



#### مقالات پژوهشی:

- طراحی کنترل‌گر و شناساگر هوشمند تطبیقی عصبی برای دستگاه ابتکاری توانبخشی زانو علیرضا منجی لاهیجانی، محمدرضا جازی بزدی و امیررضا باباحمدی
- کنترل تکرارآموز به منظور افزایش دقت انجام مانورهای تکراری در ربات‌های هوایی افشین بناراده و حسین سعادت‌منش
- بررسی عددی شدت فرسایش حباب‌زایی جریان اطراف هیدروفویل ۰۰۱۵ NACA بر اساس دیدگاه اویلری - لاگرانژی علی کائوزی و میراعلم مهدی
- رفتار مکانیکی و الکتریکی ریزمدل‌های خازنی با در نظر گرفتن اثرات اندازه سیما در باسی، امیرموسی ایازی، حامد قنبرپور، سعید افروز و قادر رضاراده
- مدل‌سازی یک سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس با ترکیب نتایج حل عددی در بستر نیمه‌تحلیلی سعید کریمیان علی‌آبادی و صابر رضایی
- پهنه سازی معادله‌ی کلبروک - وایت بر اساس داده‌های تجربی سعید دریایی و محمد علایی
- شناگر سه گوی در دو بعد در شرایط عدد رینولدز پایین امیر شیخ شعاعی و معجد رجایی
- مطالعه‌ی عددی و تجربی بال ترکیبی با شبکه‌ی بی از بالکها در جریان‌های رینولدز پایین مهیار صادقی ملک‌آبادی و افشین بناراده
- مطالعه‌ی عددی کاهش ضریب پسای استوانه با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان سیدشهاب‌الدین صادقی و نگار نباتیان

#### یادداشت فنی:

- تحلیل انرژی، انرژی و انرژی - اقتصادی چرخه‌ی تولید توان بر پایه‌ی انرژی زمین گرمایی و خورشیدی مستقل محمد وحیدی، نیما فائزآزاده خیابوی، وحید بهنود و فرهاد صادق مغاللو

#### ORIGINAL ARTICLES:

- Design of Controller and Intelligent Adaptive Neural Identifier for Innovative Knee Rehabilitation Devices A.R. Monajemi Lahjani, M.R. Hari Yazdi and A.R. Babaahmadi
- Iterative Learning Control to Enhance Accuracy of Repetitive Maneuvers for Aerial Robots A. Banaazadeh and H. Saadatmanesh
- Numerical Evaluation of Cavitation Erosion Intensity Around NACA0015 Hydrofoil Based on Eulerian-Lagrangian Approach A. Katozai and M. Mahdi
- Mechanical and Electrical Sensitivity of a Capacitive Micro Ultrasonic Transducer Considering Scale Effects S. Darbasi, A.M. Abazari, H. Qanbarpur, S. Afrang and Ghader Rezaazadeh
- Modeling of a Wind Energy Harvesting Invelox System by Combination of Numerical Results and Semi-Analytical Framework S. Karimian Alabadi and S. Rezaeey
- Optimization of the Colebrook-White Equation Based on Experimental Data S. Daryaei and M. Aleslami
- Three-Sphere Swimmer in Two Dimensions at Low Reynolds Number Condition A. SheikhShoaei and M. Rajabi
- Numerical and Experimental Study of a Wing Combined with Wing Grids in Low Reynolds Number Flows M. Sadeghi Malekabad and A. Banaazadeh
- Numerical Study of Cylinder Drag Coefficient Reduction Using Passive Flow Control S.Sh. Sadeghi and N. Nabatian

#### RESEARCH NOTE:

- Energy, Exergy, and Exergy Economic Analysis of Power Generation Cycle Based on Independent Geothermal and Solar Energy M. Vajdi, N. Ghasemzadeh Khiaji, V. Behnoud and F. Sadegh Moghanlou

صاحب امتیاز: دانشگاه صنعتی شریف

مدیر مسئول: دکتر علی اکبر صالحی

سردبیر: دکتر محمدتقی احمدیان

سردبیر هیأت تحریریه: دکتر سعید سهراب پور

مدیر داخلی: پوران خیرمندی

مدیر اجرایی: پریسا مروتی

مسئول روابط عمومی: محمدرضا یوسف خان

ویرایش: سیما تویسرکانی

حروفچینی: ساناز نادری، راضیه قربانی و مریم علی کرمی

صفحه‌آرایی: غزل احمدی میرقائد

امور اجرایی: شیما آل اسداله، مریم پورابراهیمی باوفا

طراح لوگو: زنده یاد مرتضی ممیز

طرح روی جلد و ساختار صفحه‌آرایی: مصطفی اسداللهی

نظارت فنی و چاپ: پیمان فرگاهی

نقل مندرجات این مجله با ذکر مأخذ آزاد است.

مجله در ویرایش مطالب آزاد است.

نشانی: تهران / صندوق پستی ۸۶۳۹-۱۱۱۵۵

دفتر مجله‌ی علمی و پژوهشی شریف

تلفن: ۶۶۰۰۵۴۱۹-۶۶۱۶۴۰۹۳

پست تصویری: ۶۶۰۱۲۹۸۳

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 تقی 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 خواجه نصیرالدین طوسی

دکتر محمد شرعیات

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه 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 رجب‌زاده

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 محمد یعقوبی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز

دکتر داود یونسیان

دانشکده مهندسی راه‌آهن، دانشگاه علم و صنعت ایران

## هیأت مشاوران

دکتر عباس ابراهیمی

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر محمود چهارطاقی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شاهرود

دکتر حمیدرضا حیدری

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه ملایر

دکتر علیرضا داوری

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

دکتر رامین روشندل

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر سید اسماعیل رضوی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه تبریز

دکتر مهدی سبزه‌پرور

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر محمدحسن سعیدی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر علیرضا شوشتری

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه بوعلی سینا

دکتر مرتضی طایفی

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دکتر نعمت‌اله فولادی

پژوهشکده‌ی حمل و نقل فضایی - پژوهشگاه فضایی ایران

دکتر ناصر کردانی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه مازندران

دکتر آرش میرعبداله لواسانی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران مرکز

دکتر محمود مانی

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر محمد مجذّم

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و انرژی - دانشگاه شهید بهشتی

دکتر محمود مهرگان

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شاهرود

دکتر مهدی مجاهدی

دانشکده‌ی فنی مهندسی گلبایگان - دانشگاه صنعتی اصفهان

دکتر علیرضا نوین‌زاده

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی

دکتر محمد وجدی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و انرژی - دانشگاه محقق اردبیلی

دکتر میریوسف هاشمی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه شهید مدنی آذربایجان

## مطالب این شماره

### مقالات پژوهشی:

- ۳ طراحی کنترل‌گر و شناساگر هوشمند تطبیقی عصبی برای دستگاه ابتکاری توانبخشی زانو  
علیرضا منجمی لاهیجانی، محمدرضا حائری یزدی و امیررضا باباحمدی
- ۹ کنترل تکرارآموز به منظور افزایش دقت انجام مانورهای تکراری در ربات‌های هوایی  
افشین بنازاده و حسین سعادت‌منش
- ۲۱ بررسی عددی شدت فرسایش حباب‌زایی جریان اطراف هیدروفویل  $NACA^{00}15$  بر اساس دیدگاه اویلدی - لاگرانژی  
علی کاتوزی و میراعلم مهدی
- ۲۹ رفتار مکانیکی و الکتریکی ریزمبدل‌های خازنی با در نظر گرفتن اثرات اندازه  
سیما درباسی، امیرموسی اباذری، حامد قنبرپور، سعید افرنک و قادر رضازاده
- ۳۷ مدل‌سازی یک سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس با ترکیب نتایج حل عددی در بستر نیمه‌تحلیلی  
سعید کریمیان علی‌آبادی و صابر رضایی
- ۴۷ بهینه سازی معادله‌ی کلبروک - وایت بر اساس داده‌های تجربی  
سعید دریایی و محمد علایی
- ۵۵ شناگر سه گوی در دو بعد در شرایط عدد رینولدز پایین  
امیر شیخ شعاعی و مجید رجبی
- ۶۳ مطالعه‌ی عددی و تجربی بال ترکیبی با شبکه‌یی از بالک‌ها در جریان‌های رینولدز پایین  
مهیار صادقی ملک‌آبادی و افشین بنازاده
- ۷۷ مطالعه‌ی عددی کاهش ضریب پسای استوانه با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان  
سیدشهاب‌الدین صادقی و نگار نباتیان

### یادداشت فنی:

- ۸۷ تحلیل انرژی، انرژی و انرژی - اقتصادی چرخه‌ی تولید توان بر پایه‌ی انرژی زمین گرمایی و خورشیدی مستقل  
محمد وجدی، نیما قاسم‌زاده خیاوی، وحید بهنود و فرهاد صادق مغانلو

### ضمائم:

- ۱۰۴ چکیده مقالات به انگلیسی



# طراحی کنترل‌گر و شناساگر هوشمند تطبیقی عصبی برای دستگاه ابتکاری توانبخشی زانو

علیرضا منجمی لاهیجانی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

محمدرضا حائری یزدی\* (استاد)

امیرضا بابا احمدی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، پردیس دانشکده‌های فنی دانشگاه تهران

مهندسی مکانیک شریف (پاییز ۱۴۰۱)  
دوره ۳، شماره ۲، ص. ۸-۳ (پژوهشی)

از دستگاه‌های حرکت مداوم غیرفعال که معمولاً دستگاه‌های «CPM»<sup>۱</sup> نامیده می‌شوند، برای حفظ و بازگرداندن دامنه‌ی حرکتی مفاصل استفاده می‌شود. گرچه سال‌هاست که از این دستگاه در توانبخشی مفاصل به خصوص زانو استفاده می‌شود، اما تحقیقات جدید ارزش درمانگاهی این دستگاه را ناچیز برآورد کرده و توصیه به توسعه‌ی قابلیت‌های آن کرده است. به همین دلیل دستگاهی ابتکاری با قابلیت‌های گسترده به منظور توانبخشی زانو طراحی شده است که در این نوشتار یک سیستم کنترلی برای آن ارائه می‌شود. از جمله مهمترین نتایج ارائه شده می‌توان به طراحی شناساگر و کنترل‌گر هوشمند تطبیقی برای این سیستم اشاره کرد. هدف از طراحی شناساگر هوشمند، ایجاد یک مدل تقریبی برای تخمین نقطه‌ی کار برخط (آنلاین) سیستم است که در اختیار کنترل‌گر تناسبی - مشتقی - انتگرالی<sup>۲</sup> هوشمند تطبیقی قرار می‌گیرد تا ضرایب خود را بسته به وضعیت سامانه‌ی تحت کنترل به‌روزرسانی کند.

alireza.monajjemi@ut.ac.ir  
myazdi@ut.ac.ir  
babaahmadi.amir@ut.ac.ir

واژگان کلیدی: توانبخشی، زانو، حرکت مداوم غیرفعال، مفصل، شناساگر.

## ۱. مقدمه

«CPM» خوانده می‌شوند، برای حفظ و بازگرداندن دامنه‌ی حرکتی مفاصل مورد استفاده قرار می‌گیرند. «CPM» به عنوان یک ماشین ایجاد حرکت با قابلیت برنامه‌ریزی دقیق، از طریق تحریک ترمیم بافت‌های مفصلی، گردش مایع مفصلی و کاستن از ورم<sup>۵</sup> منطقه‌ی، بهبودی را افزایش می‌دهد. همچنین «CPM» از چسبندگی، خشکی مفاصل، کوتاهی و تخریب غضروف‌های مفصلی جلوگیری می‌کند. این وسیله کم‌نقص‌ترین دستگاه توانبخشی پس از عمل، به خصوص برای بعد از عمل زانو یا تعویض مفصل زانو<sup>۶</sup> یا ترمیم رباط‌ها در این منطقه بوده است. پذیرش این روش برای مفصل زانو این انگیزه را ایجاد کرد تا از «CPM» برای توانبخشی سایر مفاصل تحمل‌کننده‌ی وزن نیز استفاده شود. از دهه‌ی ۷۰ میلادی تاکنون بیش از ۱۳ نوع «CPM» برای توانبخشی مفاصل مختلف بدن ساخته شده و هم اکنون این دستگاه برای مفاصل لگن، زانو، مچ پا، شانه، آرنج و مچ دست نیز موجود است. مفصل آسیب‌دیده به طور مداوم و برای مدت زمانی مشخص (تا ۲۴ ساعت در روز) در راستای حرکتی تعیین شده و بدون کمک خود بیمار، توسط دستگاه حرکت داده می‌شود.

دستگاه «CPM» وسیله‌ی کم‌نقص و مورد اطمینان است اما همان‌طور که از نام آن پیداست، برای دوره‌ی اول درمانی یعنی بازبازی حرکتی یا حرکات غیرفعال طراحی شده است. این دستگاه‌ها تنها برای یک هدف کاملاً مشخص طراحی شده و کاربرد دارند. دستگاه‌های «CPM» متداول، حتی نمونه‌های خارجی با قیمت

آسیب‌دیدگی مفصل زانو یکی از شایع‌ترین آسیب‌های مفصلی به خصوص در سبک زندگی شرقی است. در بسیاری از این آسیب‌ها به طور طبیعی یا بر اثر عمل‌های ترمیمی، بافت همبند پشتیبان مفصل زانو نیز دچار آسیب یا پارگی می‌شود. از آنجا که این بافت‌ها به شکل موازی قرار گرفته‌اند، بی‌حرکتی ساختار و عملکرد آن‌ها را در طی ترمیم به شدت تحت تأثیر قرار می‌دهد و این اجزا به شکل تصادفی و در جهات مختلف قرار می‌گیرند و پدیده‌ی به نام ضربدری شدن ایجاد می‌شود. این پدیده به تشکیل چسبندگی در بافت نرم، خشکی و در نهایت محدودیت دامنه‌ی حرکات می‌انجامد. از همین رو، برای اکثر بیمارانی که مورد جراحی در ناحیه‌ی مفصل قرار گرفته یا به هر نحوی دچار آسیب بافت همبند در این ناحیه شده‌اند، برای بازبازی کارکرد حرکتی بافت و مفصل نیاز به طی دو دوره‌ی درمانی وجود دارد: دوره‌ی درمانی بازبازی بازه حرکتی، و دوره‌ی درمانی بازبازی قدرت حرکتی. دوره‌ی درمانی اول شامل توانبخشی مفاصل با استفاده از حرکات غیرفعال<sup>۳</sup> به منظور بازگرداندن تحرک مفصل، حفظ دامنه‌ی حرکتی<sup>۴</sup> و انعطاف‌پذیری مفصل است.

حرکات غیرفعال می‌تواند توسط یک فیزیوتراپ یا توسط دستگاه «CPM» (تصویر ۱) انجام شود. دستگاه‌های حرکت مداوم غیرفعال که معمولاً با نام دستگاه‌های

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳/۶/۱۴۰۰، اصلاحیه ۲۱/۲/۱۴۰۱، پذیرش ۳۱/۲/۱۴۰۱.

DOI:10.24200/J40.22022.58757.1614



تصویر ۱. نمایی از یک دستگاه CPM متداول و نحوه کاربری آن.<sup>[۲]</sup>

۵. ارتباط با بیمار و داشتن بازخورد<sup>۹</sup> از عملکرد بیمار؛
۶. انعطاف و تغییر خودکار در روند حرکت برنامه ریزی شده، با توجه به عملکرد بیمار؛
۷. کاهش نیاز به حضور و نظارت مستقیم پزشک در مراحل توان بخشی؛
۸. قابلیت استفاده به صورت خانگی و شخصی برای بیمارانی با سن بالا و شرایط جسمی نامساعد؛
۹. کمترین نیاز به درگیری سایر قسمت های بدن و فشار به سایر قسمت ها در استفاده از دستگاه؛
۱۰. کاربرد به صورت خوابیده و نشسته (با توجه به شرایط جسمانی و روند پیشرفت بهبودی بیمار)؛
۱۱. کاهش هزینه ی تمام شده تا حد امکان؛

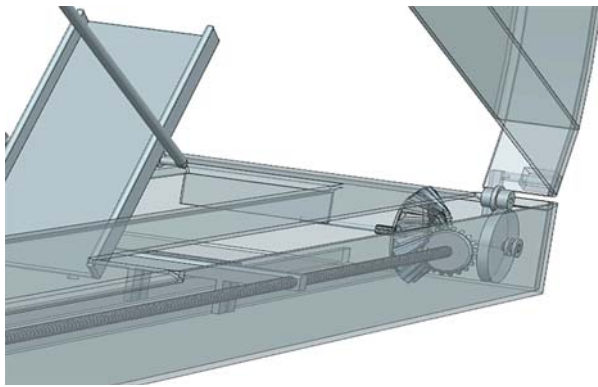
۱۲. استفاده از ساده ترین سازوکارها و کمترین قطعات ممکن.

در کارهای انجام شده در این حوزه، عمده ی فعالیت ها به توسعه ی دستگاه های حرکت غیرفعال اختصاص داشته که تفاوت آن ها با نمونه های مشابه پیش از خود عمدتاً در افزایش بازه ی حرکتی و حداکثر نیروی قابل تحمل بوده است. تنها یک نمونه از این وسایل، با قابلیت کاربرد همزمان در حرکات فعال و غیرفعال ساخته شده که قیمت آن بسیار بالاست.<sup>[۴]</sup> علاوه بر آن، این دستگاه به شکل دستگاه های حرکت غیرفعال متداول طراحی شده و به همین دلیل کاربرد دیگری نداشته است؛ همین موضوع شدیداً توجیه اقتصادی آن را کاهش می دهد. آکدوگان و همکاران یک صندلی روباتیک هوشمند را بر اساس روش سیستم های خبره برای توان بخشی زانوی بیمار طراحی کردند.<sup>[۴]</sup> گلگونه و همکاران دستگاه «CPM» با طرح متداول طراحی کردند که رابط کاربری ساده و قابل ارتباط با گوشی های اندروید بر آن نصب شده است.<sup>[۵]</sup> رجستری و همکاران در پژوهشی به بهینه سازی سازوکار بر اساس کمترین توان لازم موتور دستگاه پرداختند.<sup>[۶]</sup> روپالی<sup>۱۰</sup> و همکاران در سال ۲۰۱۵ در پژوهشی بیان کردند شواهد متناقض در مورد استفاده از حرکت منفعل مداوم CPM بعد از جراحی تعویض مفصل زانو، باعث ایجاد اختلاف نظرهای اساسی شده است. در مجموع ۱۰۹ بیمار به طور تصادفی به دو گروه دریافت و عدم دریافت CPM پس از جراحی تعویض مفصل زانو تقسیم شدند. همه ی بیماران پروتکل فیزیوتراپی یکسان (۳ جلسه در روز) دریافت کردند و تنها تفاوت بین این دو گروه CPM بود. هر دو گروه در مدت ۶ هفته، ۱۱۵ درجه و در مدت ۳ ماه ۱۲۰ درجه خم در مفصل زانو را بدون تفاوت معناداری تجربه کردند. طبق این تحقیق در نهایت استفاده از CPM هیچ مزایای بالینی در رابطه با دامنه ی حرکتی فعال<sup>۱۱</sup> نداشته است.<sup>[۷]</sup> شولز و همکاران از آلمان، در مطالعه یی (سال ۲۰۱۸) تفاوت میزان بهبودی بیماران پس از عمل جراحی تعویض مفصل زانو را با استفاده از حرکت مداوم غیرفعال (CPM) و حرکت کنترل شده ی فعال<sup>۱۲</sup> بررسی کردند. در این تحقیق، ۵۰ بیمار مورد مطالعه قرار گرفتند و برای نیمی از آن ها استفاده از دستگاه CPM و برای نیمی دیگر استفاده از حرکت کنترل شده ی فعال، بعد از عمل جراحی تصویب شد. هر دو گروه، علاوه بر استفاده از دستگاه، تحت درمان با تمرینات متداول فیزیوتراپی نیز قرار گرفتند. نتیجه ی این تحقیق نشان داد که روند بهبودی گروهی که از حرکت کنترل شده ی فعال استفاده کردند، به میزان قابل توجهی بهتر بود.<sup>[۸]</sup> دومنت روباک<sup>۱۳</sup> و روبرت رایبر<sup>۱۴</sup> در سال ۲۰۱۵ در یک بررسی مروری راهکارهای کنترلی در ربات های توان بخشی زانو را مورد مطالعه قرار دادند. در این نوشتار اشاره شده که استفاده از هوش مصنوعی و ترکیب روش های کنترلی می تواند خودانگیزی را در ربات های توان بخشی ایجاد کند که باعث تحولی شگرف در سطح و حجم کاربردهای آن خواهد شد. طبق این مقاله، در

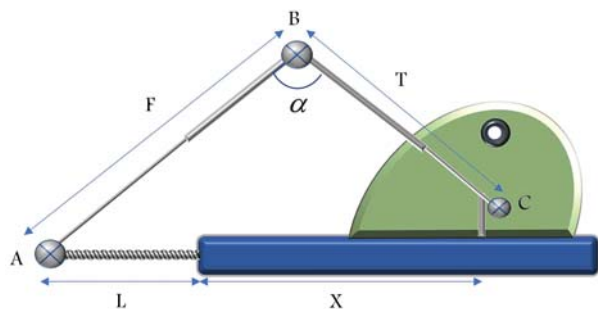
بسیار بالا، قابلیت نقش آفرینی در دوره ی بعدی درمان یعنی بازبانی قدرت حرکتی و حرکات فعال را ندارند و این بخش از درمان معمولاً به کمک فیزیوتراپ و دستگاه های دیگری مثل دوچرخه های ثابت انجام می گیرد. این در حالی است که علیرغم سال ها سابقه ی استفاده از این دستگاه، هاروی<sup>۷</sup> و همکاران در مؤسسه ی بین المللی اکترین<sup>۸</sup> که یکی از بزرگترین مؤسسات دنیا در حوزه ی تصمیم گیری سلامت با ده ها هزار عضو در ۱۳۰ کشور جهان منجمله ایران است، در گزارشی ۱۲۵ صفحه یی، با استناد به اطلاعات گردآوری شده در ۲۴ مطالعه شامل ۱۴۴۵ شرکت کننده، اعلام داشتند که دستگاه «CPM» معمولی، فاقد ارزش درمانگاهی است. این گزارش نشان می دهد که گرچه استفاده از «CPM» بهبود ناچیزی در درد، بازه ی حرکتی و کیفیت زندگی ایجاد کرده ولی عملکرد و کارایی کلی زانوی بیمار را که مجموعه یی از فاکتورهای متعدد مشخص شده در این گزارش است تا حدی کاهش می دهد. در این گزارش، توصیه شده که برای اثربخشی دستگاه های «CPM» حالتی علاوه بر حالت حرکت غیرفعال، به دستگاه افزوده شود.<sup>[۱]</sup>

در حال حاضر برای درمان کامل افراد مبتلا به مشکلات گفته شده، نیاز به چند نوع دستگاه مختلف یا درمان ترکیبی توسط دستگاه و فیزیوتراپ است. یکی از اصلی ترین مشکلات ناشی از این مسئله، تحمیل هزینه های سنگین تر به درمانگاه های فیزیوتراپی و بیمارستان هاست. همین امر موجب می شود بخصوص در مراکز تازه تأسیس یا مراکز فیزیوتراپی در نقاط محروم تر، کامل شدن فرایند درمان با مشکلاتی مواجه شده یا ممکن نباشد. علاوه بر این باید در نظر داشت بیشتر بیمارانی که نیاز به طی کردن این مراحل درمان پیدا می کنند، افرادی مسن هستند که به علت کهولت دچار آسیب شده یا نیازمند جراحی هایی از قبیل جراحی تعویض مفصل زانو شدند. برای این افراد، مراجعه به درمانگاه ها برای تکمیل دوره ی درمان یا حتی مراجعه ی هرروزه به یک درمانگاه، برای درمان توسط شخص فیزیوتراپ یا دستگاهی که نیازمند نظارت حضوری فیزیوتراپ باشد امری مشکل است و هزینه های جسمانی و مادی دیگری را تحمیل می کند. با توجه به ملزومات ذکر شده و اولویت های اقتصادی، چشم انداز نگارندگان در نهایت، ارائه ی طرحی است با این اهداف:

۱. انجام هر دو مرحله ی اشاره شده ی توان بخشی مفصل به صورت کامل در یک دستگاه؛
۲. جامعیت کاربرد (حتی الامکان) برای افزایش توجیه اقتصادی؛ به عنوان مثال داشتن امکان کاربرد به عنوان وسیله ی طب ورزشی برای تمرین و تقویت عضلات؛
۳. قابلیت برنامه ریزی و زمان بندی دوره های عملکردی؛
۴. ذخیره ی روند درمان و ارائه ی روند پیشرفت برنامه ی تمرینی به بیمار و پزشک؛



تصویر ۳. نمایی از دستگاه، در حالتی که دوچرخه‌ی ثابت، آماده‌ی جدا شدن از مابقی سیستم است.



تصویر ۴. نمایی از سازوکار (هدف، کنترل سرعت زاویه‌ی  $\alpha$ ) است.

دستگاه «CPM» شرح داده شده و در مورد بخش دوچرخه ثابت، به همین نکته اکتفا شده که از یک کنترل‌گر تناسبی - مشتقی - انتگرالی<sup>۱۶</sup> ساده استفاده شده است.

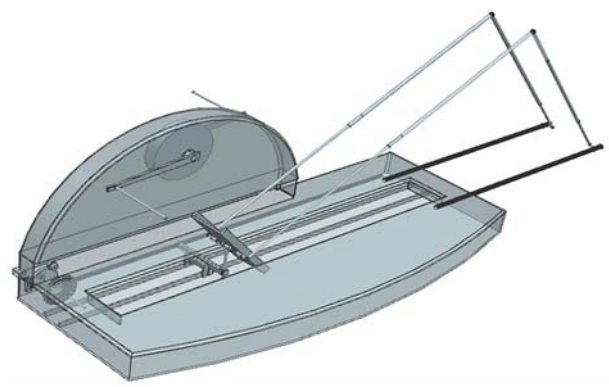
## ۲.۲. سازوکار

در حالت نخست (استفاده در حالت CPM)، پیکربندی سیستم طبق تصویر ۴ است. طول F منطبق بر طول ران بیمار و طول T نیز منطبق بر طول ساق پای بیمار قابل تنظیم است. طول L نیز برای انطباق بیشتر با اندام بیمار قابل تنظیم در نظر گرفته شده است. زانوی بیمار به وسیله‌ی بست‌هایی، نسبت به رابط<sup>۱۷</sup> های سازوکار ثابت نگه داشته می‌شود.  $\alpha$  منطبق بر زاویه‌ی زانوی بیمار است که با کنترل طول X، کنترل خواهد شد.

تغییر طول X، ناشی از تبدیل حرکت دورانی یک موتور ۴۰ وات به حرکت خطی، به وسیله‌ی یک مفصل پاوراسکرو<sup>۱۸</sup> است. با توجه به خاصیت خوددقفل‌شوندگی مفصل پاوراسکرو، تمام نیروها و گشتاورهای وارد بر سازه که قرار است در نهایت در حرکت موتور متصل به مفصل پاوراسکرو نقش پیدا کنند، خود را به شکل نیروی محوری وارد به مفصل نشان می‌دهند (که مقدار بیشینه‌ی آن برابر با ۳۵۰ نیوتن در نظر گرفته شده است).

## ۳.۲. سخت‌افزار کنترل‌گر

یکی از اصلی‌ترین اهداف طراحی این سیستم، قابلیت ایجاد تعامل بین دستگاه و بیمار بوده است. این تعامل در درجات مختلف مستلزم در اختیار داشتن خروجی‌های کمی از عملکرد بیمار، در عین استفاده از دستگاه، جهت تکامل سیستم کنترلی



تصویر ۲. نمای کلی دستگاه.

حال حاضر روش‌های کنترل کمکی، به‌ویژه کنترل امیدانس، اصلی‌ترین روش به کار گرفته شده در کنترل ربات‌های توانبخشی است. کارایی کامل این ربات‌ها بخصوص برای طی کردن یک دوره‌ی کامل توان بخشی، مستلزم ادغام روش‌های کنترلی برای پوشش بهینه‌ی مراحل مختلف توان بخشی است. همچنین نویسندگان اشاره کردند که روش‌های کنترلی پیشرفته‌ی افزودن خطا، می‌تواند باعث تطبیق پذیری ربات بر اساس واکنش‌های فیزیولوژیکی بیمار شود.<sup>[۹]</sup>

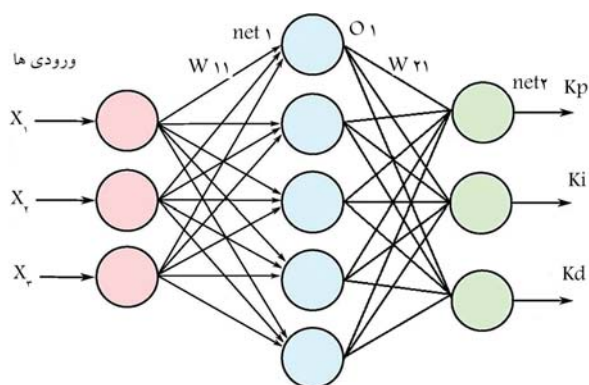
طراحی که طراحی سیستم کنترلی آن در این پژوهش ارائه شده، می‌کوشد ابزاری باشد که با در نظر قرار دادن ۱۲ هدف اشاره شده، در عین تحت پوشش قرار دادن تمام دوره‌ی درمانی توان بخشی، با ساده‌سازی، کاهش هزینه، چندمنظوره بودن و قابلیت استفاده در خانه، توجیه اقتصادی کافی برای ورود به بازار را داشته باشد. با توجه به محدودیت صفحات و گستردگی موضوع، جزئیات طراحی اجزا و بهینه‌سازی‌های دینامیکی، در نوشتاری دیگر ارائه شده است و از شرح آن در این جا اجتناب شده است.

## ۲. طراحی و روش‌ها

### ۱.۲. ساختار

با تحقیقات میدانی صورت گرفته در مراکز توان بخشی، درمانگاه‌های فیزیوتراپی و بخش فیزیوتراپی بیمارستان‌ها و به خصوص با توجه به بند ۱ اهداف پژوهش، این نتیجه حاصل شد که طراحی مفهومی دستگاه، باید طراحی ارائه دهد که با یک بدنه و یک نیروی محرکه، هم بتواند نقش دستگاه‌های CPM متداول (البته با افزودن قابلیت حرکات فعال) را ایفا کند و هم نقش یک پدال تمرینی فعال<sup>۱۵</sup> را با قابلیت حفظ سرعت ثابت، برای بازبانی قدرت و تعادل حرکتی بیمارانی آسیب‌دیده از ناحیه‌ی مفصل، بیمارانی آسیب‌دیده از ناحیه‌ی سیستم عصبی و ورزشکارانی آسیب‌دیده داشته باشد. در تصویر ۲، ساختار دستگاه نشان داده شده است. سیستم انتقال نیرو و جعبه‌دنده که وظیفه‌ی دریافت نیرو و تغییر حالت کار دستگاه را بر عهده دارد در منتهی‌الیه سمت چپ تصویر مشاهده می‌شود. نیرو از این قسمت، با کمک تسمه به پولی دوچرخه ثابت انتقال داده می‌شود اما این تسمه در تصویر ۲ ترسیم نشده است.

در تصویر ۳ نمایی از دستگاه، در حالتی که محفظه‌ی دوچرخه‌ی ثابت حول لولای محل اتصال خود چرخیده و آماده‌ی جداسازی از مابقی سیستم است، نشان داده شده است. علیرغم وجود یک نیروی محرکه، دو قسمت از یکدیگر جدا بوده و توانایی عملکرد و کنترل به صورت مستقل را دارند. در این مقاله نیز، کنترل قسمت



شکل ۱. معماری شبکه عصبی طراحی شده برای تنظیم ضرایب کنترلر PID.

سیستم را تخمین بزنند و سپس، بر اساس نتایج حاصله، پارامترهای کنترلر را تنظیم و به روزرسانی کنند. به این روش، الگوریتم خودتنظیم شونده PID گفته می‌شود.

در کنترلر خودتنظیم شونده، پارامترها (ضرایب) بر اساس تجزیه و تحلیل خودکار فرایند تحت کنترل تنظیم می‌شوند. عمل آنالیز و بررسی رفتار فرایند بر اساس داده‌های موجود از آن فرایند یا اطلاعات به دست آمده از اپراتور ماهر منجر به ایجاد یک مدل تقریب زده شده از سیستم می‌شود.

برای کنترل سامانه<sup>۲۱</sup>ی مزبور در این مقاله، از دو بلوک شبکه عصبی استفاده می‌شود. شبکه‌ی عصبی شناساگر موازی با سیستم طراحی شده و برای شناسایی سامانه‌ی تحت کنترل و محاسبه ژاکوبین استفاده می‌شود. شبکه عصبی دوم، به منظور تنظیم ضرایب کنترلر PID طراحی شده و از خروجی سیستم در لحظه (ولحظات) قبل یعنی  $y_p(k-1)$ ، خطای سیستم یعنی  $e_c(k-1) = y_d(k-1) - y_p(k-1)$  و خروجی مطلوب  $y_d(k-1)$  به عنوان ورودی استفاده می‌کند. هدف اصلی کمینه‌سازی خطای  $e_c(k) = y_d(k) - y_p(k)$  است. این شبکه‌ی عصبی به تعداد ضرایب کنترلر PID خروجی تولید می‌کند، در واقع تعداد نورون‌های خروجی آن برابر با ۳ است (شکل ۱).

سیگنال کنترلی مطابق رابطه‌ی ۱ محاسبه می‌شود:

$$u(k) = k_p(k)e_p(k) + k_i(k)e_i(k) + k_d(k)e_d(k) \quad (1)$$

پرسپترون چندلایه، به کمک روش پس انتشار<sup>۲۲</sup> و گرادیان نزولی<sup>۲۳</sup> وزن‌های خود را تنظیم می‌کند.

ورودی‌های شبکه‌ی عصبی به کار رفته عبارت‌اند از:

ورودی ۱،  $x_1$ ، معادل خطای بین مقدار مرجع و خروجی سیستم است؛

ورودی ۲،  $x_2$ ، معادل انتگرال خطای بین مقدار مرجع و خروجی سیستم است؛

ورودی ۳،  $x_3$ ، معادل مشتق خطای بین مقدار مرجع و خروجی سیستم است.

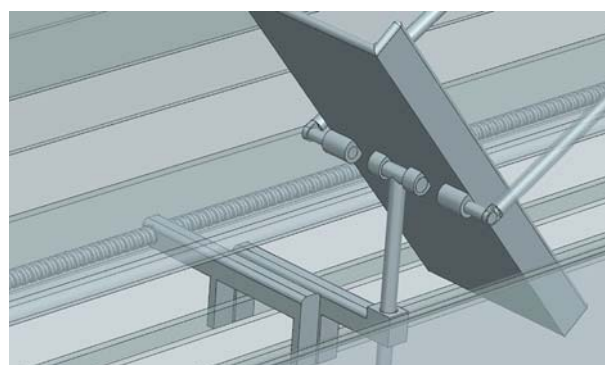
خروجی‌های شبکه‌ی عصبی مذکور نیز عبارت‌اند از:

خروجی  $K_p$ : ضریب تناسبی مربوط به کنترلر PID؛

خروجی  $K_i$ : ضریب قسمت انتگرالی مربوط به کنترلر PID؛

خروجی  $K_d$ : ضریب قسمت مشتق مربوط به کنترلر PID.

وزن‌های لایه‌ی اول را  $w_1$  و وزن‌های لایه‌ی دوم را  $w_2$  می‌نامند. دو تابع فعال‌ساز نیز به صورت سیگموئید<sup>۲۴</sup> دوقطبی، یعنی  $(\frac{1-e^{-x}}{1+e^{-x}})$ ، در نظر گرفته می‌شود. خروجی لایه‌ی اول به صورت ضرب ماتریس ورودی در وزن‌های لایه‌ی نخست به صورت رابطه



تصویر ۵. سازه‌ی برای سنجش نیروی افقی وارده از سوی بیمار.

