱]</sup> مشخصه‌های صوتی و آیرودینامیکی روتورها را با/بدون

نشان دادند که شیب در دندان‌های لبه‌ی حمله می‌تواند عملکرد آبروآکوستیکی را با کاهش تراز نوفه تا حدود ۱/۴ دسی‌بل، بهبود ببخشد و باعث غلبه بر جدایش جریان و ریزش گردابه‌های لبه‌ی حمله بدون تأثیر منفی در عملکرد آبرودینامیکی شود و نوفه‌ی باند پهن را در بسامدهای پایین تا متوسط (۴۰ تا ۴ کیلوهرتز) کاهش دهد.<sup>[۲۱]</sup> اثرات دندان‌های لبه‌ی حمله و فرار بر عملکرد آبروآکوستیکی به طور مجزا و گسترده مورد مطالعه قرار گرفته است. بنابراین رانگ<sup>۲۷</sup> و لیو در سال ۲۰۲۲، پژوهشی مبتنی بر شبیه‌سازی مشخصه‌ها، اندرکنش آبروآکوستیکی بین دندان‌های لبه‌ی حمله و فرار و تأثیر متقابل هریک منتشر کردند. آنها نشان دادند که دندان‌ها و حاشیه‌های لبه‌ی فرار، کاهش نوفه را در بسامدهای بالا و در زوایای حمله ۵ تا ۱۵ درجه را امکان‌پذیر می‌کند و درعین حال عملکرد آبرودینامیکی قابل مقایسه‌ی در قبال یک الگوی مرجع را ارائه می‌کند. علاوه بر این، ترکیب حاشیه‌های لبه‌ی فرار و دندان‌های لبه‌ی حمله قابل توجهی در ترازهای فشار کلی صدا در تمام زوایای حمله را ممکن می‌سازد و باعث پایداری نوسانات سرعت در سطح مکش و حذف صداها با بسامد پایین و بالا می‌شود. همچنین، نتایج آنها نشان می‌دهد که حاشیه‌های لبه‌ی فرار یک تجهیز قوی کاهش صدا در حل معضل رابطه‌ی تبدلی بین تولید نیروی آبرودینامیکی و کاهش صداست و به عنوان یک طراحی زیست‌شناختی در کاهش مؤثر نوفه، تکمیل‌کننده‌ی دندان‌های لبه‌ی حمله است.<sup>[۲۲]</sup> همان‌طور که بیان شد در آبروآکوستیک پرواز جغد، سه مشخصه‌ی اصلی تأثیرگذارند: دندان‌های لبه‌ی حمله، سطح مخملی بال و حاشیه‌های لبه‌ی فرار. اما آنچه که در پرواز پرواز جغد حائز اهمیت است، استفاده‌ی توأمان از این مشخصه‌هاست و عمدتاً در پژوهش‌های صورت گرفته به صورت مجزا از هریک استفاده شده است. همچنین، پیرامون نوع ایرفویل جغد، جنس و الیاف پر جغد کم‌تر پژوهش صورت گرفته است و به نظر می‌رسد که ایرفویل و الیاف پر جغد، جزء مهم‌ترین شاخصه‌های دخیل در پرواز صامت هستند و به عنوان تقلیل‌کننده و جاذب صدا عمل می‌کنند. از طرفی، پرواز جغد و پرندگان جزء پدیده‌های ناپایاست و همچنین جزء بال‌زن‌ها محسوب می‌شوند و بیشتر موارد الهام گرفته در آن در پدیده‌های پایاست. بنابراین، استفاده‌ی توأمان از مشخصه‌های بال جغد، بررسی الیاف پر، الهام‌گیری از ایرفویل و بررسی و الهام‌گیری در پدیده‌های ناپایا جزء مباحثی است که خلاء آن در میان پژوهش‌ها حس می‌شود.

## ۲. ارائه‌ی اوسینت و مصورسازی آبروآکوستیک جغد

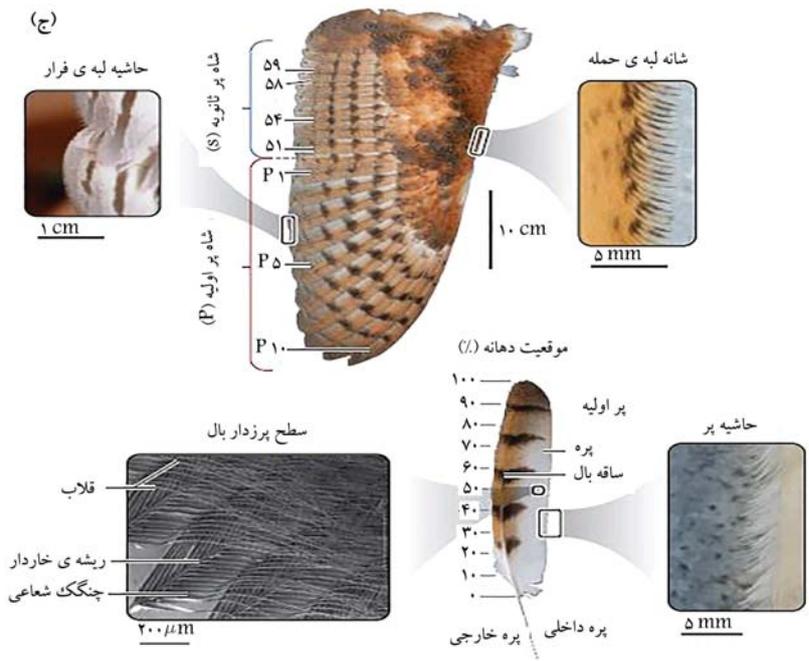
در این بخش، نتایجی حاصل از اوسینت (اطلاعات منابع آزاد)<sup>۲۸</sup> و مصورسازی آبروآکوستیک پرواز جغدها ارائه می‌شود که توسط یکی از ابزارهای مهم تجزیه و تحلیل علم‌سنجی، به نام نرم‌افزارهای تحلیل‌گر و مصورسازی انجام شده است. در این‌جا از تحلیل هم‌رخدادی<sup>۲۹</sup> واژگان استفاده شده است و هدف از آن، قادر ساختن افراد به درک داده‌ها و پدیده‌های خاصی است که نمی‌توان مستقیماً از پیکره‌ی پنهان علم به دست آورد. همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، کلیدواژه‌های مهم در آبروآکوستیک جغد و شاخه‌بندی موضوعی آن ارائه شده است. در این شکل تقسیم‌بندی مطالعات پیرامون جغد و فناوری‌های اقتباسی از آن به ۸ شاخه‌ی موضوعی نشان داده شده است، اما به قدری این شاخه‌ها به هم وابسته‌اند که می‌توان گفت هریک در برخی موارد وابستگی و هم‌پوشانی دارند. همچنین، با توجه به گوی‌های هر کلیدواژه، چنین برداشت می‌شود که آبروآکوستیک بیشترین ارتباط را با آبرودینامیک و در مباحث مربوط به ایرفویل و اصلاح و بهینه‌سازی آن دارد.

دندان‌های لبه‌ی حمله مورد بررسی قرار دادند. همچنین آنها نشان دادند که کاهش نوفه با پیکربندی‌های خاص لبه‌ی حمله و شرایط جاری امکان‌پذیر است. آنها نشان دادند که ریزش گردابه‌های بزرگ تیغی روتور با وجود دندان‌های لبه‌ی حمله سریع‌تر اتفاق می‌افتد و از بین می‌رود. لذا، این ویژگی به معنای مفید بودن و نه لزوماً به عنوان میراگر صدا است. بلکه احتمالاً به عنوان یک روش مؤثر برای کاهش اغتشاشات آبرودینامیکی از انواع مختلف سطوح بالابرنده است. شویند و آلن<sup>[۱۲]</sup> به صورت تجربی جریان سطحی روی یک ایرفویل با/بدون لبه‌های دندان‌دار بررسی کردند. در اندازه‌گیری‌های انجام شده در اعداد رینولدز پایین ( $10^5 \times 2.7$ )، آنها متوجه شدند که دندان‌های مقلد از مژه‌های مصنوعی در سطح فوقانی ایرفویل، با تولید آشفتگی حباب لبه‌ی حمله را از بین می‌برد. همچنین دندان‌ها بیشینه  $P_{rms}$  را برای اعداد رینولدز بالا ( $10^6 \times 6.2 - 1.2$ ) تا ۴۱٪ کاهش می‌دهد.

نیوهوس و همکاران<sup>[۱۳]</sup> با کار بر روی جغد گندم‌گون، متوجه شدند که بیشترین شدت‌های نوفه ساطع شده در طول پرواز، طیفی بین ۲۰۰ تا ۱۵۰۰ هرتز را پوشش می‌دهند. در حالت پرواز بال‌زن، نوفه‌ی تولید شده توسط جغد تحت تأثیر حذف دندان‌های لبه‌ی حمله قرار نگرفتند اما، پس از حذف دندان‌ها، کمی افزایش تولید نوفه، اندکی قبل از فرود دیده شد. علاوه بر این، در جریان بر روی بال‌های جغد یک الگوی جریان آرام در مقایسه با سایر گونه‌های پرنده دیده می‌شود. هرش<sup>۲۱</sup> و همکاران<sup>[۱۴]</sup> به صورت تجربی مطالعات گسترده‌ی پیرامون کاربرد دندان‌های لبه‌ی حمله به عنوان تجهیز برای کاهش نوفه‌ی گردابه‌ی صدا ساطع شده از ایرفویل‌های ثابت و چرخان در جریان با اعداد رینولدز پایین ارائه دادند. همچنین، انواع مختلفی از دندان‌ها در موقعیت‌های منتخب لبه‌ی حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ قرار دادند. آنها مشاهده کردند که تراز نوفه‌ی ایرفویل‌های متصل به دندان، به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد.

بیشترین مطالعات دانشگاهی پیرامون گونه‌های مختلف جغد، پیرامون جغد انبار است که توسط باخمان<sup>۲۲</sup> و همکاران<sup>[۱۵-۱۸]</sup> در سال‌های ۲۰۰۷، ۲۰۱۰، ۲۰۱۱ و ۲۰۱۲ ارائه شده است. این مطالعات پایه برای جغد انبار نسبت به سایر گونه‌ها در بخش‌های بعدی آورده شده است. راث و لیو<sup>۲۳</sup> در سال ۲۰۲۰، تأثیر عدد رینولدز را بر کنترل جریان غیرعامل<sup>۲۴</sup> در دندان‌های لبه‌ی حمله که از بال جغد الهام گرفته شده است، را به صورت عددی و با استفاده از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌ی بزرگ بررسی کردند. آنها نشان دادند دندان‌های لبه‌ی حمله به عنوان یک میکرو تجهیز پیچیده برای کاهش نوفه و کنترل غیرعامل جریان گذار آرام - آشفته مورد تأیید است و هزینه‌ی بی‌است که بابت کاهش عملکرد آبرودینامیکی در اعداد رینولدز پایین پرداخت می‌شود.<sup>[۱۹]</sup> از طرفی ژائو و همکاران در سال ۲۰۲۱، یک طراحی بهینه برای ایرفویل‌های آبروآکوستیکی با استفاده از دندان‌های لبه‌ی فرار اقتباسی به منظور جبران کاهش عملکرد آبرودینامیکی انجام دادند. آنها نشان دادند که می‌توان از دندان‌ها به عنوان یک تجهیز کنترل جریان برای کاهش نوفه‌ی آبرودینامیکی در پره‌های چرخان توربین بادی استفاده کرد. همچنین، نتایج آنها نشان می‌دهد در حالی که نوفه‌ی آبرودینامیکی کاهش یافته، نسبت لیفت به درگ و ضریب لیفت نیز در نقطه‌ی طراحی افزایش یافته است.<sup>[۲۰]</sup> ونگ<sup>۲۵</sup> و همکاران در سال ۲۰۲۱، مشخصه‌های آبروآکوستیکی تیغه‌های اقتباسی از بال جغد و اثرات دندان‌های لبه‌ی حمله و فرار را در یک فن بررسی کردند؛ هدف آنها حل معضل رابطه‌ی تبدلی<sup>۲۶</sup> بین سرکوب نوفه و عملکرد آبرودینامیکی بود. از این رو، نتایج آنها نشان می‌دهد که دندان‌های لبه‌ی حمله می‌تواند تراز نوفه را کاهش دهد و در عین حال عملکرد آبرودینامیکی فن را حفظ کند اما، دندان‌های لبه‌ی فرار در این فرایند شکست می‌خورند. همچنین،



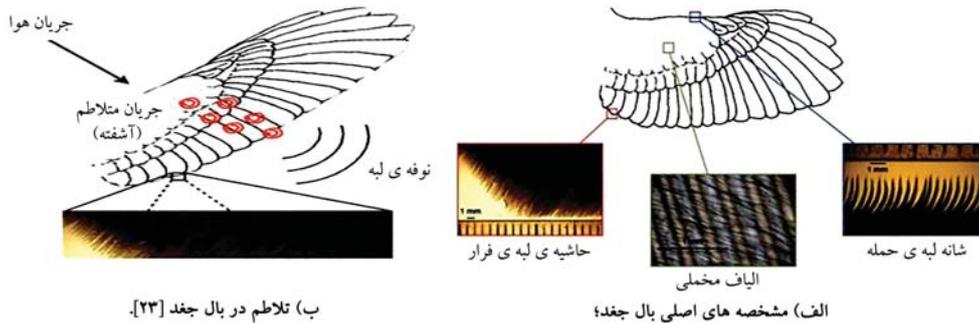


(الف) مرحله ی سریدن جغد انبار (تایتو آلبا)؛

(ب) حرکت ناگهانی بال و جهش با پنجه ها؛

(ج) مشخصه های فیزیکی در لبه های بال و سطح بالایی بال جغد به منظور درک پرواز صامت [۴].

شکل ۳. پرواز و بال‌های خاص جغدها.



(ب) تلاطم در بال جغد [۲۳].

(الف) مشخصه های اصلی بال جغد؛

شکل ۴. بال جغد.

ثابت کرده‌اند که این‌ها تأثیر بسیار کمی در پرواز دارد. همچنین، برخی از دانشمندان معتقدند علاوه بر شکل پرو ساختار بال، انعطاف پذیری و ساختار پوست نیز می‌تواند نقش مهمی در پرواز خاموش داشته باشد. از این رو، با استخراج هندسه‌ی بال جغد و مقایسه‌ی آن با سه گونه‌ی دیگر از پرندگان، دریافتند که ایرفویل جغد و توزیع گردش جریان در طول دهانه‌ی بال از ویژگی‌های خاصی برخوردار است. همان‌طور که بیان شد آنها به طور آزمایشی ارتباطی بین این ویژگی‌ها با پرواز صامت پیدا و تأیید نکردند. دامنه‌ی وسیعی از گمانه‌زنی‌ها و حدس‌ها برای پرواز صامت و مخفی‌کاری جغد وجود دارد؛ اما تاکنون معتبرترین و قانع‌کننده‌ترین دلایل با استدلال‌های موثق عبارت‌اند از: ساختار دنداندار بال در لبه‌ی حمله، الیاف مخملی و ترک‌دار بال‌ها و حاشیه‌های لبه‌ی فرار [۴]. در شکل ۴ الف، سه مشخصه اصلی بال جغد، شامل:

۱. حاشیه‌ی لبه‌ی فرار از قسمت وارونه بال؛
۲. الیاف مخملی بال‌ها در قسمت میانی پایین بال؛
۳. ساختار شانه مانند لبه‌ی حمله نمایش داده شده‌اند. همچنین، در شکل ۴ ب، چگونگی کاهش جریان متلاطم و کاهش نوفه به کمک این سه خصلت نشان داده شده است [۲].

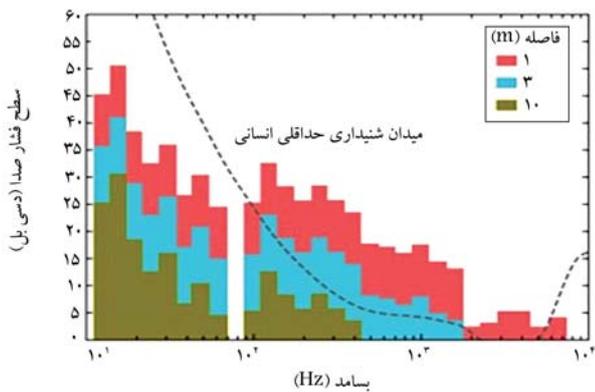
این یک واقعیت انکارناپذیر است که جغد یک شکارچی مهلک و بهترین پرنده‌ی مخفی‌کار است. این ویژگی‌ها به جغد این امکان را می‌دهد که طعمه‌ی خود را با کم‌ترین زحمت و در یک چشم به هم زدن و بدون مواجهه با دفاعی از جانب طعمه، شکار کند. لذا، وجود چندین ویژگی منحصر به فرد در جغد باعث شده که این کار را با سهولت انجام دهد و در هنگام عملیات بال زدن و سریدن، بسیار صامت عمل کند. قضاوت درباره‌ی پرواز صامت و ساکت جغد را می‌توان از خصوصیت تولید نوفه‌ی حداکثری ۲ کیلوهرتز حین عملیات بال‌زن و سریدن، انجام داد. در حالی که دامنه‌ی بیشینه‌ی شنوایی طعمه از ۲ کیلوهرتز تا ۲۰ کیلوهرتز است. لذا، این خاصیت آن را به یک شکارچی مهلک تبدیل کرده و نسبت به سایر پرندگان برتری می‌بخشد. چندین ویژگی جغد از قبیل ساختار دنداندار بال در لبه‌ی حمله، الیاف مخملی و ترک‌دار بال‌ها و حاشیه‌های لبه‌ی فرار باعث شده تا پرواز صامت را تا این حد ممکن کند. جغدها به دلیل بزرگ‌تر بودن بال آنها نسبت به بدنه، پرنده‌های فوق‌العاده قدرتمندی محسوب می‌شوند. برخی از کارشناسان معتقدند که سرعت پایین پروازی و بال‌های بزرگ‌تر جغد دلیل‌های اصلی پرواز صامت هستند اما، بسیاری از آزمایش‌ها

### ۱.۳. اندازه‌گیری نوفه‌ی جغد و آستانه‌ی شنوایی

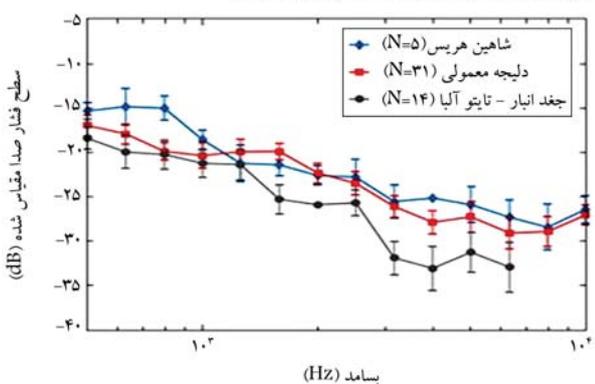
تورپ و گریفین،<sup>[۲۴]۳۰</sup> اولین اندازه‌گیری‌های صوتی جغدها را در پرواز آزاد انجام دادند، که نوفه‌ی آیرودینامیکی آنها در محدوده‌ی بسامدی فراصوتی (بالای ۱۵ کیلوهرتز) توسط دستگاه تجربی آنها قابل تشخیص نبود. آنها چند گونه‌ی مختلف جغد را مورد بررسی قرار دادند و مشاهده کردند که بسامد فراصوتی از هیچ یک از گونه‌های جغد در طول پرواز سُریدن قابل تشخیص نیست.<sup>[۹]</sup> اندازه‌گیری‌های مقایسه‌ی بعدی توسط نیوهوس<sup>۳۱</sup> و همکاران<sup>[۱۳]</sup> انجام شده است؛ آنها دریافتند بیشینه نوفه از یک اردک کوهی در نزدیکی ۴ کیلوهرتز رخ داده است، که در محدوده‌ی بسامدی بیشینه حساسیت برای انسان و جغدها قرار دارد. با این حال بیشینه نوفه برای جغد گندم‌گون در محدوده‌ی بسامدی پایین‌تر از ۲۰۰ تا ۷۰۰ هرتز رخ داده است. همچنین، گزارش شده است که بیشینه‌ی فشار صوتی آن با ضریب ۳۰ (تقریباً ۳۰ دسی‌بل ساکت‌تر) نسبت به اردک کوهی است. علاوه بر این، نیوهوس و همکاران تراز نوفه‌ی مشابهی را برای هر دو پرنده در مرحله‌ی برخاست هنگام بال زدن، گزارش دادند و یک حالت شروع پرسروصدا مشاهده کردند.<sup>[۴]</sup>

گروشکا<sup>۳۲</sup> و همکاران<sup>[۲۵]</sup> و کروگر<sup>۳۳</sup> و همکاران،<sup>[۵]</sup> اندازه‌گیری نوفه‌ی یک گونه‌ی خاص جغد آموزش دیده، را در یک اتاق بازتابی<sup>۳۴</sup> مجهز به میکروفون انجام دادند. مقایسه‌ی نتایج طیفی تراز فشار صدا پرواز جغد در برابر آستانه‌ی شنوایی انسان نشان داد که یک جغد به طور مؤثر نسبت به یک ناظر انسانی بیش از فاصله ۳ متری صامت خواهد بود (شکل ۵ الف). این اندازه‌گیری‌ها با نتایج نیوهوس و همکاران<sup>[۱۳]</sup> برای جغد جنگلی، در موقعی که صدای بسامد بالا سرکوب و بیشتر انرژی صوتی در بسامدهای کم‌تر از ۱ کیلوهرتز ایجاد می‌شود، سازگارند. همچنین، کونیشی<sup>[۲۶]۳۵</sup> عنوان کرد که جغد انبار در مقایسه با انسان نسبت به صداها در محدوده‌ی ۵۰۰ هرتز تا ۱۰ کیلوهرتز حساسیت بیشتری دارند. برای اطلاعات بیشتر در خصوص حساسیت شنوایی گونه‌های مختلف جغد، می‌توان به پژوهش دایسون<sup>۳۶</sup> و همکاران<sup>[۲۷]</sup> در سال ۱۹۹۸ رجوع کرد. این محدوده‌ی بسامدی حساسیت جغد با پهنای باند نوفه‌های خش‌خش<sup>۳۷</sup> تولید شده توسط طعمه‌ها نظیر موش‌های صحرایی، که بیشتر انرژی صوتی آنها در محدوده‌ی ۱ الی ۳ کیلوهرتز است، هم‌پوشانی دارد. همچنین، باید توجه داشت که این گستره‌ی نوفه‌ها طیف بسامدی تا ۱۴ کیلوهرتز را شامل می‌شود.