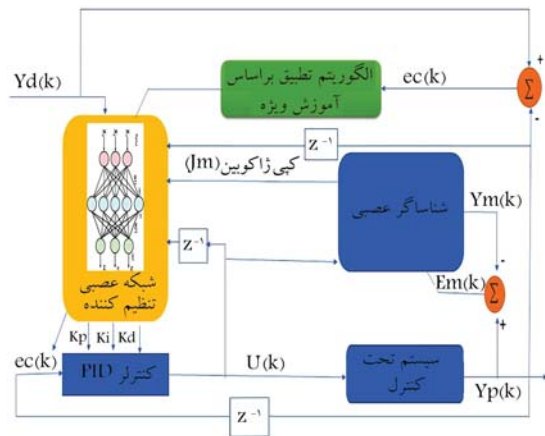
حلقه بسته است. وجود یک اینکودر<sup>۲۵</sup> به منظور سنجش زاویه و سرعت زاویه‌ی که با قرار گرفتن در محل متناظر با مفصل زانوی بیمار، مطابقت زاویه و سرعت زاویه‌ی با برنامه‌ی ارائه شده از طرف درمان‌گر مورد سنجش قرار دهد، از ملزومات اولیه‌ی کنترل حلقه بسته‌ی این دستگاه است. اما علاوه بر آن، برای به دست آوردن یک خروجی کمی از عملکرد بیمار، سازه‌ی برای اندازه‌گیری نیروی افقی وارد شده از طرف بیمار بر دستگاه، طراحی شده که در تصویر ۵ نمایش داده شده است.

با این طراحی، نیرو مستقیماً از طریق مفصل پاوراسکرو به تکیه‌گاه پای بیمار منتقل نخواهد شد. بلکه از طریق سازوکار فشار و کششی بین دو سازه‌ی به نمایش درآمده در تصویر ۵ منتقل خواهد شد و به وسیله‌ی نیروسنج بین این دو سازه نیز، قابل اندازه‌گیری خواهد بود. از زاویه و سرعت زاویه‌ی مفصل زانو و نیروی افقی که سازوکار استخراج آن ذکر شد، در کنترل این دستگاه استفاده شده است.

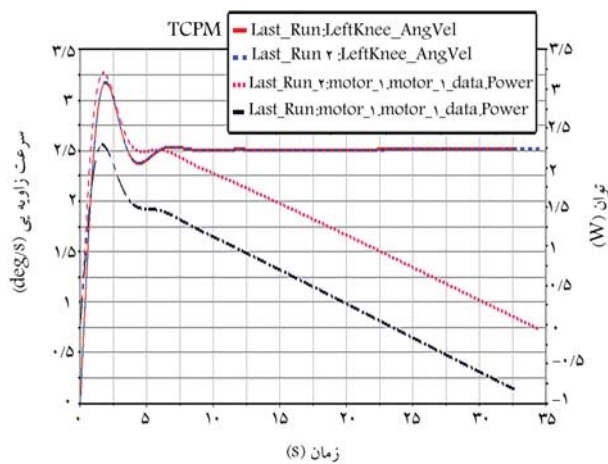
در واقع یک سیستم خبره<sup>۲۶</sup> با استفاده از این نیرو و دانشی که به تشخیص درمان‌گر اعمال می‌شود، خروجی مطلوب زاویه و سرعت زاویه‌ی را تعیین می‌کند، سپس شناساگر هوشمند و کنترلر PID - عصبی، موتور را برای رسیدن به خروجی تعیین شده کنترل می‌کند.

## ۴.۲. ساختار و منطق شناساگر و کنترلر هوشمند

امروزه در صنعت، کنترلر PID به علت سادگی در طراحی و توانایی بالا به طور گسترده‌ی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در اغلب مواقع، تنظیم ضرایب کنترلر به افراد خبره و ماهر سپرده می‌شود. هنگامی‌که فرایند تأخیر داشته باشد یا آهسته صورت بگیرد، تنظیم ضرایب کنترلر PID بسیار دشوار و زمان‌بر خواهد بود. چنانچه سیستم پس از تنظیم ضرایب، تحت تأثیر عوامل غیرخطی یا عوامل دیگری نظیر اغتشاش قرار بگیرد، عملکرد سیستم حلقه بسته می‌تواند تغییر کند. این مسائل سبب می‌شوند تا به دلیل تغییرات دینامیکی سیستم، پارامترهای PID نیاز به تنظیم مجدد پیدا کنند. در سیستم مورد بررسی در این نوشتار نیز، تطبیق با طیف گسترده‌ی از بیماران جزو اهداف اولیه است. بنابراین قطعاً طراحی کنترل‌کننده‌ی که بتواند پایداری در هدف کنترلی اولیه (تعقیب سرعت زاویه‌ی مفصل زانو به عنوان ورودی این کنترلر) را علیرغم تغییر شرایط خارجی تضمین کند، مورد نیاز است. یک روش مؤثر و کارا برای نیل به این هدف، ترکیب کنترل‌کننده‌ی PID با الگوریتم‌های تطبیقی پذیر است. این روش‌ها قادرند تا به صورت آنلاین، داده‌های ورودی و خروجی سیستم را دریافت کرده و با استفاده از آن ابتدا پارامترهای



شکل ۲. بلوک ساختار کنترل گر PID هوشمند.



نمودار ۱. عملکرد کنترل گر تطبیقی هوشمند در تعقیب سیگنال مرجع.

در نهایت سیستم کنترلی که سامانه‌ی مزبور را به صورت تطبیقی تحت کنترل در می‌آورد به صورت بلوک نمودار شکل ۲ خلاصه می‌شود.

### ۳. نتایج

ورودی سیستم تحت کنترل در نمودار ۱، بیشترین سرعت زاویه‌ی طراحی شده برای دستگاه، یعنی ۲٫۵ درجه بر ثانیه است. خروجی سیستم سرعت زاویه‌ی واقعی مفصل منطبق بر مفصل زانو و توان مصرفی لحظه‌ی موتور برای به حرکت درآوردن سیستم مطابق با ورودی است. در تحلیل اول در این نمودار، جرم پا ۵۰ درصد بیشتر از تحلیل دوم بوده و با توجه به این که حرکت سیستم در راستای باز کردن زانو بوده است، موتور توان کمتری را مصرف کرده است. اما همان‌طور که مشاهده می‌شود، این تغییر شرایط تأثیر غیرمحسوسی بر نمودار سرعت مفصل زانو داشته است. بر اساس نمودار ۱ بعد از گذشت تقریباً ۶ ثانیه، سیستم کنترلی خروجی مطلوب را دنبال می‌کند.

نمودار ۲ حالتی را نشان می‌دهد که بیمار، گشتاور نوسانی ۴۵ نیوتن‌متر را در مفصل زانوی خود اعمال کرده است. مشاهده می‌شود که الگوریتم کنترلی، با تغییر نوسانی توان مصرفی موتور، سرعت سیستم حرکت مفصل زانو را در حالت مطلوب حفظ کرده است.

$net1 = W_1^T u$  در نظر گرفته شده که  $u$  بردار ورودی‌های شبکه عصبی است. همین خروجی یعنی  $net1$  وارد تابع فعال‌ساز نخست می‌شود، یعنی  $O^1 = f^1(net1)$  که همان خروجی لایه‌ی اول است) در ماتریس وزن‌های لایه‌ی دوم ضرب می‌شود؛ یعنی:  $net2 = W_2^T u$  در این جا بردار خروجی لایه‌ی اول یا همان  $O^1$  است، سپس این مقدار وارد تابع فعال‌ساز دوم می‌شود یعنی  $O^2 = f^2(net2)$ . توضیح این مطلب ضروری است که تعداد سطرها و ماتریس  $w_1$  برابر با تعداد ورودی‌های اصلی شبکه عصبی، و تعداد ستون‌های آن برابر با تعداد نورون‌های لایه‌ی میانی است  $w_2$  نیز یک ماتریس است که تعداد ستون‌های آن برابر با تعداد خروجی‌های شبکه عصبی (در این جا یعنی ۳ تا) و تعداد سطرها آن برابر با تعداد نورون‌های لایه‌ی میانی است. نرخ یادگیری  $\eta$  برابر با ۰٫۰۱ است و با آزمون و خطا تعیین شده است.

حال برای تنظیم وزن‌ها تابع هزینه‌ی درجه دوم<sup>۲۵</sup> به صورت رابطه‌ی ۲ در نظر گرفته می‌شود. هدف کمیته‌سازی مربع خطای ردیابی است.

$$E(k) = \frac{1}{2} e_c^2(k) = \frac{1}{2} (y_d(k) - y_p(k))^2 \quad (2)$$

در رابطه‌ی ۲،  $y_d(k)$  خروجی مرجع و  $y_p(k)$  خروجی سیستم در لحظه‌ی  $k$ ام است. حال برای تنظیم وزن‌ها با استفاده از گرادینان نزولی باید از قانون منطبق بر رابطه‌ی ۳ استفاده شود.

$$\Delta w^r(k) = -\eta \frac{\partial E(k)}{\partial w^r(k)} \quad (3)$$

که با استفاده از قانون مشتق زنجیره‌ی برای به‌روزرسانی وزن‌ها به ترتیب، روابط ۴ تا ۷ را خواهیم داشت:

$$\Delta w^r(k) = -\eta \frac{\partial E(k)}{\partial e_c} \frac{\partial e_c}{\partial y_p} \frac{\partial y_p}{\partial u} \frac{\partial u}{\partial w^r}(k) = \eta e_c(k) J_p(k) o^1(k) \quad (4)$$

$$\Delta w^r(k) = \eta \delta^r(k) o^1(k) \quad (5)$$

$$\Delta w^1(k) = -\eta \frac{\partial E(k)}{\partial w^1(k)} = \eta e_c(k) J_p(k) w^r(k) f^1(k) o^1(k) \quad (6)$$

$$\Delta w^1(k) = \eta \delta^1(k) o^1(k) \quad (7)$$

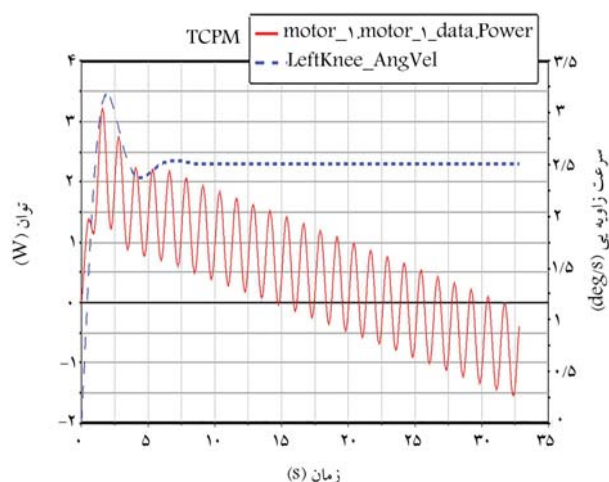
پس از این که قوانین مورد نیاز برای تنظیم وزن‌های شبکه عصبی پرسپترون چندلایه به‌دست آمد، نیاز به تبیین بخش دیگری است تا مدل سیستم نیز به‌صورت کامل در اختیار شبکه‌ی عصبی قرار بگیرد. در عبارت ۴، عبارت  $J_p(k)$  معادل رابطه‌ی ۸ است.

$$J_p(k) = \frac{\partial y_p(k)}{\partial u(k_p, k_i, k_d)} \cong J_m(k) \quad (8)$$

که بیان‌گر ژاکوبین سیستم یا سامانه‌ی تحت کنترل است، که مقادیر مربوط به آن باید به‌صورت لحظه‌ی توسط شناساگر عصبی در اختیار کنترل‌گر قرار بگیرد. برای تخمین آن کافی است تا تعدادی از ورودی‌ها و خروجی‌های سامانه ذخیره شود. مزیت اصلی سیستم کنترلی طراحی شده عدم وابستگی کنترل‌گر به معادلات سامانه و قابلیت اعمال کنترل بر هر نوع سیستم است. کنترل‌گر مزبور که با یک شناساگر عصبی تزویج شده، قادر به ارائه‌ی تخمینی لحظه‌ی از سیستم تحت کنترل است و به معادلات سیستم تحت کنترل احتیاجی نداشته و به کمک اندازه‌گیری‌های انجام شده توسط حسگرها، توانایی انجام وظایف خود را دارد.

#### ۴. نتیجه گیری

هدف در این نوشتار، طراحی و شبیه سازی دستگاه توانبخشی زانو به شیوه یی جدید و مدرن جهت افزایش کیفیت توانبخشی برای افراد بیمار بوده است. طراحی به گونه یی انجام شده که هم از نظر سخت افزاری قابل توسعه باشد و هم مبنای سخت افزاری آن، امکانات لازم برای توسعه ی کنترل کننده و هوشمندسازی بیشتر این دستگاه را در اختیار قرار دهد. این سیستم در این مرحله از پژوهش، عملکرد مطلوب خود را صرفاً از دانش اعمالی توسط درمان گران اخذ می کند و با ترکیب شناساگر و کنترل گر، عملکرد حقیقی دستگاه را بر این عملکرد مطلوب منطبق می سازد. در پژوهش های آتی قصد داریم تا الگوریتم و روش شناسایی سیستم و کنترل مطرح شده را بهبود بخشیده و نقش خروجی های دریافتی از عملکرد بیمار را در کنترل سیستم افزایش دهیم. به گونه یی که دستگاه رفتار بیمار را یاد گرفته و خروجی مطلوب را بر اساس رفتار بیمار تنظیم کند. همچنین در گام بعدی طراحی سازوکارهای مربوطه کامل تر شده و جزئیات خاص، با مشورت با کادر پزشکی و سایر افراد خبره پیش برده خواهد شد و نمونه ی اولیه ی دستگاه ساخته خواهد شد.



نمودار ۲. سرعت زاویه یی مفصل زانو و توان مصرفی موتور، در حالت تحمیل اغتشاش به سیستم.

#### پانویس ها

1. continuous passive motion (CPM)
2. PID
3. passive
4. range of motion (ROM)
5. edema
6. total knee arthroplasty (TKA)
7. Harvey LA
8. Cochrane
9. feedback
10. Rupali
11. active range of motion (AROM)
12. CAM
13. domnet robak
14. robert riener
15. active pedal exerciser
16. PID
17. Link
18. power screw joint
19. encoder
20. expert system
21. plant
22. back propagation
23. gradient decent
24. sigmoid
25. quadratic

#### منابع (References)

1. Harvey, Lisa A., Lucie Brosseau. and Robert D. Herbert. "Continuous passive motion following total knee arthroplasty in people with arthritis", Cochrane Database of Systematic Reviews (2014).
2. <https://helpmedicalsupplies.com/products/phoenix-knee-cpm-machine>.
3. "Chattanooga Active-K", <https://www.chattanoogaarehab.com/chattanooga-active-k-80-00-072-int>.
4. Adli, M.A., Taçgln, E. and Akdoğan, E. "Knee rehabilitation using an intelligent robotic system", (2009).
5. Golgouneh, A., Bamshad, A., Tarvirdizadeh, B. and et al. "Design of a new, light and portable mechanism for knee CPM machine with a user-friendly interface", In 2016 Artificial Intelligence and Robotics (IRANOPEN), IEEE 103-8 (2016).
6. Rajestari, Z., Feizi, N. and Taghvaei, S. "Kinematic synthesis and optimization of continuous passive motion mechanisms for knee", In 2017 7th International Conference on Modeling, Simulation, and Applied Optimization (ICMSAO), pp. 1-6 (2017).
7. Rupali, N. JoshiPT, PhD, MEdPeter B.WhiteBAMary Murray-WeirPT, MBAMichael M.AlexiadesMDThomas P.SculcoMDAmar S.RanawatMD. "Prospective randomized trial of the efficacy of continuous passive motion post total knee arthroplasty, experience of the hospital for special surgery", *The Journal of Arthroplasty*, **30**(12), pp. 2364-2369 (December 2015).
8. Martin Schulza., Bernhard Krohneb., Wolfgang Röderc. and et al. "Randomized, prospective, monocentric study to compare the outcome of continuous passive motion and controlled active motion after total knee arthroplasty", (31 January 2018).
9. Domen Novak, Robert Riener. "Control strategies and artificial intelligence in rehabilitation robotics", Association for the Advancement of Artificial Intelligence. ISSN 0738-4602 (2015).



# کنترل تکرارآموز به منظور افزایش دقت انجام مانورهای تکراری در ربات‌های هوایی

افشین بنازاده\* (دانشیار)

حسین سعادت‌منش (کارشناس ارشد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۴۰۱)  
دوری ۳-۲، شماره ۲، ص. ۹-۱۹، (پژوهشی)

در این مقاله به منظور بهبود دقت تعقیب مانورهای تکراری در ربات‌های هوایی از روش کنترل‌کننده‌ی آموزش‌پذیر استفاده شده است. بدین منظور کنترل‌کننده‌ی اصلی بر اساس روش کنترل مد لغزشی طراحی شده است. این کنترل‌کننده تا حدودی در مقابل عدم قطعیت سیستم مقاوم است. در کنار این کنترل‌کننده، از روش حافظه محور کنترل تکرارآموز از نوع تناسبی - مشتقی، به صورت موازی و برون‌خط، استفاده شده است. کنترل‌کننده‌ی تکرارآموز وظیفه‌ی حذف اختلالات تکراری را بر عهده دارد. به منظور افزایش انعطاف‌پذیری سیستم کنترل، از شبکه‌ی عصبی مصنوعی پرسپترون چندلایه استفاده شده است. این شبکه برای تعمیم سیگنال کنترلی، تولید شده توسط کنترل تکرارآموز، به مانورهای مشابه طراحی شده است. در نهایت عملکرد این روش کنترلی بر دینامیک چهارپره، در حضور عدم قطعیت، بررسی و با روش کنترل مد لغزشی ساده مقایسه شده است. بهبود عملکرد روش کنترلی پیشنهادی در نتایج شبیه‌سازی کاملاً مشهود است.

**واژگان کلیدی:** کنترل تکرارآموز، کنترل مد لغزشی، روش حافظه محور، عدم قطعیت، شبکه‌ی عصبی پرسپترون، چهارپره.

banazadeh@sharif.edu  
hosein.saadat.manesh@yahoo.com

## ۱. مقدمه

مانورها و مسیرهای تکراری وجود دارد. به همین دلیل می‌توان از همین تکراری بودن مسیر و تکراری بودن مانورها در طول مأموریت استفاده کرد و با برنامه‌ریزی، امنیت حین پرواز را افزایش داد. به منظور اجرای دقیق این مأموریت‌ها و در نتیجه افزایش امنیت حین پرواز، باید یک کنترل‌کننده‌ی مناسب برای سیستم مورد نظر طراحی شود. با توجه به کاربردهای فراوان ربات‌های هوایی که به آن‌ها اشاره شد، چالش اساسی این است که این ربات‌ها بتوانند در طول مأموریت، مسیر مطلوب<sup>۱</sup> را با دقت خوبی دنبال کنند. از طرفی با استفاده از روش‌های کنترلی مرسوم، نمی‌توان عملیات تعقیب را به درستی انجام داد. وقتی مانورهای پیچیده با استفاده از این کنترل‌کننده‌ها اجرا می‌شوند، خطای تعقیب مانور مورد نظر افزایش می‌یابد و مانور به خوبی تعقیب نمی‌شود. از طرفی برای طراحی کنترل‌کننده با چالش به دست آوردن دینامیک پرنده روبه‌رو خواهیم بود و همچنین می‌دانیم که پیچیدگی رفتار دینامیکی پرنده در هنگام اجرای مانور افزایش می‌یابد. بنابراین باید به دنبال طراحی کنترل‌کننده‌ی باشیم که وابستگی کم‌تری به دینامیک سیستم داشته باشد و یا بتواند خطاهای ناشی از عدم قطعیت سیستم را در طول مأموریت جبران کند. در نهایت اگر دقت تعقیب مسیر مطلوب افزایش یابد، اطمینان از اجرای مانور و امنیت حین پرواز حاصل خواهد شد.

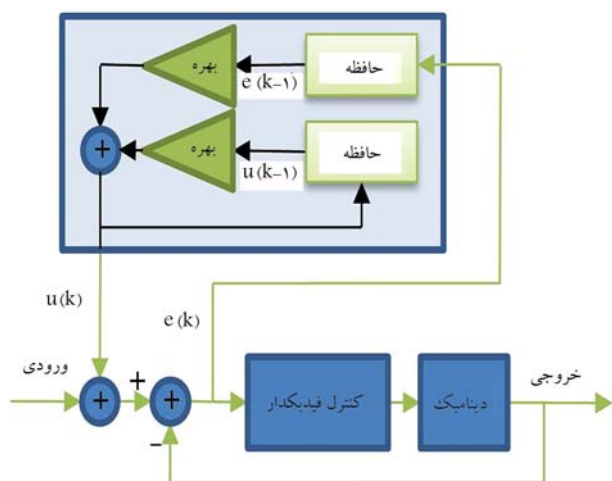
در نوشتار حاضر، طراحی کنترل‌کننده‌ی با ساختار آموزش‌پذیر، برای افزایش دقت تعقیب مانورهای یک چهارپره، مد نظر است. بدین منظور از ابزارهایی همچون شبکه‌های عصبی مصنوعی<sup>۲</sup> و همچنین روش‌های حافظه محور در ساختار سیستم

با پیشرفت علم در حوزه‌ی ربات‌های هوایی، کاربرد این ابزار در بسیاری از حوزه‌ها مشاهده می‌شود. از این ربات‌ها می‌توان در صنایع کشاورزی، صنعت نفت و پتروشیمی، پست، حمل و نقل و نقشه‌برداری استفاده کرد. در حوزه‌ی کشاورزی با مأموریت سم‌پاشی، بذر پاشی و پایش محصولات کشاورزی استفاده می‌شود. با استفاده از این ربات‌ها، محصولات کشاورزی در اثر عبور وسایل نقلیه‌ی سنگین، از درون زمین کشاورزی، تخریب نخواهد شد. از طرفی می‌توان برای بررسی بهتر رشد محصولات کشاورزی از پهپادهایی با قابلیت پایش زمین کشاورزی استفاده کرد. همچنین صنایع نفت و گاز یکی از مهم‌ترین مشتری‌های این پرنده‌ها به شمار می‌رود. در صنعت نفت و گاز، بازرسی‌های دوره‌ی از تأسیسات و تعمیر بخش‌های آسیب دیده، با بهره‌گیری از پهپادها، یک دستاورد بزرگ محسوب می‌شود. این بازرسی‌ها با استفاده از این ربات‌ها، کاراتر و کم‌هزینه‌تر است. همچنین، این پهپادها با بهره‌گیری از دوربین فیلم‌برداری و حسگر، می‌توانند نشست‌های نفتی و گازی را شناسایی کرده و عملکرد مناسب خطوط لوله و دکل‌های حفاری را گزارش دهند. از ربات‌های هوایی در حوزه‌ی حمل و نقل و پست، برای جابه‌جایی مسافر و بار استفاده می‌شود. به عنوان مثال روزانه صدها بسته‌ی پستی از فرودگاه امام خمینی تهران به گمرک تهران منتقل می‌شود. بنابراین می‌توان گفت، در تمامی این موارد که به آنها اشاره شد و در حوزه‌هایی که ذکر نشد،

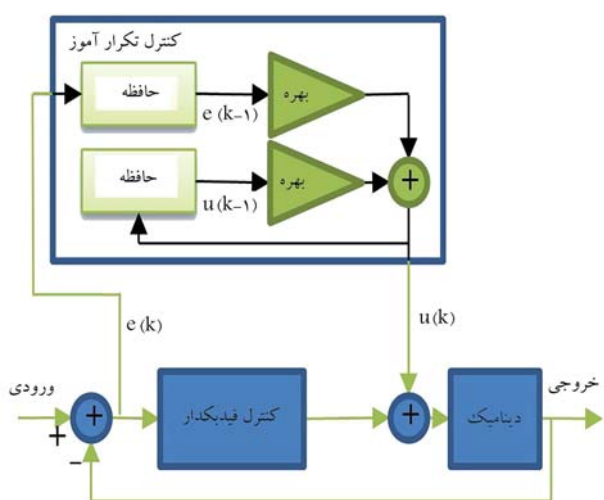
\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۶/۲۰، اصلاحیه ۱۴۰۱/۱/۲۰، پذیرش ۱۴۰۱/۱/۲۹.

DOI:10.24200/J40.2022.58948.1618



شکل ۱. معماری سری. [۸]



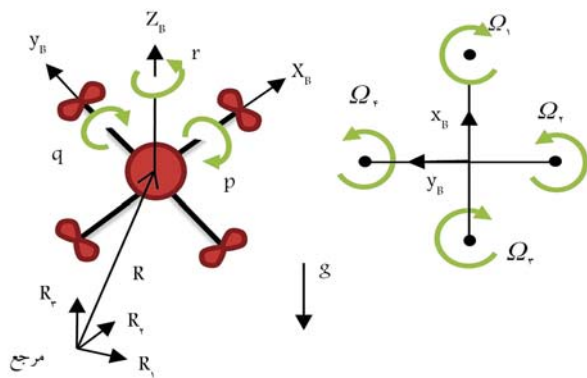
شکل ۲. معماری موازی. [۸]

شده و عملکرد بهتری در کنترل سیستم ایجاد شده است. در مطالعات بعدی، [۱۳] از روش کنترل تکرارآموز تناسبی - مشتقی به صورت موازی با کنترل تطبیقی، برای افزایش دقت تعقیب مانورهای مرسوم و برکارد استفاده شده است. در این نوشتار، دینامیک مورد نظر مربوط به یک پهناد بال ثابت است. محققان از روش کنترل تکرارآموز تناسبی - برون خط به صورت سری در کنار یک کنترل فیدبکدار برای جبران خطای مرحله‌ای اتصال میله‌ای دریافت‌کننده‌ی سوخت به مخروط معلق از تانکر حامل سوخت، در عملیات سوخت‌گیری هوایی خودکار یک پهناد بال ثابت، استفاده کرده‌اند. [۱۴] این کنترل‌کننده به صورت سری در کنار خلبان خودکار<sup>۸</sup> پهناد قرار گرفته است. با استفاده از یک روش کنترل تکرارآموز بهینه، که بر مبنای دینامیک خطی سیستم استخراج شده، عملکرد ردیابی موقعیت یک بازوی روباتیک، در عکس‌العمل‌های سریع، بهبود یافته است. [۱۵] کنترل تکرارآموز به صورت موازی با یک سیستم کنترل فیدبکدار از نوع تناسبی - مشتقی - انتگرالی عمل می‌کند. محققان روش تابع انرژی مرکب<sup>۹</sup> را به عنوان یک رویکرد جدید برای طراحی کنترل‌کننده‌ی آموزش‌پذیر ارائه کرده‌اند. [۱۶] برای انجام این کار از قضیه‌ی لیاپانوف استفاده شده است. تابع لیاپانوف از دو بخش اصلی تشکیل شده است؛ یک بخش همگرایی در محور زمان و بخش دیگر همگرایی از یک تکرار به تکرار دیگر را مورد بررسی قرار می‌دهد. در مطالعه‌ی دیگر، [۱۷] با استفاده از روش تابع انرژی مرکب، کنترل‌کننده‌ی

کنترل چهارپره استفاده خواهد شد. همچنین انعطاف‌پذیر کردن ساختار کنترل‌کننده، در مانورهایی که خصوصیات آن با مانور آموزش دیده تفاوت دارد، مورد نظر است. استفاده از کنترل‌کننده‌های آموزش‌پذیر در سال‌های اخیر برای افزایش دقت تعقیب مسیر مطلوب، در سیستم‌های دینامیکی، که مأموریت‌های تکراری انجام می‌دهند، افزایش یافته است. کنترل تکرارآموز<sup>۳</sup> با روش‌های کنترل تطبیقی، شبکه‌ی عصبی و کنترل تکراری<sup>۴</sup> تفاوت دارد. در کنترل تطبیقی پارامترهای کنترلی اصلاح می‌شوند، در حالی که کنترل تکرارآموز ورودی کنترلی را اصلاح می‌کند. [۱] همچنین کنترل تطبیقی از اطلاعات سیگنال کنترلی، که در گذشته تولید شده، استفاده نمی‌کند. شاید بتوان گفت که کنترل تکرارآموز شباهت زیادی به روش کنترل تکراری دارد، با این تفاوت که در روش کنترل تکرارآموز بعد از هر بار پایان مأموریت، سیستم به حالت اولیه باز می‌گردد و شرایط اولیه یکسان خواهد بود. ولی در روش کنترل تکراری شرایط اولیه در تکرار مأموریت، شرایط نهایی مرحله‌ی قبل است. [۲] اگر در روش کنترل تکرارآموز، از اطلاعات چند تکرار قبل، حداقل دو تکرار، برای تولید سیگنال کنترلی استفاده شود، به آن روش کنترل تکرارآموز مرتبه بالا می‌گویند. [۲] همچنین اگر از اطلاعات اجرای فعلی سیستم برای تولید سیگنال کنترلی استفاده شود، آن را کنترل تکرارآموز برخط<sup>۵</sup> می‌نامند، [۴] در غیر این صورت به آن کنترل تکرارآموز برون خط<sup>۶</sup> می‌گویند. [۵] از طرفی، اگر برای ساختن سیگنال کنترلی در زمان  $t$ ، از اطلاعات همان زمان یا زمان گذشته استفاده شود، آن را روش علی<sup>۷</sup> گویند، [۶] در غیر این صورت به آن غیرعلی می‌گویند. [۷] از روش غیرعلی در سیستم‌هایی با دینامیک مشخص و بدون اغتشاش استفاده می‌شود. انواع مختلفی از روش‌ها در منطق کنترل تکرارآموز وجود دارد، از جمله می‌توان به روش‌های تناسبی، مشتقی، مشتقی - تناسبی و تناسبی - مشتقی - انتگرالی اشاره کرد. [۸] همچنین باید گفت در کنترل تکرارآموز از پارامتر انتگرال‌گیر به ندرت استفاده می‌شود، زیرا خود این روش به نوعی از گذشته سیستم استفاده می‌کند. [۸] دو نوع معماری اصلی برای استفاده از روش کنترل تکرارآموز در کنار سیستم کنترل فیدبکدار وجود دارد. از روش کنترل تکرارآموز می‌توان به صورت معماری سری در کنار کنترل‌کننده‌ی فیدبکدار استفاده کرد. [۹] این معماری معمولاً در سیستم‌هایی به کار می‌رود که دسترسی به کنترل‌کننده‌ی اصلی وجود ندارد و فقط مقدار مسیر مطلوب در دسترس است. معماری دیگری که می‌توان برای بلوک کنترل تکرارآموز در نظر گرفت، معماری موازی است. در این روش دسترسی به سیگنال کنترل ورودی به سیستم وجود دارد. [۸] در شکل ۱ و ۲ نمای از این دو معماری مشاهده می‌شود. در واقع می‌توان گفت، کنترل‌کننده‌ی فیدبکدار وظیفه‌ی حذف اختلالات غیرتکراری را بر عهده داشته و کنترل تکرارآموز وظیفه‌ی حذف اختلالات تکراری را عهده‌دار است. محققان با استفاده از روش کنترل تکرارآموز تناسبی - مشتقی - انتگرالی برون خط، توانستند دقت رهگیری مسیر مطلوب در یک سیستم غیرخطی را افزایش دهند. [۱۰] در این روش تغییرات مسیر مطلوب به آهستگی انجام شده است.

همچنین روش کنترل تکرارآموز تناسبی - مشتقی غیرعلی خطی مرتبه اول، با یک سیستم کنترل فیدبکدار از نوع تناسبی - مشتقی و به صورت موازی به کار رفته است. [۱۱] این ساختار، برای کاهش خطای موجود در ردیابی مقدار مطلوب وضعیت یک ماهواره، که در حال انجام یک مأموریت تکراری است، استفاده شده است. ماهواره باید در هر تکرار، از نقاط مشخص و تحت زوایای مشخصی تصویر برداری کند. محققان دیگری، از روش کنترل تکرارآموز تناسبی برای تخمین عدم قطعیت کران‌دار استفاده کرده‌اند. [۱۲] عدم قطعیت به دلیل نبود مدل‌سازی دقیق از مقاومت ناشی از هوا و ریل است. بعد از تخمین عدم قطعیت سیستم، با استفاده از روش کنترل تکرارآموز بهینه، یک کنترل‌کننده بر مبنای دینامیک سیستم طراحی





شکل ۳. دستگاه‌های مختصات.

کنترلی برای حالت‌های  $[z \ \psi \ \theta \ \varphi]$  وجود دارد. بنابراین دو حالت  $[x \ y]$  تحت تأثیر سایر ورودی‌های کنترلی خواهد بود. اگر مقدار حالت  $\psi$  تقریباً برابر صفر باشد، با تغییر حالت  $\theta$  و  $\varphi$ ، می‌توان به ترتیب حالت‌های  $x$  و  $y$  را کنترل کرد. بنابراین اختلاف بین خروجی سیستم و مسیر مطلوب، در کانال‌های  $x$  و  $y$ ، به مقادیر مطلوب  $\theta$  و  $\varphi$  تبدیل شده و این مقادیر مطلوب وارد الگوریتم کنترل خواهد شد.

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= (\sin(\theta) \cos(\varphi) \cos(\psi) + \sin(\varphi) \sin(\psi)) \left(\frac{1}{m}\right) u_1 \\ \ddot{y} &= (\sin(\theta) \cos(\varphi) \sin(\psi) - \sin(\varphi) \cos(\psi)) \left(\frac{1}{m}\right) u_1 \\ \ddot{z} &= -g + \cos(\varphi) \cos(\theta) \left(\frac{1}{m}\right) u_1 \\ \ddot{\varphi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}\right) + \frac{1}{I_{xx}} u_2 \\ \ddot{\theta} &= \dot{\varphi} \dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}\right) + \frac{1}{I_{yy}} u_2 \\ \ddot{\psi} &= \dot{\varphi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}\right) + \frac{1}{I_{zz}} u_2\end{aligned}\quad (1)$$

همچنین رابطه‌ی ۲ نشان‌دهنده‌ی ورودی‌های کنترلی است.

$$\begin{aligned}u_1 &= b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ u_2 &= Lb(-\omega_2^2 + \omega_4^2) \\ u_3 &= Lb(-\omega_1^2 + \omega_3^2) \\ u_4 &= d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)\end{aligned}\quad (2)$$

### ۳. کنترل مد لغزشی

سیستمی را به صورت رابطه‌ی ۳ در نظر بگیرید:

$$\dot{x}^{(n)} = f(x, t) + b(x, t)u(t) \quad (3)$$

که در آن، بردار  $x = [x \ \dot{x} \ \dots \ x^{(n-1)}]^T$  است. حال کنترل‌کننده‌ی طراحی خواهد شد که  $x(t)$  مسیر مطلوب  $x_d(t)$  را دنبال کند. بدین منظور ابتدا  $e$  به صورت  $e = x_d - x$  تعریف می‌شود. سپس یک خمینه (منحنی) به صورت  $S(e, \dot{e}, \dots) = 0$  طراحی خواهد شد، به این خمینه «سطح لغزش» گویند. رابطه‌ی ۴ این سطح لغزش را معرفی می‌کند:

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n-1} e(t) = 0 \quad (4)$$

تکرارآموز طراحی شده و دقت تعقیب مسیر مطلوب برای یک دینامیک غیرخطی افزایش داده شده است. در این روش مسیر مطلوب می‌توانست، از تکراری به تکرار دیگر، اندکی تغییر کند. پژوهش‌گران با استفاده از روش کنترل تکرارآموز بر مبنای مد لغزشی،<sup>[۱۰]</sup> مقدار خطای تعقیب مسیر مطلوب را در یک بازوی رباتیک، کاهش داده‌اند.<sup>[۱۸]</sup> مشکل این روش این است که باید مقدار اولیه سیستم با مقدار اولیه مسیر مطلوب یکسان باشد. در مطالعه‌ی دیگری،<sup>[۱۹]</sup> با ترکیب کنترل تکرارآموز بهینه<sup>[۲۰]</sup> و کنترل پسگام<sup>[۱۱]</sup> - مد لغزشی با سطح لغزش انتگرالی، خطای تعقیب مسیر مطلوب در یک چهارپره، کاهش یافته است. همچنین از روش کنترل تکرارآموز به منظور افزایش دقت پرواز گروهی چهارپره‌ها هنگام تعقیب مسیرهای تکراری استفاده شده است.<sup>[۲۱]</sup> در مطالعه‌ی یاد شده، هر پرنده تنها به اطلاعات خود و همسایگانش دسترسی خواهد داشت و مسیر مورد نظر به منظور تعقیب، تنها در دسترس یک یا چند پرنده قرار خواهد گرفت. محققان از روش کنترل تکرارآموز در کنار یک روش کنترلی PID فاز،<sup>[۲۲]</sup> برای بهبود عملکرد کنترل یک چهارپره در تعقیب مسیر مطلوب استفاده کرده‌اند. آنان همچنین از روش کنترل تکرارآموز برای انجام پرواز گروهی چهارپره بهره‌گرفته‌اند.<sup>[۲۳]</sup> در این‌جا کنترل تکرارآموز عهده‌دار وظیفه‌ی حفظ آرایش دقیق این پرواز گروهی و همچنین ایجاد مسیر مطلوب پروازی خواهد بود. از طرفی حلقه‌ی کنترل دومی هم وجود دارد که به منظور دنبال کردن مسیر مطلوب ایجاد شده توسط حلقه‌ی اول، کنترل تکرارآموز طراحی شده است. در مطالعه‌ی دیگر،<sup>[۲۴]</sup> با پیاده‌سازی ترکیب کنترل مد لغزشی تطبیقی و روش کنترل تکرارآموز تناسبی - مشتقی، خطای تعقیب مسیر مطلوب در یک پاندول وارون دورانی کاهش داده شده است.

در نوشتار حاضر، از ابزارهای حافظه محور مانند کنترل تکرارآموز، به صورت موازی با کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی، در ساختار کنترلی یک چهارپره استفاده خواهد شد. هدف از این کار، افزایش دقت تعقیب مانورهای قابل انجام با این روبات پرنده است. این مانورها، مانورهای مرسوم و پرکاربردی مانند گردش هم‌سطح<sup>[۱۲]</sup> و حلقه‌ی عمودی<sup>[۱۳]</sup> هستند. در این روش سیستم به صورت هوشمند خطای تعقیب مسیر مطلوب را تشخیص داده و آن را کاهش خواهد داد. بدین‌منظور کنترل تکرارآموز به صورت موازی برای بهبود عملکرد کنترل‌کننده‌ی اصلی، کنترل مد لغزشی، در کنار آن قرار می‌گیرد. سپس برای این که سیستم بتواند انعطاف‌پذیری بیشتری در انجام مانور، با ویژگی‌های متفاوت داشته باشد، از شبکه‌ی عصبی مصنوعی پرسپترون چندلایه استفاده خواهد شد.

### ۲. مدل دینامیک غیرخطی چهارپره

دینامیک چهارپره یک دینامیک غیرخطی با ارتباط دینامیکی بین کانال‌های مختلف است. موقعیت و وضعیت چهارپره در دستگاه مختصات اینرسی، به ترتیب به صورت،  $\mathbf{a} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$  و  $\mathbf{R} = [x \ y \ z]^T$  است، که  $\varphi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  به ترتیب نشان‌دهنده‌ی زوایای اوایلر رول، پیچ و یاو هستند. بنابراین مدل دینامیک غیرخطی چهارپره، با فرض کوچک بودن زوایای اوایلر و ناچیز بودن ممان اینرسی ملخ‌ها، به صورت رابطه‌ی ۱ خواهد بود،<sup>[۲۵]</sup> که در آن  $I_{xx}$ ،  $I_{yy}$ ،  $I_{zz}$  و  $m$ ،  $g$ ، به ترتیب نشان‌دهنده‌ی ممان‌های اینرسی چهارپره، جرم چهارپره و شتاب گرانش است. در شکل ۳ دستگاه مختصات مرجع و بدنی نمایه شده است. در رابطه‌ی ۲ نیز  $L$ ،  $b$ ،  $d$  و  $\omega$  به ترتیب نشان‌دهنده‌ی بازوی چهارپره تا مرکز جرم، ضریب تراست، ضریب گشتاور و سرعت دورانی موتور است. چنان که در رابطه‌ی ۱ مشاهده می‌شود، دینامیک سیستم شامل شش حالت است، در حالی که تنها چهار ورودی

که در آن،  $\lambda$  عدد ثابت مثبت و  $n$  مرتبه سیستم است. با بسط رابطه ۴، به رابطه ۵ دست می‌یابیم:

$$S = e(t)^{(n-1)} + \lambda \binom{n-1}{1} e(t)^{(n-2)} + \dots + \lambda^{(n-1)} \binom{n-1}{n-1} e(t) = 0 \quad (5)$$

توجه داشته باشید که در ساختار سطح لغزش  $S$ ، مقدار  $\lambda$ ، در کیفیت همگرایی  $e$  به سمت صفر تأثیر دارد. در ادامه باید  $u$  به گونه‌ای طراحی شود تا سطح لغزش ایجاد شده، جاذب باشد. برای جاذب کردن سطح لغزش، با استفاده از  $u$ ، می‌توان از قضیه‌ی لیاپانوف استفاده کرد.<sup>[۲۷]</sup> به همین دلیل تابع لیاپانوف به صورت رابطه ۶ روی سطح لغزش تعریف می‌شود. این تابع مثبت معین است.

$$V = \frac{1}{2} S^2 \quad (6)$$

با مشتق‌گیری از رابطه‌ی ۶، رابطه‌ی ۷ حاصل می‌شود.

$$\dot{V} = \dot{S}S = (e^{(n)} + \lambda \binom{n-1}{1} e^{(n-1)} + \dots + \lambda^{(n-1)} \binom{n-1}{n-1} \dot{e})S \quad (7)$$

که با قرار دادن رابطه‌ی ۳ در رابطه‌ی ۷، رابطه‌ی ۸ حاصل می‌شود:

$$\dot{V} = ((x_d^{(n)} - (f + bu)) + \lambda \binom{n-1}{1} e^{(n-1)} + \dots + \lambda^{(n-1)} \binom{n-1}{n-1} \dot{e})S \quad (8)$$

برای منفی معین شدن رابطه‌ی ۸،  $u$  به صورت رابطه‌ی ۹ طراحی می‌شود:

$$u = \frac{1}{b}(-f + x_d^{(n)} + \lambda \binom{n-1}{1} e^{(n-1)} + \dots + \lambda^{(n-1)} \binom{n-1}{n-1} \dot{e} + \eta \text{sign}(S)) \quad (9)$$

که در آن،  $\eta$  عدد ثابت و بزرگ‌تر از صفر است. با قرار دادن رابطه‌ی ۹ در رابطه‌ی ۸، رابطه‌ی ۱۰ به دست می‌آید.

$$\dot{V} = -\eta S \text{sign}(S) = -\eta |S| \quad (10)$$

رابطه‌ی ۱۰ نشان می‌دهد که مشتق تابع لیاپانوف منفی معین است. بنابراین با کنترل‌کننده‌ی طراحی شده در رابطه‌ی ۹، سطح لغزش  $S$  جاذب خواهد شد.

### ۱.۳. نوسان شدید سیگنال کنترل

گاهی وقتی حالت‌های سیستم به سطح لغزش می‌رسند، روی آن سطح باقی نمی‌مانند. این پدیده به دلیل وجود عدم قطعیت، اغتشاش، مشکلات حل عددی یا اینرسی ایجاد می‌شود. این جدایش‌ها از سطح لغزش، باعث نوسان شدید سیگنال کنترل می‌شود. نوسان شدید سیگنال کنترل باعث نوسانی شدن خروجی سیستم خواهد شد. حال اگر به رابطه‌ی ۹ برگردیم، عامل اصلی ورود نوسان شدید به معادله کنترلی، عبارت  $\text{sign}(S)$  است. برای کاهش اثر این عامل، می‌توان از  $\tanh(S)$  به جای  $\text{sign}(S)$  استفاده کرد. بنابراین رابطه‌ی ۹ به صورت رابطه‌ی ۱۱ بازنویسی می‌شود.

$$u = \frac{1}{b}(-f + x_d^{(n)} + \lambda \binom{n-1}{1} e^{(n-1)} + \dots + \lambda^{(n-1)} \binom{n-1}{n-1} \dot{e} + \eta \tanh(S)) \quad (11)$$

### ۲.۳. عدم قطعیت

در مدل‌سازی سیستم‌های دینامیکی، به دلیل خطا در محاسبات، صرف‌نظر کردن از برخی جزئیات و عدم دسترسی به برخی پارامترها، به صورت دقیق، مدل استخراج شده با خطا همراه است. این خطا همان عدم قطعیت است. در صورت وجود عدم قطعیت در دینامیک داخلی، رابطه‌ی ۳ به صورت رابطه‌ی ۱۲ بازنویسی می‌شود.

$$\dot{x}^{(n)} = \tilde{f}(\mathbf{x}, t) + b(\mathbf{x}, t)u(t) \quad (12)$$

در این صورت معادله‌ی کنترلی موجود در رابطه‌ی ۱۱ به صورت رابطه‌ی ۱۳ بازنویسی خواهد شد.

$$u = \frac{1}{b}(-\tilde{f} + x_d^{(n)} + \lambda \binom{n-1}{1} e^{(n-1)} + \dots + \lambda^{(n-1)} \binom{n-1}{n-1} \dot{e} + \eta \tanh(S)) \quad (13)$$

عبارت  $\tilde{f}$  موجود در روابط ۱۲ و ۱۳، نشان‌دهنده‌ی عدم قطعیت موجود در دینامیک داخلی سیستم است. این عدم قطعیت باعث کاهش عملکرد الگوریتم کنترل خواهد شد.

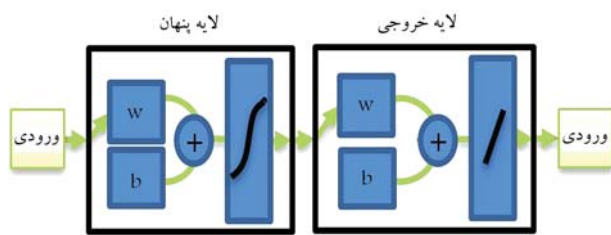
### ۴. ترکیب کنترل تکرارآموز - کنترل مد لغزشی

کنترل تکرارآموز روشی برای مقابله با اختلالات تکراری و عدم قطعیت‌هایی است که در مدل‌سازی سیستم وجود دارد. از این روش در مأموریت‌های تکراری یک سیستم به خوبی می‌توان استفاده کرد. از طرفی، مد لغزشی روشی مقاوم و بسیار قدرتمند برای مقابله با اغتشاشات غیرتکراری و تعقیب ورودی مطلوب است. حال با ترکیب این دو روش می‌توان به کنترل‌کننده‌ی بهتری دست یافت که می‌تواند در هر اجرا، عمل تکراری، عملکرد خود را بهبود بخشد.

بنابراین از کنترل مد لغزشی به عنوان کنترل‌کننده‌ی اصلی، برای تعقیب مسیر مطلوب، استفاده می‌شود. همچنین کنترل‌کننده‌ی تکرارآموز به روش تناسبی - مشتقی برای اصلاح سیگنال کنترلی، از یک تکرار به تکرار بعد استفاده خواهد شد. این کنترل‌کننده از خطا و نرخ خطای ایجاد شده در مرحله‌ی قبل استفاده خواهد کرد و سیگنال کنترلی ورودی به سیستم را اصلاح می‌کند. برای انجام این کار، در هر تکرار، مقدار خطای حالت‌های سیستم، نسبت به مقدار مطلوب، ذخیره شده و در مرحله‌ی بعد به عنوان ورودی کنترل تکرارآموز استفاده می‌شود. از روش کنترل تکرارآموز به صورت موازی و برون‌خط در کنار کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی استفاده خواهد شد. رابطه‌ی ۱۴ نحوه‌ی تولید سیگنال کنترلی در این روش، برای یک سیستم مرتبه دوم را نشان می‌دهد. در این رابطه، زیرنویس  $k$  نشان‌دهنده‌ی تکرار  $k$ ام است و اندیس  $t$  نشان‌دهنده‌ی زمان  $t$ ام در شبیه‌سازی است.

$$\begin{aligned} u_{SMC,k}(t) &= \frac{1}{b}(-f + \ddot{x}_d(t) + \lambda \dot{e}(t) + \eta \tanh(S)) \\ u_{ILC,k}(t) &= (Pe_{k-1}(t) + D\dot{e}_{k-1}(t) + u_{ILC,k-1}(t)) \\ u_{total,k}(t) &= u_{SMC,k}(t) + u_{ILC,k}(t) \end{aligned} \quad (14)$$

در ابتدا کنترل مد لغزشی در غیاب کنترل تکرارآموز به سیستم اعمال می‌شود و در تکرارهای بعدی کنترل تکرارآموز نیز به آن اضافه خواهد شد. توجه داشته باشید که  $u_{ILC,0}(t) = 0$  است. در شکل ۴ نحوه‌ی ارتباط موازی کنترل تکرارآموز و کنترل مد لغزشی نمایه شده است.

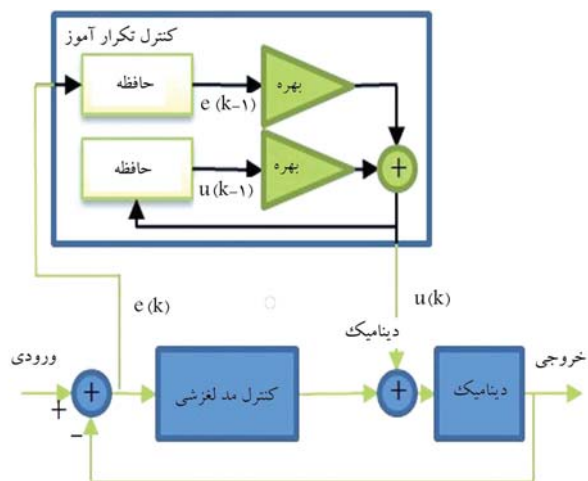


شکل ۵. ساختار شبکه‌ی عصبی پرسپترون چند لایه مورد نظر.

عصبی هستند. برای تنظیم این وزن‌ها و بایس‌ها از الگوریتم‌های آموزش شبکه‌ی عصبی استفاده می‌شود. برای آموزش این شبکه از الگوریتم لونیگ - مارکواریت استفاده شده است. در این روش از همان الگوریتم گرادینان نزولی<sup>۱۷</sup> استفاده می‌شود با این تفاوت که ضریب یادگیری به صورت تطبیقی در حین فرایند آموزش تغییر می‌کند. بدین منظور برای آموزش با ناظر<sup>۱۸</sup> این شبکه‌ی عصبی، از شعاع مانور و سرعت اولیه شروع مانور، به عنوان ورودی‌های شبکه و بهره‌ی مورد نیاز، به عنوان خروجی شبکه استفاده شده است. بنابراین شبکه‌ی عصبی در چند شعاع مختلف با سرعت‌های اولیه مختلف آموزش می‌یابد تا بتواند بهره مناسب برای مانورهای مشابه را تولید کند. خروجی این شبکه‌ی عصبی، که همان بهره مناسب است، در سیگنال کنترلی ذخیره شده ضرب می‌شود و سیگنال کنترلی جدید را ایجاد می‌کند. حال برای کاهش خطای تعقیب مسیر مطلوب، هنگام استفاده از سیگنال ذخیره شده، در مانورهای مشابه، شبکه‌ی عصبی پرسپترون تحت آموزش قرار می‌گیرد.

اگرچه در مسائل ساده‌تر می‌توان به نوعی تعداد نورون‌ها را با توجه به صورت مسئله مشخص کرد ولی به صورت کلی در مسائل پیچیده‌تر راه حل تحلیلی برای تعیین نورون‌ها وجود ندارد. در مسائل پیچیده یا باید از قبل این کار انجام شده باشد که به آن ارجاع داده شود یا باید یک معیار مانند تابع هزینه برای آن تعریف کرد و با توجه به این معیار تعداد نورون‌ها را تا حدودی مشخص کرد. بنابراین دلیل انتخاب تعداد نورون‌های شبکه‌ی عصبی در این مقاله بر مبنای کاهش بیشینه‌ی مقدار تابع هزینه و گرادینان تابع هزینه الگوریتم آموزش در نظر گرفته شده است. بدین منظور با تعداد نورون‌های زیاد، فرایند آموزش شروع شد و با سعی و خطای فراوان و با توجه به تغییرات تابع هزینه از تعداد نورون‌ها کاسته شد تا این که مقدار تابع هزینه به عدد معقولی رسید و عملکرد سیستم کنترل نیز در محدوده‌ی مطلوب قرار گرفت. از طرفی باید به این نکته توجه داشت که پرند در یک مانور خاص آموزش دیده و سیگنال ILC این آموزش در حافظه ذخیره شده، سپس این سیگنال کنترلی ذخیره شده باید به مانورهای متفاوت تعمیم داده شود. در واقع باید نسبت به سیگنال ILC تولید شده در فرایند آموزش یک برون‌یابی انجام شود. علاوه بر آن کاهش حداکثری خطای بین نقاط آموزش دیده و خروجی شبکه‌ی عصبی مدنظر بوده، به طوری که باید بهره‌های تولید شده توسط شبکه‌ی عصبی بیشترین دقت را داشته باشند تا عملکرد سیستم کنترل دچار اختلال نشود. از این رو شبکه به گونه‌ی انتخاب شد تا بیش‌ترین انطباق را با نقاط آموزشی مورد نظر داشته باشد. اگرچه در حال حاضر ورودی‌های شبکه‌ی عصبی شامل شعاع و سرعت اولیه شروع مانور است؛ ولی به دلیل توسعه‌ی بودن این کار در ادامه عواملی همچون تغییرات مرکز جرم، تغییرات ممان اینرسی، تغییر مدل پیشران و عوامل محیطی نیز در نظر گرفته می‌شود که در این صورت وضعیت پیچیده‌تر خواهد شد، بنابراین در این مقاله از شبکه‌ی عصبی با هشت نورون استفاده شده است.

علاوه بر این، معمولاً در فرایند آموزش، داده‌ها به سه دسته تقسیم می‌شوند که شامل داده‌های آموزش،<sup>۱۹</sup> آزمون<sup>۲۰</sup> و اعتبارسنجی<sup>۲۱</sup> است. به طور واضح داده‌های



شکل ۴. ترکیب موازی کنترل تکرارآموز و کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی.

همچنین با توجه به مطالعات انجام شده،<sup>[۲۹،۲۸]</sup> به منظور اطمینان از هم‌گرایی، ضرایب کنترل تکرارآموز از نوع تناسبی - مشتقی به گونه‌ی تنظیم می‌شود که شرایط رابطه‌ی ۱۶ ارضا شود. بنابراین اگر دینامیک سیستم مرتبه دوم، به صورت رابطه‌ی ۱۵ باشد، شرط همگرایی کنترل تکرارآموز، برای کاهش خطا از تکراری به تکرار دیگر، به صورت رابطه‌ی ۱۶ خواهد بود. عبارت  $H$  موجود در رابطه‌ی ۱۵، نشان‌دهنده‌ی نویز یا عدم قطعیت است.

$$\begin{cases} \ddot{x} = f(x, t) + b(x, t)u(t) + H \\ y = Cx \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} \rho_P = \|1 - PCb\| < 1 \\ \rho_D = \|1 - DCb\| < 1 \end{cases} \quad (16)$$

## ۵. انعطاف‌پذیری سیستم کنترل

منظور از انعطاف‌پذیری سیستم کنترل یعنی، سیستم کنترل در یک مانور خاص آموزش ببیند و سیگنال کنترلی تولید شده، توسط بخش کنترل تکرارآموز ذخیره شود. سپس از این سیگنال کنترلی ذخیره شده برای کاهش خطای تعقیب مسیر مطلوب در مانورهای مشابه استفاده شود. به عنوان مثال، فرض کنید مانور حلقه عمودی، با شعاع ۵ متر و سرعت اولیه ۴/۰ متر بر ثانیه اجرا شود و سیگنال کنترلی بخش تکرارآموز ذخیره شده است. حال فرض کنید که یکی از خصوصیات مانور، مثلاً شعاع مانور تغییر کند، در این صورت دیگر نمی‌توان از همان سیگنال کنترلی ذخیره شده در مانور جدید استفاده کرد. حال برای افزایش دقت تعقیب مانور جدید، باید فرایند آموزش دوباره تکرار شود. بنابراین برای جلوگیری از هدر رفتن فرایند آموزش، در مانورهای مشابه، از شبکه‌ی عصبی مصنوعی استفاده خواهد شد. شبکه‌ی عصبی به گونه‌ی آموزش می‌یابد تا سیگنال کنترلی تولید شده توسط بخش کنترل تکرارآموز را به مانورهای مشابه مورد نظر تعمیم دهد. شبکه‌ی پرسپترون چند لایه از پرکاربردترین شبکه‌های عصبی محسوب می‌شود.<sup>[۳۰]</sup> در این شبکه تابع فعال‌سازی لایه پنهان از نوع سیگموئید<sup>۱۴</sup> و تابع فعال‌سازی لایه خروجی از نوع خطی است. ساختار کلی شبکه‌ی عصبی پرسپترون چند لایه، به صورت شکل ۵ است.

این شبکه در لایه اول، لایه پنهان، هشت نورون<sup>۱۵</sup> و در لایه خروجی یک نورون دارد. در شکل ۵،  $w$  و  $b$  به ترتیب نشان‌دهنده‌ی وزن‌ها و بایس‌های<sup>۱۶</sup> شبکه‌ی

جدول ۱. اطلاعات آموزش شبکه‌ی عصبی.

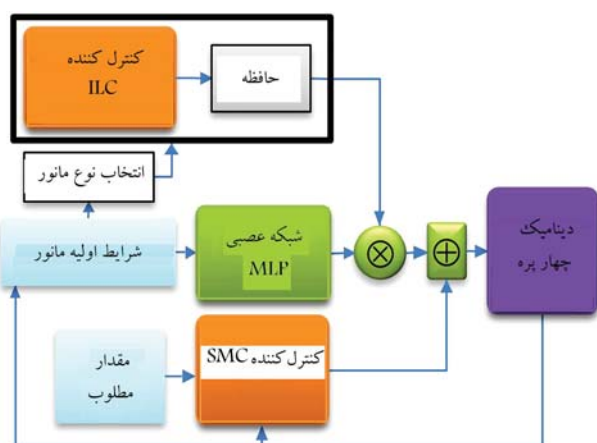
شعاع	voy	بهره	voy	بهره	voy	بهره
۱	۰/۴	۰/۳	۰/۲	۵e-۳	۰/۶	۳-۴e
۳	۰/۴	۰/۴۶	۰/۲	۰/۷۵	۰/۶	۰/۱۵
۵	۰/۴	۱	۰/۲	۱/۰۹	۰/۶	۰/۹۵
۸	۰/۴	۱/۹۵	۰/۲	۲/۴	۰/۶	۱/۶

جدول ۲. وزن‌ها و بایس‌های لایه پنهان شبکه‌ی عصبی پرسپترون.

شماره نورون	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸
وزن	۳/۲۲۳۶	۳/۶۵۵	-۲/۲۴۳۶	۳/۷۵۶۳	۱/۴۷۳۴	-۶/۷۹۹۸	۲/۳۳۰۲	-۰/۳۸۹۱
	۳/۲۴۸۹	۲/۲۲۴۲	-۳/۴۳۶۴	۲/۷۵۶۳	۴/۰۸۲	-۱/۸۰۸	۰/۴۷۴۳	-۳/۵۶۴۷
بایس	-۳/۹۸۰۵	-۲/۴۹۱۵	۱/۷۹۸۶	-۰/۰۴۴۱	۰/۷۵۷۷	-۵/۱۹۷۸	-۳/۶۵۸۴	۴/۳۲۶۹

جدول ۳. وزن‌ها و بایس‌های لایه خروجی شبکه‌ی عصبی پرسپترون.

شماره نورون	وزن	بایس
	۰/۱۶۷۸	
	۰/۶۴۴۶	
	۰/۴۳۳۳	
	۰/۵۵۵۴	
۱	-۰/۴۸۹۱	۱
	-۰/۴۹۳۳	
	۲/۱۴۸۴	
	۰/۶۹۴۴	



شکل ۶. ساختار کلی منطق سیستم کنترل.

سرعت اولیه شروع مانور و شعاع اجرای مانور است. همانطور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، یک دسته اطلاعات مانور وجود دارد که مقدار بهره مرتبط با آن برابر با ۱ است. در واقع این اطلاعات مربوط به مانوری است که کنترل تکرارآموز برای آن آموزش دیده است. در ادامه با انجام فرایند آموزش، گرادیان تابع هزینه الگوریتم لونیبرگ - مارکوارت، که به صورت میانگین مربعات خطا تعریف شده، بعد از ۴۷ تکرار به مقدار  $۸ - ۶/۲۸e$  رسیده و الگوریتم متوقف شده است. مقدار وزن‌ها و بایس‌های شبکه‌ی عصبی پرسپترون در جدول ۲ و جدول ۳ نمایه شده است.

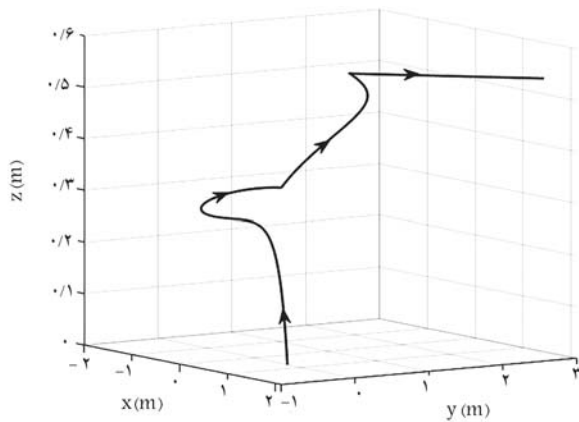
نمای کلی ساختار منطق کنترلی حاکم بر سیستم در شکل ۶ نمایه شده است. به طور کلی می‌توان گفت بعد از اتمام فرایند آموزش، سیگنال بخش ILC در حافظه ذخیره می‌شود. سپس به منظور استفاده از این سیگنال کنترلی در مانورهای مشابه، ابتدا شرایط اولیه شروع مانور و نوع مانور، در این جا تنها یک نوع مانور وجود دارد که همان مانور حلقه عمودی است، مشخص خواهد شد. در ادامه شرایط اولیه به عنوان ورودی وارد شبکه‌ی عصبی خواهد شد و نوع مانور هم به عنوان معیاری برای انتخاب سیگنال ذخیره شده استفاده خواهد شد. خروجی شبکه که یک بهره خواهد بود در سیگنال خروجی از حافظه ضرب شده و سیگنالی مناسب برای مانور جدید ایجاد خواهد کرد. سپس سیگنال ایجاد شده از این فرایند با سیگنال کنترلی تولید شده توسط کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی جمع شده و به سیستم مورد نظر اعمال می‌شود.

آموزش دارای جواب‌های معلوم بوده و در حین فرایند آموزش استفاده می‌شوند. این دسته از اطلاعات در حدود ۷۵ تا ۸۵ درصد از کل داده‌های موجود را شامل می‌شوند. داده‌های آزمون دارای جواب‌های معلوم نبوده و بعد از فرایند آموزش استفاده می‌شوند. از این اطلاعات صرفاً برای مشخص کردن موفق بودن یا نبودن فرایند آموزش استفاده می‌شود ولی مانع از بیش برآزش نمی‌شود. در حدود ۱۰ تا ۱۵ درصد از کل داده‌های موجود را می‌توان به این بخش اختصاص داد. نهایتاً داده‌های اعتبارسنجی نیز دارای جواب‌های معلوم نبوده و در حین فرایند آموزش به کار می‌روند. از این داده‌ها برای جلوگیری از بیش برآزش استفاده می‌شود. می‌توان در حدود ۱۰ تا ۱۵ درصد از کل داده‌های موجود را برای این دسته از اطلاعات در نظر گرفت. همچنین در بخش شبیه‌سازی مثالی ارائه شده که نشان می‌دهد شبکه وارد بیش برآزش محض نشده است.

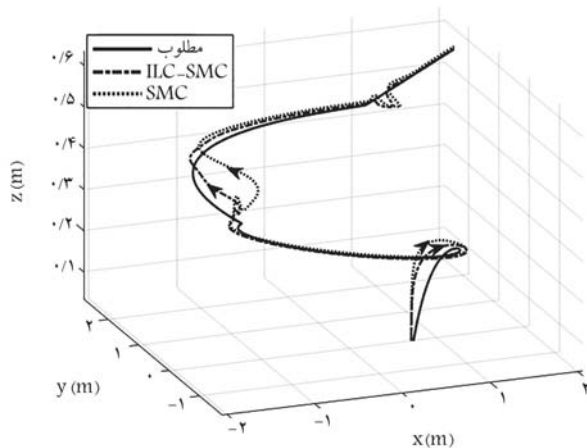
در جداول ۱ تا ۳ اطلاعات مربوط به شبکه‌ی عصبی و آموزش آن نمایه شده است. در جدول ۱، اطلاعات آموزش شبکه‌ی عصبی نمایه شده است. بهره‌های موجود در جدول، به صورت سعی و خطا و به منظور کاهش خطای تعقیب مسیر مطلوب، هنگام استفاده از سیگنال کنترلی ذخیره شده، تنظیم شده است. در هنگام اجرای مانور حلقه عمودی، خطای تعقیب مسیر مطلوب در کانال  $y$  بیشتر است. بنابراین در ادامه رفتار بلوک کنترل تکرارآموز در این کانال با استفاده از شبکه‌ی عصبی به مانورهای مشابه تعمیم داده می‌شود. مانورهای مشابه از نوع حلقه عمودی بوده و زمان اجراشان نیز یکسان است. بنابراین تفاوت مانورها در شتاب اجرای مانور،

جدول ۴. پارامترهای دینامیک چهارپره.

پارامتر	$I_{xx}$	$I_{yy}$	$I_{zz}$	$L$	$b$	$d$	$m$
مقدار	$0.01$	$0.01$	$0.02$	$0.2$	$3 - 5.8e$	$5 - 9.1e$	$0.4$
واحد	$kg.m^2$	$kg.m^2$	$kg.m^2$	$m$	$kg.m$	$kg.m^2$	$kg$



شکل ۷. نمای سه بعدی مانور.



شکل ۸. عملکرد دو روش کنترلی در تعقیب مسیر مطلوب.

جدول ۵. ضرایب ترکیب روش کنترل مد لغزشی و روش تکرارآموز.

پارامتر	مقدار در کانال			
	رول	پیچ	یاء	ارتفاع
$\lambda$	$5^\circ$	$5^\circ$	$18^\circ$	$3^\circ$
$\eta$	$3^\circ$	$3^\circ$	$16^\circ$	$3^\circ$
$P$	$0.3$	$0.3$	$0.6$	$0.45$
$D$	$0.15$	$0.15$	$0.2$	$0.32$

گونه‌ی تنظیم شده‌اند که سیستم پایدار باشد و این دو کنترل‌کننده سازگاری مناسبی با یکدیگر داشته باشند. شرایط اولیه سیستم به صورت رابطه‌ی ۲۰ است.

$$\begin{aligned} \varphi = 0, \dot{\varphi} = 0, \theta = 0, \dot{\theta} = 0, \psi = 0, \dot{\psi} = 0 \\ x = 0.7, \dot{x} = 0, y = 0, \dot{y} = 0, z = 0, \dot{z} = 0 \end{aligned} \quad (20)$$

توجه داشته باشید به منظور شبیه‌سازی عدم قطعیت، مقادیر  $I_{zz}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{xx}$  و  $m$  و  $g$  با ۲۰ درصد خطا استفاده شده است. در شکل‌های ۸ و ۹، عملکرد

بنابراین بعد از طی کردن فرایند آموزش می‌توان از شبکه آموزش دیده در ساختار کنترلی در کنار کنترل مد لغزشی، به منظور تعمیم سیگنال کنترلی ذخیره شده به مانورهای مشابه استفاده کرد.

## ۶. نتایج شبیه‌سازی

به منظور شبیه‌سازی، ابتدا یک مانور پیچیده طراحی خواهد شد و با استفاده از کنترل‌کننده‌ی مطرح شده در رابطه‌ی ۱۴، مسیر مطلوب تعقیب می‌شود.

### ۱.۶. طراحی مانور

مسیر مطلوب برای حالت‌های  $x$ ،  $y$  و  $z$  به صورت زیر و از چند بخش مختلف تشکیل خواهد شد.

بخش اول مانور:

در ابتدا چهارپره افزایش ارتفاع می‌دهد تا به ارتفاع  $0.3$  متر برسد، هم‌زمان با این افزایش ارتفاع، چهارپره نیز گردش هم‌سطح دارد. معادله‌ی مربوط به این بخش از مانور به صورت رابطه‌ی ۱۷ است.

$$\begin{aligned} x_d &= \sin\left(\frac{2\pi}{3}t + \frac{\pi}{4}\right) + 0.7 \\ y_d &= \sin\left(\frac{2\pi}{3}t + \pi\right) \\ z_d &= 0.3 \end{aligned} \quad (17)$$

بخش دوم مانور:

در این بخش از مانور، چهارپره علاوه بر این که در حال گردش است، پیوسته افزایش ارتفاع می‌دهد. معادله‌ی مربوط به این بخش از مانور به صورت رابطه‌ی ۱۸ است.

$$\begin{aligned} x_d &= -\sin\left(\frac{2\pi}{3}t + \frac{\pi}{4}\right) - 0.9 \\ y_d &= -\sin\left(\frac{2\pi}{3}t + \pi\right) + 0.95 \\ z_d &= 0.05t + 0.3 \end{aligned} \quad (18)$$

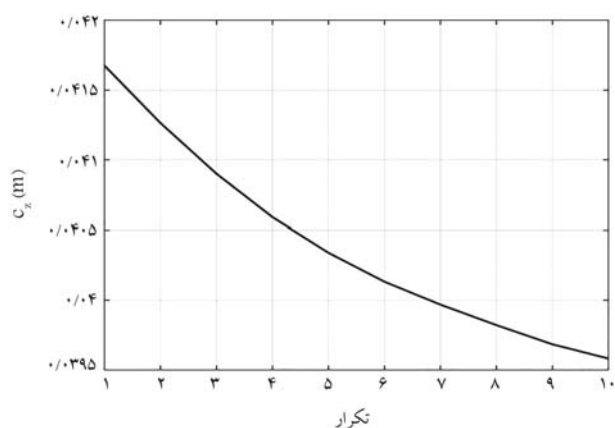
بخش سوم مانور:

در این بخش چهارپره روی یک مسیر مستقیم بدون افزایش ارتفاع در صفحه  $x-y$  در حال حرکت است. معادله‌ی مربوط به این بخش از مانور به صورت رابطه‌ی ۱۹ است.

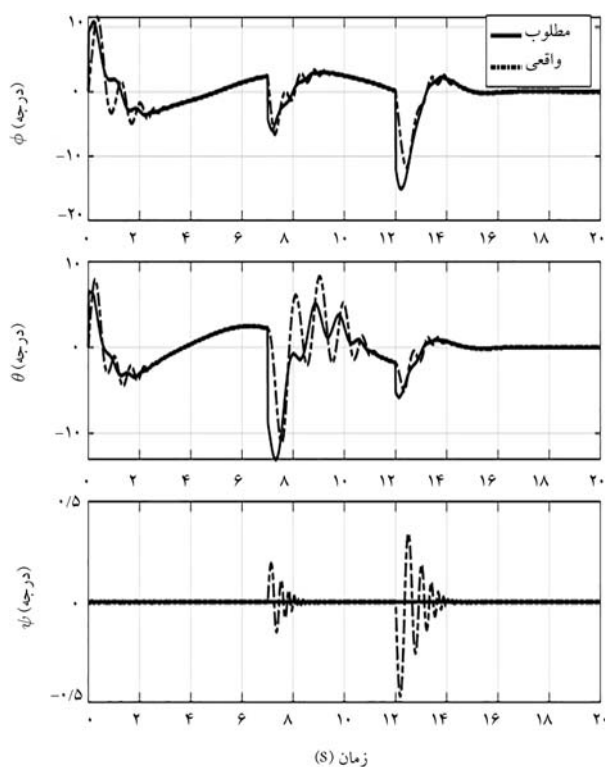
$$\begin{aligned} x_d &= 0.2t + 0.52 \\ y_d &= 0.2t + 0.95 \\ z_d &= 0.55 \end{aligned} \quad (19)$$

در نهایت ساختار کلی مانور در شکل ۷ نشان داده شده است.