سراج<sup>۳۸</sup> و همکاران<sup>[۶]</sup> ارزیابی مهمی از اندازه‌گیری‌های موجود از جغدهای زنده در مقایسه با نوفه‌ی سایر پرندگان انجام دادند. همچنین، در این پژوهش با محدودیت‌هایی نظیر دستیابی به نتایج پایدار به دلیل عدم اصلاح سرعت جریان، تجهیزات ثبت صوتی، فتاوری‌های اندازه‌گیری اولیه و مشکلات در پرواز طبیعی پرندگان به‌منظور به دست آوردن اندازه‌گیری‌های صوتی مواجه بودند. آنها اندازه‌گیری نوفه‌ی پروازی جغد انبار، شاهین هریس<sup>۳۹</sup> و دلیجه‌ی معمولی<sup>۴۰</sup> را با استفاده از یک آرایه‌ی صوتی برای تولید نداشت نواحی منابع صوتی روی پرندگان بررسی کردند. سرعت پروازی همه‌ی پرندگان ثابت و برابر ۵ متر بر ثانیه بود. در تمامی گونه‌ها در بسامدهای کم‌تر از ۱/۶ کیلوهرتز اختلاف قابل توجهی در تراز فشار صدا مشاهده نمی‌شود؛ اما در بسامدهای بالاتر از ۱/۶ کیلوهرتز و مقایسه‌ی بسامدی یک سوم اکتاو باند، جغد نسبت به سایر پرندگان با ۳-۸ دسی‌بل ساکت‌تر بود. شکل ۵ ب، نتایج حاصل از مقیاس‌بندی پنج برابر سرعت پروازی را نشان می‌دهد. در بسامدهای بالای ۱/۶ کیلوهرتز، طیف فشار صدای دلیجه و شاهین با نرخ ۱۰ دسی‌بل در یک دهه<sup>۴۱</sup> کاهش می‌یابد. در حالی که برای جغدهای انبار ۱۵ دسی‌بل در دهه افزایش می‌یابد. همچنین، با نتایج قبلی برای جغد زنده که در آن محتوای بسامد بالا به طور



الف) اندازه‌گیری تراز فشار صدا با استفاده از یک میکروفون تک در فواصل مختلف از پرنده و مقایسه‌ی آن با آستانه‌ی شنوایی انسان [۲۵].

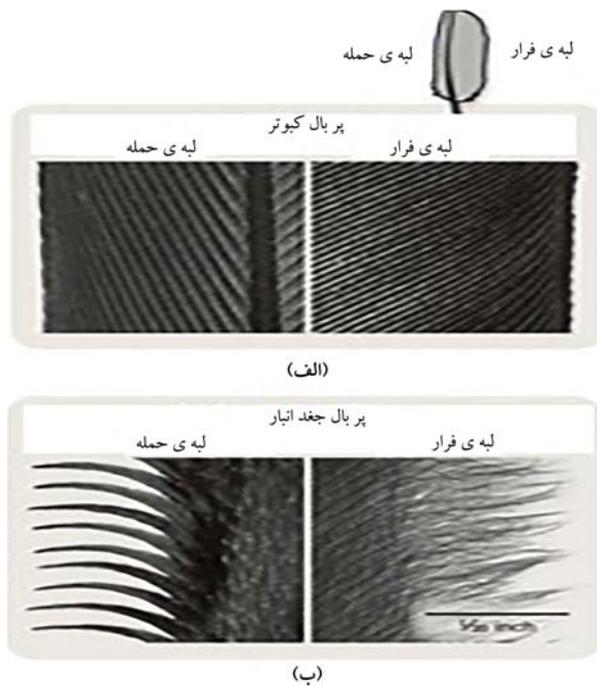


ب) اندازه‌گیری تراز فشار صدا در فاصله‌ی یک متری برای سه گونه پرنده [۶]. شکل ۵. اندازه‌گیری نوفه‌ی جغدهای زنده. [۴]

محسوس وجود ندارد، سازگار است. در ادامه، سراج و همکاران در سال ۲۰۱۱، با وجود این که سرعت پروازی در نظر گرفته تقریباً معادل‌سازی شده بود، بیان کردند که آرایه‌ی صوتی آنها قادر به اندازه‌گیری نوفه‌ی پروازی جغد انبار در بسامدهای فراتر از ۶/۳ کیلوهرتز نیست. همچنین، نتایج آنها با نظریه‌ی مبتنی بر پرواز صامت جغد در آزمایش‌های نمونه‌ی بال ثابت و بال ویژه، توسط محققان<sup>[۲۹]۳۸</sup> تطابق خوبی دارد. مطالعات تجربی توانایی بسیاری از گونه‌های جغد متوسط تا بزرگ را برای سرکوب نوفه‌ی آیرودینامیکی بالاتر از بسامد بحرانی، تقریباً ۱/۶ کیلوهرتز، تأیید می‌کند. این بازه‌ی بسامدی، سرکوب نوفه‌ی آیرودینامیکی در محدوده‌ی حساسیت شنوایی انسان‌ها، جغدها و همچنین شنوایی پستانداران طعمه را تقویت می‌کند. نتایج برای پهنای سرکوب نوفه‌ی آیرودینامیکی بال‌های جغد در اندازه‌گیری‌های زنده و بال‌های ثابت در آزمون‌های آزمایشگاهی نشان می‌دهد که وجود یک مشخصه یا ترکیبی از چند مشخصه‌ی بال مسئول این کاهش نوفه است.

### ۲.۳. مشخصه‌های بال

گراهام<sup>۴۲</sup> در سال ۱۹۳۴<sup>[۸]</sup> برای اولین بار شناسایی و استدلال کرد که سه مشخصه بال که فقط مختص جغدها است، ممکن است یک پایه‌ی فیزیکی برای تأثیر بر تولید نوفه‌ی آیرودینامیکی داشته باشد که عبارت‌اند از: یک شانه‌ی الیاف در امتداد لبه‌ی حمله، حاشیه‌ی لبه‌ی فرار خوش‌خو (موافق)<sup>۴۳</sup> و پوشش مخملی روی سطح بالایی بال‌ها. گراهام، فقدان این مشخصه‌های بال در جغد ماهی‌خوار<sup>۴۴</sup> را به عنوان پشتیبان تکاملی<sup>۴۵</sup> که این مشخصه‌ها مسئول پرواز صامت‌اند را تفسیر کرد. با این حال، هنوز



شکل ۶. مقایسه‌ی پر بال جغد انبار با کبوتر. [۲۳]

متماثل به بالا در لبه‌ی حمله ۲۹ درجه است. از این رو، با در نظر گرفتن دندان‌ها و قرارگیری آن روی یک بال جغد انبار به نظر می‌رسد که دندان‌ها حین پرواز تقریباً عمود بر جریان ورودی هستند. همچنین، انحناء و توزیع ضخامت دندان‌ها در موقعیت‌های مختلف روی پرها نیز ثبت شده است.

همچنین، رولین ۵۱ و همکاران، [۳۰] یک الگوی مقدماتی از جغد انبار را با استفاده از داده‌های ۴۳ نمونه‌ی نر و ۵۰ نمونه‌ی ماده تهیه کردند که نشان‌دهنده‌ی مستقل بودن طول دندان از جنس، سن، طول موکرک‌دار (خاردار)، طول پره و سطح پره است.

#### ۲.۴. حاشیه‌ی لبه‌ی فرار

حاشیه، نوک‌های خاردار جدا شده از پره‌های داخلی در جایی که چنگک‌های نگهدارنده‌ی پره وجود ندارد را شامل می‌شود. حاشیه‌های پره‌های منفرد با هم لبه‌ی فرار ساییده شده بال مرکب را تشکیل می‌دهند. باخمان و همکاران، [۱۶] اندازه‌گیری‌های جسمانی حاشیه‌های جغه‌های انبار با استفاده از پنج پر منفرد در موقعیت پره‌ی داخلی را انجام دادند. این مطالعه پنج پره از پنج موقعیت مختلف بال نشان داده شده در شکل ۳ ( $P_{10}, P_5, P_1, P_2, S_1$ ) را که در مجموع ۲۵ پر بودند، مورد تجزیه و تحلیل قرار دادند. میانگین طول حاشیه‌های محدود باریک در نواحی مرکزی پراز ۲ الی ۲/۴ میلی‌متر بود. تغییرات عرضی آماری قابل توجهی در انواع پرها، به جز پر  $P_{10}$  که طول حاشیه‌ی آن  $0.753 \pm 0.349$  میلی‌متر بود، وجود نداشت. طولین‌ترین حاشیه‌ها در نواحی مرکزی و انتهایی پر مشاهده می‌شوند و کوتاه‌ترین حاشیه‌ها در نزدیکی پایه‌ی پراست. میانگین چگالی و تراکم خطی محدوده‌ی حاشیه‌ها از ۳/۰۲ تا ۳/۳۵ در میلی‌متر است و تغییرات در تراکم خطی در عرض انواع مختلف پراز نظر آماری ناچیز بود. [۲]

#### ۳.۴. سطح مخملی بال

قلاب‌های کشیده در سطح فوقانی بسیاری از پره‌های جغد، باعث بافت مخملی

یک رابطه‌ی دقیق فیلوژنتیک<sup>۴۶</sup> در میان گونه‌های مختلف جغد و این مشخصه‌های بال برای تقویت علمی این ظنون و گمانه‌ها ارائه نشده است. در واقع، ویژگی‌هایی مانند سطح مخملی بالای بال در برخی از گونه‌ی پرنده‌های شب یا شبگردان نظیر گونه‌ی دهان‌قورباغه‌ی<sup>۴۷</sup> و شاهین شب<sup>۴۸</sup> (از راسته‌ی شبگردسانان) مشاهده شده است؛ اما در دیگر گونه‌ها، مانند بوف‌سانان،<sup>۴۹</sup> وجود ندارد. با این وجود، تحقیقات گراهام به کانونی برای آبروآکوستیک‌دان‌ها و زیست‌شناسانی که می‌خواهند ریخت‌شناختی این صفات بال و ظرفیت آنها برای ایجاد سازوکارهای جدید برای کاهش نوفه‌ی آبرودینامیکی را بهتر بشناسند، تبدیل شده است. اندازه‌گیری فیزیکی این مشخصه‌ها و تغییرات آنها در سراسر بال و گونه‌های مختلف جغد در حال حاضر مورد بررسی قرار می‌گیرد تا تک‌تک مؤلفه‌های دخیل در این پرواز صامت مشخص شود.

#### ۳.۳. پره‌های جغد و میرایی صدا

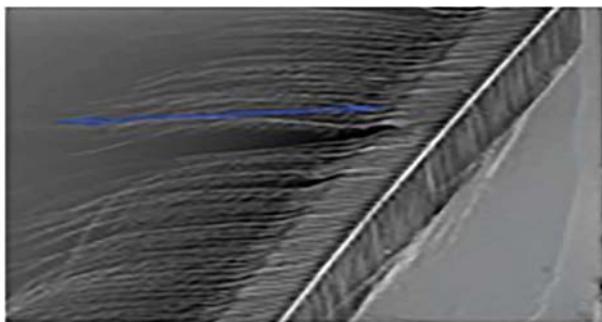
در اثر حرکت جسم در هوا، ارتعاشات و امواج فشاری به وجود می‌آید که این ارتعاشات و امواج فشاری به صورت صدا توسط انسان حس می‌شود. هنگامی که جغد در هوا حرکت می‌کند، می‌تواند به خوبی این ارتعاشات و امواج فشاری را خنثی کند. لبه‌ی حمله‌ی بال جغد دارای موهای روبرو به پایین است که در سراسر بال وجود دارد. در اثر پرواز در هوا، باد از روبرو به لبه‌ی حمله‌ی بال برخورد می‌کند. سپس، هوای متراکم و فشار از نقطه‌ی آغاز بال به سمت آن نقطه شروع به حرکت می‌کند. وقتی بال به پایان می‌رسد، فشار زیاد شده و باعث ایجاد تلاطم و آشفتگی می‌شود و بال زن با نوفه‌ی اضافی همراه می‌شود. لذا، در جغد دندان‌ها یا شانه مانند ساختار لبه‌ی حمله از جداپیش جلوگیری کرده و با ایجاد یک لایه مرزی آشفته بالای هوای روی سطح فوقانی بال، باعث افزایش نیروی برآ می‌شود. این اثرات به صورت توأمان از ایجاد صدا در هنگام پرواز جلوگیری می‌کنند. [۲۳]

#### ۴. اندازه‌گیری‌های جسمانی، فیزیکی و آکوستیکی جغد

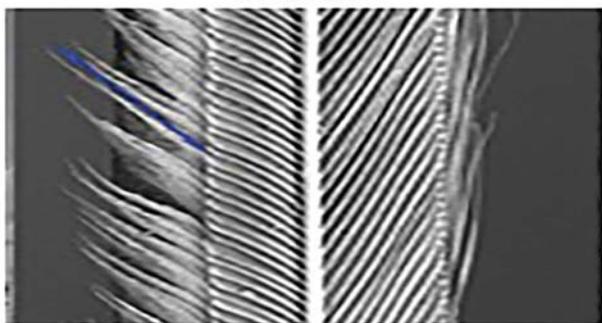
با بررسی دقیق پر جغد با استفاده از میکروسکوپ، می‌توان به وضوح جزئیات را نشان داد (شکل ۶). همان‌طور که مشاهده می‌شود، پره‌های دو پرنده، جغد و کبوتر با هم مقایسه شده‌اند و تفاوت بسیاری از لحاظ ساختاری دارند. از این رو، پر جغد دارای طراحی خاص در «شانه‌ی لبه‌ی حمله» و «حاشیه لبه‌ی فرار» است. در حالی که کبوتر دارای پر معمولی است. لذا پره‌های پروازی جغد دارای شانه‌های دندان‌دار و حاشیه‌های ناهموار است که سبب کاهش تلاطم و نوفه در طول پرواز می‌شود. همچنین، سطح مخملی بال جاذب صداست و به پرواز صامت کمک می‌کند.

#### ۱.۴. شانه‌ی لبه‌ی حمله

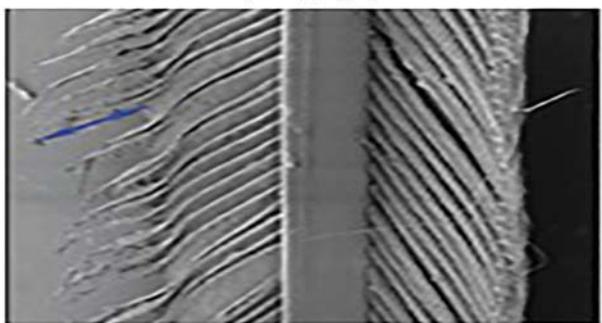
اندازه‌گیری‌های ریخت‌شناختی بدوی در سال ۲۰۰۷ توسط باخمان و همکاران [۱۷] با استفاده از ۵ بال از سه جغد انبار مختلف برای شانه‌ی لبه‌ی حمله با طول دندان میانگین ۱/۸ میلی‌متر، تراکم خطی ۱۸ دندان در سانتی‌متر و عرض پایه‌ی دندان ۵۵۵ میکرومتر با نسبت باریک‌شوندگی خطی دندان‌های نوک‌تیز انجام شده است. سپس، باخمان و وگنر<sup>۵۰</sup> در سال ۲۰۱۱ کامل‌ترین تحقیق را در زمینه‌ی جزئیات هندسی شانه‌ی لبه‌ی حمله انجام دادند. [۱۸] آنها، شش شاه‌پروا لیه از ردیف دهم ( $P_{10}$ ) شکل ۳ را برای ۵ جغد انبار در شرایط ایستایی و در هوای ساکن اندازه‌گیری کردند و گزارش دادند که متوسط طول سرتاسر دندان‌ها ۲۶۷۰ میکرومتر، فاصله‌ی تفکیک بین دندان‌های مجزا ۵۷۵ میکرومتر و میانگین شیب دندان‌های



الف) پرهای بال جغد؛



ب) پرهای بال عقاب؛



ج) پرهای بال کبوتر.

شکل ۷. مقایسه‌ی پرهای بال سه گونه‌ی مختلف پرنده.

بال می‌شود. کلان<sup>۵۲</sup> و همکاران قلاب‌های جغد را به سطح زبر منعطف تشبیه<sup>[۳۱]</sup> و بیان کردند متوسط اندازه‌گیری‌های جسمانی تقریباً ۲۰۰ قلاب بر میلی‌متر مربع است که قطر هر یک حدوداً ۶ میکرومتر است. برای جغدهای انبار، باخمان و همکاران در سال ۲۰۰۷، مشخص کردند که قلاب‌های روی پره‌ی داخلی بلندتر از پره‌ی خارجی است. همچنین، میانگین طول‌های قلاب‌های روی پره‌ی داخلی (خارجی) برابر ۸۷/۱ ± ۱۲۷۱ (۵۷/۵ ± ۶۰۱) میکرومتر است که طول هرکدام از قلاب‌ها به‌طور قابل توجهی طولانی‌تر از قلاب‌های کبوتر (گونه‌ی کلومبا لیویا دومستیکا)،<sup>۵۳</sup> (۶/۶ ± ۷۹) (۱۵/۰ ± ۱۳۶) میکرومتر است.