به منظور شبیه‌سازی، پارامترهای دینامیک چهارپره در جدول ۴ نمایه شده است. در این شبیه‌سازی ضرایب کنترلی رابطه‌ی ۱۲، برای کانال‌های مختلف، در جدول ۵ درج شده است. ضرایب کنترلی این کنترل‌کننده به روش سعی و خطا، به



شکل ۱۲. کاهش انتگرال قدر مطلق خطا بر حسب تکرار برای حالت  $z$ .

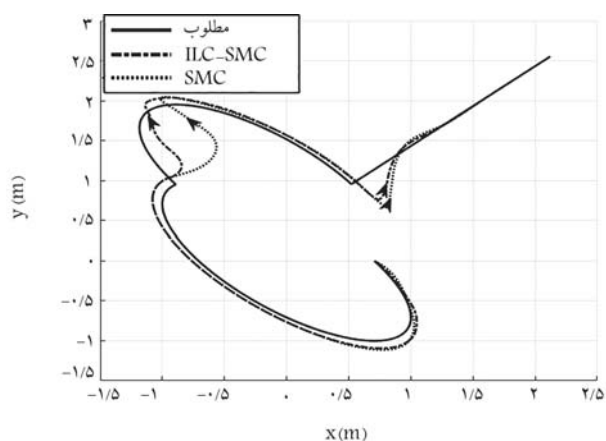


شکل ۱۳. مقایسه ورودی مطلوب و خروجی وضعیت سیستم.

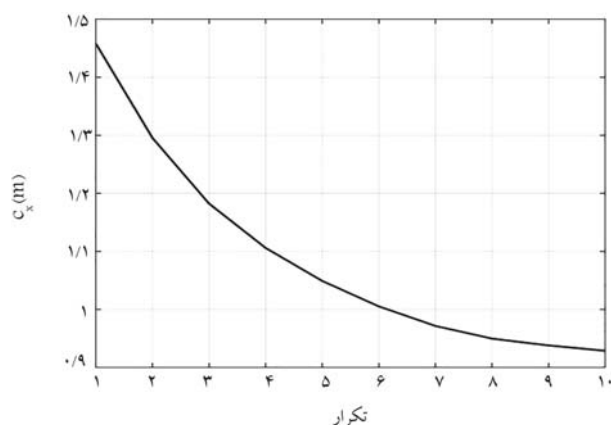
حال برای بررسی انعطاف‌پذیری الگوریتم کنترل، ابتدا یک مانور مرسوم مانند حلقه عمودی، برای اجرا توسط چهارپره طراحی می‌شود. معادله‌ی مربوط به این مانور به صورت رابطه‌ی ۲۱ است. در این رابطه،  $r$  نشان‌دهنده‌ی شعاع انجام مانور است. نمای سه‌بعدی از این مانور به صورت شکل ۱۵ است. شعاع انجام مانور برابر با ۵ متر و سرعت اولیه شروع مانور برابر با ۰/۴ متر بر ثانیه و در کانال  $x$  و  $z$  برابر با صفر است. چنان‌که در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود، این مانور در صفحه  $y-z$  اجرا می‌شود.

$$\begin{aligned} x_d &= 3 \\ y_d &= r \times \sin\left(\frac{r\pi}{11}t\right) + 6 \\ z_d &= -r \times \sin\left(\frac{r\pi}{11}t + \frac{\pi}{4}\right) + 9 \end{aligned} \quad (21)$$

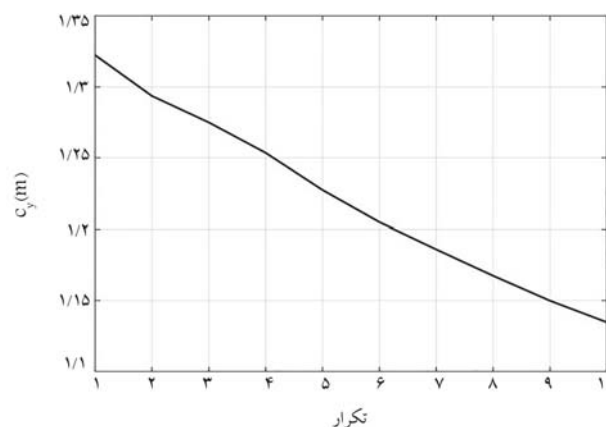
ابتدا این مانور با استفاده از سیگنال کنترلی تولید شده توسط رابطه‌ی ۱۴ و روش



شکل ۹. عملکرد دو روش کنترلی در تعقیب مسیر مطلوب در صفحه  $y-x$ .

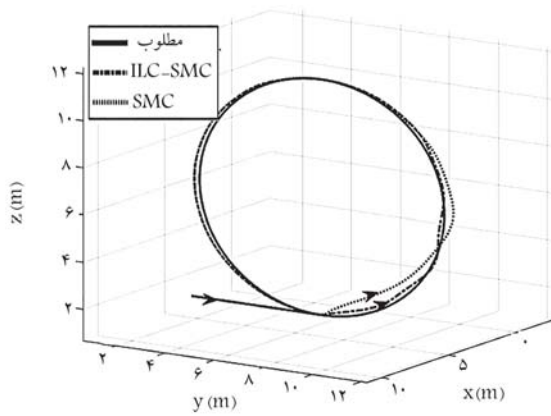


شکل ۱۰. کاهش انتگرال قدر مطلق خطا بر حسب تکرار برای حالت  $x$ .

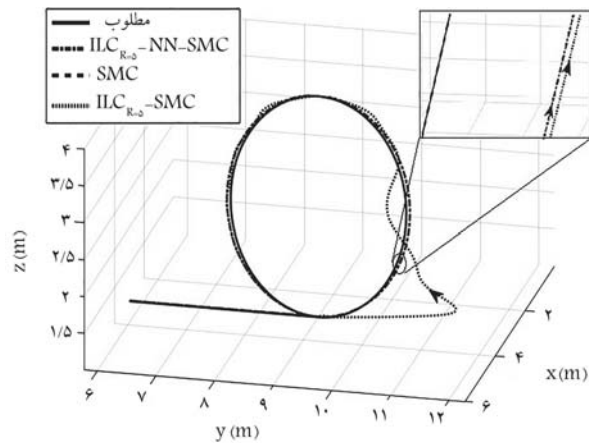


شکل ۱۱. کاهش انتگرال قدر مطلق خطا بر حسب تکرار برای حالت  $y$ .

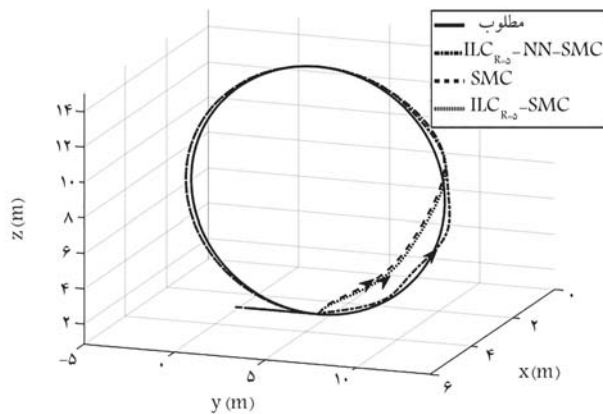
کنترل‌کننده‌ی طراحی شده در رابطه‌ی ۱۴ با کنترل مد لغزشی ساده، رابطه‌ی ۱۳ مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تعقیب مسیر مطلوب، در روش ترکیب کنترل تکرارآموز و کنترل مد لغزشی، نسبت به کنترل مد لغزشی ساده، بهتر انجام شده است. شکل‌های ۱۰، ۱۱ و ۱۲ کاهش انتگرال قدر مطلق خطا، هنگام استفاده از ترکیب کنترل مد لغزشی و کنترل تکرارآموز، برای حالت‌های  $x$ ،  $y$  و  $z$  را نشان می‌دهد. نمودار تغییرات زوایای اویلر برای این مانور، در شکل ۱۳ نمایه شده است. همچنین در شکل ۱۴، نمودار تغییرات تراست بر حسب زمان برای چهار موتور نمایه شده است.



شکل ۱۶. تعقیب ورودی مطلوب برای مانور با شعاع ۵ متر.

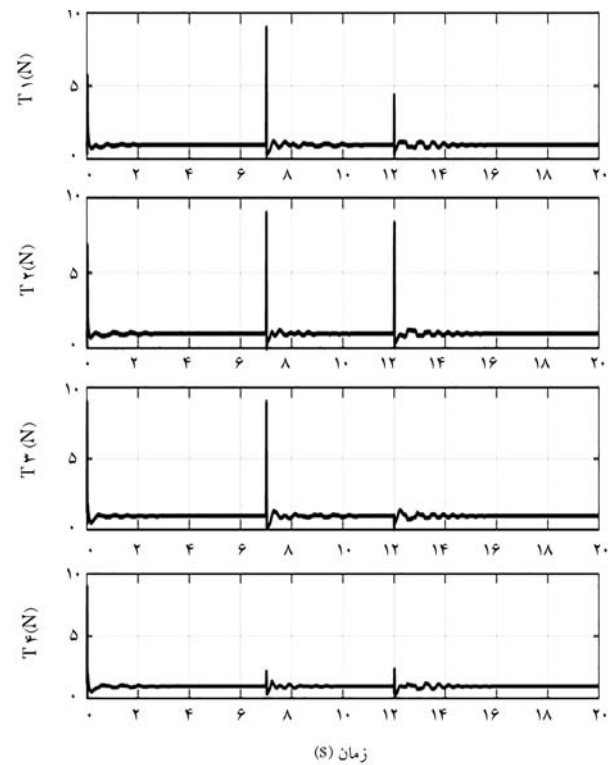


شکل ۱۷. تعقیب ورودی مطلوب برای مانور با شعاع ۱/۵ متر.

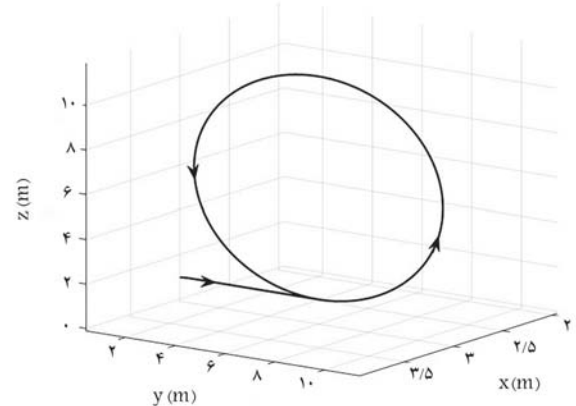


شکل ۱۸. تعقیب ورودی مطلوب برای مانور با شعاع ۷ متر.

اولیه شروع مانور در کانال  $y$  برابر با  $0.3^\circ$  متر بر ثانیه و در کانال  $x$  و  $z$  برابر با صفر است. همچنین باید به این نکته توجه داشت که شرایط اولیه شروع این مانور با داده‌هایی که برای آموزش شبکه‌ی عصبی در نظر گرفته شده، تفاوت دارد و اگر شبکه چهار بیش برآزش محض شده باشد باید خروجی شبکه‌ی عصبی برای این مانور نامناسب باشد و تأثیر نامطلوبی بر عملکرد سیستم کنترل بگذارد. ولی مطابق شکل ۱۸، می‌توان گفت که شبکه‌ی عصبی برای اطلاعاتی که خارج از داده‌های آموزش است عملکرد مطلوبی را نشان می‌دهد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که



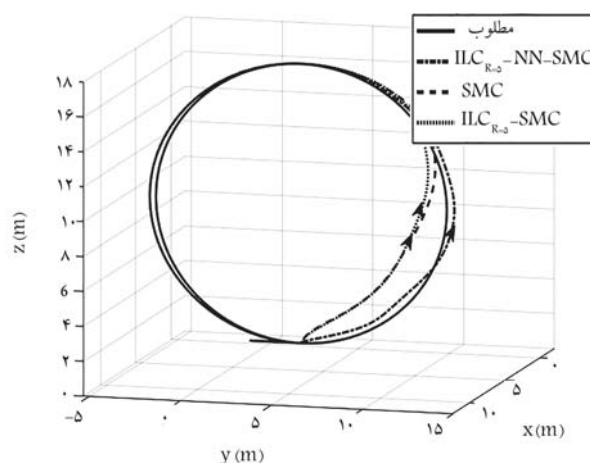
شکل ۱۴. تراست تولید شده بر حسب زمان.



شکل ۱۵. نمای کلی مانور حلقه عمودی.

کنترل مد لغزشی ساده، رابطه‌ی ۱۳، اجرا شده و سیگنال کنترلی تولید شده توسط بخش تکرارآموز در حافظه ذخیره می‌شود. سپس از این سیگنال ذخیره شده در مانورهای مشابه استفاده خواهد شد. نتیجه‌ی این شبیه‌سازی در شکل ۱۶ نمایه شده است. همانطور که انتظار داشتیم، در این مانور نیز کنترل ترکیبی مطرح شده در رابطه‌ی ۱۴، نسبت به کنترل مد لغزشی ساده در رابطه‌ی ۱۳ عملکرد بهتری دارد. بدین منظور، در ادامه مانورهایی با شعاع‌های ۱/۵، ۷ و ۸ متر با استفاده از ترکیب شبکه‌ی عصبی و کنترل مد لغزشی اجرا خواهد شد و با کنترل مد لغزشی ساده مقایسه می‌شود. شکل ۱۷ نحوه‌ی اجرای مانور با استفاده از شبکه‌ی عصبی و کنترل مد لغزشی، برای مانوری با شعاع ۱/۵ متر، را نشان می‌دهد. در این مانور سرعت اولیه شروع مانور در کانال  $y$  برابر با  $0.3^\circ$  متر بر ثانیه و در کانال  $x$  و  $z$  برابر با صفر است. در شکل ۱۸، نحوه‌ی اجرای مانور با استفاده از شبکه‌ی عصبی و کنترل مد لغزشی، برای مانوری با شعاع ۷ متر را نشان می‌دهد. در این مانور سرعت





شکل ۱۹. تعقیب ورودی مطلوب برای مانور با شعاع ۸ متر.

شبکه‌ی عصبی آموزش دیده وارد محدوده‌ی بیش‌برازش محض نشده است. نحوه‌ی اجرای مانور با استفاده از شبکه‌ی عصبی و کنترل مد لغزشی، برای مانوری با شعاع ۸ متر را نشان می‌دهد. در این مانور سرعت اولیه شروع مانور در کانال  $y$  برابر با  $0.2$  متر بر ثانیه و در کانال  $x$  و  $z$  برابر با صفر است. چنان که در شکل‌های ۱۷ تا ۱۹ مشاهده می‌شود، اگر از سیگنال‌کنترلی بخش  $ILC$  به صورت مستقیم در مانورهای مشابه استفاده شود، با تأثیر نامطلوب خواهد داشت (شکل ۱۷)، یا تأثیر آن بسیار کم است (شکل ۱۸). همچنین در شکل‌های مذکور اثرگذاری مثبت حضور شبکه‌ی عصبی به منظور استفاده مجدد از سیگنال‌کنترلی بخش  $ILC$  نشان داده شده است. بنابراین در این بخش می‌توان به راحتی تأثیر شبکه‌ی عصبی و ساختار کنترلی معرفی شده را درک کرد. همانطور که پیش‌تر اشاره شد، زمان اجرای مانورها یکسان است، بنابراین با افزایش شعاع اجرای مانور و همچنین تغییرات سرعت اولیه شروع مانور، شتاب انجام مانور افزایش خواهد یافت. چنین شرایطی باعث افزایش تلاش کنترلی سیستم خواهد شد و این باعث می‌شود که با افزایش شعاع اجرای مانور، خطای تعقیب مقدار مطلوب اندکی افزایش یابد. هنگامی که از سیگنال  $ILC$  مربوط به مانور ۵ متر در مانوری با شعاع ۱/۵ متر و در غیاب شبکه‌ی عصبی استفاده شود (شکل ۱۷)، تأثیر نامناسبی بر عملکرد سیستم کنترل داشته و باعث انحراف پرنده از مسیر مطلوب شده است. این پدیده قابل توجه است زیرا سیگنال

$ILC$  که در حافظه ذخیره شده مربوط به مانوری با شعاع ۵ متر است و در نتیجه هنگام استفاده از این سیگنال در اجرای مانوری با شعاع ۱/۵ متر، دستورکنترلی بزرگ‌تری به سیستم اعمال شده و این باعث انحراف پرنده از مسیر مطلوب شده است. اما هنگامی که از همین سیگنال در حضور شبکه‌ی عصبی استفاده شده تأثیر مثبتی در عملکرد کنترلی داشته و خطای اجرای مانور را کاهش داده است. همچنین شکل ۱۸ نشان می‌دهد که هنگامی که از سیگنال  $ILC$  مربوط به مانوری با شعاع ۵ متر در اجرای مانوری با شعاع ۷ متر در غیاب شبکه‌ی عصبی استفاده شود تأثیر اندکی در بهبودی عملکرد سیستم کنترل دارد. اما در حضور شبکه‌ی عصبی این سیگنال ذخیره شده باعث کاهش خطای تعقیب مسیر مطلوب شده است.

چنان که از نتایج پیداست، با استفاده از شبکه‌ی عصبی، انعطاف‌پذیری سیستم کنترل به میزان قابل قبولی افزایش یافت. از طرفی این افزایش دقت تعقیب، بدون انجام فرایند آموزش برای مانور جدید، انجام گرفته است.

## ۷. نتیجه‌گیری

در این نوشتار افزایش دقت تعقیب مسیر مطلوب در مانورهای تکراری، در حضور عدم قطعیت، مد نظر بود. به همین دلیل در ابتدا بلوک کنترل تکرارآموز به صورت موازی و برون‌خط به کنترل مد لغزشی اضافه شد. روش مطرح شده به عنوان کنترل‌کننده بر روی دینامیک چهاربره شبیه‌سازی شد. نتایج حاصله نشان داد که روش کنترلی مطرح شده، در تعقیب ورودی مطلوب، عملکرد بهتری نسبت به روش مد لغزشی ساده دارد. سپس برای انعطاف‌پذیر کردن روش کنترلی ارائه شده، از شبکه‌ی عصبی پرسپترون چندلایه استفاده شد. این شبکه با استفاده از الگوریتم لونبرگ - مارکواریت تحت آموزش قرار گرفت. ورودی‌های این شبکه شامل شعاع مانور و سرعت اولیه اجرای مانور بود و خروجی این شبکه بهره مناسب برای مانور جدید بود. این بهره در سیگنال کنترلی که از فرایند آموزش به دست آمده بود، ضرب شده و سیگنال کنترلی مناسب برای مانور جدید را تولید کرد. سپس از این روش برای انعطاف‌پذیر کردن مانور حلقه عمودی استفاده شد. در این شبیه‌سازی، تفاوت مانورها در شتاب انجام مانور، شعاع انجام مانور و سرعت اولیه شروع مانور بود. با این کار بدون انجام فرایند آموزش، خطای تعقیب ورودی مطلوب برای مانورهای مشابه کاهش یافت.

## پانوشته‌ها

1. desired path
2. artificial neural network
3. iterative learning control
4. repetitive control
5. online
6. offline
7. casual
8. autopilot
9. composite energy function
10. sliding mode control

11. backstepping
12. level turn
13. loop
14. sigmoid
15. neuron
16. bias
17. gradient descent
18. supervised
19. train data
20. test data
21. validation data
22. overfitting



## منابع (References)

- Moore, Kevin L., *Iterative Learning Control for Deterministic Systems*, In Springer-Verlag, pp. 948-949 (1993).
- Longman, R.W. "Iterative learning control and repetitive control for engineering practice", *International Journal of Control*, **73**(10), pp. 930-954 (2000).
- Chen, Y., Wen, C., Xu, J.X. and et al. "High-order iterative learning identification of projectile's aerodynamic drag coefficient curve from radar measured velocity data", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **6**(4), pp. 563-570 (1998).
- Amann, N., Owens, D.H., Rogers, E. and et al. "An  $H_\infty$  approach to linear iterative learning control design", *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, **10**(6), pp. 767-781 (1996).
- Chen, Y. and Wen, C. eds., *Iterative Learning Control: Convergence, robustness and applications*, Ed, 1th Edn, Springer London (1999).
- Goldsmith, P.B. "On the equivalence of causal LTI iterative learning control and feedback control", *Automatica*, **38**(4), pp. 703-708 (2004).
- Kinosita, K., Sogo, T. and Adachi, N. "Iterative learning control using adjoint systems and stable Inversion", *Asian Journal of Control*, **4**(1), pp. 60-67 (2002).
- Bristow, D.A. and Tharayil, M. "A learning-based method for high-performance tracking control", *IEEE Control Systems Magazine*, **26**, pp. 96-114 (2006).
- Suguru Arimoto., *Iterative Learning Control: Analysis, Design, Integration and Applications*, Jian-Xin Xu Zeungnam Bien, Ed., 1th Eds, Springer Science & Business Media, pp.67-350, (1999).
- Saab, S.S., Vogt, W.G. and Mickle, M.H. "Learning control algorithms for tracking "slowly" varying trajectories", *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, **27**(4), pp. 657-670 (1997).
- Wu, B., Wang, D. and Poh, E.K. "High precision satellite attitude tracking control via iterative learning control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **38**(3), pp. 528-534 (2015).
- Hou, Z., Yu, Q., Xu, J.X. and et al. "A simultaneous iterative learning control and dynamic modeling approach for a class of nonlinear systems", *IFAC-Papers OnLine*, **48**(28), pp. 368-373 (2015).
- Nikanjam, M. "Tracking learning algorithms for use in fixed-wing drones", Sharif University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Master Thesis, pp.17-41, (In Persian) (2017).
- Dai, X., Quan, Q., Ren, J. and et al. "Terminal iterative learning control for autonomous aerial refueling under aerodynamic disturbances", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **41**(7), pp. 1577-1584 (2018).
- Hofer, M., Spannagl, L. and D'Andrea, R. "Iterative learning control for fast and accurate position tracking with an articulated soft robotic arm", *In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 6602-6607 (2019).
- Xu, J.X. and Tan, Y. "A composite energy function-based learning control approach for nonlinear systems with time-varying parametric uncertainties", *IEEE Transactions on Automatic Control*, **47**(11), pp. 1940-1945 (2002).
- Xu, J.X. and Xu, J. "On iterative learning from different tracking tasks in the presence of time-varying uncertainties", *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, **34**(1), pp. 589-597 (2004).
- Chen, W., Chen, Y.Q. and Yeh, C.P. "Robust iterative learning control via continuous sliding-mode technique with validation on an SRV02 rotary plant", *Mechatronics*, **22**(5), pp. 588-593 (2012).
- Allahverdy, D., Fakharian, A. and Menhaj, M.B. "Backstepping integral sliding mode control with iterative learning control algorithm for quadrotor UAVs", *Journal of Electrical Engineering & Technology*, **14**(6), pp. 2539-2547 (2019).
- Schöllig, A. and D'Andrea, R. "Optimization-based iterative learning control for trajectory tracking", *In 2009 European Control Conference (ECC)*, pp. 1505-1510 (2009).
- Hock, A. and Schoellig, A.P. "Distributed iterative learning control for multi-agent systems", *Autonomous Robots*, **43**(8), pp. 1989-2010 (2019).
- Dong, J. and He, B. "Novel fuzzy PID-type iterative learning control for quadrotor UAV", *Sensors*, **19**(1), p. 24 (2019).
- Zhao, Z., Wang, J., Chen, Y. and Ju, S. "Iterative learning-based formation control for multiple quadrotor unmanned aerial vehicles", *International Journal of Advanced Robotic Systems*, **17**(2), p. 17 (2020).
- Norouzi, A. and Koch, C.R. "Integration of PD-type iterative learning control with adaptive sliding mode control", *IFAC-Papers OnLine*, **53**(2), pp. 6213-6218 (2020).
- Navabi, M. and Mirzaei, H. "Robust optimal adaptive trajectory tracking control of quadrotor helicopter", *Latin American Journal of Solids and Structures*, **14**, pp. 1040-1063 (2017).
- Emami, S.A. and Banazadeh, A. "Nonlinear fault-tolerant trajectory tracking control of a quadrotor UAV", *International Journal of Modeling and Optimization*, **9**(5), pp.285-290 (2019).
- Slotine, J.J.E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall, Ed., 1th End, p. 705 (1991).
- Chen, C.K. and Hwang, J. "September. Iterative learning control for position tracking of a pneumatic actuated XY table", *In Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Control Applications*, **1**, pp. 388-393 (2004).
- Lanzon, A., Freddi, A. and Longhi, S. "Flight control of a quadrotor vehicle subsequent to a rotor failure", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **37**(2), pp. 580-591 (2014).
- Hagan, M.T., Demuth, H.B. and Beale, M., *Neural network design*, PWS Publishing Co, pp.61-75 (1989).



# بررسی عددی شدت فرسایش حباب‌زایی جریان اطراف هیدروفویل NACA<sup>o</sup> ۱۵ بر اساس دیدگاه اویلری - لاگرانژی

علی کاتوزی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

میراعلم مهدی \* (دانشیار)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

مهندسی مکانیک شریف (پاییز ۱۴۰۱)  
دوری ۳-۲، شماره ۲، ص. ۲۸-۳۱، (پژوهشی)

در این تحقیق برای بررسی شدت فرسایش ناشی از حباب‌زایی (کاویتاسیون)، رفتار حباب اطراف هیدروفویل دوبعدی NACA<sup>o</sup> ۱۵ با استفاده از دیدگاه اویلری - لاگرانژی شبیه‌سازی شده است. بررسی درشت‌مقیاس (ماکروسکوپی) جریان حباب‌زایی توسط مدل مخلوط همگن (روش اویلری) و مسیر حرکت حباب براساس نیروهای وارده با استفاده از قانون دوم نیوتن و توسعه کد عددی مشخص شد (روش لاگرانژی). برای ادغام نتایج به دست آمده و حل آنها از روش رانج‌کوئی مرتبه ۴ با گام زمانی متغیر استفاده شده است، که سرعت حل داده‌ها را تا ۱۰ برابر افزایش داده است. نتایج به دست آمده نشان داد «شروع حباب‌زایی» برای جریان با هسته‌های بزرگ‌تر، بهتر قابل مشاهده است. با کاهش عدد حباب‌زایی نرخ رشد حباب بیشتر شده و با افزایش شعاع حباب، شدت فرسایش افزایش می‌یابد. مکان احتمالی فرسایش در محدوده‌ی انتهایی کویتی در سطح هیدروفویل قرار دارد. نتایج به دست آمده با دیگر کارهای منتشر شده مقایسه شد و از دقت قابل قبولی برخوردار بود.

واژگان کلیدی: جریان حباب‌زایی، روش اویلری - لاگرانژی، شدت فرسایش، دینامیک حباب، پیش‌بینی عددی.

katoozi.a@gmail.com  
m.mahdi@sru.ac.ir

## ۱. مقدمه

حباب‌زایی<sup>۱</sup> (کاویتاسیون)، رشد و فروریزش شدید هسته حباب هنگام قرار گرفتن در معرض تغییرات فشار زیاد در مایع است.<sup>[۱]</sup> در تعریف مهندسی، حباب‌زایی هنگامی اتفاق می‌افتد که فشار محلی در مایع کمتر از فشار بخار در همان دما شود. این چنین تعریفی بر مبنای دیاگرام فاز یک ماده، یعنی منحنی که فازهای جامد، مایع و گاز یک ماده را در دماهای مختلف از هم جدا می‌کند، بیان شده است.<sup>[۲]</sup> بسیاری از سیستم‌های هیدرولیکی طراحی شده توسط مهندسان برای کار با سیالات همگن ساخته شده‌اند. وجود ساختارهای اضافی بخار می‌تواند باعث ایجاد اختلال در عملکرد این سیستم‌ها شود. ساختارهای بخار اغلب ناپایدارند و وقتی به ناحیه‌ی با فشار بیشتر برسند به شدت فرو میریزند. فروریزش را می‌توان مانند یک شوک در سیستم‌های مکانیکی در نظر گرفت. وقوع این شوک، باعث از بین رفتن فاصله استاندارد تعبیه شده بین قطعات نزدیک هم می‌شود، در نتیجه بسته به اندازه و شدت حباب‌زایی ممکن است کاهش عملکرد، سروصدا، ارتعاشات و فرسایش رخ دهد. فرسایش ناشی از حباب‌زایی باعث ایجاد خسارات جدی به قطعاتی که

در معرض حباب‌زایی قرار دارند - نظیر هیدروفویل، پروانه کشتی، پمپ، نازل‌های پاشش سوخت و ... می‌شود. در سال ۱۹۵۵ نپ<sup>[۲]</sup> اولین کسی بود که در تونل آب سرعت بالای دانشگاه کالیفرنیا آزمایش‌هایی در زمینه فرسایش حباب‌زایی انجام داد. وی در آزمایش خود قسمتی از مدل که در معرض حباب‌زایی قرار می‌گرفت را از جنس آلومینیوم و بقیه‌ی قسمت‌ها را از جنس فولاد ساخت. اطراف این مدل با دوربین‌های سرعت بالا کاملاً احاطه شده بود. این تونل قابلیت این را داشت که به مدت ۱۰ دقیقه با سرعت ثابت کار کند. در این مدت، عکس‌های گرفته شده با دوربین‌های سرعت بالا، تشکیل حفزه‌ی ثابت حباب‌زایی را نشان می‌دادند. کاتو و همکاران<sup>[۳]</sup> از اولین کسانی بودند که یک مدل تحلیلی برای محاسبه‌ی فرسایش ناشی از حباب‌زایی ارائه دادند. فرض اصلی این مدل این است که موج شوک ناشی از فروریزش حباب‌های جدا شده از حباب‌زایی ورقه‌ی دلیل اولیه‌ی فرسایش است. در این مدل، تخمین توزیع ضربات یا طیف فشار، نقش کلیدی در پیش‌بینی فرسایش دارد. عیب این مدل، حذف پارامترهای مهم و عدم انطباق با شرایط پیچیده است.

\* نویسنده مسئول

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۸/۱۱، اصلاحیه ۱۴۰۰/۱۱/۹، پذیرش ۱۴۰۰/۱۲/۳.

DOI:10.24200/J40.2022.58781.1616

بررسی جریان‌های دوفاز به دو روش اویلری - اویلری و اویلری - لاگرانژی

صورت می‌گیرد. ساگر وال موکتار<sup>[۵]</sup> فروریزش حباب‌زایی نزدیک سطح جامد در جریان سه‌بعدی را بررسی کردند. آنها از روش کسر حجمی (VoF)<sup>۵</sup> برای ارتباط بین تحقیق‌شان و تغییر فاز بخار و آب استفاده کردند. آنها رفتار حباب در شرایط مختلف نسبت به سطح را شبیه‌سازی کرده و پارامترهایی همچون زمان فروریزش، بیشترین سرعت، سرعت جت نزدیک دیواره و فشار ضربه را نزدیک به آزمایشات پیش‌بینی کردند.

اوجپای و همکاران<sup>[۶]</sup> از رویکرد اویلری و لاگرانژی برای ارزیابی فرسایش استفاده کردند، موج فشاری منتشر شده از فروریزش ابر حباب‌زایی به عنوان سازوکار اصلی ایجاد خسارت در نظر گرفته شده است. براساس این مدل، ابتدا جریان حول هندسه‌ی مورد نظر به صورت درشت‌مقیاس (اویلری) و بدون در نظر گرفتن جزئیات دینامیکی رفتار حباب حل شده و اطلاعات مربوط به میدان فشار و سرعت در هندسه مورد نظر به دست می‌آید. سپس رفتار دقیق ذرات به صورت ریزمقیاس (لاگرانژی) مورد بررسی قرار گرفته و به کمک توابع موجود برای ارزیابی شدت موج فشاری منتشر شده، تخمینی از میزان و محل احتمالی وقوع فرسایش روی هندسه‌ی مورد نظر به دست می‌آید. آنها بازه‌هایی از اعداد حباب‌زایی را امتحان کردند و نشان دادند که بیشترین انرژی برای دسته حباب‌ها و در نزدیکی حفره‌ی حباب‌زایی اتفاق می‌افتد. ماندا و کولونیوس<sup>[۷]</sup> روش اویلری - لاگرانژی برای حباب‌زایی ابری ناشی از امواج فشاری قوی را شبیه‌سازی کردند، آنها برای کاهش محاسبات فاز پیوسته را از حالت سه‌بعدی به دوبعدی تبدیل کرده و معادله‌ی حجم متوسط را برای دینامیک حباب گسیسته به کار برده‌اند و نوشته‌اند که این روش قادر است اندازه‌های مختلفی از دینامیک حباب‌زایی ابری را در برگیرد. راستوفر و همکارانش<sup>[۸]</sup> نیز باروش اویلری - لاگرانژی فروریزش درشت‌مقیاس ابر حباب‌زایی (۱۲۵۰۰ حباب گاز) را شبیه‌سازی کردند و دریافتند که فرکانس نوسانی حباب‌ها و سرعت میکروجت به قدرت موج فروریزش وابسته و از این رو به موقعیت شعاعی حباب‌ها در ابر بستگی دارد. آنها مشاهده کردند که جهت میکروجت‌ها به وسیله‌ی توزیع حباب‌ها در همسایگی آنها تحت تأثیر قرار می‌گیرد و در نهایت دریافتند که نرخ ضربه‌ی فشاری به صورت نمایی تغییر می‌کند. پاکوئه و همکاران<sup>[۹]</sup> با روش اویلری - لاگرانژی فروریزش تک حباب هوا نزدیک دیواره‌ی قابل تغییر شکل ناشی از ضربه‌ی امواج پرفشار را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که روش یک طرفه در نشان دادن تغییر شکل دیواره و پیش‌بینی دقیق نیروی وارده ناتوان است. همچنین در بررسی روش دوطرفه نشان دادند که دامنه‌ی نیروی وارده در طول تغییر شکل دیواره معادل ۹/۹ درصد میرا می‌شود. اثربرابی یک تغییر شدید در ناحیه‌ی پلاستیک با کاهش چشمگیر عمق حفره دارد. در این تحقیق، یک بررسی درشت‌مقیاس از جریان حباب‌زایی با استفاده از معادله‌ی متوسط رینولدزی ناویر-استوکس<sup>۱۰</sup> (روش اویلری) و رفتار ریزمقیاس حباب در جریان به وسیله دینامیک حباب (روش لاگرانژی) روی هیدروفویل NACA<sup>۱۱</sup> ۰۱۵ انجام شد، تا اثرات واقعی جریان برای پیش‌بینی شروع حباب‌زایی<sup>۱۱</sup> و فرسایش مطالعه شود. میدان جریان توسط نرم افزار فلوئنت حل شده، توزیع سرعت و فشار به دست آمده، ورودی برنامه‌ی که در متلب نوشته شده است، قرار می‌گیرد. با حل عددی معادلات دیفرانسیل مربوط به حرکت حباب و تغییر شعاع حباب، دینامیک حباب شبیه‌سازی می‌شود. دینامیک حباب بر خلاف شبیه‌سازی‌های انجام شده توسط نرم‌افزارهایی مانند CFX، Fluent و ... فقط مربوط به رشد حباب نشده و فروریزش حباب‌ها را نیز نشان می‌دهد، لذا میزان انتشار امواج فشاری و تخمین محل فرسایش ناشی از حباب‌زایی امکان‌پذیر می‌شود. برای ادغام نتایج به دست آمده و حل آنها از روش رانج کوتای مرتبه‌ی ۴ با گام زمانی متغیر استفاده شده است. استفاده از گام زمانی متغیر سرعت حل داده‌ها را تا ده برابر افزایش داده است.

در این مقاله برای اعداد حباب‌زایی و شعاع اولیه‌ی مختلف، مسیر حرکت حباب، تغییرات شعاع و میزان موج فشاری ناشی از حباب‌های مختلف شبیه‌سازی شده است. همچنین محل احتمالی فرسایش ناشی از برخورد موج فشاری پیش‌بینی شده است.

## ۲. روش عددی

### ۱.۲. روش عددی مربوط به جریان حباب‌زایی

برای شبیه‌سازی جریان دوفاز از مدل ترکیبی<sup>۱۲</sup> استفاده شده است. در این مدل جریان به صورت ترکیبی همگن از دو فاز تراکم‌ناپذیر و هم‌دما رفتار می‌کند. معادلات بقای ترکیب و ممنتوم عبارت‌اند از:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_m) + \nabla \cdot (\rho_m v_m) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_m v_m) + \nabla \cdot (\rho_m v_m v_m) = -\nabla P + \nabla \cdot [\mu_m (\nabla v_m + \nabla v_m^T)] + \rho_m g \quad (2)$$

در این مدل  $v_m$  و  $P$  به ترتیب سرعت و فشار جریان همگن و  $\rho_m$  چگالی مخلوط و  $\mu_m$  گرانروی مخلوط هستند. مدل حباب‌زایی استفاده شده در این تحقیق مدل اسکندر و سویر<sup>[۱۳]</sup> است. برای به دست آوردن دقیق انتقال جرم مایع به بخار معادله‌ی کسر حجمی بخار عبارت است از:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_v \rho_v) + \nabla \cdot (\alpha_v \rho_v V_v) = R \quad (3)$$

که عبارت کلی جرم چشمه عبارت است از:

$$R = \frac{\rho_l \rho_v}{\rho} \frac{d\alpha}{dt} \quad (4)$$

شکل نهایی این مدل چنین است:

اگر  $p_v \geq p$  باشد:

$$R_e = \frac{\rho_l \rho_v}{\rho} \alpha_v (1 - \alpha_v) \frac{3}{R_b} \sqrt{\frac{2(p_v - p)}{3 * \rho_l}} \quad (5)$$

اگر  $p_v < p$  باشد:

$$R_c = \frac{\rho_l \rho_v}{\rho} \alpha_v (1 - \alpha_v) \frac{3}{R_b} \sqrt{\frac{2(p - p_v)}{3 * \rho_l}} \quad (6)$$

که  $p_v$  و  $R_b$  به ترتیب از راست به چپ فشار محیطی، فشار بخار و شعاع حباب هستند.

### ۲.۲. روش عددی مربوط به حباب حباب‌زایی

#### ۱.۲.۲. شبیه‌سازی نوسانات حباب

رفتار حباب برخاسته از گرادیان فشار ناشی از جریان است. معادله‌ی اصلاح شده‌ی رایلی - پلیست - کیار - هرینگ<sup>[۱۲-۱۱]</sup> رفتار تراکم‌پذیر حباب هنگامی که سرعت فروریزش حباب نزدیک سرعت صوت می‌شود و نیز سرعت لغزش بین حباب و مایع متحرک را در نظر گرفته است. موارد ذکر شده معمولاً در مقالات گذشته استفاده نشده است. باید توجه کرد که فرض کروی بودن شکل حباب‌های حباب‌زایی که از

که  $R^n$  و  $R^{n-1}$  به ترتیب شعاع حباب در گام زمانی  $n$  و  $n-1$  هستند. گام زمانی بعدی برای کنترل  $e_n$  محاسبه می‌شود:

$$\Delta t_{n+1} = C_{dt} \Delta t_n = \left( \frac{e_{n-1}}{e_n} \right)^{k_p} \left( \frac{TOL}{e_n} \right)^{k_l} \left( \frac{e_{n-1}}{e_n e_{n-2}} \right)^{k_d} \Delta t_n \quad (12)$$

که  $k_p$ ،  $k_l$  و  $k_d$  ثابت‌های تناسب، انتگرال و مشتق کنترل‌کننده هستند و به ترتیب مقدار آنها  $0.75$ ،  $0.175$  و  $0.1$  است. مقدار TOL بسته به شرایط مسئله متغیر است و عدد  $0.1$  برای موضوع مورد بررسی ما جواب‌های قابل قبولی ارائه کرده است.

### ۳.۲. ارزیابی موج فشاری و شدت فرسایش حباب‌زایی

بعد از عبور از ناحیه‌ی کم‌فشار و رشد حباب، فشار محیطی سبب فروریزش حباب می‌شود. در طول فرایند فروریزش امواج شوک<sup>۲۱</sup> به سیال ساطع می‌شود. امواج فشاری موجب فشارضربه‌یی<sup>۲۲</sup> شده و به سطح ماده آسیب می‌زند و باعث فرسایش سطح می‌شود. فشار در مایع در فاصله‌ی  $r$  از مرکز حباب به صورت زیر است:

$$p(r, t) = p_\infty + \rho \left( -\frac{f'}{r} - \frac{f''}{2r^2} - \frac{1}{2c} \left( \frac{f'^2}{r^2} + \frac{2ff''}{r^3} \right) \right) \quad (13)$$

$f = -R^2 \dot{R}$  و  $f'$  مشتق تابع  $f$  است.<sup>[۱۶]</sup> بر اساس معادله‌ی ارائه شده توسط سویاما و همکاران<sup>[۱۷]</sup> انرژی از طرف هر ضربه به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$E_i = I_i \tau_i A_i = \frac{p_i^2}{2\rho c} \tau_i A_i \quad (14)$$

$I_i$ ،  $\tau_i$  و  $A_i$  به ترتیب از راست به چپ انرژی آکوستیک، مدت زمان وارد شده و مساحت مؤثرند.  $p_i$  فشار ضربه‌ی وارد شده بر سطح دیواره است که از رابطه‌ی ۱۳ به دست می‌آید. در صورتی که المان‌های  $c$ ،  $\rho$  و  $\tau_i$  را ثابت فرض کنیم، با انتگرال‌گیری از عبارت به دست آمده رابطه‌ی ۱۵ استخراج می‌شود:

$$E_i \propto p_i^2 A_i = \int p_i^2 dA \quad (15)$$

در نهایت انرژی کلی ضربات ناشی از حباب‌زایی که حاصل انباشت تمامی ضربات روی یکدیگر است، از رابطه‌ی ۱۶ به دست می‌آید:

$$E = \sum E_i \propto \sum \int p_i^2 dA \quad (16)$$

### ۳. بررسی نتایج

جریان و حرکت حباب اطراف هیدروفویل دوبعدی NACA $0015$  به طول وتر  $70\text{ mm}$  بررسی شد. شبکه‌بندی C گونه اطراف هیدروفویل قرار داده شده است (شکل ۱).

استقلال از شبکه برای سه شبکه با گره‌های<sup>۲۴</sup>  $30 \times 35$ ،  $70 \times 80$  و  $156 \times 50$  بررسی شد که در نتایج به دست آمده تغییرات زیادی با این سه شبکه مشاهده نشد. لذا برای اطمینان خاطر شبکه‌ی دوم برای ادامه‌ی بررسی‌ها انتخاب شد. جدول

یک دیواره جامد فاصله دارند فرض منطقی است، زیرا در هر لحظه موقعیتی که حباب در آن قرار دارد، فشار اطراف حباب تقریباً یکسان است. شکل کلی معادله چنین است:

$$\left(1 - \frac{\dot{R}}{C}\right) R \ddot{R} + \left(\frac{3}{2} - \frac{\dot{R}}{2C}\right) \dot{R}^2 = \frac{1}{\rho} \left(1 + \frac{\dot{R}}{C} + \frac{R}{C} \frac{d}{dt}\right) [p_v + p_{g^0} \left(\frac{R_0}{R}\right)^{\gamma_K} - P_{avg} - \frac{\gamma}{R} + \frac{\mu}{R} \dot{R}] + \frac{1}{4} (U_{avg} - U_b)^2 \quad (17)$$

در معادله‌ی ۱۷،  $C$ ،  $\rho$ ،  $\gamma$  و  $\mu$  به ترتیب نمایانگر سرعت صوت در مایع، چگالی مایع، تنش سطحی و گرانیوی  $R$ ،  $\dot{R}$  و  $\ddot{R}$  به ترتیب از راست به چپ شعاع، سرعت دیواره و شتاب حباب هستند.  $p_v$  فشار بخار و  $p_{g^0}$  فشار اولیه‌ی حباب هستند.  $P_{avg}$  و  $U_{avg}$  متوسط فشار و سرعت اطراف حباب خواهند بود و  $U_b$  ضریب پلی‌تروپیک گاز است.

#### ۲.۲.۲. شبیه‌سازی حرکت حباب

حرکت حباب بر اساس معادله‌ی دوم قانون نیوتن شبیه‌سازی می‌شود. یکی از راهکارهای کاهش هزینه محاسباتی دیدگاه لاگرانژی استفاده از مدل فاز گسسته (DPM)<sup>۱۴</sup> است. در این روش سیال به عنوان یک محیط پیوسته در نظر گرفته می‌شود، در حالی که فاز گسسته با ردیابی تعداد زیادی از ذرات در میدان جریان محاسبه شده، حل می‌شود. ماکسی و رایلی<sup>۱۵</sup> معادله‌ی حرکت حباب را ارائه دادند که نیروهای اعمال شده عبارت‌اند از:

$$\rho_b \nabla_b \frac{d\vec{U}_b}{dt} = \nabla_b (\rho_b - \rho) g \vec{j} + \nabla_b \nabla \vec{p} + \frac{1}{4} \rho A_b C_d (\vec{U} - \vec{U}_b) |\vec{U} - \vec{U}_b| + \frac{1}{4} \rho \nabla_b \left( \frac{d\vec{U}}{dt} - \frac{d\vec{U}_b}{dt} \right) \quad (18)$$

در معادله‌ی ۱۸، اندیس  $b$  مربوط به حباب و بقیه‌ی موارد مربوط به سیال متحرک است.  $\nabla_b$  حجم حباب  $\frac{4}{3} \pi R^3$  و  $A_b$  سطح حباب  $\mu R^2$  است.  $C_d$  ضریب درگ است که به صورت تجربی توسط هابرم و مورتن<sup>[۱۴]</sup> به دست آمده است:

$$C_d = \frac{24}{Re_b} (1 + 0.1597 Re_b^{0.62} + 2.6 \times 10^{-4} Re_b^{1.28}) \quad (19)$$

که  $Re_b$  عدد رینولدز حباب است:

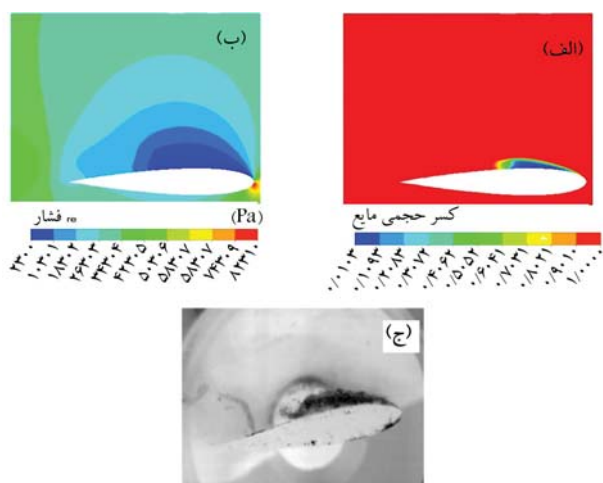
$$Re_b = \frac{2R |U_{avg} - U_b|}{\nu} \quad (10)$$

$\nu$  گرانیوی سینماتیک است. نیروهای موجود در سمت راست تساوی به ترتیب عبارت‌اند از: نیروی شناوری، نیروی ناشی از گرادین فشار، نیروی پسا و نیروی جرم افزوده که در اثر شتاب حباب در سیال ایجاد می‌شود.

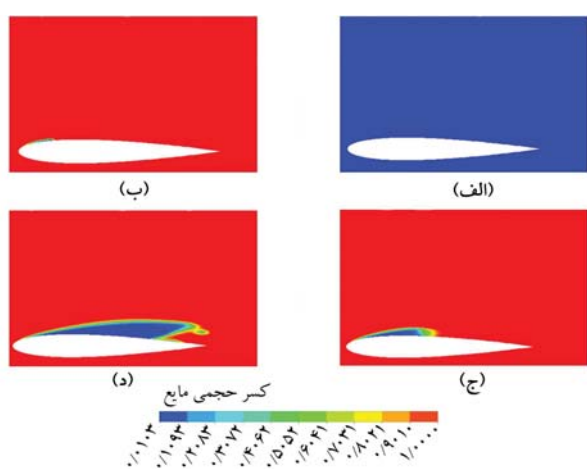
#### ۳.۲.۲. حل معادله‌ی دیفرانسیلی و گام زمانی متغیر

معادلات ۷ و ۸ یک مجموعه معادلات دیفرانسیلی معمولی (ODE)<sup>۱۷</sup> را تشکیل می‌دهند. برای حل این معادله از روش رانج کوتای مرتبه‌ی چهار<sup>۱۸</sup> با گام زمانی متغیر استفاده شده است. استفاده از گام زمانی متغیر سرعت حل این معادله را بسیار کاهش داده است. چنان‌که هریر و وانز<sup>۱۹</sup> (۱۹۹۱ میلادی) اشاره کردند که برای حل معادلات ODE می‌توان از کنترل‌کننده‌ی (PID)<sup>۲۰</sup> برای کنترل گام زمانی استفاده کرد. در این روش تابع  $e_n$  برای تغییر شعاع تعریف شده است:<sup>[۱۵]</sup>

$$e_n = \frac{|R^n - R^{n-1}|}{R^n} \quad (11)$$



شکل ۲. مقایسه‌ی: الف) توزیع کسر حجمی مایع؛ ب) توزیع فشار؛ ج) نتایج تجربی برای هیدروفویل ۱۵° NACA۰۰۱۸ [۱۸]

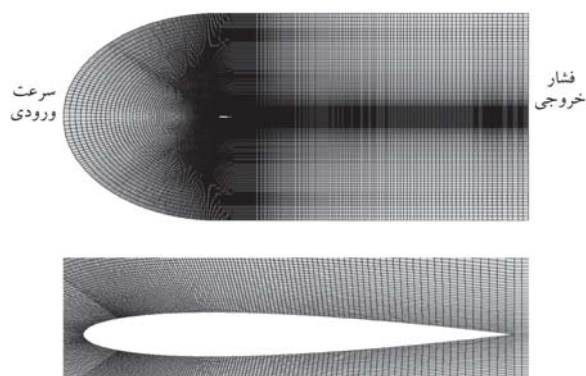


شکل ۳. کسر حجمی مایع بر اساس الف، ب، ج و د.

تقسیم‌بندی حباب‌زایی می‌تواند بر اساس معیارهای مختلفی صورت گیرد. یکی از این معیارها «رژیم جریان» است، که بسته به عدد حباب‌زایی سه نوع حباب‌زایی آغازین، حباب‌زایی توسعه‌یافته (زیرحباب‌زایی و حباب‌زایی انتقالی) و سوپر حباب‌زایی تقسیم‌بندی می‌شود. در همین رابطه اعداد حباب‌زایی ۰/۴، ۰/۶۴، ۱/۶ و ۲ که هرکدام شرایط خاصی از حباب‌زایی را دارند، انتخاب شده و (شکل ۳) کسر حجمی مایع<sup>۳۰</sup> مربوط به هرکدام از اعداد را نشان می‌دهد. طبق آنچه که بیان شد در شکل ۳ الف جریان تک‌فاز مشاهده می‌شود. شکل ۳ ب شروع حباب‌زایی رخ داده است. در شکل ۳ ج حباب‌زایی توسعه‌یافته<sup>۳۱</sup> و در شکل ۳ د سوپر حباب‌زایی<sup>۳۲</sup> مشاهده می‌شود. چیزی که انتظار می‌رود این است که حباب در شرایط مختلف رفتارهای متفاوتی باید داشته باشد. برای بررسی این موضوع، فرایند رشد و فروپاشی حباب برای شعاع‌های اولیه ۵۰  $\mu m$ ، ۱۰۰  $\mu m$  و ۲۰۰  $\mu m$  شبیه‌سازی شد.

در نمودارهای شکل ۴ محور عمودی نسبت شعاع حباب به شعاع اولیه و محور افقی، طول وتر در مسیر حرکت حباب است.

شکل ۴ الف مربوط به شعاع اولیه ۵۰  $\mu m$  است. فرایند رشد حباب در این شعاع نسبت به شعاع‌های دیگر بسیار کمتر است، طوری که در حالت ۴/۰°  $\sigma =$  بعد از طی مسیری از طول وتر افزایش شعاع نزدیک به ۸ برابری را به صورت لحظه‌یی احساس کرده، در حالت ۶۴/۰°  $\sigma =$  این افزایش چهار برابری است، در حالی



شکل ۱. شبکه‌بندی گره‌ها در دامنه‌ی تعریف شده.

جدول ۱. استقلال از شبکه.

شماره شبکه	تعداد گره	ضریب برآ <sup>۱</sup>	ضریب پس‌آ <sup>۲</sup>
۱	۳۰۳۵۰	۰/۳۱۵	۰/۰۳۹۹
۲	۷۸۶۰۰	۰/۳۱۸	۰/۰۴۱۷
۳	۱۵۶۵۰۰	۰/۳۲۳	۰/۰۴۲۸
		درصد خطا شبکه ۱ و ۳	درصد خطا شبکه ۱ و ۳
		۲/۵۳٪	۷/۲۶٪

<sup>۱</sup> lift coefficient

<sup>۲</sup> drag coefficient

۱ صحت مطالب گفته شده را نشان می‌دهد. شرایط مرزی اعمال شده، سرعت ورودی ۲۵  $\frac{m}{s}$  با زاویه‌ی حمله‌ی ۷ درجه و فشار خروجی<sup>۲۶</sup> برای هیدروفویل هستند. برخورد سیال با دیواره‌های هیدروفویل بدون لغزش در نظر گرفته شده است. در نواحی نزدیک به دیواره، از شبکه‌بندی لایه‌مرزی به منظور رویت هرچه بهتر گرادینان‌ها استفاده شده است. اولین گره کنار دیواره طوری قرار گرفته است که  $5^\circ < y^+ < 5^\circ$  باشد. به علت وجود گرادینان‌های شدید در جریان از مدل آشفتگی  $k = \varepsilon$  برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده شده است. برای شبیه‌سازی جریان دوفاز از مدل مخلوط<sup>۲۷</sup> استفاده شده است.

برای دقت در شبیه‌سازی، نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. [۱۸] (شکل ۲)

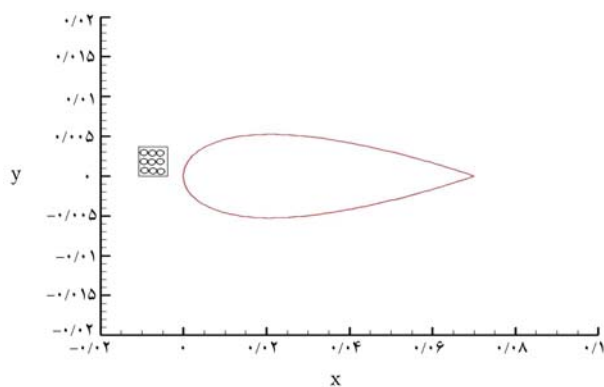
عدد حباب‌زایی نیز به صورت زیر تعریف شده است:

$$\sigma = \frac{P_{in} - P_v}{\frac{1}{2} \rho_{in} U_{in}^2} \quad (17)$$

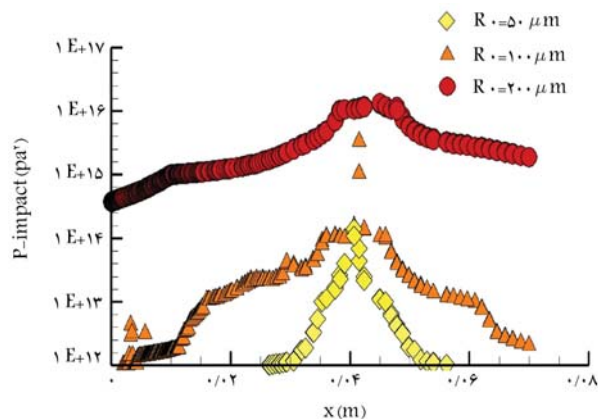
که در آن،  $P_{in}$  فشار ورودی،  $P_v$  فشار بخار،  $\rho_{in}$  چگالی سیال و  $U_{in}$  سرعت ورودی هستند.

### ۱.۳. بررسی رفتار حباب

در این بخش رفتار حباب برای اعداد حباب‌زایی مختلف بررسی شده است. هر جریان - حباب‌زایی یا غیرحباب‌زایی - عدد حباب‌زایی مربوط به خود را دارد. واضح است که اگر عدد حباب‌زایی به مقدار کافی بزرگ باشد، جریان مایع تک فاز خواهد بود. به هر حال، هرگاه عدد حباب‌زایی کاهش یابد، فرایند هسته‌زایی<sup>۲۸</sup> در برخی از اعداد حباب‌زایی خاص در ابتدا رخ می‌دهد که به عدد حباب‌زایی آغازین<sup>۲۹</sup> معروف است. [۱۹]



شکل ۵. شماتیک دسته حباب‌های رها شده.



شکل ۶. پیش‌بینی فرسایش روی سطح مکش هیدروفویل.

حباب برای تنظیم اندازه‌ی خود برای شعاع‌های کوچک‌تر کمتر است. حباب‌هایی با اندازه‌ی بزرگ‌تر می‌توانند وارد نوک هسته‌ی گردابه<sup>۳۲</sup> شوند و این دلالت می‌کند که وقوع آغازین حباب‌زایی برای جریان با هسته‌های بزرگ‌تر، بهتر قابل مشاهده است.

### ۲.۳. پیش‌بینی کمی فرسایش حباب‌زایی

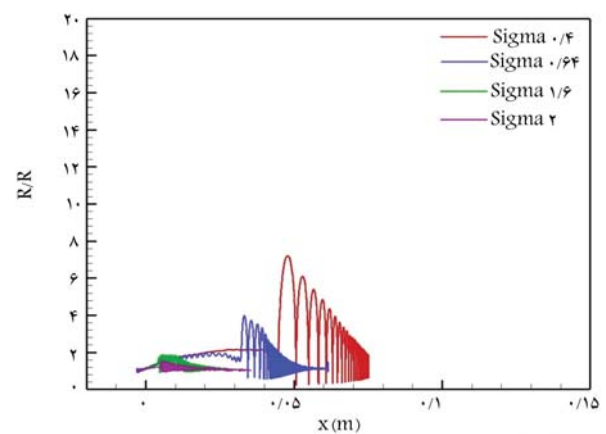
در این قسمت پیش‌بینی کمی فرسایش حباب‌زایی حول هیدروفویل مورد نظر بررسی می‌شود. شعاع حباب در طول مسیر بسته به گرادینان فشاری در حال تغییر برآورد می‌شود، اما مشخص است که فقط برخی از این تغییرات به عنوان فروریزش تلقی شده و مابقی، نوسانات عادی حباب هستند؛ لذا دو شرط کلی به عنوان شروط فروریزش در نظر گرفته شده است:

۱. لحظه‌ی فروریزش محسوب می‌شود که سرعت دیواره‌ی حباب از یک مقدار منفی به یک مقدار مثبت تغییر کند.

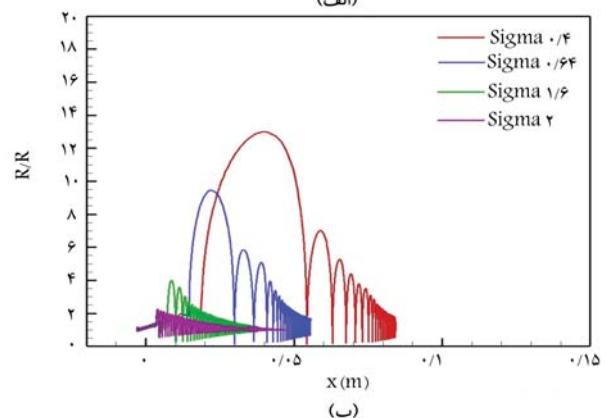
۲. فشار داخلی حباب بیشتر از ۱ Mpa باشد.

برای بررسی اثرات شعاع اولیه بر میزان فرسایش سه دسته ۵۰ تاپی حباب در نزدیکی لبه‌ی حمله از هیدروفویل رها شده تا رفتار آنها مورد مطالعه قرار گیرد. شکل ۵ شماتیک دسته حباب‌های رها شده را نشان می‌دهد.

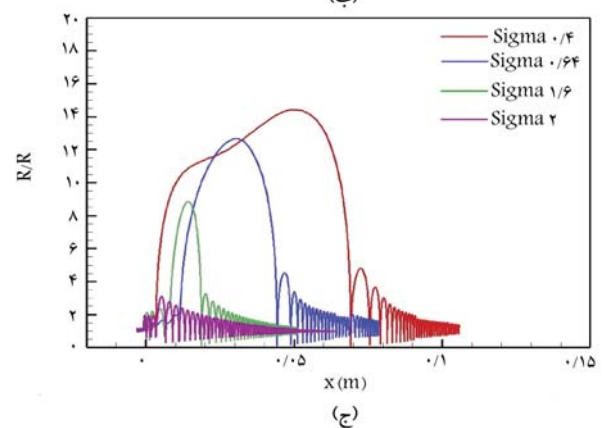
در شکل ۶ مجموع قدرت ضربات وارد شده به سطح مکش<sup>۳۴</sup> هیدروفویل به تفکیک اندازه حباب‌ها برای  $\sigma = 0/64$  نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، با بزرگ‌تر شدن شعاع اولیه قدرت فرسایش حباب‌ها نیز زیاد می‌شود، به طوری که قدرت فرسایش حباب‌ها با شعاع اولیه‌ی  $200 \mu m$  تقریباً ده برابر قدرت



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۴. نمودار تغییرات شعاع در طول مسیر حرکت حباب برای اعداد حباب‌زایی مختلف برای شعاع‌های اولیه.

که برای  $\sigma = 2$  حباب اطراف شعاع اولیه‌ی خود فقط نوسان می‌کند. به همین نسبت افزایش شعاع در شعاع اولیه‌ی  $100 \mu m$ ، نسبت به حالت قبلی بیشتر است (شکل ۴ ب). در حالت آخر بیشترین افزایش شعاع مشاهده می‌شود. برای  $\sigma = 0/4$  افزایش نزدیک به ۱۵ برابری،  $\sigma = 0/64$  افزایش نزدیک به ۱۳ برابر  $\sigma = 1/6$  افزایش ۹ برابری و  $\sigma = 2$  افزایش ۳ برابری و نوسان زیاد را احساس کرده است (شکل ۴ ج). با مقایسه شکل ۴ (الف تا ج) مشاهده می‌شود که نرخ رشد حباب نزدیک منطقه‌ی حباب‌زایی بیشتر به عدد حباب‌زایی حساس می‌شود، یعنی برای شعاع‌های اولیه‌ی کوچک‌تر تغییرات جزئی عدد حباب‌زایی ممکن است رشد متعادل حباب را نامتعادل کند. همچنین این موضوع برداشت می‌شود که زمان پاسخ

همکاران<sup>[۲۳]</sup> نیز در مقاله‌یی که نرخ سوراخ‌های ایجاد شده در اثر فرسایش روی هیدروفویل  $NACA^{00}15$  بررسی کردند، به این نتیجه رسیدند که محتمل‌ترین مکان بین  $60^\circ$  تا  $80^\circ$  درصد از طول وتر است که با نتایج تحقیق هم‌خوانی نسبتاً خوبی دارد. ایشان در تحقیقی دیگر روی هیدروفویل ClarkY  $11/7$  توزیع انرژی وارد شده برای چند عدد حباب‌زایی مختلف را نشان دادند که برای عدد حباب‌زایی  $0/6$  که شرایطی مانند شرایط پژوهش را دارد، اوج انرژی را در محدوده  $60^\circ$  درصدی طول وتر بیان کردند.<sup>[۶]</sup>

در شکل ۷ موقعیت دقیق محل فروریزش حباب‌ها و نیز قدرت فروریزش حباب‌ها نشان داده شده است. با بزرگ‌تر شدن حباب‌ها، تعداد فروریزش‌ها و قدرت آنها زیاد شده و پراکندگی توزیع آنها در سطح هیدروفویل نیز بیشتر شده است. با توجه به حرکت حباب‌ها با جریان، طبیعی است که حباب‌های بزرگ‌تر در فاصله‌ی دورتر از محل فروریزش اصلی، فروریزند و این باعث پراکندگی فشار در سطح هیدروفویل می‌شود. افزایش تعداد فروریزش در دو محدوده‌ی مشخص شده  $10-1$  Gpa و  $1000-10$  Mpa افزایش شعاع هم‌خوانی دارد، به طوری که هم در محدوده‌ی ضعیف تعداد فروریزش بیشتر شده و هم در محدوده‌ی قوی. صحت مطلب گفته شده مبنی بر این که ناحیه‌ی انتهایی  $0/48-0/38$  از طول وتر، محتمل‌ترین منطقه برای وقوع فرسایش است، نیز در تمامی شکل‌های موجود در شکل ۷ (الف) تا ج) مشاهده می‌شود.

#### ۴. نتیجه‌گیری

دینامیک حباب با استفاده از دیدگاه اوپلری - لاگرانژی بر روی هیدروفویل  $NACA^{00}15$  بررسی شد. با استفاده از روش رانج کاتای مرتبه‌ی چهار توانستیم دیدگاه اوپلری را با دیدگاه لاگرانژی جفت کرده و استفاده از گام زمانی متغیر سرعت حل را بسیار بالا ببریم. در این مقاله برای اعداد حباب‌زایی و شعاع اولیه مختلف، مسیر حرکت حباب، تغییرات شعاع و میزان موج فشاری ناشی از حباب‌های مختلف شبیه‌سازی شده است. همچنین محل احتمالی فرسایش ناشی از برخورد موج فشاری پیش‌بینی شده است که موارد ذکر شده جزو نوآوری‌های این پژوهش محسوب می‌شوند و نتایج آن عبارت است از:

۱. فرایند هسته‌زایی در اعداد حباب‌زایی آغازین رخ می‌دهد و شروع حباب‌زایی با هسته‌های بزرگ‌تر بهتر قابل مشاهده است.

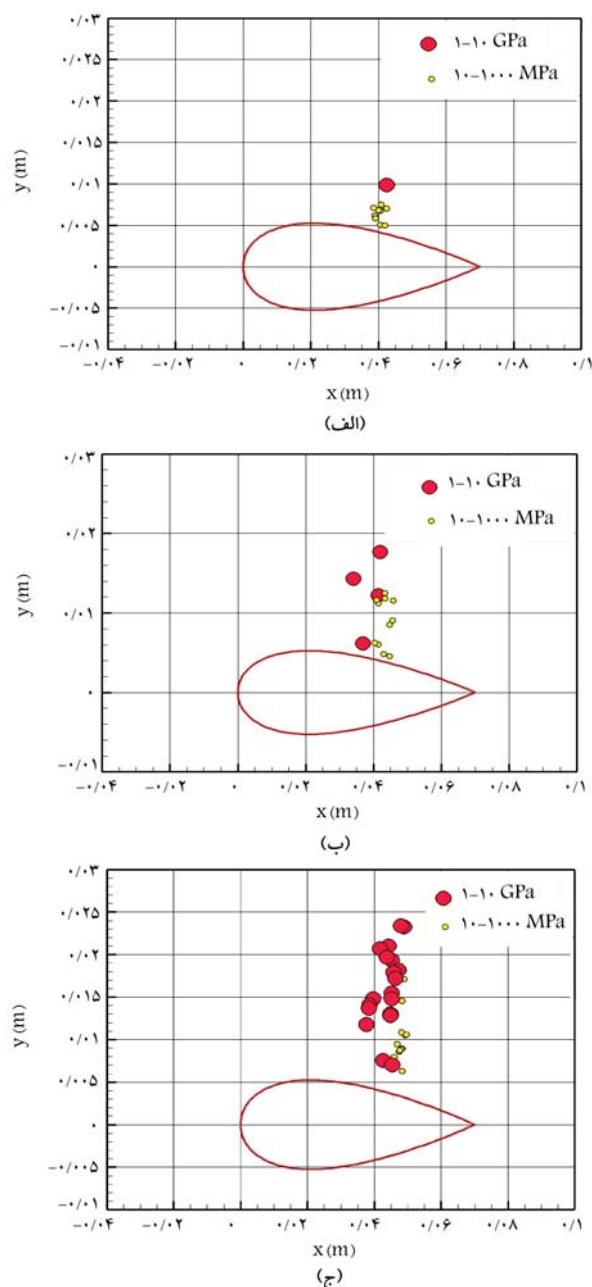
۲. با کاهش عدد حباب‌زایی، نرخ رشد شعاع حباب بیشتر می‌شود. در عدد حباب‌زایی  $0/4$  برای شعاع  $200 \mu m$  مقدار افزایش  $14/4$  برابری شعاع حباب وجود دارد در صورتی که در عدد حباب‌زایی ۲، حباب حول شعاع اولیه‌ی خود نوسان می‌کند.

۳. با افزایش اندازه حباب‌ها، تعداد فروریزش‌ها و قدرت آنها افزایش یافته و پراکندگی توزیع در سطح هیدروفویل نیز بیشتر می‌شود. به این صورت که برای حباب با شعاع اولیه  $200 \mu m$  بیشینه مقدار موج فشاری  $9/18$  Gpa در  $63^\circ$  درصدی طول وتر هیدروفویل رخ داده است.

#### فهرست علائم

$V (\frac{m}{s})$  سرعت

$C (\frac{m}{s})$  سرعت صوت، ضریب ثابت



شکل ۷. توزیع فضایی محل انتشار امواج فشاری بر حسب قدرت آنها برای شعاع‌های اولیه.

فرسایش حباب‌ها با شعاع  $200 \mu m$  و نسبت به حباب‌های  $50 \mu m$  به  $100$  برابر می‌رسد. طبق تحقیقات اوچایی و همکاران<sup>[۲۰]</sup> و برگلس و همکاران<sup>[۲۱]</sup> مبنی بر کاهش قدرت امواج فشاری با کاهش شعاع، نتایج به دست آمده در این تحقیق نیز همسو با نتایج ایشان است.

طول حفره طبق شکل ۲ الف تقریباً برابر  $0/38m$  از طول و تراست. بر اساس تحقیق نپ در سال ۱۹۵۲ در مورد حباب‌زایی ثابت روی هیدروفویل<sup>[۲۲]</sup> ناحیه‌ی انتهایی حفره حباب‌زایی، منطقه‌یی با بالاترین ریسک وقوع فرسایش است. محل بیشینه نمودارها، احتمال بیشترین مکان برای فرسایش را نشان می‌دهد که این مکان طبق نمودار در محدوده‌ی انتهایی حفره‌ی حباب‌زایی قرار گرفته است. اوچایی و



$P(N/m^2)$ فشار	$G(m/s^2)$ شتاب گرانش
$F(N)$ نیرو	$R(m)$ شعاع حباب
$\rho(\frac{Kg}{m^3})$ چگالی	$k$ ضریب ثابت، ثابت پلی تروپیک
$\alpha$ کسر حجمی	$Re$ عدد رینولدز
$v(m^2 s^{-1})$ لزجت سینماتیکی سیال	$R(m)$ فاصله از مرکز حباب

## پانوشتها

1. cavitation
2. Knapp
3. Kato et al
4. Sagar and el Moctar
5. volume of fraction
6. Ochiai et al
7. Maeda & Colonius
8. Rasthofer et al
9. Paquette et al
10. Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS)
11. cavition inception
12. mixture
13. Schnerr and Sauer
14. discrete phase model
15. Maxey and Riley
16. Haberman and Morton
17. ordinary differential equations
18. forth-order Runge-Kutta
19. Hairer and Wanner
20. proportional-integral-derivative controller
21. shock waves
22. impulsive pressure
23. Soyama et al
24. nodes
25. velocity inlet
26. pressure outlet
27. mixture
28. nucleation
29. incipient cavitation number
30. liquid volume fraction
31. cloud cavitation
32. super cavitation
33. tip vortex core
34. suction side
35. Bergeles et al
4. Kato, H., Konno, A., Maeda, M. and et al. "Possibility of quantitative prediction of cavitation erosion without model test", *J. Fluids Eng.* **118**, pp. 582-588 (1996). DOI:10.1115/1.2817798.
5. Sagar, H. J. and Ould el Moctar. "Numerical simulation of a Laser-induced cavitation bubble near a solid boundary considering phase change", *Sh.Technol. Res.*, **65**(3), pp. 163-179 (2018). DOI: 10.1080/09377255.2018.1473235.
6. Ochiai, N. "Numerical prediction of cavitation erosion in cavitating flow", *Proceedings of the 7th International Symposium on Cavitation CAV2009-Paper.* **67** (2009).
7. Kazuki Maeda and Tim Colonius. "Eulerian lagrangian method for simulation of cloud cavitation", *Division of Engineering and Applied Science, California Institute of Technology*, 1200 East California Boulevard, Pasadena, CA 91125, US (2018). DOI:org/10.1016/j.jcp.2018.05.02.
8. Rasthofer, U., Wermelinger, F., Karnakov P. and et al. "A computational study of the collapse of a cloud with 120500 Gas Bubbles in a Liquid" (2018).
9. Paquette, Yves., Fivel, M.C., Ghigliotti, G., Johnsen, E. and et al. "Fluid-Structure interaction in cavitation erosion", *10th International Symposium on Cavitation (CAV2018)*, Baltimore, United States. (May 2018). (hal-01692512).
10. Schnerr, G. H. and Sauer, J. "Physical and numerical modeling of unsteady cavitation dynamics," *Fourth International Conference on Multiphase Flow, New Orleans, USA*, pp. 1-12 (2001).
11. Plesset, M. S. and Prosperetti, A. "Bubble dynamics and cavitation," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, **9**(1), pp. 145-185 (1977). DOI: 10.1146/annurev.fl.09.010177.001045.
12. Prosperetti, A. and Lezzi, A. "Bubble dynamics in a compressible liquid," *J. Fluid Mech.*, **168**, pp. 457-478 (1986). DOI: 10.1017/S0022112086000460.
13. Maxey, M. R. "Equation of motion for a small rigid sphere in a nonuniform flow," *Phys. Fluids*, **26**(4), pp. 883 (1983). DOI: 10.1063/1.864230.
14. Haberman, W. L. and Morton, R. K. "An experimental investigation of the drag and shape of air bubbles rising in various liquids," *Navy Dep. David Taylor Model Basin Washingt. DC*, pp. 1-55 (1953). DOI: 10.5962/bhl.title.47521.
15. Hosseininejad S.S. "A CFD modeling of cavitation for fine particle flotation", *A thesis submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of doctor of philosophy in chemical engineering*, pp. 83-85 (2016).
1. Chahine K.K.G. , France, J.P. and Karimi, A. , "Advanced experimental and numerical techniques for cavitation erosion prediction", *Fluid Mechanics and Its Applications*, pp. 3-4, Springer Dordrecht Heidelberg New York London (2014). ISBN:978-94-017-8538-9
2. Franc, J.-P. and Michel, J.-M. "Fundamentals of cavitation, Springer Science & Business Media" (2006). DOI:10.1007/1-4020-2233-6.
3. Knapp, R. Cavitation, New York (1970).