همچنین، آنها خاطرنشان کردند که قلاب‌های جغد انبار به اندازه‌ی کافی بلند است و می‌تواند تا چهار ساقه‌ی خاردار همسایه در هر پره در عرض گسترش یابد. اگرچه طول قلاب برای جغد انبار بلندتر از کبوتر است؛ اما تراکم قلاب‌ها در واحد سطح برای کبوتر بیشتر از جغدهاست.<sup>[۳۱]</sup>

#### ۴.۴. مؤلفه‌های مکانی پرواز جغد

اکنون لازم است که یک مؤلفه‌ی مکانی برای توصیف پرواز صامت جغد از منظر دینامیک سیالات تعریف شود. سرعت متوسط حدود ۵ تا ۷ متر بر ثانیه است<sup>[۳۴،۳۵]</sup> که منجر به تعریف محدوده‌ی عدد رینولدز بر اساس وتر،  $۲٫۲ \times ۱۰^۴$  الی  $۱٫۳ \times ۱۰^۵$  می‌شود. به‌عنوان نمونه، پرواز جغد انبار با سرعت ۵ متر بر ثانیه، یعنی پرواز ماخ پایین (عدد ماخ برابر ۰/۱۵) و عدد رینولدز  $۰٫۷ \times ۱۰^۴$  ویژگی‌های بال جغد می‌تواند مقیاس‌های طولی اضافی را معرفی کند: لایه‌ی مخملی تقریباً ۱ میلی‌متر ضخامت دارد و طول نمایشی هر دو حاشیه و شانه‌ی لبه‌ی حمله ۲ میلی‌متر است. این مشخصه‌ها بسیار کوچک‌تر از طول موج صوتی ۱/۶ کیلوهرتز در هوا (۲۱ سانتی‌متر) است. با این حال، این طول موج صوتی می‌تواند بزرگ‌تر یا کوچک‌تر از وتر بال در طیف وسیعی از گونه‌های جغد باشد. علاوه بر عدد رینولدز می‌توان گروه‌های بی‌بعد دیگری با استفاده از ضخامت لایه مرزی و اندازه‌گیری‌های جسمانی و اطلاعات دینامیک سیالات به دست آورد. پرواز جغدها عموماً در زوایای خیلی کم حمله رخ می‌دهد. همچنین، بسیاری از سازوکارهای اصلی تولید نوفه‌ی آیرودینامیکی برای بال‌ها می‌تواند در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه مورد تجزیه و تحلیل قرار گیرد.<sup>[۳۲]</sup>

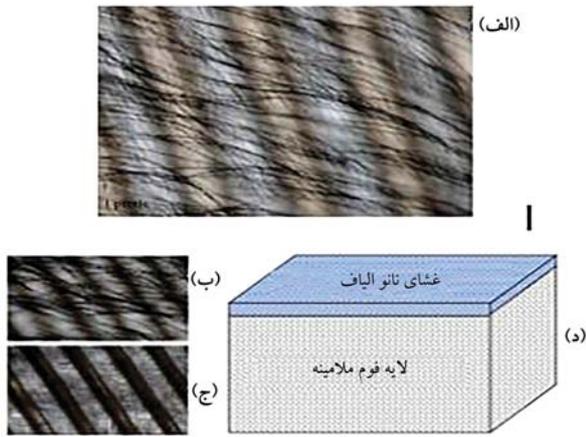
#### ۵.۴. نوفه و جذب آن

بررسی مؤلفه‌های صوتی جغد، یکی از جنبه‌های مهم در این حوزه است. بنابراین، نوفه‌ی بال‌زدن‌های جغد، کبوتر و عقاب برای مقایسه مورد مطالعه و توجه قرار گرفته است. همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، ردیابی‌های صوتی هر یک از پرندگان ثبت شده و به صورت نگاره‌ی (گرافیکی) به تصویر کشیده شده است. همچنین مشاهده می‌شود که بال جغد نسبت به دو پرنده‌ی دیگر دارای ساقه و ریشه‌های خاردار ظریف و کوچک است.<sup>[۳۳]</sup>

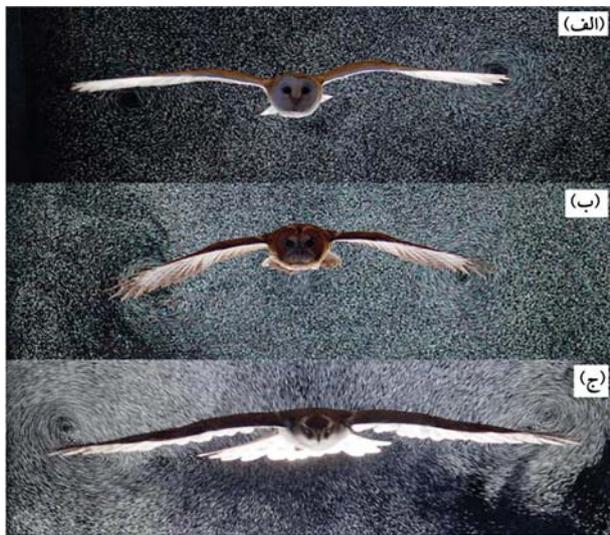
#### ۶.۴. صدا و مشخصه‌های بسامدی جغدها

همان‌طور که بیان شد، بال جغد دارای سه ویژگی خاص است: لبه‌ی حمله‌ی دنداندار، الیاف مخملی و حاشیه‌ی لبه‌ی فرار. ترکیب این ویژگی‌ها جغد را به یک شکارچی ماهر تبدیل کرده، در حالی که کبوتر و عقاب از این خصوصیات برخوردار نیستند. این پرندگان در مقایسه با جغد در زمینه‌ی پرواز صامت ضعیف‌اند؛ لذا لبه‌ی حمله‌ی دنداندار و ساختار شانه‌مانند که در پرهای عقاب و کبوتر وجود ندارد، تفاوت زیادی در مؤلفه‌های نوفه ایجاد می‌کند. هر دندان از نوک ساده‌ی خاردار تشکیل شده است

که برای اهداف آیرودینامیکی در برخی از زوایا می‌تواند خم شود. از این رو، کاملاً مشهود است که ساختار دندان‌بندی تقریباً در هر نقطه از بال، اجازه‌ی تشکیل گردابه‌ی بزرگ منفرد را نمی‌دهد. بنابراین، ضخامت لایه‌ی مرزی و جدایش جریان را کاهش می‌دهد. همچنین، جریان عبوری از روی بال را پایدار و تشکیل گردابه‌ی بزرگ مقیاس را خنثی می‌کند. در وهله‌ی بعد، حاشیه‌های لبه‌ی فرار پراز پره‌های داخلی و خارجی تشکیل شده است (شکل ۸). پرواضح است که لبه‌ی فرار در هواپیماهای بال ثابت، منبع اصلی تولید نوفه هستند، بنابراین حاشیه‌ها کلید کاهش نوفه، تلاطم و گردابه هستند. البته، از این طریق از تبدیل شدن لبه‌ی فرار به منبع تولید نوفه جلوگیری می‌کنند. طول معمولی پره‌های داخلی حدوداً ۳ الی ۵ میلی‌متر و پره‌های خارجی آن حدود ۲ میلی‌متر است. همچنین، یک عامل مهم این است که پرنده (شاه‌پرنده) از بقیه نرم‌تر و بلندتر و موهای زبر روی بال، ساختار متخلخل چندلایه‌ی دارد که توزیع ارتفاع آن غیر یکنواخت است. با این حال، موهای انتهایی تقریباً موهای ابتدایی را پوشش می‌دهند تا این که روی هم قرار بگیرند. این امر بیان می‌دارد که ساختار موجود در پرهای جغد جذب صدای بیشتری دارد و ساختار پر مخملی در مقایسه با پرهای سایر پرندگان بسیاری از نوفه‌های ایجاد شده در طول پرواز را جذب می‌کند.<sup>[۳۳]</sup> چنان‌که بیان شد و مشهود است، پرهای جغد به‌عنوان جاذب صدا عمل می‌کنند؛

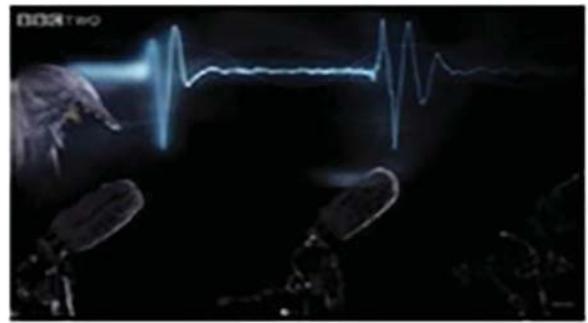


شکل ۹. الف) ساختار پر جغد؛ ب) لایه‌ی پوشش جنگلی؛ ج) لایه‌ی متخلخل گونه؛ د) کامپوزیت دولایه‌ی جاذب صدا. [۳۳]



شکل ۱۰. آشکارسازی حرکت سریدن: الف) جغد انبار؛ ب) جغد جنگلی؛ ج) باز سپید.

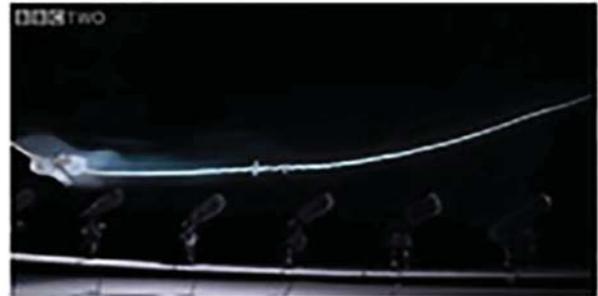
یک گردابه‌ی خطی که از یک فیبر انعطاف پذیر عبور می‌کند، دریافت که سیگنال نوفه تحت تأثیر کوپل شدن هیدرواستاتیک مسیر گردابه و حرکت فیبر قرار می‌گیرد. همچنین، نتیجه گرفت که چنین اندرکنش‌هایی در سطح بالایی بال جغد ممکن است به پرواز بی صدا کمک کند. [۳۵] با این حال، در پژوهشی دیگر ویزن<sup>۵۶</sup> و همکاران، گردابه‌ی در سمت مکش بال واقعی جغد پیدا نکردند. [۳۶] بنابراین، یافته‌ی جورسکی در ارتباط با پرواز صامت جغد مبهم ماند. در پژوهشی دیگر، آشرود<sup>۵۷</sup> و همکاران، [۳۷] یک فلش ناگهانی نور را از میان ۲۰۰۰۰ حباب پراز هلیوم که در هوا معلق بودند، تابیدند. همانطور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود آنها حرکت حباب‌ها را در حین پرواز پرندگان (جغد انبار، جغد جنگلی و باز سفید) رصد کردند و مشاهده کردند که گردابه‌هایی در پشت سر پرندگان در حین پرواز نمایان می‌شود و حرکت هریک از حباب‌ها را نیز توسط رایانه رصد و ثبت کردند که نتایج آن مطابق با شکل‌های ۱۱ و ۱۲ می‌باشد. حرکت چرخش این گردابه‌ها به سمت پایین است که به نیروی برای پرنده کمک می‌کند و سرعت فروزش ناشی از بدنه و دم به طور مدام از سرعت بال‌ها بیشتر است. همچنین، در هنگام سریدن باعث افزایش برآ و کاهش پسا می‌شوند. علاوه بر آن، حباب‌های چرخان پدیده‌ی شگفت‌انگیز دیگری را آشکار کردند که یک



الف) عقاب؛



ب) کبوتر؛



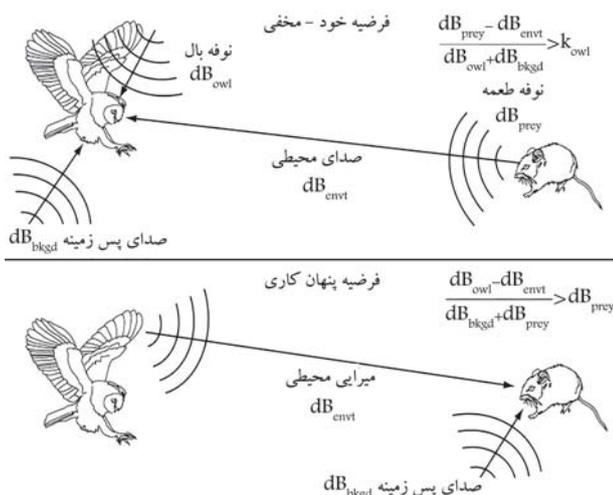
ج) جغد.

شکل ۸. صدا و مشخصه‌های بسامدی. [۳۳]

اما در مقالات به جنس پرها اشاره نشده است. بیشتر پژوهش‌هایی که در این باره انجام شده، ملهم از بال جغد بوده و در آن از الیافی مشابه با پرها استفاده شده است. به عنوان مثال، در پژوهشی از کامپوزیت نانوالیاف با الهام‌گیری از سطوح بال جغد به منظور جاذب صدا بهره برده شده است. آنها، اثرات قطر نانوالیاف، ضخامت غشاهای نانوالیاف و لایه‌های فوم ملامینه<sup>۵۴</sup> را بر ضرایب جذب صدا مورد تحلیل قرار دادند. این مطالعه بسامد قطع را که در آن ضریب جذب صدا به طور ناگهانی افزایش می‌یابد، شناسایی می‌کند. این پژوهش می‌تواند بینش جدیدی را در موارد طراحی جاذب‌های صوتی نیمه تراوا<sup>۵۵</sup> جدید در کاربردهای مهندسی ایجاد کند. [۳۳]

## ۵. شکل‌گیری گردابه در بال جغد در حین پرواز

در پژوهش لیو و همکاران، بخشی به گردابه‌های بال اختصاص دارد. آنها با مشاهده‌ی دینامیک گردابه‌های میدان نزدیک، توزیع فشار و طیف سرعت نشان دادند که حاشیه‌های لبه‌ی فرار می‌تواند جدایش جریان و ریزش گردابه را در نزدیکی لبه‌ی فرار سرکوب کند و در نتیجه اغتشاشات سرعت محلی و تراز فشار صدا را کاهش دهد. [۳۴] مطابق شکل ۹ جورسکی با مطالعه و مدل‌سازی دینامیک و تولید صدای



شکل ۱۳. دو فرضیه موجود در پرواز صامت جغد. [۳۸]

صامت پرواز می‌کند. بر اساس این فرضیه، جغدها با کاهش  $dB_{owl}$  می‌توانند صداهایی را که طعمه ایجاد می‌کند، بهتر شناسایی کنند. ۲. فرضیه پنهان‌کاری: سکوت و پرواز صامت به جغد این امکان را می‌دهد که توسط طعمه شناسایی نشود.

بر اساس فرضیه اول، پنج متغیر وجود دارد که بر خود مخفی بودن جغد تأثیر می‌گذارد: صدای تولید شده توسط بال‌ها و بدن در پرواز ( $dB_{owl}$ )، صدای تولید شده توسط طعمه ( $dB_{prey}$ )، صدای پس‌زمینه محیط ( $dB_{bkgd}$ )، افت انتقال ناشی از ارسال صدای طعمه از طریق محیط به جغد ( $dB_{envt}$ ) و توانایی شنوایی جغد ( $k_{owl}$ ) برای تعیین محل صدای طعمه. معمولاً افت انتقال صدای بال جغد به سبب ثابت بودن فاصله‌ی بین بال تا گوش جغد، ثابت است. لذا به عنوان پارامتر جدا در نظر گرفته نمی‌شود. در عوض،  $dB_{owl}$  در محل گوش‌های جغد مورد ارزیابی قرار می‌گیرد، زیرا تنها صدای بال است که به گوش جغد می‌رسد و شنوایی جغد را مختل می‌کند. در نهایت، بیان این متغیرها به عنوان سیگنال به نوبه به صورت رابطه‌ی ۱ بیان می‌شود:

$$\frac{dB_{prey} - dB_{envt}}{dB_{owl} + dB_{bkgd}} > k_{owl} \quad (1)$$

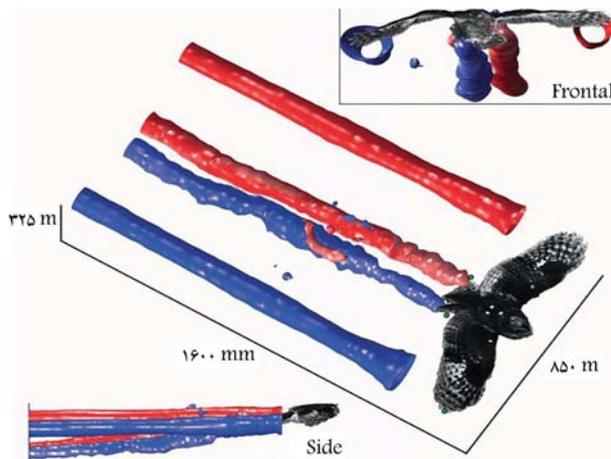
بر اساس فرضیه دوم، عدم توانایی طعمه در شنیدن صدای جغد باعث پرواز صامت می‌شود. پنج متغیر وجود دارد که بر پنهان‌کاری جغد تأثیر می‌گذارد: صدای تولید شده توسط بال‌ها و بدن در پرواز ( $dB_{owl}$ )، صدای تولید شده توسط طعمه ناشی از جویدن یا حرکت آن ( $dB_{prey}$ )، صدای پس‌زمینه محیط ( $dB_{bkgd}$ )، افت انتقال ناشی از ارسال صدای بال جغد از طریق محیط به طعمه ( $dB_{envt}$ ) و توانایی شنوایی طعمه ( $k_{prey}$ ) برای تعیین محل صدای طعمه. در نهایت، این فرضیه چنین بیان می‌شود:

$$\frac{dB_{owl} - dB_{envt}}{dB_{bkgd} + dB_{prey}} > k_{prey} \quad (2)$$

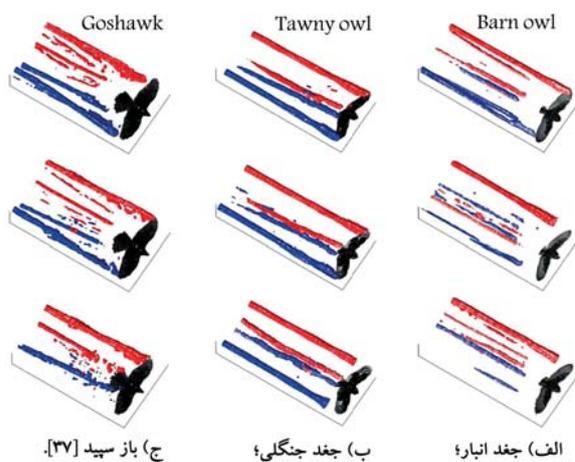
## ۷. سازوکارهای تولید نوبه و انواع آن در بال جغد

### ۱.۷. منشأ نوبه‌ی تلاطم (آشفستگی)

تولید نوبه‌ی آبرودینامیکی در جریان با عدد ماخ پایین و عموماً در نواحی با تلاطم به وجود می‌آید که نتیجه‌ی تبدیل انرژی جنبشی هیدرودینامیکی چرخشی به امواج



شکل ۱۱. نمونه‌ی از بازسازی ساختارهای گردابی در پشت سر جغد جنگلی در حال سریدن. سطوح نمایش داده شده برحسب معیار Q دو جفت گردابه دنباله‌دار (یک جفت در پشت نوک بال‌ها و یک جفت باریک‌تر در دم) را نمایش می‌دهند. [۳۷]



شکل ۱۲. ساختارهای گردابی در پشت سر جغد در حال سریدن.

جفت گردابه‌ی ثانویه از دم به سمت پایین حرکت می‌کند. این گردابه‌های ثانویه باعث افزایش برآ می‌شود و چون از دم نشأت می‌گیرند، توزیع برآ در آن به صورت یکنواخت است و روی کل بدنه‌ی پرنده پخش می‌شود. همچنین، پسای کل را کاهش می‌دهند و به پایداری پرنده کمک می‌کند.

## ۶. چرایی پرواز بی‌صدای جغد

با جست‌وجوی انجام گرفته مشاهده شد که به صورت تحلیلی و نظری کم‌تر پیرامون صامت بودن پرواز جغد پرداخته شده است. پژوهش‌هایی به صورت تحلیلی در باره‌ی مشخصه‌های بال جغد از جمله دندان‌های لبه‌ی فرار و لبه‌ی حمله توسط لیو و همکاران در چندین مورد پرداخته شده است. اما، این که خود پرواز صامت به صورت تحلیلی بحث شود، جزء پژوهش‌های نادر است. در پژوهشی توسط کلارک و همکاران [۳۸] مطابق شکل ۱۳ دو فرضیه‌ی عملکردی پیرامون پرواز جغد و شکار بیان شده است. در پرواز صامت جغد دو فرضیه‌ی عملکردی وجود دارد: ۱. فرضیه‌ی خودمخفی جغدها برای جلوگیری از تولید صداهای بال و صدای قدم‌های خود به منظور منع شنوایی و عدم توانایی درک صداهای دیگر، به صورت

سال ۱۹۷۰ یکی از اولین تحقیقات در این باره توسط کرایتون و لیننگتون<sup>۶۲</sup> انجام شد.<sup>[۲۲]</sup> آنها به عنوان یک نمونه‌ی ساده، یک سطح نیمه بی‌نهایت خوش‌خو را در نظر گرفتند (دقیقاً سطحی که در آن اثرات کشسانی ضعیف است و سرعت عمودی سطح توسط روابط مقاومت ظاهری (امپدانس) به فشار محلی ربط پیدا می‌کند).

آنها نشان دادند که مقدار پراکنش توسط سطح بارگذاری سیال تعیین می‌شود. در نمونه‌های بارگذاری کم روی سیال (که معمولاً به عنوان نمونه ساختارهای سنگین در هوا)، لبه‌ی فرار در پراکنش مؤثر است. اما، برای بارگذاری سیال سنگین (به عنوان مثال نمونه‌ی در آب یا برای ساختارهای سبک و بسامد پایین صدا در هوا) لبه‌ی فرار در پراکنش مؤثر نیست. این نتیجه نشان می‌دهد که احتمال کاهش کارایی پراکنش لبه‌ی فرار، اساساً با عبور گردابه‌های متلاطم از لبه‌ی فرار با شدت کم رخ می‌دهد.