## منابع (References)

16. Keller, J.B. and Kolodner, I.I. "Damping of underwater explosion bubble oscillations", *J. Appl. Phys* **27**, pp.1152-1161 (1956). DOI:10.1063/1.1722221.
17. Soyama, H., Kumano, H., and Saka, M. "A new parameter to predict cavitation erosion," [http://resolver. caltech. edu/cav2001](http://resolver.caltech.edu/cav2001) Sess. 002, pp. 1-8 (2001).
18. Van Rijsbergen, M. and Boorsma, A. "High speed video observations and acoustic impact measurements on a NACA0015 foil", *Proceedings of the 8th International Symposium on Cavitation CAV2012 — Submission*, **280**, Singapore(August 13-16 2012).
19. Mahdi, M., Shams, M. and Ebrahimi, R. "Numerical simulation of scaling effect on bubble dynamics in a turbulent flow around a hydrofoil", *JAST*, **3**(2), pp. 67-75 (2006).
20. Ochiai, N., Iga, Y., Nohmi, M. and Ikohagi, T. " Numerical prediction of cavitation erosion intensity in cavitating flows around a Clark Y 11.7% hydrofoil, *J. Fluid Sci. Technol*, **5**, pp. 416-431 (2010). DOI:10.1299/jfst.5.416 (2010).
21. Bergeles, G., Li, J., Wang, L. and et al. " An erosion aggressiveness index (EAI) based on pressure load estimation due to bubble collapse in cavitating flows within the RANS solvers" *SAE Int. J. Engines*, **8** pp. 2015-24-2465 (2015). DOI:10.4271/2015-24-2465.
22. Knapp, R.T. "Recent investigations of the mechanics of cavitation and cavitation damage", *Trans. ASME*, **77**, pp. 1045-1054 (1955). DOI:10.1016/0043-1648(58)90220-5.
23. Ochiai, N., Iga, Y., Nohmi, M. and et al. "Study of quantitative numerical prediction of cavitation erosionin cavitating flow", *Journal of Fluids Engineering.*, **135**(1):(011302-1) (2013). DOI:10.1115/1.4023072.

# رفتار مکانیکی و الکتریکی ریزمبدل‌های خازنی با در نظر گرفتن اثرات اندازه

سیما درباسی (کارشناس ارشد)  
پژوهشکده میکروالکترونیک، دانشگاه ارومیه

امیره‌وسی اباذری\* (استادیار)

حامد قنبرپور (دانشجوی کارشناسی)  
گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی، دانشگاه ارومیه

سعید افرونگ (دانشیار)  
پژوهشکده میکروالکترونیک، دانشگاه ارومیه

قادر رضازاده (استاد)  
گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی، دانشگاه ارومیه

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۴۰۱)  
دوری ۲-۳، شهری ۲، ص. ۳۶-۲۹، (پژوهشی)

امروزه به منظور مطالعه‌ی بالینی در تصویربرداری اولتراسونیک، ریزمبدل‌های اولتراسوند خازنی در بازه فرکانس‌های بالا مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این مقاله از طریق تحلیل رفتار مکانیکی ریزمبدل اولتراسوند خازنی، پهنای باند فرکانسی و میزان حساسیت آنها ارزیابی شده است. برای طراحی ریزمبدل اولتراسوند که قادر به تولید تصاویر با وضوح بالا باشد، نیاز به یک ساختار خازنی با استفاده از تکنولوژی سیستم‌های میکروالکترومکانیکی می‌باشد. از این رو در این مقاله به منظور پیش‌بینی رفتار مکانیکی این سیستم به طور دقیق، ناپایداری پولین و پاسخ فرکانسی دیافراگم با در نظر گرفتن نظریه گزادیان‌های مرتبه بالا بررسی می‌شود. همچنین، به منظور مطالعه‌ی جامع، فاکتورهای الکتریکی ساختار ریزمبدل خازنی از جمله ضریب تزویج الکترومکانیکی، فشار خروجی و حساسیت سیگنال دریافتی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. ساختار بررسی شده در این مقاله در واقع یک روش عملی، ساده و دقیق است که برای کاربردهای پزشکی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

**واژگان کلیدی:** تصویربرداری پزشکی، سیستم‌های میکروالکترومکانیکی، ریزمبدل خازنی، تئوری گزادیان‌های مرتبه‌ی بالا.

## ۱. مقدمه

مورد استفاده قرار گرفت، قادر به ارسال و دریافت امواج در رنج فرکانس  $5^{\circ}$  مگاهرتز تا  $3^{\circ}$  مگاهرتز می‌باشد. با توجه به رنج فرکانس‌های مختلف، نوع تصویربرداری و کاربرد آن متفاوت می‌باشد.<sup>[۳-۵]</sup>

با در نظر گرفتن تصویربرداری‌های مختلفی که در حوزه پزشکی صورت می‌گیرد، انجام تصویربرداری با استفاده از روش اولتراسوند و استفاده از یک سیستم با تکنولوژی ممز با توجه به اندازه کوچک، هزینه کم، قابل حمل بودن و دقت بالا کمک بزرگی به ایجاد تصاویر پزشکی با کیفیت و دقت بالا و هزینه بسیار کم نسبت به سایر روش‌ها می‌کند. تصویربرداری با سونوگرافی که حدود ۲۵ درصد از روش‌های تصویربرداری بالینی را تشکیل می‌دهد، یکی از امن‌ترین ابزارهای تصویربرداری در کلینیک‌های پزشکی می‌باشد. این مبدل‌های فراصوتی از نظر ساختاری انواع گوناگونی دارند که از جمله پرکاربردترین آنها در حوزه پزشکی می‌توان به مبدل‌های پیزو الکتریک و الکترواستاتیک اشاره کرد.<sup>[۶ و ۷]</sup> از طرف دیگر، با توجه به معایب موجود در مبدل‌های پیزوالکتریک که باعث ایجاد برخی محدودیت‌ها در تصویربرداری اولتراسوند می‌شود، تکنولوژی CMUT به دلیل مزایایی مانند پهنای باند وسیع،

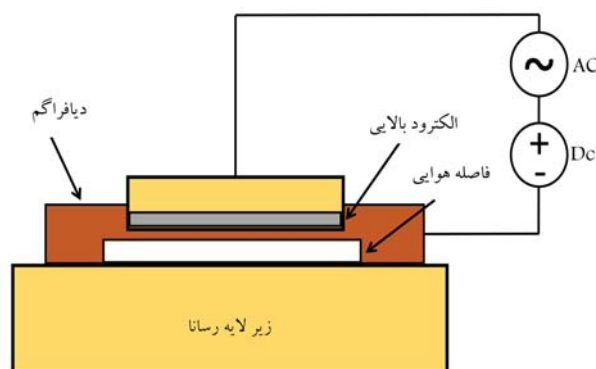
تصویربرداری پزشکی که یک تکنیک و فرایند مورد استفاده برای ساختن تصاویر از بدن انسان برای اهداف کلینیکی می‌باشد، یکی از مدرن‌ترین روش‌های تشخیص در حوزه پزشکی است.<sup>[۱ و ۲]</sup> این تکنولوژی با استفاده از امواج مختلف برای کاربردهای گوناگون انجام می‌گیرد. اما تصویربرداری با امواج فراصوت به دلیل ایمنی بالا، حمل و نقل آسان و هزینه کم نسبت به سایر روش‌ها بیشترین استفاده را در حوزه پزشکی دارد. این نوع تصویربرداری‌ها توسط مبدل‌های مختلفی از جمله مبدل الکترومغناطیسی، مبدل پیزوالکتریک و مبدل الکترواستاتیک (خازنی) صورت می‌گیرد. از طرف دیگر با توجه به عملکرد مطلوب و مزایای ریزمبدل‌های خازنی (Capacitive Micro Ultrasonic Transducer) با تحریک الکترواستاتیک نسبت به سایر روش‌ها، طراحی و تحلیل این نوع ریزمبدل، موضوع مورد مطالعه در این تحقیق قرار گرفته است. سیستم تصویربرداری با امواج فراصوت که در سال ۱۹۷۰ در حوزه پزشکی

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۸/۲۳، اصلاحیه ۱۴۰۰/۱۲/۴، پذیرش ۱۴۰۰/۱۲/۸.

DOI:10.24200/J40.2022.59296.1627

st\_s.darbasi@urmia.ac.ir  
am.abazari@urmia.ac.ir  
hamedqanbarpur@gmail.com  
s.afarang@urmia.ac.ir  
g.rezazadeh@urmia.ac.ir



شکل ۱. شماتیک از مبدل نوع CMUT.

سهولت پروسه ساخت و قابلیت ادغام با مدارات میکروالکترونیک، برقراری اتصال الکتروآکوستیک بهتر و حساسیت بالاتر، جایگزینی مناسب برای مبدل پیزوالکتریک می‌باشد و امروزه بسیار مورد توجه قرار گرفته است. تکنولوژی CMUT که با نام مبدل یا ترنسادیوسر خازنی نیز شناخته می‌شود، در دو دهه اخیر از جمله موضوعاتی بوده که بیشترین تحقیقات را در زمینه مهندسی پزشکی به خود جلب کرده است.<sup>[۷]</sup> ایده استفاده از ریزمبدل‌های خازنی در ابتدا توسط هالر و خوری یوکاب در سال ۱۹۹۴ مطرح شد.<sup>[۸]</sup> این مبدل شامل چندین جزء در یک آرایه می‌باشد که هر یک از این المان‌ها از چندین واحد خازن‌های کوچک تشکیل شده است. ساختمان اصلی CMUT شکل ۱ متشکل از یک الکتروود متحرک (دیافراگم) و یک الکتروود ثابت است. با اعمال ولتاژ به این دو الکتروود، خازنی به وجود می‌آید که با تغییر فاصله الکتروودها مقدار آن تغییر می‌کند.<sup>[۹]</sup> ولتاژ خارجی که بار الکتریکی بین صفحات را تامین می‌کند، با استفاده از یک مدار مجتمع که پمپ ولتاژ یا پمپ بار نامیده می‌شود، تولید می‌شود. بخش اصلی تشکیل دهنده دستگاه‌های تصویربرداری فراصوتی، مبدل فراصوتی به منظور ارسال و دریافت امواج فراصوتی می‌باشد. اعمال فشار آکوستیکی در قسمت گیرنده و اعمال بار الکترواستاتیکی متغیر با زمان در قسمت فرستنده منجر به تغییر فاصله بین الکتروودها می‌شود. ریزمبدل‌های خازنی دارای فرستنده و گیرنده هستند. بر اساس شرایطی که از آنها استفاده می‌شود، موج صوتی را تولید و یا دریافت می‌کنند. در مد فرستنده، با اعمال جریان AC با فرکانس و شدت ولتاژ مشخص، می‌توان صفحه‌ی متحرک مبدل را بر اساس هدفی که دارد، تحریک و مرتعش کرد. با ایجاد ارتعاشات کنترل شده روی صفحه‌ی متحرک، می‌توان موج صوتی با دامنه و فرکانس مشخص تولید کرد. در مد گیرنده، صفحه‌ی متحرک مبدل، با دریافت موج صوتی از محیط تحت بررسی، مرتعش می‌شود و یا ارتعاش از قبل ایجاد شده بر روی آن، دچار تغییر می‌شود. در نهایت، چون صفحه‌ی متحرک مبدل در واقع صفحه‌ی از خازن است، بنابراین هرگونه تغییرات در این صفحه می‌تواند با تغییرات خازن کالیبره شود.

این ساختار در مقایسه با سایر مبدل‌های مکانیکی از جمله مبدل‌های پیزوالکتریک و یا مبدل‌های الکترومغناطیس، از پروسه ساخت ساده‌تری برخوردار است. همچنین پاسخ سریع در برابر ارتعاشات ضربه‌ای، پایین بودن سطح نویز، سایز کوچک، مصرف انرژی کم، کارایی انتقال بالا و حساسیت بسیار بالا از برتری‌های این نوع مبدل‌ها می‌باشد. همچنین این مبدل‌ها به راحتی قابلیت مجتمع‌سازی با پروسه‌های سیمااس (Complementary Metal-Oxide Semiconductor- CMOS) را دارند.<sup>[۱۰-۱۲]</sup> یکی دیگر از مزیت‌های این تکنولوژی که باعث جلب نظر بسیاری از محققان در زمینه‌های مهندسی پزشکی شده است، وسیع و خطی بودن پهنای باند

است. چرا که پهنای باند وسیع باعث بهبود کیفیت و دقت تصاویر ایجاد شده می‌شود. همچنین کوچک بودن ابعاد CMUT باعث کوچک شدن امپدانس سیستم و در نتیجه باعث پیشینه‌ی انتقال انرژی در سیستم می‌شود. در واقع تصویر با وضوح بالا، با پیشینه‌ی انتقال انرژی انجام می‌شود؛ اختلاف امپدانس پایین صوتی بین مبدل و محیط مجاور باعث حد بالای انتقال انرژی بین مبدل و محیط می‌شود. به عنوان مثال، امپدانس اکوستیک یک ماده پیزوالکتریک معمولی (۳۰ مگاریل) به طور قابل توجهی بالاتر از امپدانس اکوستیک سیال معمولی مانند آب (۱/۵ مگاریل)<sup>[۱۳]</sup> و یا امپدانس بافت‌های نرم انسان مانند چربی (۶ مگاریل)<sup>[۱۴]</sup> می‌باشد. جهت کاهش عدم امپدانس در فرکانس‌های بالا، می‌توان از یک لایه تطبیق مناسب در مقابل دستگاه استفاده کرد. امپدانس کم CMUT، تطبیق آسان بین محیط مجاور و مبدل را در مقایسه با مبدل‌های پیزوالکتریک به ارمغان می‌آورد.<sup>[۹]</sup> از این رو، با پیشینه‌ی انتقال انرژی موثر در سیستم، ضریب انتقال الکتریکی سیستم بهبود خواهد یافت؛ این بدان معنی است که CMUT پهنای باند وسیع‌تر و حساسیت بالاتر را در مقایسه با سایر روش‌ها ایجاد می‌کند.

محدوده فرکانسی، یک مسئله مهمی است که در طراحی وسایل پزشکی از جمله CMUT باید مورد توجه قرار گیرد. زیرا این پارامتر وضوح تصویر و موارد کاربرد این دستگاه را به طور مستقیم تعیین می‌کند.<sup>[۱۵-۱۶]</sup> همچنین افزایش فرکانس ترنسادیوسر باعث بهبود رزولوشن و دقت تصاویر ایجاد شده می‌شود. برای ایجاد فرکانس‌های بالا در حدود مگاهرتز نیاز به یک ساختار در ابعاد میکرونی می‌باشد. با اعمال ولتاژ بالا می‌توان امواج با فرکانس بالا تولید کرد ولی چون در کارهای پزشکی و مخصوصاً در تصویربرداری که مستقیماً با بدن انسان در تماس هستیم، ولتاژ بالا خطرناک است، از این رو بهترین راهکار طراحی یک پمپ در ابعاد میکرو می‌باشد که قادر به انتقال و دریافت امواج فراصوت با فرکانس بالا بدون افزایش ولتاژ باشد. امروزه این اهداف با طراحی و مدل‌سازی CMUT‌ها میسر شده است. بنا بر مزیت‌های ذکر شده و اهمیت این تکنولوژی، ریزمبدل‌های خازنی امروزه کاربرد بسیار وسیعی در حیطه‌های مختلف جهت ارسال و دریافت سیگنال دارند. به دلیل پیشرفت تکنولوژی و نیاز به داشتن انواع حسگر در حجم کوچک، ریزمبدل‌های خازنی هم امروزه در ابعاد میکرو و نانومتر ساخته می‌شوند. با در نظر گرفتن کاربرد وسیع این سازه‌ها در صنایع امروزی، مدل‌سازی و شبیه‌سازی این سازه‌ها اهمیت پیدا می‌کند. از طرفی چون تئوری‌های کلاسیک مکانیک با مفاهیمی که جهت مدل‌سازی به کار می‌برند، اثرات اندازه در آنها ظاهر نمی‌شود، در این مقاله با به کار بردن تئوری گرادیان کرنش نشان داده‌ایم که ابعاد و سایز مبدل چه تأثیری می‌تواند در رفتار استاتیکی و دینامیکی این سازه از لحاظ مکانیکی و همچنین روی ضریب توزیع الکترومکانیکی، فشار خروجی و حساسیت حسگر داشته باشد.

در این مقاله به مطالعه و بررسی ویژگی‌های میکرو ترنسادیوسر خازنی مربوط به تحلیل الکتریکی از جمله ضریب توزیع الکترومکانیکی، فشار خروجی، حساسیت سیگنال دریافتی و تحلیل مکانیکی شامل سفتی کل سیستم، فرکانس رزونانس و ولتاژ کشندگی (پولین) می‌پردازیم.

## ۲. پارامترهای موثر مبدل‌های خازنی

### ۱.۲. حساسیت گیرنده

در مد گیرنده، برخورد امواج صوتی بر روی دیافراگم باعث ایجاد جابه‌جایی مکانیکی و در نتیجه تغییر ظرفیت خازنی مابین الکتروودها می‌شود. با بازخوانی شدت جریان

ضخامت میکروسازه‌ها بسیار کوچک می‌شود، اثراتی که تحت عنوان اثر اندازه از آنها یاد می‌شود، نقش مهمی را در رفتار مکانیکی میکرو/نانوسازه‌ها بازی می‌کنند. نتایج آزمایشگاهی پیش و خمش که بر روی میکرو/نانوسازه‌ها انجام شده است، نشان داده است که رفتار و خواص مکانیکی ریزساختارها به اندازه آنها وابسته است.<sup>[۲۰-۲۳]</sup> تلاش‌ها و تحقیقات زیادی برای علت‌یابی این رفتار صورت گرفته است.<sup>[۲۴]</sup> و مشخص شده است که رفتار وابسته به اندازه یکی از ویژگی‌های ذاتی یک ماده است و هنگامی که ضخامت ساختارها نزدیک یا کوچکتر از پارامتر مقیاس اندازه ماده سازنده ریزساختارها باشد، اثرات اندازه قابل ملاحظه بوده و بایستی در بررسی رفتار استاتیکی و دینامیکی در نظر گرفته شوند.<sup>[۲۵]</sup> تئوری کلاسیک الاستیسیته به دلیل در نظر نگرفتن پارامتر مقیاس اندازه در میدان الاستیک نمی‌تواند رفتار مکانیکی این سیستم‌ها را به طور دقیق پیش‌بینی کند. از این رو تئوری‌های مرتبه بالا مکانیک جهت مطالعه دقیق رفتار مکانیکی و الکترومکانیکی آنها گسترش یافتند. این مقاله هم در راستای مطالعات پیشین، به بررسی رفتار میکروصفحه دایره‌ای به عنوان جز متحرک از یک میکرو/نانومبدل خازنی پرداخته است. به دلیل وجود اثرات اندازه، مدل‌سازی این میکرو/نانوسازه با استفاده از تئوری گرادیان‌های کرنش که اثر اندازه را در هسته خود دارد، استفاده شده است و تأثیرات این پارامتر بر رفتار سازه مورد مطالعه قرار گرفته است. به منظور مدل‌سازی ریاضی و استخراج معادلات حاکم بر سیستم، ساختار خازنی هر یک از واحدهای فرستنده و گیرنده مبدل فراصوتی مورد نظر به صورت دو میکروصفحه دایره‌ای موازی (متحرک و ثابت) با یکدیگر در نظر گرفته شده است. با اعمال ولتاژ توسط منبع تغذیه اختلاف پتانسیل الکتریکی  $V$  بین آنها اعمال می‌شود و بدین ترتیب نیروی الکترواستاتیک ایجاد شده باعث حرکت صفحه متحرک به سمت صفحه ثابت می‌شود (شکل ۱). فرض شده است که میکرو صفحه متحرک دچار تغییر شکل‌های کوچک می‌شود؛ در واقع در کاربرد واقعی هم همین مسأله صادق است. چنانچه انرژی کرنش یک محیط الاستیک با در نظر گرفتن گرادیان‌های مرتبه اول و دوم کرنش بنویسیم به شکل زیر خواهد بود.<sup>[۲۶]</sup>

$$W = \frac{1}{2} C_{ijkl} \varepsilon_{ij} \varepsilon_{kl} + \frac{1}{2} l^i C_{ijmn} \varepsilon_{mn,k} \varepsilon_{ij,k} + \frac{1}{2} l'^i C_{ijmn} \varepsilon_{mn,kl} \varepsilon_{ij,kl} \quad (6)$$

که در رابطه فوق  $l$  و  $l'$  طول‌های داخلی و تانسور مرتبه چهار بوده و  $C$  تانسور مرتبه‌ی چهار ضرایب است که برای یک محیط ایزوتوپ بر اساس ضرایب لامه به شکل زیر است:

$$C_{ijkl} = \lambda \delta_{ij} \delta_{kl} + \mu (\delta_{ik} \delta_{jl} + \delta_{jk} \delta_{il}) \quad (7)$$

چنانچه بر اساس مدل فوق معادلات حاکم بر یک صفحه نازک کیرشهف را در دستگاه مختصات قطبی به دست آوریم و از گرادیان‌های مرتبه ۲ کرنش صرف نظر کنیم، با در نظر گرفتن جابجایی‌های کوچک، معادله حاکم برای دیافراگم بر اساس مدل گرادیان مرتبه بالا به صورت زیر بیان می‌شود<sup>[۲۷]</sup>:

$$D \left[ 1 + \nu \left( \frac{\ell}{h} \right)^2 \right] \nabla^2 w - D \ell^2 \nabla^4 w + \rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + C \frac{\partial w}{\partial t} = F \quad (8)$$

طرف راست معادله (F) نیروی الکترواستاتیک اعمالی است که با استفاده از  $(g_0 - w)^2 / 2 * (V_{dc} + V_{ac}) * \varepsilon_0$  قابل بیان است. در رابطه ۸،  $w$  جابه‌جایی

برق برگشتی می‌توان مقدار سیگنال AC را اندازه‌گیری کرد. در حالت گیرنده، ورودی فشار آکوستیک بازگردانده شده از محیط ( $P_r$ ) و خروجی جریان حاصل از تغییر ظرفیت خازن (I) می‌باشد و نسبت این فشار خروجی به جریان ورودی که میزان حساسیت گیرنده ( $S_{Rx}$ ) سیستم را تعیین می‌کند، به صورت زیر بیان می‌شود<sup>[۱۷]</sup>:

$$S_{Rx} = \left| \frac{I}{P_r} \right| \quad (9)$$

جریان در مد گیرنده به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$I = \frac{\varepsilon_0 A V_{dc}}{g_0^2} w \quad (2)$$

که در آن  $\varepsilon_0$  ثابت گذردهی خلا، A مساحت دیافراگم،  $V_{dc}$  ولتاژ بایس،  $g_0$  فاصله هوایی و  $w$  جابه‌جایی صفحه می‌باشد که در ادامه به بررسی آن خواهیم پرداخت.

## ۲.۲. فشار خروجی آکوستیک

در یک سیستم خطی نامغیر با زمان (Linear time-invariant system-LTI) رابطه بین میزان فشار آکوستیکی اعمال شده به سیستم و میزان نرخ جریان حجمی ناشی از این فشار در یک سطح عمود بر جهت فشار برابر است با<sup>[۱۸]</sup>:

$$P_a = \dot{V} \cdot Z_a \quad (3)$$

که در آن  $\dot{V}$  نرخ جریان حجمی و  $Z_a$  معیاری برای سنجش میزان مقاومت سیستم در برابر انتشار امواج آکوستیکی است که برابر است با  $\rho \cdot c$  که در آن  $\rho$  چگالی سیال و  $c$  مبنای سرعت صوت در محیط انتشار می‌باشد. نرخ جریان حجمی آکوستیکی در رابطه ۳ به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\dot{V} = \int_0^R 2\pi r \left( \frac{\partial w_d}{\partial t} \right) dr \quad (4)$$

که در آن  $w_d$  جابه‌جایی صفحه‌ی متحرک است که در ادامه به بررسی و محاسبه آنها پرداخته می‌شود.

## ۳.۲. ضریب توزیع الکترومکانیکی

ترنسادیوسر وسیله‌ی است که انرژی‌ها را به یکدیگر تبدیل می‌کند. در CMUT تبدیل انرژی الکتریکی به مکانیکی و برعکس اتفاق می‌افتد. از این روی یکی دیگر از پارامترهای مهم CMUT، ضریب توزیع الکترومکانیکی ( $K_T^+$ ) می‌باشد. این ضریب تبدیل انرژی الکتریکی به مکانیکی و برعکس را مشخص می‌کند. اساساً  $K_T^+$  نسبت انرژی مکانیکی به کل انرژی ذخیره شده در CMUT است.<sup>[۱۹]</sup>

$$K_T^+ = \frac{E_{mech}}{E_{mech} + E_{elec}} \quad (5)$$

## ۳. تحلیل مکانیکی CMUT

بررسی رفتار مکانیکی میکرو ترنسادیوسرهای خازنی بدون در نظر گرفتن اثرات مقیاس اندازه می‌تواند منجر به خطای زیادی در پیش‌بینی رفتار آنها باشد؛ چرا که با توجه به تحقیقات و آزمایشات موجود، رفتار ساختارهای میکرونی وابسته به اندازه می‌باشد.<sup>[۲۰-۲۲]</sup> طبق نتایج مقالات منتشر شده، در ساختارهای میکرونی زمانی که

صفحه،  $D$  سفتی خمشی ( $D = Eh^3/12(1-\nu^2)$ )،  $\rho$  پارامتر مقیاس اندازه،  $h$  ضخامت صفحه،  $\rho$  چگالی،  $t$  زمان،  $C$  دمپینگ سیستم،  $E$  مدول یانگ،  $\nu$  ضریب پواسون،  $g$  فاصله هوایی،  $\epsilon_0$  ثابت گذردهی خلا،  $V_{dc}$  ولتاژ بایس و  $V_{ac}$  ولتاژ متناوب اعمالی به سیستم هستند. ضمناً، با فرض این که تغییر شکل دیافراگم دایره‌ای نسبت به مختصه محیطی متقارن است  $\partial w/\partial \theta = 0$ ، عملگر بای هارمونیک در دستگاه مختصات قطبی برای صفحه متقارن محوری به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\nabla^4 = \nabla^2 \nabla^2 = \frac{\partial^4}{\partial r^4} + \frac{2}{r} \frac{\partial^3}{\partial r^3} - \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2}{\partial r^2} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \quad (9)$$

#### ۴. بی‌بعدسازی

پارامترهای بی‌بعد زیر برای تبدیل روابط از حالت با بعد به حالت بی‌بعد تعریف می‌شوند:

$$\hat{W} = \frac{w}{g}, \quad \hat{R} = \frac{r}{R}, \quad \beta = \frac{C R^2}{\sqrt{\rho h D}} \\ \alpha_1 = \frac{\epsilon_0 R^2}{\tau D g}, \quad \hat{t} = \frac{t}{t^*}, \quad t^* = R^2 \sqrt{\frac{\rho h}{D}} \quad (10)$$

در این روابط  $R$  شعاع صفحه و  $r$  فاصله از مرکز صفحه است. با جایگذاری در رابطه ۸ معادله بی‌بعد حاکم بر رفتار مکانیکی دیافراگم دایره‌ای تحت تحریک الکترواستاتیکی به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\left[ 1 + 12 \left( \frac{\ell}{h} \right)^2 \right] \nabla^4 w - \left( \frac{\ell}{R} \right)^2 \nabla^2 w + \frac{\partial^2 w}{\partial \hat{t}^2} + \beta \frac{\partial w}{\partial \hat{t}} = \frac{\alpha_1 (V_{dc} + V_{ac})^2}{(1-w)^2} \quad (11)$$

#### ۵. حل عددی

روش‌های حل تحلیلی معادلات حاکم بر مسئله، به علت غیرخطی بودن معادلات بسیار پیچیده و زمان‌بر خواهد بود. بدین منظور در حل معادلات استاتیکی، روش خطی‌سازی گام به گام<sup>[۲۱]</sup> (Step by Step Linearization Method) و در حالت دینامیکی، روش رانگ-کوتا مرتبه ۴ استفاده می‌شود. با توجه به کاملاً گیردار بودن دیافراگم، شرایط مرزی حاکم بر مسئله در معادله عبارت اند از:

$$W(R, t) = 0 \\ \frac{\partial}{\partial r} W(R, t) = 0 \\ \frac{\partial^2}{\partial r^2} W(R, t) = 0 \quad (12)$$

تابع شکل زیر شرایط مرزی دیافراگم دایره‌ای کاملاً گیردار را ارضا می‌کند:

$$\varphi_n(r) = 1 - \left( \frac{2n^2 \pi^2}{n^2 \pi^2 - \lambda} \right) \left( \frac{r}{R} \right)^2 + \left( \frac{n^2 \pi^2}{n^2 \pi^2 - \lambda} \right) \left( \frac{r}{R} \right)^4 + \left( \frac{\lambda(-1)^n}{n^2 \pi^2 - \lambda} \right) \cos \left( \frac{n\pi r}{R} \right), \\ n = 1, \dots, N \quad (13)$$

در حل معادله استاتیکی، با استفاده از روش خطی‌سازی گام به گام<sup>[۲۸]</sup>، معادله خطی حاکم بر تغییر شکل دیافراگم تحت تحریک الکترواستاتیک به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\left( \left[ 1 + 12 \left( \frac{\ell}{h} \right)^2 \right] \nabla^2 \psi - \left( \frac{\ell}{R} \right)^2 \nabla^2 \psi \right) \\ = \frac{2\alpha V_{dc} \delta V}{(1-w^i)^2} + \frac{2\alpha (V_{dc}^i)^2}{(1-w^i)^2} \psi \quad (14)$$

$\psi$  را می‌توان با استفاده از تابع پایه‌ی  $\varphi(r)$  به صورت زیر تقریب زد:

$$\psi(r) = \sum_{i=1}^n \alpha_i \varphi_i(r) \quad (15)$$

ضرایب مجهول  $\alpha_i$  با حل  $N$  معادله جبری فوق محاسبه می‌شوند. با به دست آوردن ضرایب  $\alpha_i$ ،  $\psi$  نیز برای دیافراگم دایره‌ای مورد نظر به دست می‌آید و در نتیجه تغییر شکل استاتیکی دیافراگم در هر گام ولتاژ DC اعمالی تعیین می‌شود.

از آنجایی که معادله دینامیکی حاکم بر حرکت عرضی دیافراگم شامل جملات غیرخطی می‌باشد، ایجاد مدل کاهش مرتبه یافته گلرکین پیچیده است. بدین جهت، جملات غیرخطی معادله را به عنوان جملات نیرو در نظر گرفته و از این جملات در هر گام زمانی روی دامنه شعاعی دیافراگم با استفاده از روش رانگ-کوتا مرتبه ۴ انتگرال‌گیری عددی می‌شود.<sup>[۲۹]</sup> ترکیب خطی تعداد متناهی جمله از تابع شکل مناسب و ضرایب وابسته به زمان در تقریب پاسخ دینامیکی دیافراگم استفاده می‌شود. بدین ترتیب مدل کاهش مرتبه یافته با استفاده از روش وزنی گلرکین و انتگرال‌گیری روی دامنه شعاعی بی‌بعد، برای حل معادله به دست می‌آید. پاسخ دیافراگم به ازای هر ولتاژ DC، با انتگرال‌گیری در زمان از معادله دیفرانسیل معمولی مدل کاهش مرتبه یافته و انتخاب تابع شکل مناسب برای دیافراگم دایره‌ای قابل محاسبه است. با اعمال روش گلرکین و با انتخاب تابع وزنی مناسب  $\varphi(r)$  و انتگرال‌گیری از آن، رابطه دینامیکی دیافراگم به شکل زیر به دست می‌آید:

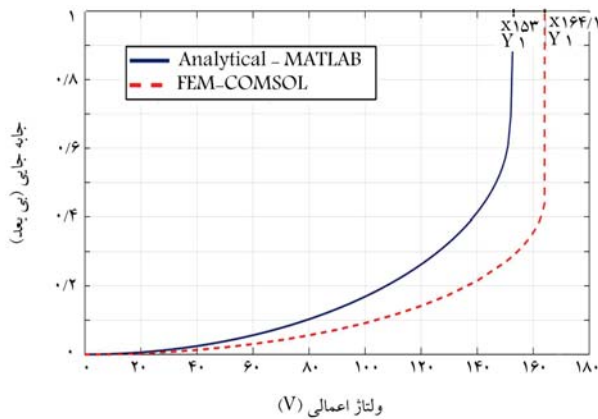
$$\sum_{i=1}^N M_{ij} \ddot{q}_i(t) + \sum_{i=1}^N C_{ij} \dot{q}_i(t) + \sum_{i=1}^N \left( K_{ij}^c + K_{ij}^{nc1} + K_{ij}^{nc2} \right) q_i(t) = F_j \\ j = 1, \dots, N \quad (16)$$

که در آن

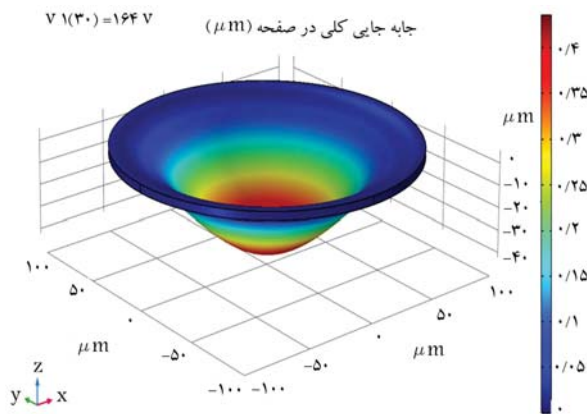
$$K_{ij}^c = \int_0^1 \nabla^2 \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr \\ C_{ij} = \int_0^1 \beta \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr \\ K_{ij}^{nc1} = 12 \left( \frac{\ell}{h} \right)^2 \int_0^1 \nabla^2 \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr \\ K_{ij}^{nc2} = - \left( \frac{\ell}{R} \right)^2 \int_0^1 \nabla^2 \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr$$

جدول ۱. مشخصات فیزیکی و ابعاد هندسی ساختار.

نماد	کمیت	مقدار
R	شعاع	$100 \mu\text{m}$
h	ضخامت	$5 \mu\text{m}$
$\epsilon_0$	ضریب هوا	$8/85 \text{pF/m}$
E	مدول یانگ	$169 \text{GPa}$
$\nu$	ضریب پواسون	$0/3$
$g_0$	فاصله ی هوایی	$1 \mu\text{m}$
R	چگالی	$2330 \text{Kg/m}^3$



شکل ۲. میزان خمش استاتیکی دیافراگم سیلیکانی در دو روش عددی و FEM.



شکل ۳. نمای سه بعدی خمش دیافراگم در نرم افزار COMSOL.

ترتیب اختلاف ۷ درصد میان نتایج دو روش ملاحظه می شود. دلیل این اختلاف در نظر نگرفتن اثر میدان های لبه یی (Fringing Effect) در روش حل عددی است که به منظور ساده سازی استخراج معادلات و تحلیل آنها این امر صورت گرفته است. در شکل ۳ در ولتاژ نزدیک به ناپایداری کشندگی، میزان خمش دیافراگم نشان داده شده است. نقاط قرمز رنگ بیشترین میزان جابجایی را دارند که مرکز دیافراگم بوده و لبه های دیافراگم که به تکیه گاه متصل هستند هیچگونه جابه جایی نداشته اند و با رنگ آبی نشان داده شده اند.

#### ۲.۱.۶. تأثیر اثر اندازه بر رفتار استاتیکی سازه با آنالیز میزان کشندگی

همانگونه که در معادله ۱۱ مشاهده می شود، در معادلات حاکم بر ساختار بر مبنای تئوری گرادیان مرتبه بالا زمانی که مقیاس طول سازه با ضخامت و شعاع آن قابل مقایسه باشد، می توان ترم های  $q/h$  و  $q/R$  را بررسی نمود، به طوریکه در ضخامت

$$M_{ij} = \int_0^1 \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr$$

$$F_j = \alpha_1 V^2 \int_0^1 \frac{\varphi_j(r)}{(1-W)^2} dr \quad (17)$$

جهت استخراج پاسخ فرکانسی سیستم،  $q$  را می توان به صورت زیر نوشت:

$$q_i = A_i \sin(\omega t - \varphi_i)$$

$$q_i = A_i e^{i\omega t} \cdot e^{-i\varphi_i} = A_i e^{-i\varphi_i} (e^{-i\omega t})$$

$$q_i = \bar{A}_i e^{i\omega t} \quad (18)$$

با جایگذاری این روابط در معادله حاکم، رابطه زیر به دست خواهد آمد:

$$\sum -\omega^2 m_{ij} \bar{A}_i + \sum i\omega C_{ij} \bar{A}_i + \sum k_{ij}^{(eq)} \bar{A}_i = F_j \quad (19)$$

در فرم ساده تر می توان معادله بالا را به صورت زیر نشان داد:

$$\sum \left[ (k_{ij}^{(eq)} - \omega^2 m_{ij}) + i\omega C_{ij} \right] \bar{A}_i = F_j \quad (20)$$

و در نهایت با در نظر گرفتن

$$\bar{Z} = \left[ (k_{ij}^{(eq)} - \omega^2 m_{ij}) + i\omega C_{ij} \right] \quad (21)$$

می توان رابطه ی زیر را برای استخراج پاسخ فرکانسی سیستم نوشت:

$$\bar{A} = \bar{Z}^{-1} F \quad (22)$$

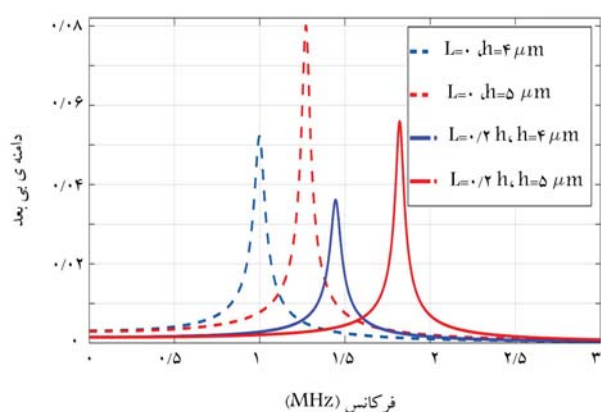
## ۶. نتایج و تفسیر آنها

جدول ۱ مشخصات فیزیکی و ابعاد هندسی دیافراگم سیلیکانی مورد بررسی در این مطالعه را نشان می دهد. صحت مدل سازی و نتایج عددی به دست آمده در نرم افزار MATLAB با نتایج تحلیل المان محدود نرم افزار COMSOL مقایسه شده است. یکی از پارامترهای مهم در تحلیل سیستم های مرتعش تحلیل میزان پایداری آنهاست که محدوده عملکرد آنها را نشان می دهد. در واقع به واسطه اعمال ولتاژ به دیافراگم و الکترو پائینی، سختی سیستم کاهش می یابد و زمانی که ولتاژ اعمالی به مقدار مشخصی برسد، سیستم ناپایدار می شود و دیافراگم به سرعت بر روی الکترو پائینی سقوط می کند؛ به این ولتاژ مشخص ولتاژ کشندگی گفته می شود.

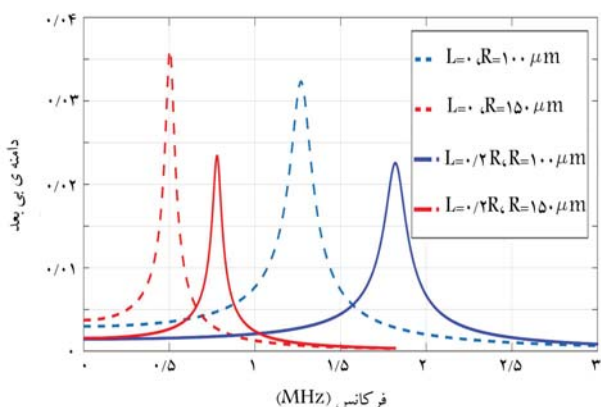
### ۱.۶. تحلیل استاتیکی

#### ۱.۱.۶. مقایسه با نرم افزار کامسول

شکل ۲ میزان ولتاژ کشندگی استاتیکی برای دیافراگم مرتعش از جنس سیلیکان در مبدل التراسونیک مطالعه شده را نشان می دهد. مطابق نتایج عددی دیافراگم در ولتاژ ۱۵۳ به محدوده ناپایداری استاتیکی خود می رسد. این در حالی است که مطابق نتایج تحلیل المان محدود این ناپایداری در ولتاژ ۱۶۴/۱ رخ می دهد. بدین



شکل ۵. پاسخ فرکانسی به ازای ضخامت‌های مختلف با در نظر گرفتن اثر ترم اندازه بدون در نظر گرفتن اثر اندازه ( $\varrho = 0^\circ$ ) و بدون در نظر گرفتن اثر اندازه ( $\varrho = 0^\circ/2h$ ).



شکل ۶. پاسخ فرکانسی به ازای شعاع‌های مختلف با در نظر گرفتن اثر ترم اندازه و بدون در نظر گرفتن اثر اندازه.

## ۲.۶. تحلیل فرکانسی

به منظور بررسی اثر ترم  $\varrho/h$  بر روی فرکانس رزونانس میکروصفحه، نمودار پاسخ فرکانسی تحت ولتاژ بایاس مشخصی به ازای ضخامت‌های مختلف برای دو حالت یکی با در نظر گرفتن اثر ترم  $\varrho/h$  ( $\varrho = 0^\circ/2h$ ) و دیگری بدون در نظر گرفتن آن ( $\varrho = 0^\circ$ ) در شکل ۵ آورده شده است. همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است با در نظر گرفتن اثر اندازه، با افزایش سفتی سیستم فرکانس و دامنه‌ی سیستم، به ترتیب، افزایش و کاهش قابل توجهی پیدا کرده‌اند.

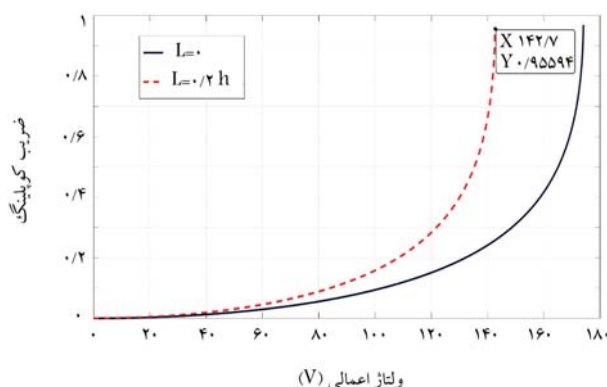
همچنین برای بررسی اثر  $\varrho/h$  بر روی فرکانس اصلی میکروصفحه، نمودار پاسخ فرکانسی تحت ولتاژ بایاس به ازای شعاع‌های مختلف برای تئورهای کلاسیک و گرادیان‌های مرتبه بالا، در شکل ۶ رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در نظر گرفتن اثرات اندازه باعث تغییرات قابل توجهی در میزان فرکانس CMUT‌ها خواهد داشت و این مساله در تحلیل رفتار این سیستم‌ها بایستی مدنظر قرار گیرد. نمودار فشار خروجی و حساسیت گیرنده در شکل‌های ۷ و ۸ با فرض اینکه محیط اطراف آب است، به عنوان تابعی از فرکانس با استفاده از روابط ۳ و ۴ استخراج و نشان داده شده است. این نمودارها نشان می‌دهند که اثرات اندازه می‌تواند اثرات قابل توجهی بر روی پارامترهای اصلی سیستم یک ریزمبدل داشته باشد.

جدول ۲. ولتاژ کشندگی محاسبه شده برای شعاع‌های مختلف ( $\varrho = 0^\circ/2h$ ).

شعاع	بدون در نظر گرفتن اثر	با در نظر گرفتن اثر
	$\varrho/h$	$\varrho/h$
$R = 5^\circ \mu m$	۵۷۲/۰۰	۷۰۴/۰۰۰
$R = 8^\circ \mu m$	۲۲۲/۹۰	۲۷۲/۴۰
$R = 15^\circ \mu m$	۶۳/۵۰	۷۷/۴۰
$R = 50^\circ \mu m$	۵/۹۰	۷/۱۰

جدول ۳. ولتاژ کشندگی محاسبه شده برای ضخامت‌های مختلف ( $\varrho = 0^\circ/2h$ ).

ضخامت	بدون در نظر گرفتن اثر	با در نظر گرفتن اثر
	$\varrho/h$	$\varrho/h$
$h = 2 \mu m$	۳۶/۳	۴۴/۱
$h = 4 \mu m$	۱۰۲/۲	۱۲۴/۵
$h = 8 \mu m$	۲۸۸/۶	۳۵۳/۸
$h = 10^\circ \mu m$	۴۰۳/۲	۴۹۶/۴



شکل ۴. مقایسه تغییرات ضریب تزویج الکترومکانیکی با تئوری کلاسیک و گرادیان مرتبه‌ی بالا.

و شعاع‌های مختلف نقش مهمی در رفتار دیافراگم دارند. در جداول ۲ و ۳ هنگامی که  $\varrho = 0^\circ/2h$  می‌باشد، با در نظر گرفتن مقادیر مختلف شعاع و ضخامت به ترتیب، اثر گرادیان مرتبه بالا بر روی ولتاژ کشندگی استاتیکی آورده شده است. همان‌گونه که جدول ۲ و ۳ نشان می‌دهد، اثرات اندازه در میزان ولتاژ کشندگی موثرند.

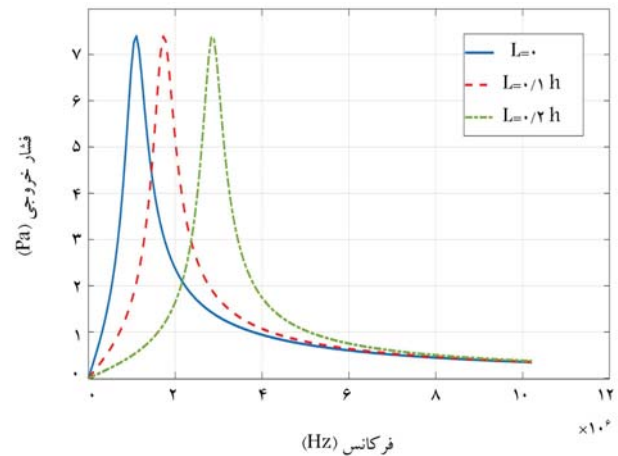
## ۳.۱.۶. تأثیر اثر اندازه بر رفتار استاتیکی سازه با ضریب تزویج الکترومکانیکی

تاکنون در کارهای انجام شده،  $K_T^-$  که ضریب تزویج الکترومکانیکی می‌باشد، بر اساس نظریه کلاسیک بیان شده است. به همین دلیل در این تحقیق  $K_T^-$  در یک ساختار میکرونی با در نظر گرفتن اثر اندازه بر اساس نظریه گرادیان مرتبه بالا مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است عملکرد این پارامتر تابعی از ولتاژ می‌باشد و با افزایش ولتاژ مقدار  $K_T^-$  نیز افزایش می‌یابد و در نهایت در ولتاژ کشندگی مقدار  $K_T^-$  به یک می‌رسد.

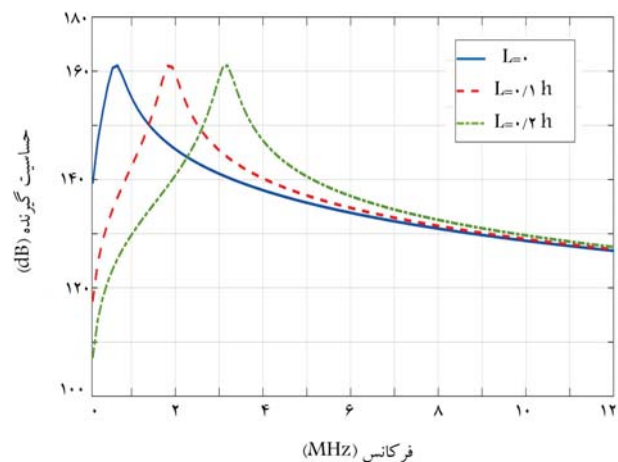


## ۷. نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا درباره ویژگی‌ها و خصوصیات میدل‌های میکروماشین‌کاری شده خازنی و کاربردهای آنها بحث شده است. برای مطالعه‌ی جامع و دقیق بر روی این تکنولوژی، به تحلیل الکتریکی و مکانیکی این فناوری با توجه به اثرات اندازه پرداخته شده است. حساسیت گیرنده و میزان فشار خروجی اکوستیک تولید شده توسط ساختار و همچنین ضریب تزویج محاسبه شده است. مدل مکانیکی بر اساس نظریه گرا دیان مرتبه بالا استخراج شده و با استفاده از حل عددی، مدل ارائه شده برای یک میکروصفحه دایره‌ی تجزیه و تحلیل شده است. نتایج به دست آمده حاکی از این است که زمانی که پارامتر مقیاس اندازه قابل مقایسه با اندازه ضخامت یا شعاع میکروصفحه باشد، تأثیر ترم‌های غیرکلاسیک در معادلات حاکم بر رفتار دیافراگم ظاهر می‌شود. در نظر گرفتن ترم‌های غیرکلاسیک سبب بالا رفتن میزان سختی سیستم می‌شود و به دلیل افزایش میزان سختی سیستم، ولتاژ کشندگی بزرگتری را نسبت به صفحات با اندازه‌های هندسی بزرگتر از مقیاس میکرو/نانو پیش‌بینی می‌کند. علاوه بر این، با مقایسه مقادیر مختلف شعاع و ضخامت برای میکروصفحه مورد نظر، نشان داده شد که اثرات اندازه در میزان ولتاژ کشندگی و همچنین فرکانس طبیعی سیستم مؤثرند. برخلاف تئوری‌های غیرکلاسیک استفاده شده در کارهای پیشین که رفتار وابسته به اندازه فقط برای ضخامت‌های کوچک در نظر گرفته می‌شد، در این مقاله نشان داده شد که هنگامی که شعاع دیافراگم‌ها مقادیر کوچکی داشته باشند، اثرات اندازه در قیاس با شعاع نیز در رفتار سازه مؤثر خواهند بود. چرا که در صورت نادیده گرفتن این اثرات پیش‌بینی نادرست محدوده پایداری و رفتار مکانیکی سیستم محتمل است. همچنین در بخش آخرین تحقیق، پاسخ فرکانسی CMUT تحت یک نیروی الکترواستاتیک هارمونیک برای تئوری‌های کلاسیک و گرا دیان مرتبه بالا نسبت به ضخامت و شعاع‌های مختلف ارائه شده است. در واقع با به کار بردن تئوری گرا دیان مرتبه بالا در آنالیز رفتار مکانیکی ریزمیدل خازنی نشان داده شد که تحلیلی دقیق‌تر برای رفتار مکانیکی CMUT در مقیاس‌های میکرو/نانو می‌توان ارائه کرد که اثرات وابسته به اندازه را نشان دهد.



شکل ۷. نمودار فشار خروجی.



شکل ۸. نمودار حساسیت گیرنده.

## منابع (References)

1. Darbasi, S., Shourchah, S.D., Rezazadeh, G. and et al. editors. "Mechanical behavior of a capacitive tunable ultrasound transducer for bio diagnostic application". *Electrical Engineering (ICEE), Iranian Conference On; IEEE*, pp.336-341 (2018). DOI:10.1109/ICEE.2018.8472639.
2. Maillard, D., De Pastina, A., Abazari, A.M. and et al. "Avoiding transduction-induced heating in suspended microchannel resonators using piezoelectricity". *Microsystems & Nanoengineering*. **7**(1), pp. 1-7 (Apr 29 2021).
3. Maadi, M. "Large-scale multi-frequency capacitive micromachined ultrasonic transducer (CMUT) arrays for ultrasound medical imaging and Therapeutic Applications", *A Thesis in Microsystems and Nano Devices* (2020).
4. Wang, Z., He, C., Zhang, W., and et al. "Fabrication of 2-D capacitive micromachined ultrasonic transducer (CMUT) array through silicon wafer bonding". *Micro-machines*. Jan; **13**(1), pp. 99 (Jan 2022).
5. La, T.G., Le, L.H. "Flexible and wearable ultrasound device for medical applications: A review on materials, structural designs, and current challenges". *Advanced Materials Technologies*, **7**(3), 2100798 (2021).
6. Liu, J.-Q., Fang, H.-B., Xu, Z.-Y. and et al. "A MEMS-based piezoelectric power generator array for vibration energy harvesting". *Microelectronics Journal*. **39**(5), pp. 802-6 (2008).
7. Wang, J., Zheng, Z., Chan, J. and et al. "Capacitive micromachined ultrasound transducers for intravascular ultrasound imaging". *Microsystems & Nanoengineering*. **6**(1), pp.1-13 (2020).
8. Haller, M.I. and Khuri-Yakub, B.T. "A surface micro-machined electrostatic ultrasonic air transducer." *IEEE*

- Transactions On Ultrasonics, Ferroelectrics, And Frequency Control.* **43**(1), pp. 1-6 (1996).
9. Motieian Najar, MH. "Design and analysis of capacitive micromachined ultrasound transducer", *University of British Columbia*, Doctoral dissertation (2010).
10. Martin, DT. "Design, fabrication, and characterization of a MEMS dual-backplate capacitive microphone", *A Dissertation of Doctoral degree*, (2007).
11. Chou, CY., Chen, PC., Wu, HT. and et al. "Piston-shaped CMOS-MEMS CMUT front-end featuring force-displacement transduction enhancement". *In 2021 21st International Conference on Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems (Transducers) IEEE* **20**, pp. 26-29 (jun 2021).
12. Chapman, G., Votsi, H., Stock, TJ. and et al. "Microwave properties of 2D CMOS compatible co-planar waveguides made from phosphorus dopant monolayers in silicon". *Advanced Electronic Materials.* 2100989 (2022).
13. Guldiken, RO. "Dual-electrode capacitive micromachined ultrasonic transducers for medical ultrasound applications", *Georgia Institute of Technology* (2008).
14. Lin, D-S., Zhuang, X., Wong, SH. and et al. "Encapsulation of capacitive micromachined ultrasonic transducers using viscoelastic polymer". *Journal of Microelectromechanical systems.* **19**(6), pp. 1341-51 (2010).
15. Mills, DM., "Editor medical imaging with capacitive micromachined ultrasound transducer (cMUT) arrays". *Ultrasonics Symposium, IEEE* (2004).
16. Darbasi, S., Mirzaei, M.J., Abazari, A.M. and et al. "Adaptive under-actuated control for capacitive micro-machined ultrasonic transducer based on an accurate nonlinear modeling", *12 August 2021, PREPRINT (Version 1) available at Research Square*, <https://DOI.org/10.21203/rs.3.rs-756261/v1> (2021).
17. Lin, D-S. "Interface engineering of capacitive micromachined ultrasonic transducers for medical applications", *Stanford University* (2011).
18. Yu, Y., Pun, SH., Mak, PU. and et al. "Design of a collapse-mode CMUT with an embossed membrane for improving output pressure". *IEEE transactions on ultrasonics, ferroelectrics, and frequency control*, **63**(6), pp. 854-63 (2016).
19. Yaralioglu, GG., Ergun, AS., Bayram, B. and et al. "Calculation and measurement of electromechanical coupling coefficient of capacitive micromachined ultrasonic transducers". *IEEE Transactions On Ultrasonics, Ferroelectrics, And Frequency Control*, **50**(4), pp. 449-56 (2003).
20. Abazari, AM., Fotouhi, M., Tavakkoli, H., and et al. "An experimental study for characterization of size-dependence in microstructures via electrostatic pull-in instability technique". *Applied Physics Letters.* **116**(24), 244102 (2020).
21. Abazari, AM., Safavi, SM., Rezazadeh, G. and et al. "Couple Stress Effect on Micro/Nanocantilever-based Capacitive Gas Sensor". *International Journal of Engineering*, **29**(6), pp. 852-61 (2016).
22. Abazari, AM., Safavi, SM., Rezazadeh, G. and et al. "Modelling the size effects on the mechanical properties of micro/nano structures". *Sensors.* **15**(11), pp. 28543-62 (2015).
23. Tsiatas, GC. "A new kirchhoff plate model based on a modified couple stress theory". *International Journal of Solids and Structures.* **46**(13), pp. 2757-64 (2009).
24. Fleck, N., Muller, G., Ashby, M. and et al. "Strain gradient plasticity: theory and experiment". *Acta Metallurgica et Materialia.* **42**(2), pp. 475-87 (1994).
25. Kong, S., Zhou, S., Nie, Z. and et al. "The size-dependent natural frequency of bernoulli-euler micro-beams". *International Journal of Engineering Science.* **46**(5), pp. 427-37 (2008).
26. Mousavi, SM. and Paavola, J. "Analysis of plate in second strain gradient elasticity". *Archive of Applied Mechanics.* **84**(8), pp. 1135-43 (Agu 2014).
27. Lazopoulos, K. "On bending of strain gradient elastic micro-plates". *Mechanics Research Communications.* **36**(7), pp. 777-83 (2009).
28. Rashvand, K., Rezazadeh, G., Mobki, H. and et al. "On the size-dependent behavior of a capacitive circular micro-plate considering the variable length-scale parameter". *International Journal of Mechanical Sciences.* **77**, pp. 333-42 (2013).
29. Saadatmand, M. and Kook J. "Differences between plate theory and lumped element model in electrostatic analysis of one-sided and two-sided CMUTs with circular microplates". *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering.* **42**(9), pp.1-11 (2020).

# مدل سازی یک سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس با ترکیب نتایج حل عددی در بستر نیمه تحلیلی

سعید کریمیان علی آبادی\* (استادیار)

صابر رضایی (دانشجوی کارشناسی ارشد)  
دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه تربیت مدرس

مهندسی مکانیک شریف، پاییز ۱۴۰۱  
دوری ۳-۲، شماره ۲، ص. ۳۷-۴۶، (پژوهشی)

در این تحقیق، تولید شبکه و شبیه سازی جریان سه بعدی در سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس، یکی از سامانه های نوین انرژی باد، به صورت عددی بررسی شده است. از نتایج حل عددی، در بستر نیمه تحلیلی (مدل آیرودینامیکی شبه پایا) به منظور مدل سازی و تخمین مشخصه های عملکردی سیستم مذکور استفاده شده و با ایجاد یک جفت سازی خارج از خط (کوپلینگ آفلاین)، نتایج حاصل از حل عددی به عنوان ورودی های کد تحلیلی BIM به کار رفته است. یک توربین باد بهینه و اختصاصی برای به کارگیری در بخش ونتوری سیستم اینولوکس، طراحی و ارائه شده است. با به کارگیری ضرایب تصحیح نوک پره و تصحیح توپی پرناتل و نیز ضریب اصلاح دنباله ی برتون و گلوآرت، به منظور پوشش اثرات سه بعدی، رفتار ضریب توان و ضرایب نیرو ارائه شده است. یک مطالعه ی جامع برحسب لامبدا (نسبت سرعت نوک پره) و طول بی بعد پره نیز صورت گرفته است. نتایج اعتبارسنجی هر دو شیوه ی حل عددی و تحلیلی نشان می دهد که هر دو شیوه ی انتخاب شده، با داده های مرجع مطابقت دارند. برپایه ی همین دستاوردها می توان مشاهده کرد که سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس قادر است سرعت جریان را در بخش ونتوری به میزان حدود ۷۰ درصد افزایش دهد و انرژی بیشتری از داکت و شroud فراهم سازد. با هدف مقایسه ی ضرایب تصحیح دنباله ی آشفتنه، براساس نتایج کد توسعه داده شده، اختلاف مدل برتون و مدل گلوآرت در تخمین ضریب توان همواره از ۱۵ درصد کم تر است.

واژگان کلیدی: انرژی باد، سیستم اینولوکس، حل عددی، کد نیمه تحلیلی، تصحیح پرناتل، ضریب تصحیح دنباله.

karimian@modares.ac.ir  
saberrezaey@modares.ac.ir

## ۱. مقدمه

طراحی پره های توربین های بزرگ و متداول امروزی هم از نظر آیرودینامیکی و هم از نظر مکانیکی کاری دشوار و پیچیده است و از طرفی تعمیر و نگهداری آنها هزینه ی بسیاری را تحمیل می کند. در صورتی که پره های توربین به کار رفته در سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس در دسترس تر است و چون ابعاد کوچک تری دارند، تعمیر و نگهداری آنها نیاز به صرف انرژی و هزینه ی چندانی نخواهد داشت. شبیه سازی عملکرد سیستم اینولوکس به دلیل اثر متقابل بدنه ی سیستم، جریان باد و پره های توربین، نسبتاً پیچیده بوده و همچون بسیاری از مسائل مهندسی نیازمند دینامیک سیالات محاسباتی<sup>[۱]</sup> است. اخیراً مطالعات گسترده یی در مورد مدل سازی و تحلیل جریان باد داخل اینولوکس و همچنین میدان جریان خارجی حول این سیستم صورت گرفته است. تحلیل جریان خارجی حول سیستم اینولوکس دقیقاً همانند جریان داخل آن اهمیت دارد چرا که اولاً

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۸/۲۵، اصلاحیه ۱۴۰۰/۱۰/۲۸، پذیرش ۱۴۰۰/۱۲/۲۴.

DOI:10.24200/J40.2020.59289.1626

جریان را در بخش ورودی اینولوکس تأمین می کند، دوماً جریان خروجی از بخش انتهایی اینولوکس باید با آن هماهنگ باشد. مفهوم اینولوکس توسط علاایی و اندرئوپولوس<sup>[۲]</sup> مطرح شد. این طرح ادعا می کند که با کاهش هزینه های نصب و نگهداری توربین های بادی مرسوم، تحول عظیمی در صنعت انرژی باد ایجاد کرده است.

علاایی و همکارانش<sup>[۳]</sup> همچنین توربین های بادی متوالی در سیستم توربین بادی اینولوکس را با استفاده از روش تجربی بررسی کردند و دریافتند که در مقایسه با حالتی که فقط یک توربین در سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس قرار دارد، بازده سیستم برای دو توربین به میزان ۵۲ درصد و برای سه توربین به میزان ۷۲ درصد افزایش می یابد. صداقت و همکارانش<sup>[۴]</sup> برای توربین های پوشش دار، سه محفظه ی توخالی به شکل های استوانه یی، نازل مانند و دیفیوزر مانند به صورت سه بعدی طراحی کرده و سپس آنها را برای جریان های خارجی افقی و عمودی، به صورت تحلیلی و عددی مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق برای محفظه ی نازل مانند مشاهده شد که در قسمت ورودی نازل به علت ایجاد یک ناحیه ی

## ۲. معادلات حاکم

### ۱.۲. معادلات حاکم بر نظریه BIM

نظریه BIM از تلفیق دو روش نظریه المان پره و نظریه تکانه به دست آمده است. در نظریه مومنتوم یک بعدی توربین بادی به عنوان یک دیسک محرک یعنی با تعداد نامحدودی پره در نظر گرفته می شود. جریان حول این دیسک عملگر همگن، تراکم ناپذیر و پایا بوده و چون دیسک عملگر ثابت در نظر گرفته می شود، پس مؤلفه سرعت چرخشی در دنباله جریان وجود ندارد.

همچنین فرض می شود حجم معیار جریان در پایین دست و بالادست صفحه ی روتور گسترش یافته است. علاوه بر آن، هیچ نیروی خارجی بر سیال در بالادست و پایین دست جریان اعمال نمی شود پس فشار استاتیکی بازیابی شده به فشار جریان آزاد می رسد. تنها نیروی تولید شده در صفحه ی روتور، نیروی پیشرانده است که از افت اندازه حرکت حاصل می شود و در تمام سطح دیسک یکنواخت است. جریان گذرنده از صفحه ی روتور توربین بادی در شکل ۱ آورده شده است. در نهایت می توان با استفاده از قانون برنولی، نیروی پیشران را مطابق رابطه ی ۱ استخراج کرد:

$$T = \frac{1}{4} \rho A U_{\infty}^2 [4a(1-a)] \quad (1)$$

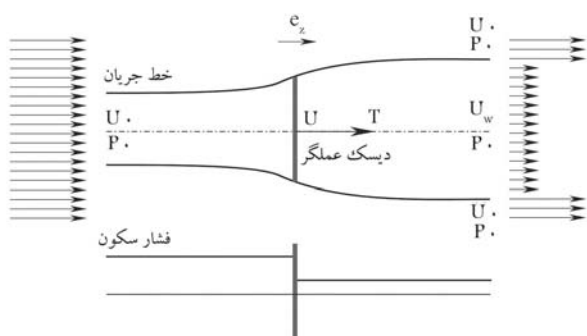
که در آن  $a$  ضریب القایی محوری است. برخلاف مفهوم دیسک عملگر، در نظریه اندازه حرکت، اندازه حرکت زاویه یی ایجاد شده توسط دیسک عملگر چرخشی است که به آن گشتاور گفته می شود. جریان پشت روتور را نیز که مخالف جهت چرخش روتور می چرخد، چرخش دنباله می نامند. اگر انرژی جنبشی مورد نیاز جهت چرخش دنباله از انرژی به دست آمده از دیسک عملگر کم شود، پس کار مفید کاهش می یابد. چرخش دیسک عملگر مؤلفه ی مماسی را به وجود می آورد. تراست در یک المان حلقوی را می توان توسط معادله ی ۲ نشان داد.

$$dT = \frac{1}{4} \rho \Omega^2 r^2 [4a'(1+a')] (2\pi r dr) \quad (2)$$

که در آن  $a'$ ، ضریب القایی مماسی بوده و به صورت  $a' = \frac{\omega}{\Omega}$  تعریف می شود.  $\omega$  سرعت زاویه یی چرخش روتور و  $\Omega$  سرعت زاویه یی چرخش جریان است. با استفاده از قانون بقای تکانه زاویه یی، گشتاور روتور و توان تولیدی را می توان به صورت زیر به دست آورد.

$$dQ = 4\pi \rho U_{\infty} a' (1-a) \Omega r^2 dr \quad (3)$$

$$dP = \frac{1}{4} \rho A U_{\infty}^2 \left[ \frac{\lambda}{\lambda^2} a' (1-a) \lambda_r^2 d\lambda_r \right] \quad (4)$$



شکل ۱. شمای یک بعدی حجم کنترل انتخابی در اطراف یک روتور. [۱۵]

پرفشار، سرعت جریان دچار کاهش شده است که با نتایج آزمایشگاهی همخوانی دارد. پاتیل و همکارانش [۶] یک سیستم اینولوکس را در ابعاد کوچک تر طراحی کرده و ساختند. هدف اصلی آنان بررسی و انتخاب یک ماده ی مناسب برای ساخت بدنه ی سیستم اینولوکس است. آن ها به این نتیجه رسیدند که اگر بدنه ی اینولوکس از فیبرهای پلاستیکی تقویت شده ساخته شود توان خروجی سیستم بیشترین مقدار خواهد بود ولی به دلیل برخی معایب، با وجود کم تر شدن توان خروجی در حالت استفاده از فولاد نرم، می توان به جای فیبرهای پلاستیکی تقویت شده از فولاد نرم استفاده کرد.

آکور و باتاینه [۷] پارامترهای مؤثر در طراحی اینولوکس را به منظور دستیابی به یک طراحی بهینه برای افزایش سرعت در بخش ونتوری به صورت عددی و با مدل سازی سه بعدی مورد بررسی و تحلیل قرار داده و در نهایت طراحی بهینه یی برای این سیستم ارائه کرده اند. نتایج نشان می دهد که بیشترین سرعت در بخش ونتوری زمانی حاصل می شود که بدنه ی سیستم اینولوکس با جهت باد زاویه یی بین ۴۵- تا ۴۵ درجه داشته باشد. بهات و همکارانش [۸] با کاهش قطر بخش ونتوری اینولوکس و استفاده از سه پره ی توربین داخل بخش ونتوری، به بررسی عملکرد و توان خروجی سیستم به روش عددی و با استفاده از مدل سازی سه بعدی پرداختند. آن ها دریافتند که اگر قطر بخش ونتوری سیستم اینولوکس موجود را به یک مقدار بهینه کاهش دهند، سرعت جریان در توربین های دوم و سوم و در نتیجه توان خروجی این توربین ها افزایش می یابد.

صنعت انرژی باد همچنان می بایست بر اساس هزینه با منابع تولیدی مرسوم رقابت کند. اگرچه هزینه ی انرژی باد در چند دهه گذشته به طرز چشمگیری کاهش یافته است اما پروژه های بادی باید بتوانند از نظر اقتصادی با کم ترین هزینه برای تولید برق رقابت کنند. هرچه مدل سازی توربین های بادی با دقت بیشتری انجام پذیرد، این رقابت سودمندتر خواهد بود. اساس مدل سازی توربین های بادی نظریه BIM است که توسط گلوآرت [۹] ارائه شده است.

هسیانو و همکارانش [۱۰] سه مدل مختلف از توربین های بادی محور افقی را مورد بررسی قرار دادند و دریافتند که توربین باد با پره هایی با توزیع وتر و زاویه یی پیچش بهینه شده بیشترین ضریب توان را تولید می کند. کریمیان و همکارانش [۱۱-۱۳] با استفاده از نظریه BIM به بررسی و مدل سازی عملکرد توربین های بادی مختلف در شرایط پایا و ناپایا پرداختند و نشان دادند که نظریه BIM توانایی قابل توجهی در این خصوص دارد. طحانی و همکارانش [۱۴] با استفاده از نظریه BIM و پس از خطی سازی توزیع وتر و زاویه یی پیچش، نتیجه گرفتند که ۶۰ تا ۶۴ درصد وتر و ۳۰ تا ۳۷ درصد پره بهترین نقاط برای اعمال خطی سازی هستند.

در پژوهش حاضر با تأکید بر استفاده از هر دو بستر عددی و تحلیلی، به مدل سازی و بررسی پارامتری سیستم جاذب انرژی بادی اینولوکس و نیز توربین بادی تعبیه شده در بخش ونتوری آن پرداخته شده است. ترکیب دو بستر عددی و تحلیلی در این مطالعه به صورت خارج از خط آفلاین صورت گرفته است. بدین معنی که در ابتدا هندسه سیستم اینولوکس و جریان عبوری از آن به وسیله حل عددی مدل شده و خروجی های این حل به عنوان ورودی های کد نیمه تحلیلی نظریه BIM در نظر گرفته شده اند. سپس با استفاده از نتایج حاصل از نظریه مذکور به بررسی تأثیر ضرایب مختلف اصلاح نظریه BIM و تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی برحسب سرعت نوک پره و نیز در راستای پره پرداخته شده است.