در اولین پژوهش‌ها، صفحات خلل و فرج‌دار (متخلخل) به عنوان روشی برای کاهش سروصدای لبه‌ی فرار بررسی شده‌اند. به عنوان مثال، هاو<sup>۶۴</sup> در سال<sup>[۲۳]</sup> ۱۹۷۹ صدای تولید شده توسط گردابه‌ی نقطه‌یی جابه‌جا شده از لبه‌ی فرار را با/بدون صفحات سوراخ‌دار در نظر گرفت. وی مشاهده کرد که وجود حفره‌ها به طور چشمگیری، یک مقیاس دسی‌بل، باعث کاهش دامنه‌ی قله‌ی فشار ضربه‌یی در دست در ارتباط با تغییر ناگهانی شرایط مرزی می‌شود. همچنین، در جهت‌های مختلف، با استفاده از مقاطع دارای مواد متخلخل، در ایرفویل‌های چندجزئی، نیز کاهش در نوفه‌ی لبه‌ی حمله را مشاهده کرد. همچنین، وی نشان داد که مواد متخلخل نه تنها باعث پراکنش در لبه‌ی فرار، بلکه باعث اصلاح منابع نوفه‌ی ذاتی می‌شود. ترکیب هر دو حالت کشسان و متخلخل،<sup>[۲۴]</sup> توسط جورسکی و پیکه<sup>۶۵</sup> با

جزئیات کامل مورد مطالعه قرار گرفت. در این پژوهش این نمونه‌ی مورد بررسی به عنوان یک الگوی ساده از حاشیه‌ی لبه‌ی فرار جغد در نظر گرفته شده بود. سپس، کاوایی<sup>۶۶</sup> و همکاران،<sup>[۲۵]</sup> به صورت عددی و با استفاده از روش انتگرال مرزی برای ایرفویل پروالاستیک<sup>۶۷</sup> (پروسیته +الاستیک) را تکمیل و مشاهده کردند که پیشرفت‌های قابل توجهی در مقایسه با نمونه‌ی صلب وجود دارد (یک بینشی که در مورد وتر نیمه بی‌نهایت وجود داشت این بود که تخلخل در کاهش نوفه در مقیاس‌های قابل قیاس با وتر ایرفویل، مؤثرتر به نظر می‌رسد. درحالی که کشسانی در طول موج‌های کوتاه‌تر مؤثرتر است. لذا، ترکیب این دو برای کاهش عملکرد در طیف گسترده‌یی مؤثر است). در سایر کارهای عددی توسط پیمنتا<sup>۶۸</sup> و همکاران،<sup>[۲۶]</sup> نشان داده شد که گنجاندن مشخصه‌های اضافی در جهت دهانه نظیر سوئیچ لبه‌ی فرار و دندان‌های لبه‌ی فرار، حتی بیشتر می‌تواند پراکنش را کاهش دهد. احتمالاً باعث ایجاد اثر کاهش همدوسی در جهت دهانه<sup>۶۹</sup> و بهبود تخریب<sup>۷۰</sup> منابع در راستای لبه‌ی فرار می‌شوند. در سال ۲۰۱۸ کیسیل و آیتون<sup>[۲۷]</sup> با استفاده از یک روش تکراری برای حل مسئله‌ی پراکنش ماتریس وینر - هاپف<sup>۷۲</sup> توسط یک صفحه‌ی صلب نیمه‌محدود با زائده‌ی متخلخل با طول محدود، استفاده کردند. نکته‌ی جالب توجه از مشخصه‌ی اضافی در این است که زائده‌ی صلب متخلخل به عنوان مکان دوم برای پراکنش تلاطم برای لایه‌مرزی می‌تواند عمل می‌کند. از این رو، صدای حاصل شده سبب تداخل با صدای لبه‌ی فرار می‌شود و یک میدان صوتی که به تنهایی بلندتر از لبه‌ی فرار متخلخل است، تولید می‌کند که به تخلخل و بسامد وابسته است. لذا، می‌توان نتیجه گرفت که هنگام پیش‌بینی نوفه لبه‌ی فرار برای پیکربندی واقعی، اثرات نامترکام در جهت وتر یک مشخصه‌ی مهم تلقی می‌شود.

به عنوان یادداشت نهایی در این بخش، بیشتر کارهایی که شرح داده شد مربوط به راه‌های کاهش کارایی برخی از جریان‌های متلاطم هستند که توسط لبه‌ی فرار به صدا تبدیل می‌شوند، نه این‌که چگونه تلاطم ذاتی را می‌توان نوفه‌ی کم اصلاح کرد. در سال ۱۹۸۹ بروکس<sup>۷۳</sup> و همکاران،<sup>[۲۸]</sup> طیف وسیعی از آزمایش‌ها را در شرایط

صوتی طولی با طول موج‌هایی بلندتر از مقیاس طولی جریان متلاطم محلی است؛ این نوفه سپس توسط ناظر در میدان دوردست شنیده می‌شود. در سال ۱۹۵۲، لایت‌هیل با آزایی معادلات جرم و حرکت به شکل یک معادله‌ی موج منفرد برای چگالی  $\rho(x, t)$  و تخمین نوفه‌ی آیرودینامیکی را که ناشی از تنش سیال در نواحی منبع تلاطم است، ممکن کرد. او نشان داد:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_o^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (۳)$$

که در آن،  $T_{ij}$  تانسور تنش لایت‌هیل است که در جریان با عدد ماخ پایین با تنش رینولدزی  $\rho u_i u_j$  تقریب زده می‌شود. همچنین،  $u$  سرعت سیال و  $c_o$  سرعت صدا در محیط ساکن است. برای جریان‌های سرعت پایین، گردابه‌های آشفته‌گی معمولاً به طور کامل با یک منبع نقطه‌یی چهارقطبی الگوسازی می‌شود. بنابراین اغتشاشات چگالی،  $\rho'$ ، در دوردست به صورت معادله‌ی ۴ نشان داده می‌شود:

$$\rho'(x, t) = \frac{1}{4\pi c_o^2 |x|} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int T_{ij}(y, t - |x|/c_o) d^3 y. \quad (۴)$$

توجه شود که تنها زمان تأخیر،<sup>۵۸</sup>  $t - |x|/c_o$  در توزیع منبع ظاهر می‌شود که بیانگر تراکم صوتی<sup>۵۹</sup> در نظر گرفته شده در مقیاس طول موج‌های صوتی معمولی است.<sup>[۲۱]</sup>

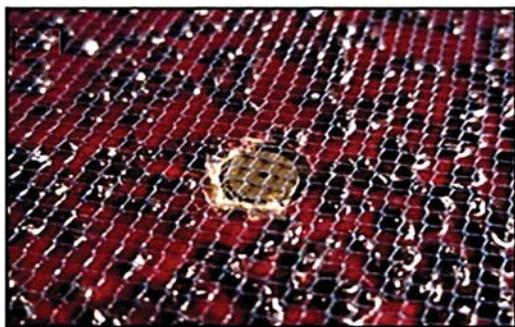
## ۲.۷. نوفه‌های ساختاری

ساختار پیچیده‌ی بال‌های پرنده، علاوه بر نوفه‌ی لبه‌ی حمله می‌تواند باعث منابع نوفه‌ی اضافی دیگر شود. عبور هوا از میان پرهای خوش‌خو می‌تواند منجر به بال‌بال‌زدن آیروالاستیک شود که باعث ایجاد صدای وزوز و خیش‌خیش برای پرندگان شود (رجوع شود به پژوهش کلارک و پرام.<sup>[۲۹]</sup> ۱۹۶۰) همچنین، دایوس<sup>۶۱</sup> در سال ۱۹۲۴،<sup>[۳۰]</sup> از مشاهدات خود از جغد شاخ‌دار کوچک در حال پرواز بیان می‌کند که بیشتر پروازش را در سکوت و آرام است و گاهی اوج می‌گیرد و شیرجه‌یی کوتاه می‌زند و با حرکت رو به بالا خاتمه می‌یابد. صدای شنیده شده در حالت بال‌زدن جغد، شبیه صدایی است که پرنده‌ی محبوس در قفس می‌خواند یا این که پرچمی در باد خیلی شدید تکان می‌خورد. به طور کلی در جغد دو گونه صدا شنیده می‌شود، صدایی شبیه آواز برای ابراز احساسات و صدای بال‌زدن که به نوعی صدای اعتراضی است که گاهی اوقات به معنای آگاه ساختن جوجه‌ها از تهدید خارجی است.<sup>[۳۰]</sup>

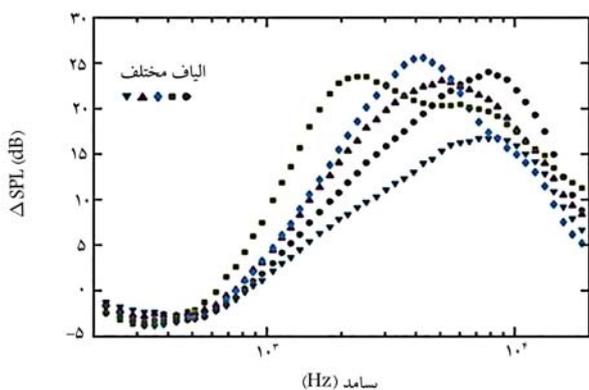
کلارک<sup>[۳۱]</sup> بیان می‌کند که بسیاری از گونه‌های پرندگان به دلیل زدن پرها به هم یا روی بدن و همچنین مالش پر به پر، صداهای متنوعی تولید می‌کنند. مطابق پژوهش سیک<sup>[۹]</sup> و هرتل،<sup>[۱۰]</sup> ۱۹۶۲ قلاب‌های کشیده روی سطح بالایی پرهای جغد، باعث کاهش نوفه‌ی اصطکاک بین پرها و سرکوب سازوکارهای بالقوه‌ی زیستی نوفه می‌شود. همچنین، باخمان و همکاران،<sup>[۱۶]</sup> نشان دادند که حاشیه در لبه‌ی فرار هر پر جغد، شیارهای پرهای همسایه را پر می‌کند و باعث ایجاد یک شکل پایدار در بال می‌شود که مقاومت بیشتری در برابر جریان و کاهش نوفه‌ی مالشی پر را سبب می‌شود.

## ۳.۷. نوفه‌ی لبه‌ی فرار

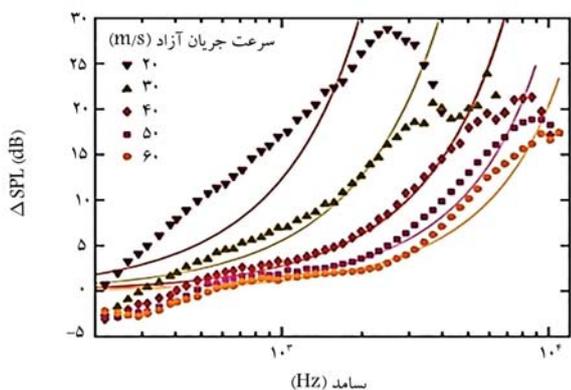
همان‌طور که قبلاً اشاره شد، نوفه‌ی ناشی از پراکنش یک لایه‌مرزی متلاطم در عبور از لبه‌های صلب تیز به طور بالقوه بر سایر منابع نوفه‌ی دیگر از نظر مقیاس‌بندی عدد ماخ غالب است. سؤالی که اخیراً توجه همه را به خود جلب کرده، این است که چگونه با اصلاح مناسب خصوصیات هندسی یا موادی لبه‌ی فرار، این اثر کاهش یابد؛ در



الف) سایبان پارچه‌ی معلق بالای کاغذ سمباده زبر و میکرون نصب شده روی سطح؛



ب) میرایی اغتشاشات سطحی برای هر سایبان با زبری بالای ۳ mm در جریان آزاد با سرعت ۶۰ m/s؛



ج) مقایسه‌ی میرایی فشار سطحی اندازه‌گیری شده تجربی (نمادها یا شکلک‌ها) در چندین سرعت جریان آزاد با پیش‌بینی‌های نظری محافظ برشی (خطوط پر) [۴].

شکل ۱۴. کاهش فشارهای سطحی روی سطح زبر با استفاده از پوشش‌های معلق در ساختارهای همسوی جریانی.

برای یک ایرفویل بیضوی در زاویه‌ی حمله‌ی صفر تطابق خوبی با نتایج تجربی نشان می‌دهد. همچنین، آنها نتیجه گرفتند که برای سرعت‌های پایین و بسامدهای بالا مورد توجه جغد، دماغه‌ی لبه‌ی حمله باعث کاهش صدای میدان دوردست می‌شود. در آخرین بخش به پژوهش‌گیر و همکارانش [۵۰] اشاره می‌شود. آنها اندازه‌گیری‌های صوتی در تونل باد آیرودینامیکی با/بدون شانه‌ی لبه‌ی حمله را برای نمونه بال‌های جغد انجام دادند. همچنین، آنها متوجه شدند که به نظر نمی‌رسد وجود شانه تأثیر واضح و مطلوبی بر روی نوفه پرواز در زوایای حمله داشته باشد. با این حال، این محققین دریافتند که در زوایای حمله‌ی بالا، همان‌طور که ممکن است در آخرین مرحله شکار و حمله به طعمه رخ دهد، حضور شانه موجب کاهش چشمگیر نوفه

جریانی مختلف از جمله زوایای حمله مختلف، اعداد ماخ و رینولدز مختلف و سایر پارامترها برای ایرفویل ناکا ۱۲° صلب زیر نظر کمیته مشاوره ملی و هوانوردی ۷۴ انجام دادند. در حقیقت، آنها سازوکارهای دیگری علاوه بر جریان متلاطم عبوری، نظیر ریزش گردابه‌ی همدوس را که باعث تولید نوفه لبه‌ی فرار می‌شوند، در اعداد رینولدز پایین و زوایای حمله بالاتر و نوفه‌ی نوک مهم هستند، را بررسی کردند. از این رو، به منظور درک کامل نوفه‌ی لبه‌ی فرار برای ایرفویل پروالاستیک، این پژوهش تجربی انجام شده است.

#### ۴.۷. نوفه‌ی زبری ۷۵

برای روشن کردن نقش پوشش کرک‌دار روی بال جغد، کلارک و همکاران، [۴۱] یک مجموعه آزمایش برای بررسی اثر آن بر نوفه و فشار ناپایای سطحی یک الیاف کرک‌دار معلق در بالای یک سطح زبر در داخل یک جریان را انجام دادند. وجود پوشش کرک‌دار روی نوفه‌ی دوردست تأثیر به‌سزایی دارد (اگرچه، در بسامدهای بسیار بالا الیافی که به صورت عرضی با جریان تراز می‌شوند، باعث اضافه شدن نوفه‌ی ناشی از گردابه‌ی ریزش می‌شوند). با این حال، پوشش کرک‌دار تأثیر چشمگیری بر طیف فشاری سطح دارد و باعث کاهش ۲۵ دسی‌بل در بسامد قله می‌شود (شکل ۱۴ ب). از پنج پارچه‌ی مورد استفاده برای پوشش کرکی، چهار عدد دارای نرخ سطح آزاد  $(\alpha H)$  ۷۰٪ بودند، درحالی‌که یکی (شکل ۱۴ ب، دارای نمادهای مربعی است) دارای بافت متراکم و تقریباً دارای نرخ ۴۰٪ است. یک توضیح احتمالی برای این رفتار قابل توجه، وجود محافظ برشی است که سازوکاری برای سرکوب اغتشاشات عرضی سیال است. به طور مشابه برای الگوهای معمولی سایبان جنگلی (نوعی پوشش کرک‌دار)، پسای (درگ) اعمال شده توسط سایبان ممکن است جریان را به تعویق بیندازد و باعث ناپایداری کلون - هلمهولتز ۷۶ شود. ناپایداری کلون - هلمهولتز باعث رشد نمایی اغتشاشات سرعت در جهت جریان و همراه با فروپاشی نمایی در جهت عرضی است. به عنوان مثال، در بالا و داخل ناحیه‌ی سایبانی، به طور نمایی فشار روی دیواره ناشی از انتشار اختلالات بالای پوشش سایبان را کاهش می‌دهد. کلارک و همکاران در سال ۲۰۱۶، با در نظر گرفتن انتشار امواج بسامد ثابت در یک پروفایل برشی خطی، یک الگوی نظری ساده از این فرایند را بررسی کردند. همان‌طور که در شکل ۱۴ ج مشاهده می‌شود با استفاده از مقادیر مناسب انتخاب شده برای عرض و قدرت لایه‌ی برشی، تطابق خوبی بین منحنی‌های میرایی تجربی و نظری می‌توان یافت. [۴]

#### ۵.۷. نوفه‌ی لبه‌ی حمله

در سال ۱۹۷۰، ویلیام و هال استدلال‌هایی برای اهمیت نوفه‌ی لبه‌ی حمله به دلیل تغییر ناگهانی هندسه ارائه دادند که به همان اندازه در تقویت نوفه‌ی ناشی از تلاطم در حضور لبه‌ی حمله ایرفویل نیز صدق می‌کند. البته، تفاوت در اینجا این است که برای اندرکنش لبه‌ی حمله، تلاطم باید در بالادست جریان وجود داشته باشد، نه این که از طریق انتقال لایه‌مرزی در لبه‌ی فرار ایجاد شود.

یکی از مشخصه‌های نوفه‌ی لبه‌ی حمله که در لبه‌ی فرار دیده نمی‌شود، این است که هنگام مشاهده بدنه‌ی ایرفویل توسط تلاطم جابه‌جایی جریان بالادست، سرعت جریان آزاد باید سریعاً به صفر میل کند و حدوداً در نزدیکی لبه‌ی حمله، به نقطه‌ی سکون برسد. این تغییرات سریع محلی گردابه‌های متلاطم جریان متوسط، به‌طور قابل توجهی در جهت جریان تأثیر دارند و منجر به اصلاح فشار سطحی و طیف صدای دوردست می‌شوند. نتایج محاسبه شده توسط آیتون ۷۷ و پیکه، [۴۹]

گرفتند. در نهایت، باید همه‌ی فنّاوری‌های کاهش صدا بتوانند باعث یک انگیزه‌ی اقتصادی اعم از هزینه‌ی کم طراحی و تعمیر و نگهداری در جنبه‌های صنعتی نظیر هواپیما و توربین بادی ایجاد کنند.

### ۱.۸. دندان‌های لبه‌ی حمله

هرش<sup>۸۲</sup> و همکاران،<sup>[۱۳]</sup> به صورت تجربی مطالعات گسترده‌ی را پیرامون کاربرد دندان‌های لبه‌ی حمله به عنوان تجهیز برای کاهش نوفه‌ی گردابه‌ی صدا ساطع شده از ایرفویل‌های ثابت و چرخان در جریان با اعداد رینولدز پایین ارائه دادند. همچنین، انواع مختلفی از دندان‌ها را در موقعیت‌های منتخب لبه‌ی حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ قرار دادند. آنها مشاهده کردند که تراز نوفه‌ی ایرفویل‌های متصل به دندان، در هر دو حالت تیغه ثابت و دوار به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد. همچنین، باعث ریزش گردابه‌ی ویک می‌شود که تأثیر مثبتی در حذف نوفه‌ی تونال دارد و کاهش نوفه نوارپهن<sup>۸۳</sup> تقریباً ۳-۵ دسی‌بل در زوایای حمله‌ی بالا مطابق با واماندگی ایرفویل مشاهده شده است.

اندازه‌گیری‌های آبروآکوستیک دندان‌های لبه‌ی حمله پیرامون لبه‌های دندان‌دار، موج‌دار و شکاف‌دار و همچنین، در حالت سه‌بعدی به صورت ترکیبی از دندان‌ها و شکاف‌دار بررسی شده‌اند. فضای گسترده طراحی و محدوده‌ی اعداد رینولدز به طور کلی باعث عدم شناسایی بهترین روش‌ها برای تخمین و حذف نوفه لبه‌ی حمله می‌شود. با این حال، در سال ۲۰۱۶ لیو و همکاران،<sup>[۵۳]</sup> همچنین، در پژوهشی در سال ۲۰۱۷،<sup>[۵۴]</sup> تداخل صوتی مخرب بین دندان‌ها را به عنوان سازوکار اصلی برای کاهش صدای لبه‌ی حمله دندان‌ها شناسایی و بررسی کردند. در پژوهش سال ۲۰۱۶،<sup>[۵۳]</sup> آنها یک الگوی تحلیلی برای پیش‌بینی نوفه از لبه‌های فرار دندان‌دار را توسعه دادند. نتایج به دست آمده از الگوی جدید، کاهش نوفه تا ۱۰ دسی‌بل در لبه‌ی فرار را پیش‌بینی می‌کند که همچنین با نتایج تجربی سازگاری خوبی دارد. در حالی که، تحقیقات تجربی اغلب متمرکز بر کاهش نوفه در ۹۰ درجه بالای لبه‌ی فرار است، مدل تحلیلی جدید نشان می‌دهد که اثرات پراکنندگی تداخل مخرب ناشی از دندان‌ها باعث کاهش چشمگیری نوفه در زوایای قطبی بزرگ در نزدیک لبه‌ی حمله می‌شود. همچنین، مشاهده شده است که دندان‌ها می‌توانند به طور قابل توجهی مشخصه‌های هدایت‌کننده ایرفویل را در بسامدهای بالا تغییر دهند و منجر به افزایش نوفه در اعداد ماخ بالا شوند. در سال ۲۰۱۷ نیز،<sup>[۵۴]</sup> آنها یک الگوی تحلیلی دیگر برای پیش‌بینی نوفه ساطع شده توسط یک ایرفویل همراه با دندان‌های لبه‌ی حمله در یک جریان متلاطم زیرصوتی ارائه و بررسی کردند. افزون بر این نشان داده شده است که برای دستیابی به کاهش قابل قبول نوفه، دندان‌ها باید دو معیار هندسی مربوط به تیزی دندان و خواص هیدرودینامیکی جریان متلاطم را داشته باشند. علاوه بر این، دندان‌ها می‌توانند تراز فشار صوتی کلی را در بیشتر زاویه‌های تابش، به ویژه در زوایای پایین دست نزدیک به سطوح ایرفویل، کاهش دهند.

کلان و همکاران،<sup>[۵۶،۵۵]</sup> وویزن<sup>۸۴</sup> و همکاران<sup>[۳۶]</sup> تأثیر دندان‌ها بر رفتار آبرودینامیکی نمونه قرار داده شده در تونل باد و بال‌های واقعی جغد مورد مطالعه قرار دادند. این پژوهشگران یک نمونه بال جغد با انواع مختلف دندان‌ها و از جنس‌های مختلف نظیر فلز یا سلیکون (شکل ۱۵ الف) در اعداد رینولدز ۴۰۰۰۰ تا ۱۲۰۰۰۰ در یک تونل باد در شرایط استاتیکی آزمایش کردند. همچنین، آنها رفتار آبرودینامیکی بال را با لبه‌ی حمله‌ی اصلاح شده با رفتار آبرودینامیکی یک بال مرجع مقایسه کردند. سازه‌های مصنوعی باعث کاهش اندازه‌ی ناحیه‌ی جدایش می‌شود (شکل ۱۵ ب). برای نمونه با دندان‌های سلیکونی نسبت به نمونه با دندان‌های فلزی باعث کاهش

است (در حدود سه دسی‌بل). علاوه بر این، آنها نشان دادند که به نظر می‌رسد وجود لبه‌ی حمله، از تشکیل یک منبع نوفه قوی در نزدیکی نوک، جلوگیری می‌کند. این که آیا چنین تأثیری روی جغد زنده وجود دارد؟ هنوز یک سؤال باز است! با این حال، طبق پژوهش‌های بروکس و همکاران در سال<sup>[۳۸]</sup> ۱۹۸۹، پیرامون ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، مشاهده شده که اثرات نوک تیغه می‌تواند حداقل با نوفه‌ی ناشی از بقیه‌ی دهانه در مواردی که یک گردابه‌ی نوک قوی وجود داشته باشد، مقایسه شود. سازوکار تولید نوفه که توسط آنها ارائه شد، مشابه با نوفه‌ی نوک که توسط تلاطم و هسته‌ی گردابه‌ی نوک که به اطراف نوک تیز بال و لبه‌های فرار جابه‌جا می‌شود، است. لذا، شانه‌ی لبه‌ی حمله می‌تواند نقش مهمی در کاهش تغییرات جریان در جهت دهانه، که ناشی از جدایش در زوایای حمله بالا است، ایفا کند. در نتیجه، قدرت گردابه نوک و صدای مربوط به آن را نیز کاهش می‌دهد.

### ۶.۷. اندرکنش‌های مشترک بین مشخصه‌های بال

بیشتر تحقیقات به دست آمده از اطلاعات در مورد سازگاری بال جغد، این را در نظر گرفته‌اند که سازگاری بال به طور مستقل عمل می‌کند. با این حال، شانه‌ی لبه‌ی حمله و الیاف مخملی می‌توانند در تغییر اساسی جریان مرزی روی بال خیلی مهم‌تر از محتوای طیفی<sup>۷۸</sup> عمل کنند. محتوای طیفی لایه‌مرزی متلاطم در عقبه‌ی بال، محتوای نوفه‌ی لبه‌ی فرار را تعیین می‌کند. لذا نوفه‌ی لبه‌ی فرار ذاتاً به شرایط بالادستی بستگی دارد.

هرگونه تأثیر مثبت یا منفی ناشی از ویژگی‌های جریان بالادست روی نوفه‌ی لبه‌ی فرار باید ابتدا قادر به مقاومت تا رسیدن به لبه‌ی فرار باشند. همچنین، بهبود اغتشاشات جریانی هنگامی که جریان در حالت تنش برشی بیش از حد در لایه‌مرزی (مانند انتقال از سطح خشن به صاف) است، نسبت به لایه‌مرزی از صاف به سخت، طولانی‌تر است. در مقابل، مشخصه‌های لبه‌ی حمله مانند شانه‌ها یا مولدهای گردابه روی بال ممکن است ساختارهای همدوس<sup>۷۹</sup> را ایجاد کنند که در نمو و مواجهه با لبه‌ی فرار و اندازه‌گیری‌های تجربی نیاز است تا برهم‌کنش‌های تولید نوفه و آبرودینامیک بال درک شود. راتو<sup>۸۰</sup> و همکاران<sup>[۵۱]</sup> نشان دادند که برای یک صفحه‌ی صاف در زاویه‌ی حمله‌ی ۲۰ درجه، جریان از میان دندان‌های (اره‌گی‌ها) لبه‌ی حمله می‌تواند نوفه‌ی لبه‌ی فرار را در اعداد رینولدز حدود  $10^3 \times 5$  کاهش دهد. اخیراً، در کارهای تجربی و تحلیلی لیو<sup>۸۱</sup> و همکاران،<sup>[۵۲]</sup> در اعداد رینولدز بالا ( $10^5 \times 6.3$ ) که از اهمیت بالایی در کاربردهای هوافضایی برخوردار است، نشان داده‌اند که شکل لبه‌ی حمله می‌تواند تأثیر توأمان روی نوفه‌ی لبه‌ی حمله ناشی از تلاطم داخلی و سرکوب نوفه‌ی آشفستگی بسامد بالا از لبه‌ی حمله که عموماً در محدوده‌ی بسامدی نوفه‌ی ذاتی است بگذرد که سازوکارهای نوفه‌ی لبه‌ی فرار مرتبط است.

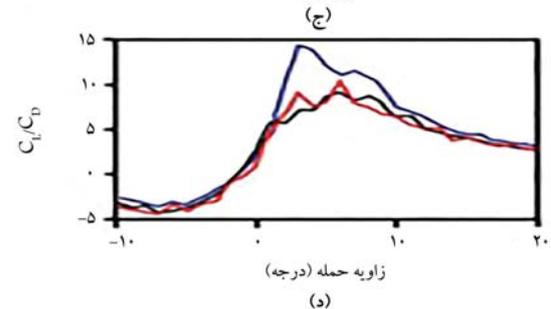
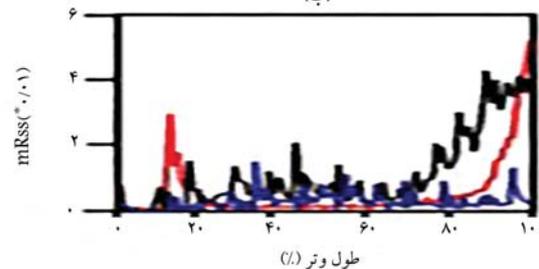
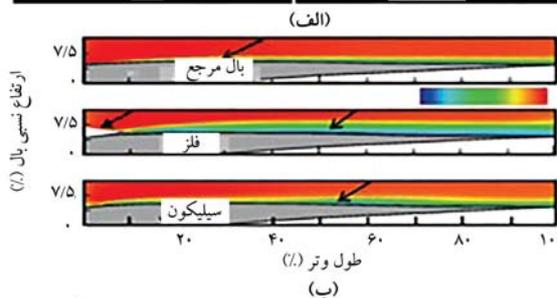
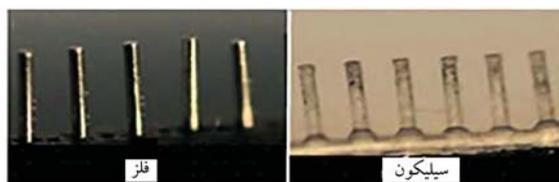
### ۸. فنّاوری‌های آبروآکوستیکی اقتباس شده از بال و پرواز جغد

مشخصه‌های بال جغد منجر به کشف راهبردهای مختلف طراحی بال برای حذف نوفه‌ی آبرودینامیکی شده است. در بسیاری از کاربردهای مهندسی، به ویژه در بخش‌های هوافضا و انرژی، این نوآوری‌ها باید بتوانند ضمن حفظ عملکرد آبرودینامیکی استاندارد یا معیار قابل قبول برای سنجش عملکرد کاهنده یا کاهش نوفه، نوفه را کاهش دهند. در حال حاضر، بسیاری از طراحی‌های بال یا تیغه‌های آن در پرواز صامت جغد به عنوان سازوکارهای اصلی سرکوب صدا، در پژوهش‌ها مورد توجه بسیاری قرار

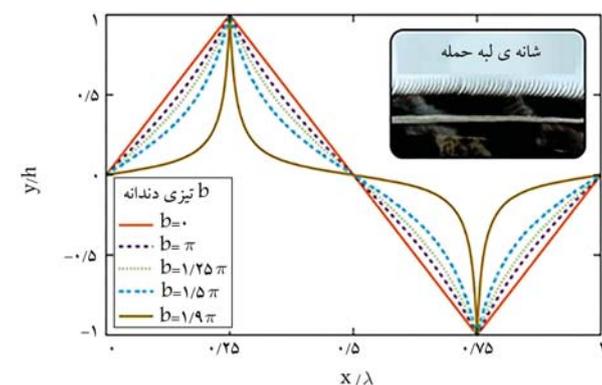
در سال ۲۰۱۷، چاپتایا<sup>۸۷</sup> و همکاران<sup>[۵۸]</sup> عملکرد و سازوکار دندانه‌های سینوسی لبه‌ی حمله را برای کاهش نوفه‌ی ناشی از تقابل جریان متلاطم و ایرفویل را به صورت تجربی بررسی کردند. همچنین، یک مطالعه‌ی پارامتری دقیق برای بررسی حساسیت کاهش نوفه به اندازه و طول موج دندانه‌ها انجام شده و طول موج بهینه‌ی دندانه‌ها شناسایی شد. در این طول موج، حداکثر کاهش نوفه رخ می‌دهد و مربوط به زمانی است که مقیاس طول انتگرالی عرضی<sup>۸۸</sup> تقریباً یک‌چهارم طول موج دندانه است. در این طول موج، منابع صوتی واقع در دندانه از تحریک همدوس فقط به ناهمدوس منتقل می‌شوند که برای هر دو هندسه‌های صفحه تخت و ایرفویل واقعی مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. همچنین، مشاهده شده که کاهش نوفه به طور کلی با افزایش بسامد، افزایش می‌یابد و این روند تا بسامدی که نوفه‌ی ذاتی ایرفویل بر سایر نوفه‌ها غالب می‌شود، ادامه دارد. در انتهای این بخش، به پژوهش آقای لیو و همکارانش<sup>[۵۲]</sup> در سال ۲۰۱۹ پرداخته می‌شود که آنها مطالعه‌ی تحت عنوان «بهینه‌سازی صوتی شکل دندانه‌های لبه‌ی حمله» انجام دادند. آنها هندسه‌های مختلف دندانه‌دار را برای به حداکثر رساندن کاهش نوفه مورد بررسی قرار دادند. همچنین، به صورت تجربی تراز فشار صوتی برای بسامدهای مختلف در حالت‌های دندانه‌های مختلف برای صفحه تخت بررسی کردند که نتایج آن در شکل ۱۶ نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود، دندانه‌های مختلف در ناحیه‌ی میانی باعث کاهش نوفه به اندازه‌ی ۸ دسی‌بل می‌شود. همچنین، در ناحیه‌ی که نوفه‌ی ذاتی غالب است، دندانه‌ها باعث حذف نوفه‌ی لبه‌ی حمله می‌شوند.

بیشتر اندازه‌ی ناحیه‌ی جدایش می‌شود. همچنین، دندانه‌های مصنوعی باعث ایجاد ساختارهای گردابی با اندازه‌ی یک‌نواخت توسط ریزش حباب جدایش، می‌شوند. با توجه به شکل ۱۵ ج، بیشینه تنش برشی رینولدزی<sup>۸۵</sup> در نمونه‌های دندانه‌دار در مقایسه با نمونه‌ی مرجع کاهش می‌یابد. در مقابل، ضریب پسا کاهش یافته و ضریب برآ نیز ثابت باقی مانده است. بنابراین، عملکرد آیرودینامیکی کلی به دلیل کاهش نسبت برآ به پسا، کم شده است (شکل ۱۵ د).<sup>[۲]</sup>

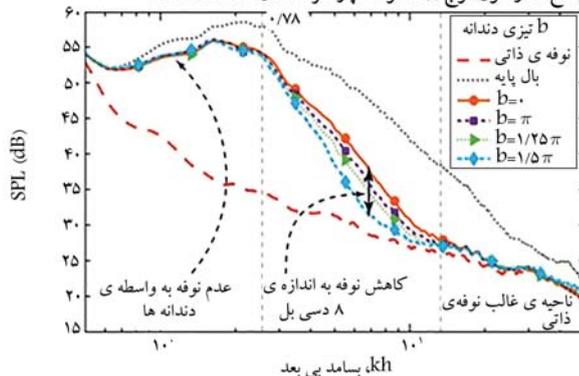
ترنروکیم<sup>[۵۷]</sup> برای کشف اهمیت سامانه گردابه‌ی نعل اسبی تولید شده توسط دندانه‌ها و تأثیر آن بر قدرت منبع صوتی در موقعیت ریشه دندانه‌ها، شبیه‌سازی عددی غیرلزج از برهم‌کنش یک گردابه با یک صفحه تخت همراه دندانه‌های موج‌دار را انجام دادند. این مطالعه بر اساس توصیف حرکت پایین‌رونده‌ی گردابه در جهت دهانه و تولید گردابه‌های ثانویه در حین عبور از لبه‌ی حمله ایرفویل بنا شده است. هدف اصلی این پژوهش، درک دقیق روابط بین اغتشاش سرعت القایی گردابه و نوسانات فشاری دیواره بر روی هندسه لبه‌ی حمله موج‌دار است. همچنین، نتایج آنها سازگاری در طیف فشاری دیواره همراه با نتایج متفاوت نوفه در میدان صوتی دوردست باعث شد تا این فرضیه که انتشار ناشی از پراکندگی امواج صوتی به عنوان یک سازوکار مهم برای لبه‌های حمله را تقویت بخشد.



شکل ۱۵. اثر آیرودینامیکی دندانه‌ها.<sup>[۲]</sup>



الف) هندسه‌های دندانه دار برای به حداکثر رساندن کاهش نوفه، تیزی (برندگی) دندانه با ارتفاع  $h$  و طول موج  $\lambda$  که توسط پارامتر  $b$  نشان داده شده است؛



ب) اندازه گیری های تجربی تراز فشار صوتی در میدان دوردست برای صفحه تخت در زاویه حمله ی صفر درجه به عنوان تابعی از بسامد بی بعد شده با عدد موج صوتی  $k$  و ارتفاع  $h$  [۵۲].

شکل ۱۶. حذف نوفه‌ی آیرودینامیکی ناشی از دندانه‌های لبه‌ی حمله و وابستگی آن به هندسه.<sup>[۲]</sup>

و اندازه‌گیری نوفه را انجام دادند. تحقیقات آنها نشان داد که نواحی متخلخل کوچک در نزدیکی لبه‌ی فرار در سرکوب تولید نوفه آیرودینامیکی در محدوده‌ی حساس شتابی انسان مؤثرند.

ژاؤ و همکاران در سال ۲۰۲۱، یک طراحی بهینه برای ایرفویل‌های آیروآکوستیکی با استفاده از دندانه‌های لبه‌ی فرار اقتباسی انجام دادند. آنها نشان دادند که می‌توان از دندانه‌ها به عنوان یک تجهیز کنترل جریان برای کاهش نوفه‌ی آیرودینامیکی در پره‌های چرخان توربین بادی استفاده کرد. همچنین، آنها به منظور جبران کاهش عملکرد آیرودینامیکی، یک روش طراحی بهینه برای ایرفویل‌ها همراه با دندانه‌ها ارائه کردند که نتایج آنها نشان می‌دهد که نوفه‌ی آیرودینامیکی کاهش یافته است. به علاوه، نسبت لیفت به درگ و ضریب لیفت نیز در نقطه‌ی طراحی به ترتیب ۱/۹٪ و ۳۲/۵٪ افزایش یافته است.<sup>[۲۰]</sup>

### ۳.۸. خس‌های کشسان لبه‌ی فرار

با استفاده از الهام‌گیری از ساختار حاشیه بال جغد، هرو و دوبرزینسکی<sup>[۶۲]</sup> ۹۲ خس‌های کشسانی<sup>۹۳</sup> را به لبه‌ی فرار صفحه‌ی تخت نصب کردند تا سازوکار پراکندگی نوفه‌ی متلاطم را تضعیف کند. از این رو، نتایج و اندازه‌گیری‌های صوتی آنها نشان داد که خس‌های کشسان در از بین بردن نوفه برای محدوده‌ی عدد رینولدز<sup>۶</sup> ۱۰<sup>۶</sup> الی ۱۰<sup>۷</sup> مؤثرند (منجر به ریزش گردابه در لبه‌ی فرار می‌شوند) و نیز، وجود خس‌ها بر روی جریان محلی ناحیه متلاطم تأثیر می‌گذارد. در پژوهشی دیگر، هر<sup>[۶۳]</sup> از خس‌های کشسان در هندسه‌های واقعی ایرفویل استفاده کرد و نشان داد که خس‌ها با کم‌ترین فاصله از دهانه (کم‌تر از ۰/۱ میلی‌متر) بهترین کاهش نوفه را به همراه دارند و همچنین، این فرضیه را که خس‌ها مانند مواد متخلخل در جذب انرژی هیدرودینامیکی می‌توانند مؤثر واقع شوند، قوت بخشید. علاوه بر این، بیشترین کاهش نسبی تراز فشار صوتی در کم‌ترین بسامد اندازه‌گیری شده (۱/۲۵ کیلوهرتز) رخ داد، جایی که خس سفت میزان صدا تا ۳ دسی‌بل و خس منعطف تا ۳ دسی‌بل اضافه‌تر صدا را کاهش داد. همچنین، کاهش نوفه با افزایش بسامد تا ۱۶ کیلوهرتز به طور یکنواخت کاهش می‌یابد و در آن زمان لبه‌ی فرار همراه با خس منعطف و کشسان، همان تولید نوفه را دارد که نیز لبه‌ی فرار سخت و غیرقابل نفوذ دارد.<sup>[۴]</sup>

### ۴.۸. طراحی سطح برای مهار نوفه‌ی متلاطم (آشفستگی)

اندازه‌گیری‌های کلارک و همکاران در سال ۲۰۱۶<sup>[۴۱]</sup>، برای نوفه‌ی جریان گذری از پوشش متخلخل روی دیواره‌های زبر، هم‌سویی اعضای جسمانی پوشش با جهت جریان را به عنوان راهبرد طراحی نشان می‌دهد. همچنین، نیروی برآ عرضی ناشی از تلاطم (آشفستگی) باعث کمینه‌سازی نوفه‌ی تولید شده توسط الیافی می‌شود که هم‌راستا با جریان نیستند. از این رو، این راهبرد منجر شد که کلارک و همکاران، ساختار باله‌های جهت‌جریانی و سطوح ریلی را که پیک<sup>۹۴</sup> نامیده می‌شود، توسعه دهند. ارتفاع معمول و فاصله آنها ۱۰ الی ۱۵ واحد دیواره است. پرک‌ها نسبتاً بزرگ‌تر هستند و ۱۰ الی ۱۰۰ درصد ضخامت لایه‌مرمری هستند و کل لایه‌مرمری را پوشش می‌دهند. همان‌طور که در شکل ۱۷ نشان داده شده است، هنگام اتصال به یک مقطع ایرفویل توربین بادی ساکن مدل DU۹۶ - W1۸۰ و قرار دادن پرک‌های صلب در بالادست لبه‌ی فرار، لایه‌مرمری را قبل از این که به لبه‌ی فرار برسد، اصلاح و پیش‌درمان می‌کنند. چنان که در شکل ۱۷ الف مشاهده می‌شود، کاهش نوفه‌ی آیرودینامیکی تا ۱۰ دسی‌بل در دامنه‌ی وسیعی از زوایای حمله حاصل می‌شود. همچنین، بیشترین کاهش نوفه در شرایط زاویه‌ی برآی صفر است و به

رائو و لیو در سال ۲۰۲۰، تأثیر عدد رینولدز را بر کنترل جریان غیرفعال در دندانه‌های لبه‌ی حمله را به صورت عددی بررسی کردند. آنها دندانه‌های لبه‌ی حمله به عنوان یک میکرو تجهیز پیچیده برای کاهش نوفه و کنترل غیرعوامل جریان گذار آرام - آشفته مورد تأیید است و هزینه‌ی بی‌است که بابت کاهش عملکرد آیرودینامیکی در اعداد رینولدز پایین پرداخت می‌شود.

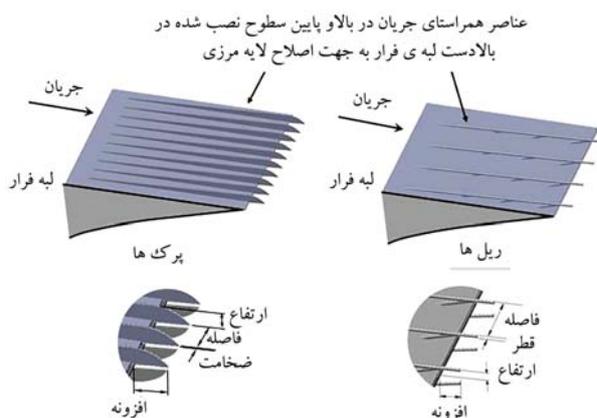
نتایج حاصله نشان می‌دهد که دندانه‌های لبه‌ی حمله به طور مؤثر در کاهش نوسانات آشفته در محدوده‌ی وسیعی از عدد رینولدز (۱۰<sup>۵</sup> - ۱۰<sup>۳</sup>) به خوبی عمل می‌کنند و باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) با افزایش عدد رینولدز می‌شود. میدان‌های آیروآکوستیکی ارتباط نزدیکی با انتشار منابع ناشی از جریان آشفته دارد که مشاهده می‌شود تبدیلی بین کاهش غیر عامل اغتشاشات آشفته (سرکوب نوفه‌ی آیروآکوستیکی) و عملکرد آیرودینامیکی وجود دارد که می‌توان در زوایای بزرگ حمله و رینولدزهای بالا آن را کاهش داد؛ بنابراین، می‌بینیم که دندانه‌های لبه‌ی حمله یک سازوکار غیرعامل جایگزین کنترل جریان در اعداد رینولدز بالاست و می‌تواند شدت آشفستگی را به صورت غیرعامل کاهش دهد. همچنین، آنها مشاهده کردند که دندانه‌های بلندتر در وسط دهانه‌ی بال می‌تواند ریزش و شکست گردابه‌های لبه‌ی حمله را بهبود ببخشد و باعث کاهش انرژی جنبشی آشفته در سطح فوقانی بال شود.

### ۲.۸. تخلخل شکل و لبه‌های آیرودینامیکی

نوفه‌ی لبه‌ی فرار بیانگر کمینه‌ترین تراز ممکن نوفه برای بدنه و تیغه‌های متحرک است؛ بنابراین، تغییرات و اصلاحات در لبه‌ی فرار به عنوان عاملی برای حذف نوفه‌ی متلاطم ناشی از پراکنش لبه، از اهمیت بسزایی برخوردار است. همان‌طور که قبلاً بیان شد، نوفه‌ی لبه ناشی از عدم پیوستگی مقاومت ظاهری صوتی که توسط گردابه‌های متلاطم هنگام حرکت از روی سطح ایرفویل (بدون نفوذ) در داخل و یک تجربه می‌شود، است. اثر این ناپیوستگی ممکن است توسط لبه متخلخل یا بهبود یافته، ملایم‌تر و کاسته‌تر شود.

هایدن<sup>۸۹</sup> در سال ۱۹۷۶<sup>[۵۹]</sup>، چندین حالت مختلف از طراحی لبه‌ی فرار برای رسیدن به شیب متخلخل مؤثر بالای ناحیه محدود در نزدیک لبه‌ی فرار را شناسایی و بررسی کرد که عبارت‌اند از: لبه‌ی متخلخل یکنواخت با ضخامت‌های مختلف، یک ایرفویل با سطح متخلخل با حفره‌های داخلی تکی و چندگانه و یک سطح صلب با لبه‌ی شکاف‌دار (دندانه‌دار). کاربردهای تجربی این طراحی لبه‌ی با مقاومت ظاهری متغیر (امپدانس متغیر) در قسمت فلپ لبه‌ی فرار و همراه با دمش در سطح بالایی، در قله‌های پایین بسامد باعث کاهش ۶ دسی‌بل می‌شود و در بسامدهای بالا تقریباً ۳ الی ۶ دسی‌بل کاهش نوفه مشاهده شده است. در پژوهشی دیگر در سال ۲۰۱۱ توسط هر و ریچنبرگر<sup>[۶۰]</sup> ۹۰ کاهش نوفه حدوداً ۳ الی ۴ دسی‌بل برای ایرفویل‌ها با لبه‌های فرار سوراخ‌دار پوشیده از مشبک و سطوح متخلخل گزارش شده است که با افزایش زاویه‌ی حمله، تأثیر آن کم‌تر می‌شود. علاوه بر این، نسبت به برخی آرایش‌ها و مواد متخلخل مشخص که در بسامدهای بالا باعث تولید نوفه اضافه می‌شود، شناخت پیدا شد. متأسفانه، در این پژوهش توزیع بهینه‌ی تخلخل برای بیشینه‌سازی کاهش نوفه انجام نشده است؛ اما در سال ۲۰۱۸، به صورت عددی پژوهشی پیرامون توزیع‌های بهینه توسط ژو<sup>۹۱</sup> و همکاران<sup>[۶۱]</sup> با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌ی بزرگ انجام شده است. همچنین، گیر و همکاران در سال‌های ۲۰۱۱ و ۲۰۱۴ در پژوهش‌هایی تأثیر سطح متخلخل را در قسمت لبه‌ی فرار و همچنین، پارچه‌ی متخلخل یکنواخت را بررسی و بر آنها تحلیل نیروی

با انجام شبیه‌سازی محاسباتی اهمیت این سیرهای برشی (پرک‌ها) را تأیید کردند. همانطور که در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود، آنها نشان دادند که نواحی با انرژی جنبشی متلاطم بیشینه در موقعیت بالای پرک‌ها و دور از لبه‌ی فرار قرار دارند. در ادامه، اهمیت ناحیه‌ی ورودی پرک‌ها را مشخص و بیان کردند که این ناحیه می‌تواند به عنوان منبع نوفه‌ی ذاتی عمل کند و باعث عدم کاهش هرگونه نوفه در لبه‌ی فرار شود.



شکل ۱۷. طرح‌واره‌ی سطوح ریلی و پرک‌های اضافه‌شده به لبه‌ی فرار. [۶۴]

## ۹. نتیجه‌گیری

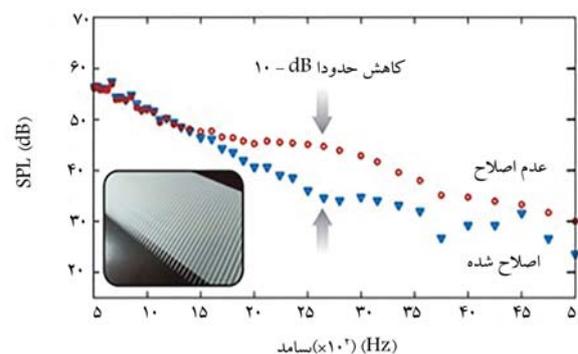
تحقیقات زیادی برای کشف راز پنهان‌کاری صوتی جغد با استفاده از الهام‌گیری پرواز صامت جغد، انجام شده است. رویکردهای فنی برای رسیدن به این هدف تا حد زیادی یکی از دو مسیر زیر را دنبال می‌کند: نخست، از دیدگاه زیست‌شناختی قیاسی و ریخت‌شناختی جغدها در میان گونه‌های جغد و سایر گونه‌های غیرجغد برای مشخص کردن علت پرواز صامت. دوم، از جنبه‌ی گرایش فیزیکی، مشخصه‌های بال جغد به‌طور ضمنی منشأ پرواز صامت آنها فرض می‌شود و تفاوت‌های جسمانی بین مشخصه‌های بال جغد و ایرفویل‌های استاندارد مورد بررسی قرار گرفته است تا مشخص شود که چگونه سازوکارهای شناخته شده تولید نوفه آیرودینامیکی را اصلاح کنند. این رویکردها قابل قبول‌اند اما هنوز به‌طور قطعی مشخص نکرده‌اند که چگونه جغدها به صورت بی‌صدا پرواز می‌کنند.

برای رفع این خلأ دانش در مورد نقش‌های تخصصی بال جغد و سایر عواملی که ممکن است در سرکوب صدای آیرودینامیکی آنها نقش داشته باشد، محققان نیازمند داده‌های نوفه پرواز جغد از اندازه‌های متوسط تا کوچک‌تر هستند که دارای مشخصه‌های بال جغد نیز باشند. از این رو، درک ارتباط عمیق این مشخصه‌ها با سیر تکاملی روی گونه‌های مختلف جغد نیاز به ارتباط فیلوژنتیکی از مشخصه‌های بال جغد با اندازه‌گیری‌های جسمانی و نوفه دارد که به اطلاعات و ابزارهای از جوامع آبروکوستیک و زیست‌شناختی برای پیشرفت و توسعه نیاز است.

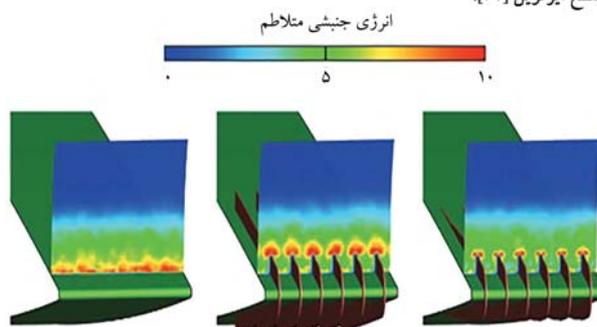
سازوکارهای جدید برای کاهش نوفه آیرودینامیکی بر اساس فیزیک جغدها، تأثیر بسزایی در صنایع انرژی، هوافضا و حمل‌ونقل دارند که محدودیت‌های زیست‌شناختی جغد را برطرف می‌کند و طراحی مکانیکی را می‌توان بر اساس جسمانی جغد برای حذف نوفه نیز بهینه کرد. با این حال، مشکل اصلی در طراحی فتاوری‌های الهام گرفته از جغد، عدم درک فیزیک اساسی پرواز صامت جغد، حتی در مقیاس پرنده است. در واقع، طراحی و آزمایش بال مصنوعی جغد با مشخصه‌های هم‌اندازه و هم مقیاس بال و به علاوه، مقایسه‌ی مطلوب بال‌های واقعی پرنده یک جهش روبه‌جاو در نشان دادن فیزیک اساسی و استفاده از این درک برای کاربردهای دیگر در جریان‌های سرعت پایین در مقیاس‌های مختلف است. دنبال کردن این راهبردها برای سرکوب نوفه پهن‌باند همراه با پیشرفت و توسعه در الگوسازی تحلیلی تولید نوفه، فتاوری‌های اندازه‌گیری صوتی و آبروکوستیک محاسباتی بوده است.

در ادامه اهم مطالب به‌صورت مختصر بیان می‌شود:

- بسیاری از جغدها نوفه را در محدوده‌ی شنوایی طعمه خود و خودشان سرکوب می‌کند (به ویژه تولید نوفه در لبه‌ی فرار). اندازه‌گیری‌های صوتی جغدهای زنده نشان می‌دهد که کاهش نوفه آیرودینامیکی بالای ۱/۶ کیلوهرتز در محدوده‌ی فراسوتی است؛



الف) پرک‌های نصب شده در بالادست لبه‌ی فرار و کاهش نوفه تا ۱۰ دسی بل برای مقطع ایرفویل [۴۱]



ب) نمایش بیشینه انرژی جنبشی متلاطم بر بالای پرک‌ها و دور از لبه‌ی فرار (ناحیه‌ی ورودی پرک‌ها می‌تواند به منبع نوفه‌ی غالب تبدیل شود و تأثیر مداوم بر جریان لبه‌ی فرار داشته باشد) [۶۵].

شکل ۱۸. سطوح اصلاح شده با پرک و تأثیر آنها بر روی جریان محلی و نوفه‌ی لبه‌ی فرار. [۴]

آرامی تا سطح تراز نوفه‌ی حالت بدون اصلاح نزدیک و اما ندگی آیرودینامیکی کاهش می‌یابد. [۴]

مطالعات پارامتری ارتفاع پرک، اهمیت برش لایه‌مرزی را برای از بین بردن تلاطم در جهت دهانه نشان می‌دهد که به عنوان یک محرک برای نوفه‌ی لبه‌ی فرار شناخته می‌شود. همچنین، اندازه‌گیری نیرویی در ایرفویل‌های اصلاح شده و بدون اصلاح نشان می‌دهد که مشخصه‌های برآ تحت تأثیر منفی قرار نمی‌گیرد و نیروی درگ با توجه به نصب پرک و افزایش سطح تماس، افزایش می‌یابد. کلازک در پژوهش‌های بعدی خود نشان داد که پرک‌ها با بالا بردن تلاطم لایه‌مرزی، می‌توانند کارایی پراکندگی گردابه‌های متلاطم بسامد بالا را کاهش دهند. در سال ۲۰۱۹، شرما و بودلینگ [۶۵]۹۵

- تنوع‌های مختلف در رفتار شکار و ساختار بال در بین انواع جغد‌ها، سازکارهای جسمانی تولید نوبه و منابع صدا که سرکوب می‌شوند را پیشنهاد می‌دهد. همچنین، مشخصه‌هایی نظیر سطح مخملی بال در برخی از گونه‌های غیر جغد نیز مشاهده می‌شود و برای تعیین نقش این مشخصه‌های بال روی تولید نوبه آبرودینامیکی و در صورت وجود کاهش نوبه در گونه‌های غیر جغد، نیاز به تلاش‌ها و مطالعات بیشتری است؛
- تجهیزات ملهم از حاشیه‌ی لبه‌ی فرار و سطح مخملی بال برای کاهش نوبه، باعث کاهش چشمگیر نوبه لبه‌ی فرار در مقطع ایرفویل توربین باد واقعی شده که در آزمایش‌های تونل باد دیده شده است. با این حال، هنوز درک دقیق فیزیکی از این روند وجود ندارد؛
- شواهد موجود نشان می‌دهد که شانه‌ی لبه‌ی حمله نقش مهمی در کاهش نوبه در زوایای بالای حمله، از طریق مهار نوبه‌ی جریان در نوک بال ایفا می‌کنند؛
- در انتهای این بخش و به عنوان آخرین موضوع مطرح شده، مسائل و موضوعات آینده بیان می‌شود؛
- با توجه به مشخصه‌ها و ویژگی‌های بسیاری که دلیل پرواز صامت جغد است. منطقی به نظر می‌رسد که در یک وسیله نقلیه هوایی به اندازه جغد که طیف نوبه‌ی جغد را تکرار می‌کند، راهبردهای کاهش نوبه را بتوان استفاده کرد. با این حال، مبنای فیزیکی و نفس کار این کاهش مهم است که می‌تواند در کاربردهایی فراتر از فضای پارامتری موجود با پرواز جغد مورد استفاده قرار گیرد؛
- اگرچه مشخصه‌های بررسی شده‌ی بال جغد، مسئول سرکوب نوبه‌ی آبرودینامیکی هستند، این مشخصه‌ها به تنهایی نمی‌توانند مسئول تمام کاهش نوبه‌ی مشاهده شده در آزمایش‌های پروازی جغد باشند. با این حال، پیشرفت‌های اخیر در اندازه‌گیری حرکت‌های پرندگان زنده ممکن است برای یافتن سرنخ‌ی در مورد
- چگونگی مدیریت جغدها در حرکات بدن و بال‌ها برای کاهش و حذف نوبه‌ی آبرودینامیکی، مفید باشند؛
- داده‌ها و اطلاعات صوتی موجود، برای پرواز جغد محدود به جغد انبار است؛ اما اندازه‌گیری‌های نوبه از گونه‌های کوچک‌تر جغد با رفتارهای مختلف شکاری برای تعیین نقش‌های اندازه بر روی کاهش و سرکوب نوبه مورد نیاز است. علاوه بر این، نیاز به داده‌هایی است برای تعیین این‌که آیا گونه‌های جغد کوچک‌تر نیز قادر به پرواز صامت هستند؟
- آیا یک اساس تکاملی برای ویژگی‌های بال وجود دارد که گفته می‌شود مسئول پرواز صامت جغد است؟ برای پرداختن به این سؤال، یک تجزیه و تحلیل مقایسه‌ی فیلولژتیک مورد نیاز است که مستلزم اندازه‌گیری‌های فیزیکی بسیاری از جغدها و سایر گونه‌های پرندگان و همچنین اندازه‌گیری‌های صوتی کامل است تا بتوان نتیجه‌گیری محکمی از زیست‌شناختی (بیولوژی) را انجام داد. این مسیر تحقیقاتی فرصتی برای تحقیق‌های بین‌رشته‌ی از جمله مکانیک سیالات و زیست‌شناختی است؛
- اصلاحات هندسی لبه‌ها و سطوح بال منجر به تغییرات در جریان محلی می‌شود که می‌توانند بر نوبه‌ی تولید شده اثر بگذارند. همچنین، اصلاحات باعث بهبود درک فیزیکی از اثرات جریان محلی جریان ناشی از لبه و سطح هندسه و نقش آنها در تولید نوبه و انتشار آن در دوردست می‌شود. از این رو، محققین باید فیزیک این کاربردها و الگوها را برای فناوری‌های کاهش نوبه در تجهیزات در سرعت‌ها و مقیاس‌های مختلف مورد بررسی قرار دهند؛
- راهبردهای کاهش نوبه با الهام‌گیری از جغد ممکن است منجر به کاهش هزینه عملکرد آبرودینامیکی که به عنوان ارزیابی سریع آبرودینامیک - آبروآکوستیک است، شود. همچنین، یکی از موارد مهم در طراحی مفهومی است.

## پانویس‌ها

1. Lilienthal
2. Morphometric
3. Biological
4. Gliding
5. Flapping
6. Noise
7. Nigel Peake
8. Barn Owls
9. Downy Covering
10. Forest Canopy
11. Bristles
12. Fringe
13. Scattering
14. Wedding Veil
15. Mascha
16. Graham
17. Sick
18. Hertel
19. Nagel
20. Schwind & Allen

21. Hersh
22. Bachmann
23. Rao and Liu
24. Passive
25. Wang
26. Tradeoff
27. Rong
28. Open Source INTeLLIGENCE (OSINT)
29. Co-Occurrence
30. Thorpe & Griffin
31. Neuhaus
32. Gruschka
33. Kroeger
34. Reverberation Room
35. Konishi
36. Dyson
37. Rustling
38. Sarradj
39. Harris's Hawk (Parabuteo unicinctus)
40. Common Kestrel (Falco tinnunculus)
41. DB/Decade
42. Graham
43. Compliant

44. Fish Owl
45. Evolutionary Support
46. Phylogenetics
47. Frogmouths (Podargidae)
48. Nighthawks (Caprimulgiformes)
49. Strigiformes
50. Wagner
51. Roulin
52. Klän
53. Columba Livia Domestica
54. Melamine Foam
55. Semi-Permeable
56. Winzen
57. Usherwood
58. Retarded Time
59. Acoustical Compactness
60. Clark & Prum
61. Dubois
62. Hertel
63. Crighton & Leppington
64. Howe
65. Jaworski & Peake
66. Cavalieri
67. Poroelastic
68. Pimenta
69. Spanwise Coherence
70. Destructive
71. Kisil & Ayton
72. Matrix Wiener-Hopf
73. Brooks
74. National Advisory Committee For Aeronautics
75. Roughness Noise
76. Kelvin-Helmholtz
77. Ayton
78. Spectral Content
79. Coherent Structures
80. Rao
81. Lyu
82. Hersh
83. Broadband
84. Winzen
85. Maximum Reynolds Shear Stress (MRSS)
86. Turner & Kim
87. Chaitanya
88. Transverse Integral Length Scale
89. Hayden
90. Herr & Reichenberger
91. Zhou
92. Herr & Dobrzynski
93. Elastic Brushes
94. Finlet
95. Sharma & Bodling

### (References) منابع

1. KleinHeerenbrink, M. and Hedenström, A. "Wake analysis of drag components in gliding flight of a jackdaw (*corvus monedula*) during moult", *Interface Focus*, **7**, p. 20160081 (2017).
2. Wagner, H., Weger, M., Klaas, M. and et al. "Features of owl wings that promote silent flight", *Interface Focus*, **7**, p. 20160078 (2017).
3. Cambridge, U.O. "Silent flights: how owls could help make wind turbines and planes quieter available:",

- <https://www.cam.ac.uk/research/news/silent-flights-how-owls-could-help-make-wind-turbines-and-planes-quieter> (2015).
4. Jaworski, J.W. and Peake, N. "Aeroacoustics of silent owl flight", *Annual Review of Fluid Mechanics*, **52**, pp. 395-420 (2020).
5. Kroeger, R.A., Grushka, H.D. and Helvey, T.C. "Low speed aerodynamics for ultra-quiet flight", Tennessee Univ Space Inst Tullahoma (1972).
6. Sarradj, E., Fritzsche, C. and Geyer, T. "Silent owl flight: Bird flyover noise measurements", *AIAA Journal*, **49**, pp. 769-779 (2011).
7. Mascha, E. "Über die schwungfedern", *Zeitschrift Für Wissenschaftliche - Zoologie*, **77**, pp. 606-651 (1904).
8. Graham, R. "The silent flight of owls", *The Aeronautical Journal*, **38**, pp. 837-843 (1934).
9. Sick, H. "Morphologisch-funktionelle untersuchungen über die feinstruktur der vogelfeder", *Journal Für Ornithologie*, **85**, pp. 206-372 (1937).
10. Hertel, H. and Struktur, F. "Bewegung", Otto Krauskopf-Verlag Mainz (1963).
11. Arndt, R. and Nagel, T. "Effect of leading edge serrations on noise radiation from a model rotor", *In Society of Naval Architects and Marine Engineers, and US Navy, Advanced Marine Vehicles Meeting*, p. 655 (1972).
12. Schwind, R. and Allen, H. "The effects of leading-edge serrations on reducing flow unsteadiness about airfoils", *Aerospace Sciences Meeting, AIAA*, pp. 73-89 (1973).
13. Neuhaus, W., Bretting, H. and Schweizer, B. "Morphologische und funktionelle untersuchungen über den, lautlosen" flug der eulen (*strix aluco*) im vergleich zum flug der enten (*anas platyrhynchos*)", *Biologisches Zentralblatt*, **92**, pp. 495-512 (1973).
14. Hersh, A.S., Soderman, P.T. and Hayden, R.E. "Investigation of acoustic effects of leading-edge serrations on airfoils", *Journal of Aircraft*, **11**, pp. 197-202 (1974).
15. Bachmann, T. "Anatomical, morphometrical and biomechanical studies of barn owls' and pigeons' wings", RWTH Aachen University, Germany (PhD Thesis) (2010).
16. Bachmann, T., Blazek, S., Erlinghagen, T. and et al. "Barn owl flight", *In Nature-Inspired Fluid Mechanics*, ed: Springer, pp. 101-117 (2012).
17. Bachmann, T., Klän, S., Baumgartner, W. and et al. "Morphometric characterisation of wing feathers of the barn owl *tyto alba pratincola* and the pigeon *columba livia*", *Frontiers In Zoology*, **4**, pp. 1-15 (2007).
18. Bachmann, T., Mühlenbruch, G. and Wagner, H. "The barn owl wing: An inspiration for silent flight in the aviation industry?", *In Bioinspiration, Biomimetics, and Bioreplication*, p. 79750N (2011).
19. Rao, C. and Liu, H. "Effects of reynolds number and distribution on passive flow control in owl-inspired leading-edge serrations", *Integrative and Comparative Biology*, **60**, pp. 1135-1146 (2020).
20. Zhao, M., Cao, H., Zhang, M. and et al. "Optimal design of aeroacoustic airfoils with owl-inspired trailing-edge serrations", *Bioinspiration and Biomimetics*, **16**(5), p.056004 (2021).

21. Wang, J., Ishibashi, K., Joto, M. and et al. "Aeroacoustic characteristics of owl-inspired blade designs in a mixed flow fan: effects of leading-and trailing-edge serrations", *Bioinspiration & Biomimetics*, **16**, p. 066003 (2021).
22. Rong, J. and Liu, H. "Aeroacoustic interaction between owl-inspired trailing-edge fringes and leading-edge serrations", *Physics of Fluids*, **34**(1), p. 011907 (2022).
23. Sagar, P., Teotia, P., Sahlot, A.D. and et al. "An analysis of silent flight of owl", *Materials Today: Proceedings*, **4**, pp. 8571-8575 (2017).
24. Thorpe, W. and Griffin, D. "The lack of ultrasonic components in the flight noise of owls compared with other birds", *Ibis*, **104**, pp. 256-257 (1962).
25. Gruschka, H., Borchers, I. and Coble, J. "Aerodynamic noise produced by a gliding owl", *Nature*, **233**, pp. 409-411 (1971).
26. Konishi, M. "How the owl tracks its prey: Experiments with trained barn owls reveal how their acute sense of hearing enables them to catch prey in the dark", *American Scientist*, **61**, pp. 414-424 (1973).
27. Dyson, M., Klump, G. and Gauger, B. "Absolute hearing thresholds and critical masking ratios in the european barn owl: A comparison with other owls", *Journal of Comparative Physiology A*, **182**, pp. 695-702 (1998).
28. Geyer, T., Sarradj, E. and Fritzsche, C. "Silent owl flight: Experiments in the aeroacoustic wind tunnel", *NAG/DAGA*, pp. 734-736 (2009).
29. Geyer, T., Sarradj, E. and Fritzsche, C. "Silent owl flight: Comparative acoustic wind tunnel measurements on prepared wings", *Acta Acustica United with Acustica*, **99**, pp. 139-153 (2013).
30. Roulin, A., Mangels, J. and Wakamatsu, K. "Sexually dimorphic melanin-based colour polymorphism, feather melanin content, and wing feather structure in the barn owl (*tyto alba*)", *Biological Journal of the Linnean Society*, **109**, pp. 562-573 (2013).
31. Klän, S., Burgmann, S. Bachmann, T. and et al. "Surface structure and dimensional effects on the aerodynamics of an owl-based wing model", *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, **33**, pp. 58-73 (2012).
32. Wolf, T. and Konrath, R. "Avian wing geometry and kinematics of a free-flying barn owl in flapping flight", *Experiments in Fluids*, **56**, pp. 1-18 (2015).
33. Ji, G., Cui, J., Fang, Y. and et al. "Nano-fibrous composite sound absorbers inspired by owl feather surfaces", *Applied Acoustics*, **156**, pp. 151-157 (2019).
34. Rong, J. and Liu, H. "Aeroacoustic interaction between owl-inspired trailing-edge fringes and leading-edge serrations", *Physics of Fluids*, **34**, p. 011907 (2022).
35. Jaworski, J. "Vortex sound generation from flexible fibers", *In 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, p. 2752 (2016).
36. Winzen, A., Roidl, B., Klän, M. and et al. "Particle-image velocimetry and force measurements of leading-edge serrations on owl-based wing models", *Journal of Bionic Engineering*, **11**, pp. 423-438 (2014).
37. Usherwood, J.R., Cheney, J.A., Song, J. and et al. "High aerodynamic lift from the tail reduces drag in gliding raptors", *Journal of Experimental Biology*, **223**, p. jeb214809, (2020).
38. Clark, C.J., LePiane, K. and Liu, L. "Evolution and ecology of silent flight in owls and other flying vertebrates", *Integrative Organismal Biology*, **2**, p. obaa001 (2020).
39. Clark, C.J. and Prum, R.O. "Aeroelastic flutter of feathers, flight and the evolution of non-vocal communication in birds", *Journal of Experimental Biology*, **218**, pp. 3520-3527 (2015).
40. Dubois, A.D. "A nuptial song-flight of the short-eared owl", *The Auk*, **41**(2) pp. 260-263 (1924).
41. Clark, I.A., Daly, C.A. Devenport, W. and et al. "Bio-inspired canopies for the reduction of roughness noise", *Journal of Sound and Vibration*, **385**, pp. 33-54 (2016).
42. Crighton, D. and Leppington, F. "Scattering of aerodynamic noise by a semi-infinite compliant plate", *Journal of Fluid Mechanics*, **43**, pp. 721-736 (1970).
43. Howe, M. "On the added mass of a perforated shell, with application to the generation of aerodynamic sound by a perforated trailing edge", *Proceedings of the Royal Society of London. A. Mathematical and Physical Sciences*, **365**, pp. 209-233 (1979).
44. Jaworski, J.W. and Peake, N. "Aerodynamic noise from a poroelastic edge with implications for the silent flight of owls", *Journal of Fluid Mechanics*, **723**, pp. 456-479 (2013).
45. Cavalieri, A., Wolf, W. and Jaworski, J. "Numerical solution of acoustic scattering by finite perforated elastic plates", *Proceedings of The Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, **472**, p. 20150767 (2016).
46. Pimenta, C., Wolf, W.R. and Cavalieri, A.V. "A fast numerical framework to compute acoustic scattering by poroelastic plates of arbitrary geometry", *Journal of Computational Physics*, **373**, pp. 763-783 (2018).
47. Kisol, A. and Ayton, L.J. "Aerodynamic noise from rigid trailing edges with finite porous extensions", *Journal of Fluid Mechanics*, **836**, pp. 117-144 (2018).
48. Brooks, T.F., Pope, D.S. and Marcolini, M.A. "Airfoil self-noise and prediction vol. 1218: National aeronautics and space administration", Office of Management ... (1989).
49. Ayton, L.J. and Peake, N. "Interaction of turbulence with the leading-edge stagnation point of a thin aerofoil", *Journal of Fluid Mechanics*, **798**, pp. 436-456 (2016).
50. Geyer, T.F., Claus, V.T., Hall, P.M. and et al. "Silent owl flight: the effect of the leading edge comb", *International Journal of Aeroacoustics*, **16**, pp. 115-134 (2017).
51. Rao, C., Ikeda, T., Nakata, T. and et al. "Owl-inspired leading-edge serrations play a crucial role in aerodynamic force production and sound suppression", *Bioinspiration & Biomimetics*, **12**, p. 046008 (2017).
52. Lyu, B., Ayton, L.J. and Chaitanya, P. "On the acoustic optimality of leading-edge serration profiles", *Journal of Sound and Vibration*, **462**, p. 114923 (2019).
53. Lyu, B., Azarpeyvand, M. and Sinayoko, S. "Prediction of noise from serrated trailing edges", *Journal of Fluid Mechanics*, **793**, pp. 556-588 (2016).

54. Lyu, B. and Azarpeyvand, M. "On the noise prediction for serrated leading edges", *Journal of Fluid Mechanics*, **826**, pp. 205-234 (2017).
55. Klän, S., Klaas, M. and Schröder, W. "The influence of leading edge serrations on the flow field of an artificial owl wing", *In 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 4942 (2010).
56. Klän, S., Bachmann, T., Klaas, M. and et al. "Experimental analysis of the flow field over a novel owl based airfoil", *In Animal Locomotion*, Ed: Springer, pp. 413-427 (2010).
57. Turner, J.M. and Kim, J.W. "Aeroacoustic source mechanisms of a wavy leading edge undergoing vortical disturbances", *Journal of Fluid Mechanics*, **811**, pp. 582-611 (2017).
58. Chaitanya, P., Joseph, P., Narayanan, S. and et al. "Performance and mechanism of sinusoidal leading edge serrations for the reduction of turbulence-aerofoil interaction noise", *Journal of Fluid Mechanics*, **818**, pp. 435-464 (2017).
59. Hayden, R. "Reduction of noise from airfoils and propulsive lift systems using variable impedance systems", *AIAA Paper*, **500** (1976).
60. Herr, M. and Reichenberger, J. "In search of airworthy trailing-edge noise reduction means", *In 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)*, p. 2780 (2011).
61. Zhou, B.Y., Koh, S.R., Gauger, N.R. and et al. "A discrete adjoint framework for trailing-edge noise minimization via porous material", *Computers & Fluids*, **172**, pp. 97-108 (2018).
62. Herr, M. and Dobrzynski, W. "Experimental investigations in low-noise trailing edge design", *AIAA Journal*, **43**, pp. 1167-1175 (2005).
63. Herr, M. "Design criteria for low-noise trailing-edges", *In 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference)*, p. 3470 (2007).
64. Clark, I.A., Alexander, W.N., Devenport, W. and et al. "Bioinspired trailing-edge noise control", *AIAA Journal*, **55**, pp. 740-754 (2017).
65. Bodling, A. and Sharma, A. "Numerical investigation of noise reduction mechanisms in a bio-inspired airfoil", *Journal of Sound and Vibration*, **453**, pp. 314-327 (2019).

## \* مشخصات مقالات ارسالی:

مقاله به صورت دستنویس (طول سطر ۸٫۵ سانت) در قالب نرم افزار Word با قلم نازنین پوینت ۱۲ با فاصله سطر مناسب (تمامی معادلات، علائم ریاضی، رابطه‌ها الزاماً فقط در محیط Mathtype ارائه شود) و منظم به نامه معرفی مقاله از سوی استاد راهنما به نشانی سایت مجله <http://journal.sharif.ir> به دفتر مجله ارسال شود.

\* ضمن معرفی نویسنده مسئول مقاله، نشانی پست الکترونیکی کلیه نویسندگان قید شود.

\* صفحه عنوان شامل: عنوان مقاله، اسامی نویسندگان و ذکر نویسنده مسئول، درج آخرین درجه علمی کلیه نویسندگان، نشانی پست الکترونیکی ایشان، چکیده فارسی بین ۱۳۰ تا ۱۵۰ کلمه، چکیده انگلیسی در حد یک صفحه A4 کامل (قلم Times فونت ۱۲) و کلمات کلیدی فارسی و انگلیسی ارائه شود.

\* سایر اجزای اصلی مقاله، نظیر مقدمه، عناوین بخش‌های اصلی و زیربخش‌ها، نتیجه‌گیری به صورت شماره بندی و کاملاً مشخص باشد، حجم مقاله نیز بین ۷ - ۱۵ صفحه -- با احتساب شکل و نمودار -- باشد.

\* کلیه عبارات، اصطلاحات و اعداد و ارقام در جداول، نمودارها و شکل‌ها باید به فارسی باشد و موضوع جداول در بالای آنها و موضوع شکل‌ها و نمودارها در زیر آنها درج شود.

**نکته:** از آنجا که مطالب مجله در ستون‌های ۸٫۵ سانتی‌متری آراسته می‌شوند، لازم است اصل (اورژینال) شکل و نمودار در عرض ۸ یا ۱۶ سانتی‌متر با ضخامت کادر ۸px و خط نمودار ۶ px تهیه شوند. پذیرش اصل شکل‌ها و نمودارها فقط در محیط فتوشاپ با Resolution 600 با پسوند JPG یا Tif امکان‌پذیر است.

\* از به کار بردن کلمات و اصطلاحات لاتین که دارای معادل متداول فارسی می‌باشند، اجتناب شود. در صورت ضرورت استفاده از واژه‌ی لاتین، معادل انگلیسی آن نیز داده شود.

**یادآوری مهم و ضروری:** با توجه به یکسان سازی شکل‌های کلیه مقالات در محیط فتوشاپ، لازم است اعداد و تصاویری که دارای راهنمای رنگی و کانتور (فشار، سرعت، تنش و...) هستند، با فرمت جنرال (عدد معمولی) ارائه شود (طبق شکل‌های نمونه) و از آوردن اعداد به صورت نماد علمی و سایر نمادها جدا خودداری شود.

\* کلیه منابع مورد استفاده، شماره‌بندی (از شماره یک و به‌طور مسلسل) و در متن مقاله در داخل کروشه [ ] مشخص شود. در بخش مراجع کلیه منابع مورد استفاده به زبان انگلیسی ارائه شود. با توجه به مثال‌های زیر نوشته شوند. (مراجع فارسی نیز به انگلیسی ترجمه شده و در انتها واژه‌ی (In Persian) داخل پرانتز قید شده و سال آنها نیز به میلادی برگردان شوند).

### Examples:

#### Journals:

Mirghafoori, S.H., Sadeghi Arani, Z. and Jafarnejad, A. "Forecasting success of commercialization of innovative ideas using artificial neural networks; the case of inventors and innovations in Yazd province", *Journal of Science and Technology Policy*, 4(1), pp. 63-76 (In Persian) (2011).

#### Journals:

Johnson, W. and Mamalis, A.G. "The perforation of circular plat with four sided pyramidally - headed square-section punches", *Int. J. of Mech. Sci.*, 20 (3), pp.801-820 (1990).

#### Books:

Hindmarsh, J. "The electrical-circuit viewpoint", *In Electrical Machines and their Applications*, P. Hammond, Ed., 4th Edn., pp. 57-130, Pergamon Press, Oxford, UK (1975).

#### Proceedings and reports:

Walker, L.K. and Morgan, J.R. "Field performance of firm silty clay", *9th Int. Conf. on Soil Mech. And Found. Engrg.*, 1, Tokyo, Japan, pp.341-346 (1977).

Barksdale, R.D. and Bachus, R.C. "Design and construction of stone columns", Report SCEGIT 83-10, Georgia Inst. of Tech., Atlanta, GA, submitted to Fed. Highway Admin (1983).

Bhandari, R.K.M. "Behavior of tank founded on soil reinforced with stone columns", *VIII European Conf. on Soil Mech. and Found. Engrg.*, Helsinki (1983).

## راهنمای نگارش مقالات مجله‌ی علمی و پژوهشی

# شَرِیف

مجله‌ی علمی و پژوهشی «شریف»، از انتشارات دانشگاه صنعتی شریف است که هدف آن فراهم آوردن بستری مناسب برای تبادل اطلاعات در زمینه‌ی پژوهش‌های علمی، فنی و تخصصی در میان استادان و دانشمندان و اعتلای سطح دانش نظری و علمی آنان و نیز تهیه‌ی مجموعه‌ی مفید است. چاپ مقالات در مجله‌ی شریف منوط به دارا بودن یکی از ویژگی‌های زیر است:

۱. مقالاتی که حاوی مطالب بدیع در زمینه‌های علمی و فنی بوده و در مجله‌ی دیگری به چاپ نرسیده باشند؛ مقاله‌های ارائه شده در کنفرانس، از این امر مستثنی هستند و مانند سایر مقالات، ارزیابی شده و در صورت تایید به چاپ می‌رسند.

۲. مقالات مبتنی بر تحقیقات نظری و علمی پیشرفته، دارای یکی از مشخصات زیر:

۱.۲. با نقد و بررسی در موضوعات فنی و مهندسی، به طرح نظرهای جدیدی پرداخته و به نتایج تازه‌ی دست یافته باشند.

۲.۲. به اختصار و در زمینه‌های فنی، صنعتی و پژوهشی تدوین شده باشند.

۳.۲. پژوهش، تلخیص و استنتاج از برخی آثار برجسته‌ی علمی و فنی باشند.

# OWL AEROACOUSTICS: ANALYSIS OF A SILENT FLIGHT

**M. Mozafari**

mstfmozafari18@ut.ac.ir

**M. Masdari**(corresponding author)

m.masdari@ut.ac.ir

**Faculty of New Sciences and Technologies**

**University of Tehran**

**DOI:10.24200/J40.2022.60494.1643**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 39, Issue 1, Page 99-118, Review Article

© Sharif University of Technology

- Received 13 June 2022; received in revised form 24 July 2022; accepted 31 August 2022.

## Abstract

The owl is renowned as nature's stealth bird and possesses distinctive aeroacoustic qualities. When it comes to the silent flight of owls, two primary hypotheses are considered: The self-masking hypothesis and the stealth hypothesis. Consequently, our intention is to present a comprehensive review article on the aeroacoustics of owls. This paper provides a concise overview of research conducted using Open Source Intelligence (OSINT) studies and visualization techniques, delving into how owls achieve silent flight and how their noise re-

duction mechanisms can be applied in engineering designs. The objective is to examine the distinctive physical characteristics of owls, their foraging behavior, and their ability to maintain silence in the presence of other species. Subsequently, the focus shifts to an analysis of the noise generated during owl flight, with emphasis on the geometric aspects of their wings, which play a crucial role in enabling silent flight. The subsequent sections provide an overview and summary of efforts to model the wing characteristics responsible for silent flight, as well as a description of noise reduction technologies inspired by owl features. In general, there exists a wide range of hypotheses regarding the silent flight and stealth of owls; however, the most compelling and well-supported explanations to date revolve around three key factors: the serrated structure of the wing leading edge, the velvety fibers and fringes along the trailing edge, and the combined effect of trailing edge and leading edge serrations. These factors contribute to a significant reduction in overall sound pressure levels across all angles of attack, stabilize speed fluctuations on the suction surface, and eliminate low and high-frequency sounds. Additionally, owls possess long velvety feathers on their wings, which absorb sound frequencies, and the elongated distal barbules create a multi-layered porous structure that enhances sound absorption.

**Key Words:** Aeroacoustics, owl flight, aeroacoustics of silent owl flight.

**Abstract**

The Maisotsenko cycle is a novel thermodynamic concept which captures the internal energy in an air cooling process by using the latent heat of evaporation of water. This concept is a regenerative indirect evaporative cooling cycle (RIEC) which utilizes a new arrangement of airflow streams to achieve better performance. In the field of air conditioning, this cycle is known as a high efficiency cooling cycle due to the cooling of the air-water vapor flow temperature to its dew point temperature. Most commonly known variant of this concept is a cross-flow cooler which will be examined in this paper.

In the present study, the governing equations of a heat and mass exchanger based on the Maisotsenko cycle has been extracted. This heat and mass exchanger has been analyzed and simulated in the month of July, which is the hottest month of the year, in the climatic conditions of Tehran. Temperature analysis utilizing the finite difference method has shown that the heat and mass exchanger based on the Maisotsenko cycle has superior performance than existing devices in the cooling air process in the field of air conditioning technology. The air temperature in Tehran decreases from 40.2° C to 22.2° C when passing through the device.

The possibility of employing a Maisotsenko cycle air conditioner in different climates of Iran has been investigated in this study. The results revealed that the cooler based on the Maisotsenko cycle performs satisfactorily for more than 85 percent of the population and more than 86 percent of the regions of Iran. Also, according to the acquired data, the air conditioner based on the Maisotsenko cycle operates with an average coefficient of performance of 31 in various regions of Iran. The airflow passing through this heat and mass exchanger is cooled to 90% of its inlet wet bubble temperature.

**Key Words:** Maisotsenko cycle, evaporative cooling, simulation, HVAC.

## COMPARISON OF EXPERIMENTAL RESULTS BETWEEN USING AUXETIC SHOE, CONVENTIONAL SHOE AND BAREFOOT ON THE KINEMATICS OF VERTEBRAL COLUMN DURING DROP VERTICAL JUMP

**M. Rahmani Dehaghani**

mostafarahmani94@gmail.com

**A. Nourani**(corresponding author)

nourani@sharif.edu

**N. Arjmand**

arjmand@sharif.edu

**F. Farrahi Ghehi**

fatemehfarahighehi@pardis.sharif.edu

**Dept. of Mechanical Engineering**

**Sharif University of Technology**

**DOI:10.24200/J40.2022.60791.1650**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 39, Issue 1, Page 89-98, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 20 July 2022; received in revised form 15 October 2022; accepted 16 October 2022.

**Abstract**

Footwear condition has been found to change kinematics of body especially in high-demanding activities. The present study compared the kinematics of healthy individuals when different footwear conditions were used. Two types of shoes, i.e., auxetic and conventional, were compared with each other and also with barefoot condition during gait and drop vertical jump (DVJ) activities using in vivo experimentation. A number of 11 male individuals were asked to do the experiments. Three trials for each footwear condition were completed for every participant, i.e., total of nine trials for each person. All methods were performed in conformity with relevant procedures and protocols. Their motion and force-plate data as well as electromyographic (EMG) activities of some trunk muscles were recorded during abovementioned actions. Two main stages of first landing (FL) and second landing (SL) were considered in the DVJ activity. Statistical analysis, using ANOVA and Tukey's honestly significant difference, was carried out to investigate effects of footwear conditions on the kinematics. Results showed that biomechanical changes between the the three footwear conditions were insignificant in gait and the SL phase of DVJ. However, significant differences were detected during the FL stage of DVJ; using the auxetic shoes resulted in smaller EMG activities in longissimus and iliocostalis muscles, smaller anterior-posterior distance between the center of pressure of ground reaction force and heel, and also larger maximal hip, knee, and ankle flexion angles ( $p < 0.005$ ) compared to conventional shoe condition. The differences were even more pronounced when the auxetic shoe was compared with barefoot condition. The results can be used to help guide selecting an appropriate footwear for different activities. Furthermore, the methodology presented in this study can be used to examine the suitability of newly developed shoes especially for athletes for high-demanding actions. Further studies are needed to distinguish the influences of different parameters of shoe sole on the body kinematics.

**Key Words:** Auxetic shoes, EMG, kinematics, drop vertical jump.

dispersed by using an ultrasonic device. The results indicated that the rate of calorific values of mazut-based nanofuels and diesel-based nanofuels were improved to 13.41% and 14.02%, respectively, in proportion to pure mazut and pure diesel fuels. Therefore, metal oxide nanoparticles and multi-walled carbon nanotubes had a remarkable impact on combustion properties of fuels. The final price of nanofuel was up to 20-30% more than pure fuels which can be reduced when nanofuels are produced in large scale. It can be concluded that the optimized samples of mazut-based and diesel-based nanofuels had all properties of an ideal fuel for using in a combustion process and could be considered as suitable alternatives to pure mazut and pure diesel fuels.

**Key Words:** Nanofuel, nanodisel, hybrid nanostructure, nanomazut, combustion.

## INVESTIGATION OF THE LOCAL HEATING EFFECT ON THE AERODYNAMIC FORCES OVER A CYLINDER AT REYNOLDS 1000

**M.M. Falahi**

mo.falahi@mail.sbu.ac.ir

**N. Nabatian**(corresponding author)

n\_nabatian@sbu.ac.ir

**Faculty of Mechanical and Energy Engineering  
Shahid Besheshti University**

**DOI:10.24200/J40.2022.60657.1647**

Sharif Mechanical Engineering Journal  
Volume 39, Issue 1, Page 69-77, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 9 July 2022; received in revised form 10 September 2022; accepted 20 September 2022.

### Abstract

The interaction of the thermal and velocity boundary layers of 2D cylinder at  $Re=1000$  is modeled in ANSYS Fluent. Heating elements different positions as well as various temperature effects on the flow characteristics are investigated. Temperature variation of the cylinder surface changes the fluid properties including density, viscosity, specific heat and conductivity. Their dependencies are modeled in the form of polynomials as the function of temperature. The velocity inlet boundary condition of 0.6 m/s, the pressure outlet with 0 Pa and no-slip condition for cylinder wall are set. The lateral boundaries are freestream walls while the sidewalls are symmetric. The pressure-velocity coupling is modeled with Coupled method and  $k - \omega$  is used for turbulence

modelling. The surrounding temperature is  $25^\circ$ . The comparison of the heating element application on the windward and leeward sides of the cylinder show that its usage on the leeward side is more efficient on the flow control and reduces the aerodynamic forces significantly. By increasing the fluid viscosity due to the temperature enhancement, the Reynolds number decreases while the surface friction increases. With surface friction enhancement under leeward side heating, vorticity strength is reduced and the vortices lengths are elongated downstream. Consequently, free shear layers interaction and vortex shedding are delayed forming a relatively symmetric velocity pattern and pressure distribution. The symmetry of the pressure distribution reduces the oscillation amplitude of the aerodynamic forces that leads to the flow control. Increasing the cylinder surface temperature on the leeward side rises the intensity aerodynamic forces variation. The results indicate that the location, size, and temperature of the heating elements influence the separation points of flow and the aerodynamic forces acting on the body. The utilization of the heating element with a temperature of  $1000^\circ$  on the leeward side leads to 87.1% lift force and 25.9% drag force reduction; while using them on the lateral sides, despite delaying the separation points of the flow, leads to flow instability. The size of vortices is decreased resulting in the higher shedding frequency. The cause of this phenomenon is related to the changes in the characteristics of flow and vortices that alter the velocity and pressure fields.

**Key Words:** Flow control, heat transfer, thermal boundary layer, velocity boundary layer, aerodynamic forces.

## INVESTIGATION AND SIMULATION OF A COOLING CYCLE BASED ON MISOTSENKO CONCEPT

**M. Tohidloo**

mahdi.tohidloo@mech.sharif.edu

**M.A. Bakhtiari**

mohammadali.bakhtiari@mech.sharif.edu

**M.H. Saidi**(corresponding author)

saman@sharif.edu

**Dept. of Mechanical Engineering  
Sharif University of Technology  
DOI:10.24200/J40.2022.60517.1648**

Sharif Mechanical Engineering Journal  
Volume 39, Issue 1, Page 79-88, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 11 July 2022; received in revised form 14 September 2022; accepted 16 October 2022.

## SENSORS AND CORRESPONDING LINEAR WORKING DOMAIN

**M. Akbari**

akbari.m@fasau.ac.ir

**A. Karimzadeh** (corresponding author)

a-karimzadeh@fasau.ac.ir

School of Mechanical Engineering  
Fasa University

DOI:10.24200/J40.2022.60635.1646

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 39, Issue 1, Page 47-53, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 3 July 2022; received in revised form 31 August 2022; accepted 20 September 2022.

### Abstract

In the present study the dynamic behavior of a piezoelectric flow micro sensor based on vortex-induced vibrations (VIV) is investigated. This sensor is made by a cantilever beam, piezoelectric layer and a cylinder at free end which is used to measure the fluid velocity. The proposed VIV sensors have nonlinear dynamic behavior for different flow velocities therefore in designing VIV micro sensors obtaining linear operational working range is an important parameter. In this paper the dynamic behavior of micro flow sensors based on the modified couple stress theory (MCST) is investigated and linear operational working span is derived. The coupled governing equations of silicon based and piezoelectric layer cantilever beam, gauss electric and Van der pol equation are derived. Utilizing the derived equations the dynamic behavior of the micro sensor on the basis of parameters such as damping coefficient, cantilever beam length, material length scale parameter and tip cylinder mass is analyzed. The operational work range of the micro sensor, the acceptable linear behavior domain and error of linear behavior assumption of the device is investigated. According to the results the maximum linearization error is 3.5%. In addition to that reduction in cantilever beam length and tip cylinder mass increase the operational working range of the micro sensor. Analyzing the effect of damping coefficient on the dynamic behavior of micro flow sensor show that increasing the damping coefficient decreases the beam deflection and output voltage, but has no effect on the operational working span of the system and in order to obtain precise output from this sensor the damping coefficient must be reduced. Findings indicate that parameters which make the device behave stiffer such as reduction in beam length or tip cylinder mass or considering non-classical stresses gives a wider acceptable voltage range at higher flow velocities for the micro sensor.

**Key Words:** Micro sensor, flow sensor, piezoelectric cantilever beam, modified couple stress theory.

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION AND ANALYSIS OF COMBUSTION PROPERTIES AND CHEMICAL-PHYSICAL PROPERTIES OF NANO-FUEL USING HYBRID NANOSTRUCTURE ADDITIVES

**S.A.H. Zamzamian** (corresponding author)

azamzamian@merc.ac.ir

**S. Rezazade Mofradnia**

srezazadeh69@gmail.com

**M.R. Pazouki**

pazoukim.reza@gmail.com

**M. Pazouki**

m.pazouki@merc.ac.ir

Solar Energy Group, Materials and Energy Research Center (MERC)

DOI:10.24200/J40.2022.58323.1608

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 39, Issue 1, Page 55-67, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 5 July 2022; received in revised form 30 July 2022; accepted 14 August 2022.

### Abstract

Nanostructured additives have been widely used in various industries especially power industry in order to decrease both specific fuel consumption (fuel consumption per unit of electricity production, SFC) and pollutants emission. The most important fuel properties are fuel density, kinematic viscosity, flash point, cetane number, and calorific value. Calorific value of a fuel is the thermal energy released per unit quantity of fuel when the fuel is burned completely and the products of combustion are cooled back to the initial temperature of the combustible mixture. It measures the energy content in a fuel. The calorific value of a fuel can be measured in a bomb calorimeter. The most frequently used fuel additives for diesel engines are oxygenated additives, antioxidants, cold flow improvers, lubricity improvers, cetane improvers, metal-based additives, and nanomaterials. In recent years, various nanomaterials, acting as diesel engine fuel additives, gained substantial attention. According to investigation results obtained so far, these additives look to be extremely promising. This follows from the wide range of options they offer in influencing practically all important engine characteristics by affecting many processes from fuel combustion to exhaust treatment. In this study, hybrid nanoparticles were dispersed in mazut and diesel fuels as hybrid nanofuels and the physico-chemical properties of manufactured nanofuels were evaluated. Dispersion of the nanoparticles were carried out in two stages. They were weighed and mixed to surfactants and added to fuel. Then the mixture was

anisotropy on the fracture strain for metals. As the aluminum has always been one of the most widely used metals in the industry. This metal has unique properties such as lightness and high resistance to corrosion, hence, 1100 aluminum alloy is used in this article. This metal is malleable and also has high workability so it is suitable for applications including shaping. To achieve the properties of the sheet, it is first necessary that all samples were made according to the ASTM-E8 standard and the specimens were designed to achieve some different stress triaxiality. This samples includes the standard-, notched- and shear-specimens. All samples are loaded in tension state. In order to investigate the anisotropy, the specimens are prepared in rolling direction, 45 and 90 degrees to rolling direction for each samples. The uniaxial tensile test was performed on the specimens until the onset of failure. For measuring the fracture strain experimentally, a new method with lower costs than others have been proposed. For standard and notched specimens, the strain measuring is based on the difference between cross-section areas for shear-specimen, the changes in the notched radius has been proposed for strain measuring criterion. Also, in order to calculate the stress triaxiality in the fracture zone, all experiment tests are simulated in Abaqus. The equivalent plastic strain and stress triaxiality of the elements in fracture zone are reported. The average value of these elements are compared to the corresponding experimental data. At the end comparing the results obtained from experimental and simulations shows that the failure strain is calculated with great accuracy. For more explanation, the maximum error is found to be 12.8% for notched-specimen. Furthermore, the non-linear effect of stress triaxiality on the fracture strain are well shown.

**Key Words:** Fracture strain, stress triaxiality, anisotropy, aluminum 1100.

## EFFECT OF VIBRATION AMPLITUDE AND TEMPERATURE ON THE SHAPE AND SIZE OF ALUMINUM POWDER PRODUCED BY ULTRASONIC ATOMIZER PROCESS

**M.M. Mojtahedi**

mehdi.mojtahedi92@gmail.com

**H. Soleimanimehr**(corresponding author)

soleimanimehr@srbiau.ac.ir

**Dept. of Mechanical Engineering  
Science and Research Branch  
Islamic Azad University**

**M. Moazami-Goudarzi**

moazami@srbiau.ac.ir

**Dept. of Materials Engineering  
Science and Research Branch  
Islamic Azad University**

**DOI:10.24200/J40.2022.60374.1640**

Sharif Mechanical Engineering Journal  
Volume 39, Issue 1, Page 35-45, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 21 May 2022; received in revised form 3 August 2022; accepted 15 August 2022.

### Abstract

Ultrasonic waves have been used in research and industrial fields for many years, and the use of these waves in some of these fields is very old. And it seems that its scope of application is increasing day by day. One of the fields in which this technology is used is the production of metal powders. In the process of producing metal powder from their melt, the melt must be turned into very fine droplets under the influence of an energetic flow, which will turn into metal powder particles after cooling. In the ultrasonic atomization method, the energy intended to create melt droplets is supplied by ultrasonic waves and transferred to the desired metal melt. In this article, the effect of the vibration range on the shape and size of the aluminum powder produced by the ultrasonic atomization process with a vibration frequency of 20KHz has been investigated. The effect of factors such as melt temperature and ultrasonic wave amplitude on particle size and particle shape was investigated. It was also investigated at what level each of the factors affect the expected characteristics of the research. By examining the obtained results, it was observed that with the increase of the temperature of the melt, the viscosity of the melt decreases, and as a result, the atomization of the melt becomes easier, and also the surface tension force is reduced, and it becomes easier to separate the melt drop from the melt film created on the atomizer. And it was also observed that with the increase in the size of the vibration range, the produced metal powder has a smaller average size in terms of size and a narrower size distribution range. The average particle diameter of the powder produced by this method in this experiment was  $82.43\mu m$ , the maximum particle diameter was  $92.16\mu m$  and the minimum - particle diameter was  $71.33\mu m$ .

**Key Words:** Ultrasonic, atomization, aluminum powder, vibration amplitude, frequency.

## DYNAMIC BEHAVIOR ANALYSIS OF PIEZOELECTRIC FLOW MICRO

bance and uncertainties. Compared with the previous works, the proposed controller has satisfactory performances and achieves smaller steady-state error under the consideration of multiple simulation results.

Results show that integrated guidance and control needs less bulk standard deviation than common guidance and control due to simultaneous solving of guidance and control equations. This causes the defined constraints not to surpass the acceptable values anywhere in the path.

**Key Words:** Integrated guidance and control, sliding mode controller, gpops software, genetic algorithm, launch vehicle, reusable.

## PREDICTION OF THE HIT PROBABILITY UNDER VARIOUS NOISE FACTORS TO IMPROVE THE GUIDANCE LAW OF AN AUTONOMOUS UNDERWATER VEHICLE

**M.S. Zamani**(corresponding author)

zamani@yazd.ac.ir

Dept. of Mathematical Sciences  
Yazd University

**S. Sadeqian Bafqi**

sajadsadeqian@email.kntu.ac.ir

Dept. of Aerospace Engineering  
K.N.Toosi University of Technology  
DOI:10.24200/J40.2022.60494.1643

Sharif Mechanical Engineering Journal  
Volume 39, Issue 1, Page 15-25, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 24 January 2022; received in revised form 21 May 2022; accepted 18 June 2022.

### Abstract

Submarine robots or autonomous underwater vehicles (AUVs) are one of the most important tools for identifying, monitoring and inspecting the marine environment and the oceans. In addition, it is used for applications such as tracking surface targets. In the process of tracking a target by an autonomous underwater vehicle, designing the most efficient guidance law is of particular importance. In order to evaluate the efficiency of the tracking process, various criteria such as ease of implementation, less need for target data and the probability of hitting the target must be considered. Among these factors and other effective factors in evaluating tracking performance, hit probability is the most important and telling variable. In complex situations, the most common way for calculating this parameter is the Monte Carlo

method. This method is based on performing multiple simulations of the AUV and target motion for various uncertainties in the problem. The ratio of the number of times that the tracking process is successful provides an estimate of the hit probability. However, in order to achieve good accuracy, it is necessary to select a sufficiently large number of repetitions in the Monte Carlo method and therefore the computational cost of calculating the hit probability will be high. In this paper, first, using machine learning methods and in particular the gradient boosting method, a model for predicting the hit probability is presented with the appropriate accuracy. Then, using this model and by geometric calculations, the tracking parameters in the preset phase are determined in such a way that maximizes the hit probability. The efficiency of this method will be demonstrated through the simulation of different scenarios. In the end, by considering the randomness along the path, the AUV and target dynamic system is modeled as a stochastic process using the Ornstein-Olenbeck process. Then, the Monte Carlo simulation is described and similarly, previous works can be repeated.

**Key Words:** Hit probability, gradient boosting method, monte carlo method, underwater autonomous vehicle, guidance law, machine learning.

## NUMERICALLY AND EXPERIMENTALLY INVESTIGATION OF THE EFFECT OF ANISOTROPY AND STRESS TRIAXIALITY ON THE FRACTURE STRAIN

**P. Abedinimanesh**

parmida.abedini@ut.ac.ir

**F. Hazinia**

faraz.hazinia1367@ut.ac.ir

**M. Ganjiani** (corresponding author)

ganjiani@ut.ac.ir

Dept. of Mechanical Engineering  
University of Tehran

DOI:10.24200/J40.2022.60374.1640

Sharif Mechanical Engineering Journal  
Volume 39, Issue 1, Page 27-34, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 15 March 2022; received in revised form 9 July 2022; accepted 14 August 2022.

### Abstract

The aim of this article is to investigate numerically and experimentally the effect of stress triaxiality and

# Abstracts of Papers in English

## INTEGRATED ROBUST GUIDANCE AND CONTROL OF VTVL REUSABLE LAUNCH VEHICLE AT PRE-LANDING PHASE USING SLIDING MODE CONTROL

**B. Asadi**

babak.asham@gmail.com

**M. Fathi**(corresponding author)

fathi@sharif.edu

**Dept. of Aerospace Engineering**

**Sharif University of Technology**

**DOI:10.24200/J40.2022.58323.1608**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 39, Issue 1, Page 3-13, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 29 December 2021; received in revised form 21 September 2022; accepted 16 October 2022.

### Abstract

In this article, guidance and control of the reusable launch vehicle at pre-landing phase have been studied.

A plenty of vertical take-off and vertical landing (VTVL) reusable launch vehicle have been gradually developed to access the space allowing for reducing the flight operation costs and realizing reusability such as Falcon 9. The goal of this article is increasing the accuracy and safety of the guidance and control system of the launch vehicle in order to successfully land on the ground station. Integrated guidance and control, being a novel method in guidance and control, is used to guide the launch vehicle in the re-entry phase and landing phase on the ground. The returning object studied is a Falcon 9 rocket for which we find the 6 DOF model. This vehicle has a vertical landing phase and implementing an integrated guidance and control system is a novel approach in this area. The controller used in this article is based on sliding-mode. This controller has an acceptable performance against the uncertainties and indefinite values of the system parameters. GPOPS software is used to create the initial flight path of the launch vehicle. This software calculates the optimal landing path with respect to dynamic constraints, control constraints and a cost function. Genetic algorithm is used to find the constant parameters for guidance and control. In this work, a fast terminal sliding mode control is proposed for a VTVL reusable launch in the present of distur-

## Mechanical Engineering

**Sharif**

1

Spring  
2023

Editor-in-Chief: Mohammad Taghi Ahmadian

This Journal is published under the auspices of Sharif University of technology, Office of the Vice-Chancellor-in-Charge of Research.

The Journal is published semiannually in Farsi language, aims at establishing a relationship between scientists active in different branches of science and technology and, in particular, at providing a forum for exchange of knowledge between scientists and technologists related to scientific problems prevailing in contemporary society. The journal also strives to present practical and theoretical analyses of these issues and facilitates the circulation of modern scientific findings by scientists and researchers for practical application. In addition, “**Sharif**” publishes original papers focusing on issues of specific concern to universities, including research, technological advancements, and topics related to matters of higher education.

**P.O.BOX 11155-8639 AZADI AVENUE, TEHRAN, I.R. IRAN**

**Phone: (98-21) 66005419 - 66164093 Fax: (98-21) 66012983**

**Web: <http://journal.sharif.ir/> [http:// www. globalsciencejournals.com](http://www.globalsciencejournals.com)**

**E-mail: [pajouhesh@sharif.edu](mailto:pajouhesh@sharif.edu)**

## CONTENTS

- 3 **INTEGRATED ROBUST GUIDANCE AND CONTROL OF VTVL REUSABLE LAUNCH VEHICLE AT PRE-LANDING PHASE USING SLIDING MODE CONTROL**  
B. Asadi and M. Fathi
- 15 **PREDICTION OF THE HIT PROBABILITY UNDER VARIOUS NOISE FACTORS TO IMPROVE THE GUIDANCE LAW OF AN AUTONOMOUS UNDERWATER VEHICLE**  
M.S. Zamani and S. Sadeqian Bafqi
- 27 **NUMERICALLY AND EXPERIMENTALLY INVESTIGATION OF THE EFFECT OF ANISOTROPY AND STRESS TRIAXIALITY ON THE FRACTURE STRAIN**  
P. Abedinimanesh, F. Hazinia and M. Ganjiani
- 35 **EFFECT OF VIBRATION AMPLITUDE AND TEMPERATURE ON THE SHAPE AND SIZE OF ALUMINUM POWDER PRODUCED BY ULTRASONIC ATOMIZER PROCESS**  
M.M. Mojtahedi, H. Soleimanimehr and M. Moazami-Goudarzi
- 47 **DYNAMIC BEHAVIOR ANALYSIS OF PIEZOELECTRIC FLOW MICRO SENSORS AND CORRESPONDING LINEAR WORKING DOMAIN**  
M. Akbari and A. Karimzadeh
- 55 **EXPERIMENTAL INVESTIGATION AND ANALYSIS OF COMBUSTION PROPERTIES AND CHEMICAL-PHYSICAL PROPERTIES OF NANO-FUEL USING HYBRID NANOSTRUCTURE ADDITIVES**  
S.A.H. Zamzajian, S. Rezazade Mofradnia, M.R. Pazouki and M. Pazouki
- 69 **INVESTIGATION OF THE LOCAL HEATING EFFECT ON THE AERODYNAMIC FORCES OVER A CYLINDER AT REYNOLDS 1000**  
M.M. Falahi and N. Nabatian
- 79 **INVESTIGATION AND SIMULATION OF A COOLING CYCLE BASED ON MISOTSENKO CONCEPT**  
M. Tohidloo, M.A. Bakhtiari and M.H. Saidi
- 89 **COMPARISON OF EXPERIMENTAL RESULTS BETWEEN USING AUXETIC SHOE, CONVENTIONAL SHOE AND BAREFOOT ON THE KINEMATICS OF VERTEBRAL COLUMN DURING DROP VERTICAL JUMP**  
M. Rahmani Dehaghani, A. Nourani, N. Arjmand and F. Farrahi Ghehi

### REVIEW ARTICLE:

- 99 **OWL AEROACOUSTICS: ANALYSIS OF A SILENT FLIGHT**  
M. Mozafari and M. Masdari

### APPENDIX

- 126 **ABSTRACTS OF PAPERS IN ENGLISH**