جدول ۱. مدل‌های گلوآرت و برتون برای تصحیح دنباله آشفته.

مدل	ضریب القایی محوری بحرانی	ضریب نیروی پیشران اصلاح شده
گلوآرت <sup>[۹]</sup>	۰٫۲	$\frac{1}{4}a(1 - \frac{(5-2a)a}{4})F$
برتون و همکاران <sup>[۱۷]</sup>	۰٫۳۲۶۲	$\frac{1}{1,816} - \frac{1}{4}(\sqrt{1,816} - 1)(1 - a)$

پس از این که نظریه‌های تکانه و المان پره به‌طور کامل تشریح شدند، حال می‌توان آن‌ها را ترکیب و روابط مورد نیاز را استخراج کرد. به این ترتیب که نیروی پیشران به دست آمده برای هر کدام از المان‌های حلقوی در راستای پره توسط نظریه‌ی تکانه و نظریه‌ی المان پره با هم برابر قرار می‌گیرند. حال می‌توان با استفاده از روابط ۸ تا ۱۰ به محاسبه‌ی نیروی پیشران، گشتاور و توان پرداخت:

$$T = B \sum_{i=1}^N F_{n_i} \quad (۸)$$

$$Q = B \sum_{i=1}^N F_{t_i} r_i \quad (۹)$$

$$P = \Omega B \sum_{i=1}^N F_{t_i} r_i = \Omega Q \quad (۱۰)$$

## ۲.۲. معادلات حاکم بر سیستم اینولوکس

از آن‌جا که در سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس فیزیک مسئله با آنچه در توربین‌های بادی متداول متصور می‌شود تفاوت دارد، بنابراین لازم است در بررسی این سیستم برخی ملاحظات نظری اضافه شود. لذا معادلات بقای جرم و انرژی و معادلات مومنتوم خطی و زاویه‌ی بر روی یک حجم کنترل برای میدان سیال غیرلزج، تراکم‌ناپذیر و مقارن به فرم انتگرالی و به‌صورت زیر خواهند بود.<sup>[۴-۲]</sup>

$$\oint_A \rho V \cdot dA = 0 \quad (۱۱)$$

$$\oint_A u_z \rho V \cdot dA = T - \oint_A P dA \cdot e_z \quad (۱۲)$$

$$\oint_A \rho V \cdot dA = 0 \quad (۱۳)$$

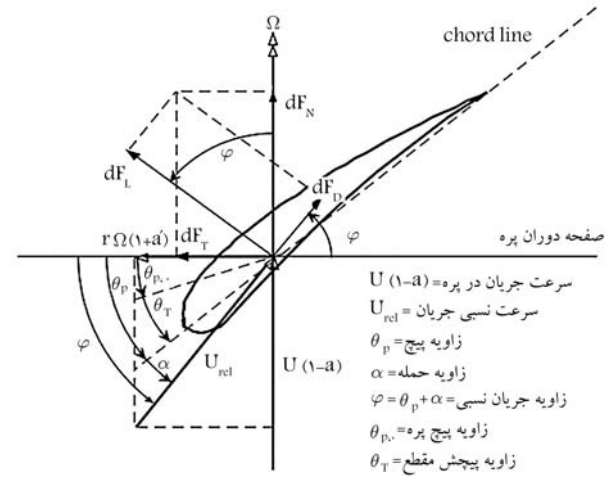
$$\oint_A r u_\theta \rho V \cdot dA = Q_T \quad (۱۴)$$

$$\oint_A \left[ \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} \|V^*\|^2 \right] \rho V \cdot dA = P \quad (۱۵)$$

که در این معادلات  $V = (u_r, u_\theta, u_z)$  بردار سرعت،  $r$  شعاع،  $A$  بردار مساحت سطح کنترل،  $\rho$  چگالی هوا،  $e_z$  بردار یکه‌ی محور  $z$ ها،  $p$  فشار،  $T$  نیروی محوری،  $Q_T$  گشتاور و  $P$  توان استحصال شده توسط پره است. در شکل ۳ مدل یک بعدی جریان عبوری از بخش و توری سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس و محل دقیق قرارگیری توربین در این بخش از سیستم نشان داده شده است.

اگر سرعت متوسط باد قبل از پره برابر  $U_1$  در نظر گرفته شود، با توجه به معادله‌ی بقای جرم با عبور جریان از کانال با سطح مقطع ثابت، سرعت بدون تغییر باقی می‌ماند.

از آن‌جا که آنتالپی دبی جرمی جریان آزاد برابر  $\frac{P}{\rho} = \left[ \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} \|V^*\|^2 \right]$  است، لذا جریان بیان می‌شود که در آن  $P = P_0 + \frac{1}{2} \rho V^2$  و فشار کل و برابر  $P_0$  است،



شکل ۲. جزئیات نیروهای آیرودینامیکی وارد بر پره.<sup>[۱۶]</sup>

که  $\lambda_r = \frac{\Omega r}{U_\infty}$  نسبت سرعت نوک پره محلی و  $\lambda = \frac{\Omega R}{U_\infty}$  نسبت سرعت نوک پره هستند.

برای در نظر گرفتن مشخصات هندسی پره، از نظریه‌ی المان پره استفاده می‌شود که در آن پره روتور به تعداد معینی المان در راستای دهانه بال تقسیم می‌شود و فرض بر این است که هیچ برهم‌کنش آیرودینامیکی بین المان‌ها وجود نداشته باشد. در نهایت با انتگرال‌گیری در راستای پره می‌توان نیرو و ممان کل وارد بر هر پره را به دست آورد. تحلیل نیروهای آیرودینامیکی وارد بر پره در شکل ۲ آورده شده است. با فرض تعداد مشخصی المان روی هر پره، نیروی پیشران و گشتاور وارد بر هر المان نیز چنین محاسبه خواهد شد:

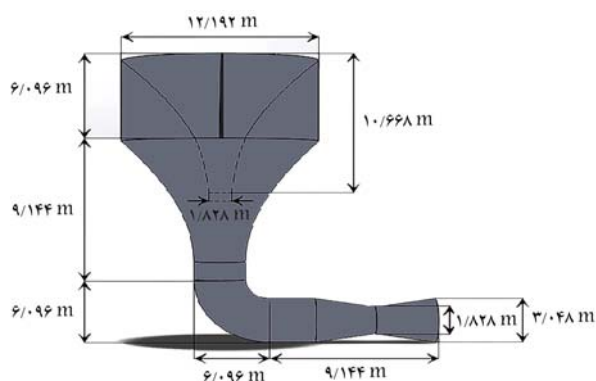
$$dQ = \sigma \pi \rho \frac{(1-a)^2 U_\infty^2}{\sin^2 \phi} (C_L(\sin \phi) - C_d(\cos \phi)) r dr \quad (۵)$$

$$dT = \sigma \pi \rho \frac{(1-a)^2 U_\infty^2}{\sin^2 \phi} (C_L(\cos \phi) + C_d(\sin \phi)) r dr \quad (۶)$$

گردابه‌های نوک بال برای یک روتور با تعداد پره محدود، متفاوت از یک روتور با تعداد پره بی‌نهایت است. با در نظر گرفتن تعداد پره محدود و اعمال حضور گردابه‌های نوک هر پره، نیرو و گشتاور باید تعدیل شوند. در واقع اصلاح پراپل اثر عدم پیوستگی دیسک دوران را لحاظ می‌کند. ضریب اصلاح پراپل به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F = \left[ \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left( e^{-\frac{B}{4} \frac{R-r}{r \sin(\phi)}} \right) \right] \left[ \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left( e^{-\frac{B}{4} \frac{r-R}{r \sin(\phi)}} \right) \right] \quad (۷)$$

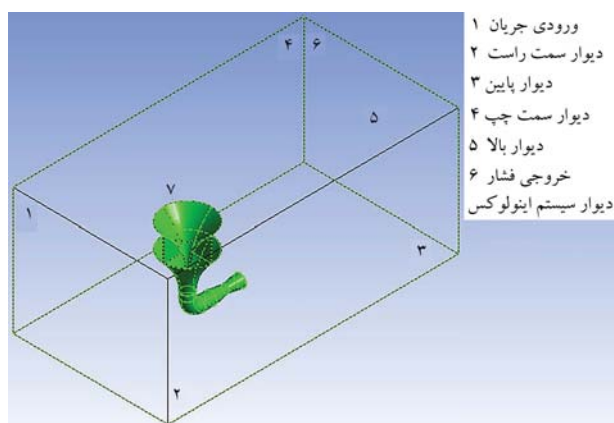
برای مقادیر ضریب القایی محوری بزرگ‌تر از ۰٫۵ نظریه‌ی تکانه بی‌اعتبار شده و نمی‌تواند پیش‌بینی درستی از ضریب نیروی پیشران توربین باد ارائه دهد. بنابراین نیاز است که اصلاحاتی به روابط به دست آمده اعمال شود. برای این منظور روابطی توسط گلوآرت<sup>[۹]</sup> و برتون<sup>[۱۷]</sup> ارائه شده که در جدول ۱ آورده شده است.



شکل ۴. ابعاد سیستم اینولوکس.

جدول ۲. مشخصات هندسی سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس.

پارامتر	نماد	ابعاد (متر)
قطر بالایی قیفی	$D_{Funnel, Upper}$	۱۲/۱۹
ارتفاع کل	$H$	۲۱/۳۴
ارتفاع قیفی	$H_{Funnel}$	۱۰/۶۷
قطر پایینی قیفی	$D_{Funnel, Lower}$	۱/۸۳
ارتفاع ورودی	$H_{Inlet}$	۶/۱
قطر ونتوری	$D_{Venturi}$	۱/۸۳
قطر خروجی	$D_{Outlet}$	۳/۰۵

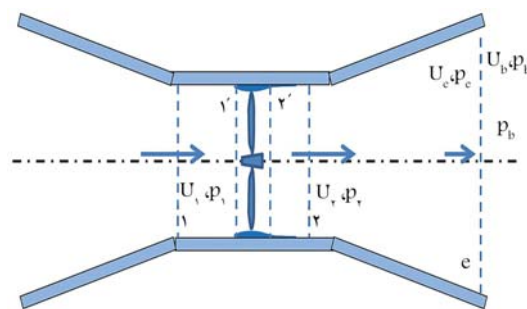


شکل ۵. دامنه‌ی حل مسئله (ابعاد به متر هستند).

شبکه تولید شده در نزدیکی دیواره‌ها کوچک‌تر باشد تا حل عددی از اعتبار بیشتری برخوردار شود. در شکل ۵ دامنه‌ی حل مسئله و در شکل ۶ نمایی از شبکه‌ی ایجاد شده ارائه شده است.

برای هندسه مذکور، مناسب‌ترین شبکه‌بندی پس از بررسی استقلال از شبکه در حالتی رخ می‌دهد که تعداد سلول‌ها برابر ۱۸۰۳۷۱۰ باشد. با انتخاب این شبکه هزینه‌ی حل عددی برای دستیابی به مناسب‌ترین نتیجه کمینه می‌شود.

همچنین شرط مرزی سرعت در ورودی، شرط مرزی فشار (فشار خروجی برابر فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است) و شرط مرزی دیوار برای سایر بخش‌های هندسه طراحی شده برای سیستم توربین بادی اینولوکس در نظر گرفته شده است. در هندسه‌ی طراحی شده فاصله‌ی دیوارهای اطراف سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس، به جز دیوار پائینی، به گونه‌ی انتخاب شده که تأثیری بر جریان باد نداشته باشند.



شکل ۳. مدل یک بعدی محل قرارگیری توربین و جریان عبوری از بخش ونتوری اینولوکس. [۳]

باد به عنوان منبع انرژی، نه تنها شامل انرژی جنبشی بلکه شامل انرژی پتانسیل هم هست. این انرژی واحد جرم جریان پس از ورود به سیستم، با مقداری افت، که در لحظه می‌توان از آن صرف نظر کرد، به موقعیت بالادست جریان پره می‌رسد. جریان داخل کانال، شامل سه بخش متمرکزکننده، ونتوری و دیفیوزر، می‌تواند به عنوان جریان داخل یک نازل - دیفیوزر در نظر گرفته شود که در آن گلوگاه نازل دقیقاً جایی است که پره قرار دارد و سطح مقطع آن برابر  $A^* = A_1 - A_T$  است؛  $A_T$  مساحت تصویر شده‌ی پره‌ها روی صفحه‌ی عمود بر جهت جریان است.

توان به دست آمده توسط پره، با معادله‌ی  $P = \oint_A \left[ \frac{P_c}{\rho} \right] \rho V \cdot dA$  بیان می‌شود. مقدار متوسط  $\frac{P_c}{\rho}$  در طول کانالی با سطح مقطع  $A_1$  توسط رابطه‌ی  $\left[ \frac{P_c}{\rho} \right]_{A_1} = \frac{1}{\dot{m}} \oint_A \left[ \frac{P_c}{\rho} \right] \rho V \cdot dA$  مشخص می‌شود که در آن  $\dot{m}$  دبی جرمی جریان در طول سیستم انتقال باد اینولوکس است. در نتیجه مقدار توان مطابق معادله‌ی ۱۶ به دست می‌آید:

$$P = \left( \left[ \frac{P_c}{\rho} \right]_1 - \left[ \frac{P_c}{\rho} \right]_2 \right) \dot{m} \quad (16)$$

### ۳. پیاده‌سازی حل عددی

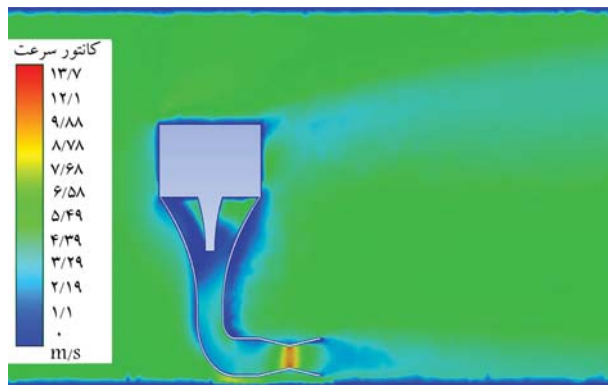
#### ۳.۱. معرفی هندسه سیستم اینولوکس

شکل ۴ ابعاد هندسه سه‌بعدی سیستم توربین بادی اینولوکس مورد مطالعه را نشان می‌دهد. ابعاد واقعی هندسه نیز در جدول ۲ آورده شده است. همان‌گونه که در شکل ۴ ملاحظه می‌شود، سیستم توربین بادی اینولوکسی طوری طراحی شده است که جریان باد را از تمام جهات، یعنی در یک دامنه‌ی ۳۶۰ درجه‌یی، جذب می‌کند و بنابراین نیازی به تنظیم مستقیم و یا غیرمستقیم جهت پره‌های توربین به سمت جهت وزش باد نیست. علاوه بر این، چهار پره‌ی هدایت‌کننده در ورودی سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس وجود دارد که وظیفه آن‌ها کنترل و هدایت جریان باد ورودی به سیستم است. جریان باد جذب شده توسط ورودی سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس، به سمت پایین منتقل شده و پس از عبور از یک زانویی، در بخش ونتوری به پره‌های توربین یا توربین‌های تعبیه شده در سطح زمین و داخل کانال افقی سیستم توربین بادی اینولوکس، تابیده می‌شود.

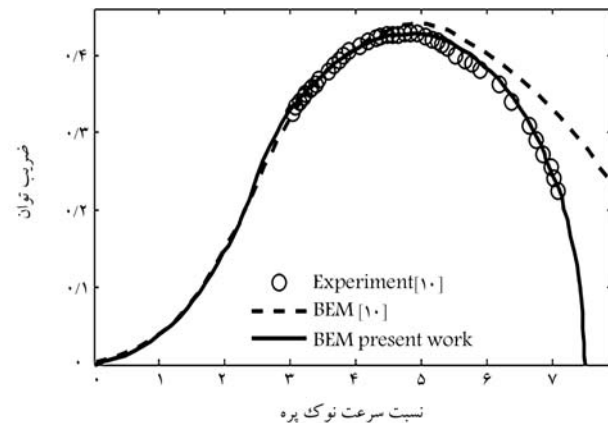
#### ۳.۲. شبکه‌بندی مسئله، استقلال از شبکه و شرایط مرزی

در مطالعه‌ی حاضر به دلیل پیچیدگی و سه‌بعدی بودن هندسه، از شبکه‌بندی بدون ساختار استفاده شده است. به منظور افزایش دقت مدل‌سازی عددی و بررسی هرچه دقیق‌تر جدایش جریان در نزدیکی دیواره‌ها و اثرات آن، سعی شده است که





شکل ۷. کانتور سرعت برای سرعت جریان ورودی ۶/۷۱ متر بر ثانیه.



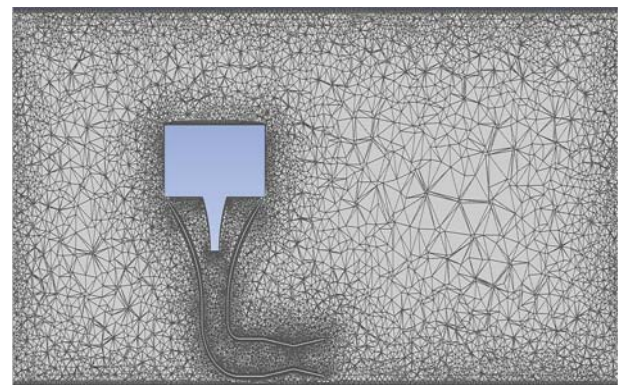
شکل ۸. مقایسه‌ی ضریب توان برحسب لامبدا برای کار حاضر با نتایج موجود [۱۰].

توربین‌های بادی نام برد. در واقع جریان باد داخل سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس و در یک بخش ونتوری مانند، شتاب می‌گیرد و سرعتش افزایش پیدا می‌کند. بنابراین جریان بادی که توسط پره‌های توربین تعبیه شده داخل سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس حس می‌شود، سرعت بیشتری نسبت به جریان آزاد باد خواهد داشت و همین امر سبب می‌شود که بازدهی سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس نسبت به توربین‌های امروزی بیشتر باشد. در نتیجه از این سیستم می‌توان حتی در مناطقی که سرعت وزش باد در آن‌ها پایین است، استفاده کرد.

#### ۴. پیاده‌سازی کد نیمه‌تحلیلی

##### ۴.۱. اعتبارسنجی کد نیمه‌تحلیلی

به منظور اعتبارسنجی کد متلب BIM، از هندسه و نتایج تجربی و تحلیلی (حاصل از نظریه‌ی BIM) حاصل از بررسی محققان پیشین<sup>[۱۰]</sup> استفاده شده است. هندسه در نظر گرفته شده برای این منظور، توربین بهیبه شده توسط رفرنس مذکور است که دارای قطر ۰/۷۲ متر، ۳ پره، توان نامی ۵۰ وات و لامبدا ۵ در نقطه طراحی است. در شکل ۸ مقایسه‌ی نتایج ضریب توان برحسب سرعت نوک پره حاصل از کد BIM طراحی شده در کار حاضر، با در نظر گرفتن تأثیر ضرایب اصلاح نوک پره و تویی پارتل و نیز تصحیح گلوآرت، با نتایج تجربی و تحلیلی موجود<sup>[۱۰]</sup> ارائه شده که نشان‌دهنده‌ی توافق قابل ملاحظه‌ی نتایج است.



شکل ۹. نمای روبرویی از شبکه ایجاد شده برای سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس.

جدول ۳. مقایسه نتایج کار حاضر با مقاله<sup>[۳۲]</sup> به منظور اعتبارسنجی حلگر.

علائی و اندرئوپولوس <sup>[۳۲]</sup>	کار حاضر	کیفیت شبکه
عالی	عالی	سرعت باد ورودی (m/s)
۶/۷۱	۶/۷۱	سرعت در ونتوری (m/s)
۱۰/۸۴۵	۱۰/۶	نسبت سرعت
۱/۶۱۶۲	۱/۵۸	درصد خطای نسبی
۲/۳۱		

#### ۳.۳. اعتبارسنجی حل عددی

برای اعتبارسنجی حل‌گری که به منظور شبیه‌سازی عددی جریان در سیستم توربین بادی اینولوکس مورد استفاده قرار گرفته است، در ابتدا شرایط مسئله مطابق آنچه در مقاله علائی و اندرئوپولوس<sup>[۳۲]</sup> آورده شده است، در نظر گرفته شد. در این مقاله سرعت جریان باد ثابت و برابر ۶/۷۱ متر بر ثانیه و خلاف جهت مثبت محور Z در نظر گرفته شده است و ابعاد هندسی سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس طراحی شده با آنچه در کار حاضر آورده شده یکسان است. مقایسه‌ی نتایج حاصل از کار حاضر در بهترین حالت شبکه‌بندی و مقاله<sup>[۳۲]</sup>، برای میانگین سرعت جریان باد در بخش ونتوری و همچنین نسبت سرعت در جدول ۳ آورده شده است.

چنان که ملاحظه می‌شود، نتایج حاصل از کار حاضر با دقت بسیار بالایی و با حدود ۲ درصد خطا با نتایج حاصل از مدل با کیفیت عالی<sup>[۳۲]</sup> مطابقت دارد.

#### ۴.۳. نتایج حل عددی

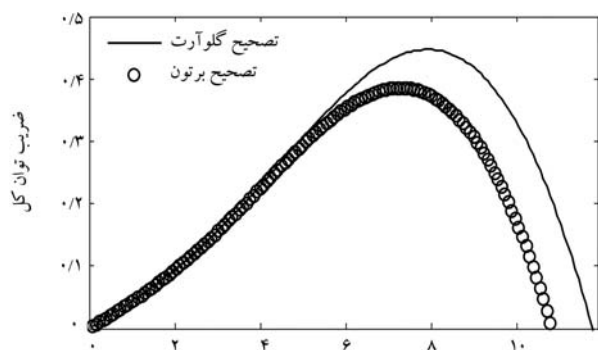
حال که هندسه سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس و شرایط مرزی حاکم بر مسئله به‌طور کامل مشخص شد و اعتبارسنجی حل‌گر عددی نیز انجام شد، می‌توان با استفاده از بستر حل عددی، سرعت جریان در محل ونتوری را برای سرعت‌های باد ورودی مختلف استخراج کرده و به‌عنوان پارامتر ورودی کد نیمه تحلیلی از آن بهره گرفت. با فرض سرعت جریان آزاد ۶/۷۱ متر بر ثانیه، متوسط سرعت جریان در مرکز بخش ونتوری برابر ۱۰/۸۴۵ متر بر ثانیه و نسبت سرعت جریان در ونتوری به سرعت جریان در ورودی برابر ۱/۶۶۱ به دست می‌آید. کانتور سرعت برای سرعت جریان ورودی ۶/۷۱ متر بر ثانیه در شکل ۷ آورده شده است. ملاحظه می‌شود که سرعت جریان در بخش ونتوری به‌طور چشمگیری زیاد شده است. این افزایش سرعت نسبت به سرعت جریان آزاد هوا، باعث می‌شود که سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس را بتوان به‌عنوان یک نوآوری مؤثر در حوزه‌ی

جدول ۴. اطلاعات مربوط به توربین مرجع.<sup>[۱۸]</sup>

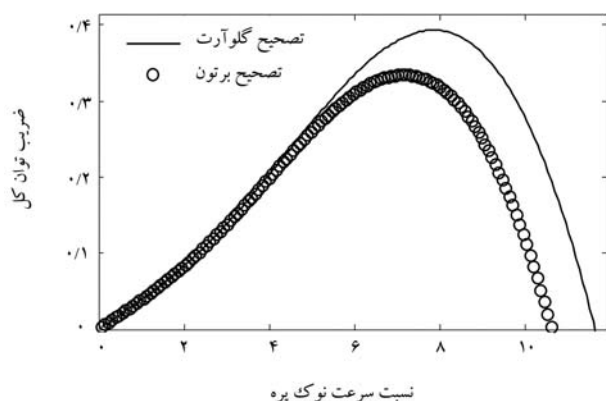
مشخصه	مقدار
تعداد پره	۳
طول هر پره	۸۱۹۲ متر
قطر روتور	۱۷۳۳۶ متر
قطر توبی	۹۵۲ متر

جدول ۵. اطلاعات ایرفویل NREL - S822 در عدد رینولدز  $1.0 \times 10^6$ .<sup>[۲۰]</sup>

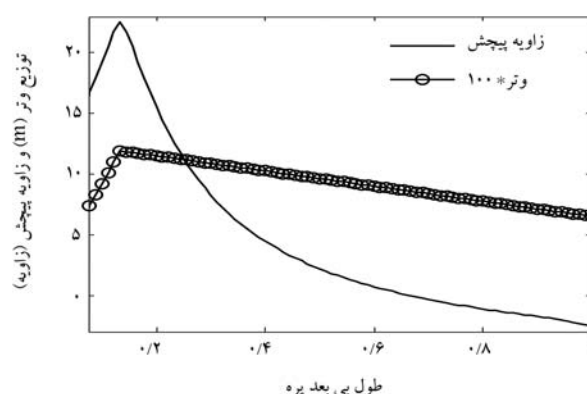
مشخصه	مقدار
$N_{crit}$	۹
$(C_L/C_D)_{max}$	۹۴٫۷
$\alpha_{opt}$	$5.75^\circ$
$C_{L,\alpha_{opt}}$	$0.8582$
$C_{D,\alpha_{opt}}$	$0.00906$



شکل ۱۰. ضریب توان برحسب لامبدا برای تصحیح گلوآرت و برتون و با احتساب ضریب اصلاح نوک پره پرانتل.



شکل ۱۱. ضریب توان برحسب لامبدا برای تصحیح گلوآرت و برتون و با فرض ضریب اصلاح نوک پره و توبی پرانتل.



الف) توزیع وتر و توزیع زاویه ی پیش بهینه در راستای پره؛



ب) شمای کلی پره طراحی شده با مقطع NREL-S822.

شکل ۹. نمودار توزیع وتر و زاویه ی پیش بهینه و شمای کلی پره طراحی شده.

## ۲.۴. هندسه ی پره های توربین

مشخصات مربوط به توربین طراحی شده به منظور بهره گیری در بخش ونتوری سیستم اینولوکس با توجه به نتایج ارائه شده توسط دسموخ و همکارانش<sup>[۱۸]</sup> که از طریق بستر حل عددی به طراحی توربین برای سیستم اینولوکس پرداخته بودند، در نظر گرفته شده است. این اطلاعات در جدول ۴ گزارش شده اند.

تانجیرو سومرز<sup>[۱۹]</sup> برای پره های با طول زیر ۵ متر، ایرفویل NREL - S822 را پیشنهاد کرده اند که به علت طول کم پره ها در این مقاله از همین ایرفویل برای تمام مقاطع پره (به جز بخش توبی که از ایرفویل دایروی برای آن استفاده شده) بهره گرفته شده است. در جدول ۵ داده های مربوط به ایرفویل NREL - S822<sup>[۲۰]</sup> در عدد رینولدز  $1.0 \times 10^6$ ، که محدوده ی عملکردی توربین کار حاضر با توجه به سرعت جریان باد و هندسه پره ها است، آورده شده اند.

در نهایت نمودار توزیع وتر و زاویه ی پیش بهینه و نیز شمای کلی پره های طراحی شده به صورت شکل ۹ به دست می آید.

## ۳.۴. مطالعه ی پارامتری برحسب لامبدا

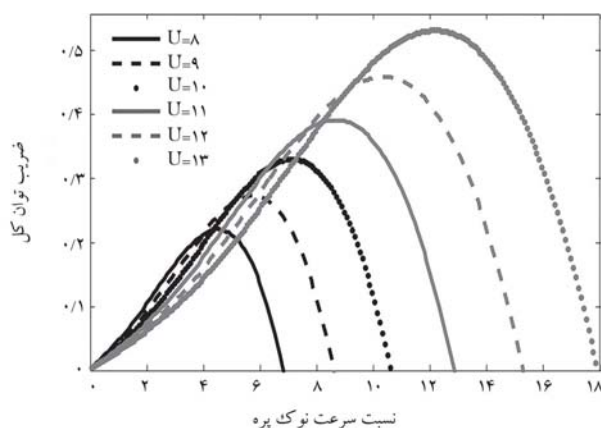
به منظور تحلیل پارامترهای ایرو دینامیکی دخیل در توربین باد برحسب لامبدا، پس از انجام فرایند استقلال از شبکه،  $10^6$  المان روی هر پره فرض شده است. در شکل ۱۰ نموداری از مقایسه ی تغییرات ضریب توان برحسب لامبدا برای دو حالت تصحیح دنباله آشفته گلوآرت و برتون و با در نظر گرفتن ضریب اصلاح نوک پره پرانتل برای هر دو حالت آورده شده است. چنان که ملاحظه می شود نمودار مربوط به تصحیح دنباله ی آشفته ی برتون همواره پایین نمودار مربوط به تصحیح دنباله آشفته گلوآرت است و این بدان معناست که تصحیح برتون نتایج کمتری را نسبت به تصحیح گلوآرت برای ضریب توان پیش بینی می کند. بیشینه ضریب توان در تصحیح گلوآرت برابر  $0.457$  بوده و در لامبدا  $7.929$  رخ می دهد. در صورتی که بیشینه ضریب توان در تصحیح برتون برابر  $0.393$  بوده و در لامبدا  $7.194$  اتفاق می افتد.

در شکل ۱۱ نمودار تغییرات ضریب توان برحسب لامبدا برای دو تصحیح گلوآرت و برتون و با در نظر گرفتن ضریب اصلاح نوک پره و توبی پرانتل برای هر دو حالت آورده شده است. چنان که ملاحظه می شود، مقدار بیشینه ضریب توان نسبت به حالتی که فقط ضریب اصلاح نوک پره اثر داده شده است، به علت ناشی از اعمال ضریب اصلاح بخش توبی کاهش یافته است. در این حالت بیشینه ضریب توان در حالت تصحیح گلوآرت برابر  $0.3813$  بوده و در لامبدا  $7.876$  رخ می دهد. در صورتی که بیشینه ضریب توان در تصحیح برتون

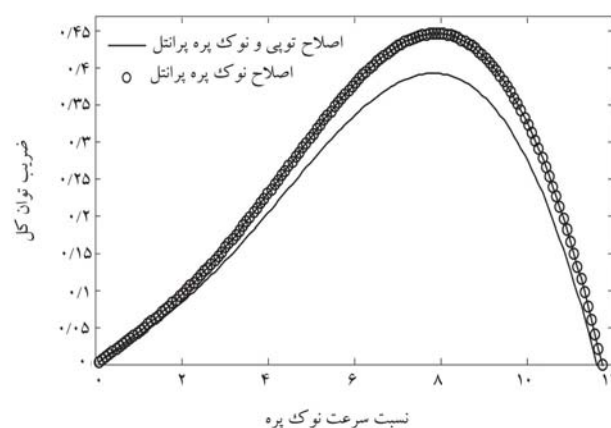


جدول ۶. ضریب توان بیشینه برای دو تصحیح گلوآرت و برتون.

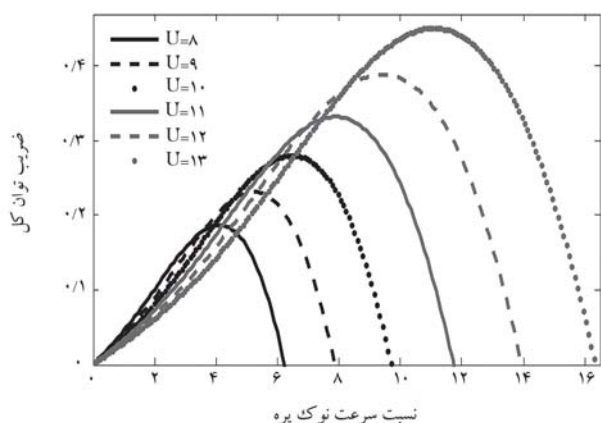
مدل	ضریب توان بیشینه	لامبدا در ضریب توان بیشینه
تصحیح گلوآرت و اثر اصلاح نوک پره	۰/۴۵۷	۷/۹۲۹
تصحیح گلوآرت و اثر اصلاح نوک پره و توپی	۰/۳۸۱۳	۷/۸۷۶
تصحیح برتون و اثر اصلاح نوک پره	۰/۳۹۳	۷/۱۹۴
تصحیح برتون و اثر اصلاح نوک پره و توپی	۰/۳۳۵	۷/۱۹۴



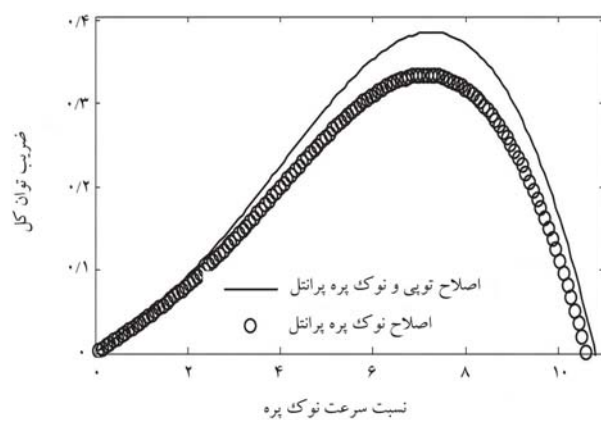
شکل ۱۴. ضریب توان برحسب لامبدا برای سرعت‌های باد مختلف (متر بر ثانیه) و با فرض تصحیح گلوآرت و ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل.



شکل ۱۲. مقایسه‌ی ضریب توان برحسب لامبدا برای ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل و با فرض تصحیح گلوآرت.



شکل ۱۵. ضریب توان برحسب لامبدا برای سرعت‌های باد مختلف (متر بر ثانیه) و با فرض تصحیح برتون و ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل.



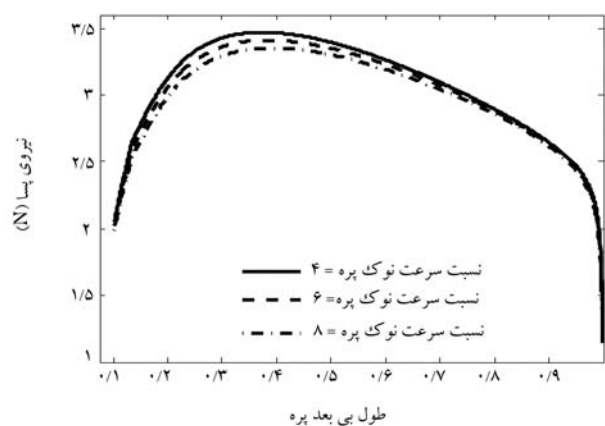
شکل ۱۳. مقایسه‌ی ضریب توان برحسب لامبدا برای ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل و با فرض تصحیح برتون.

شده است. مشهود است که لامبدایی که در آن بیشینه ضریب توان رخ می‌دهد در حالت‌های تصحیح گلوآرت و برتون و برای اثر ضریب اصلاح نوک پره و اثر ضریب اصلاح نوک پره و توپی تغییری ناچیز داشته است.

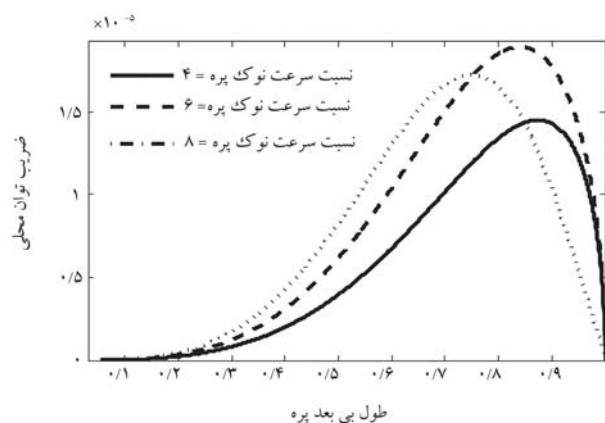
در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ مقایسه‌ی ضریب توان برحسب نسبت سرعت نوک پره برای سرعت‌های باد مختلف و با در نظر گرفتن تصحیح گلوآرت و برتون و ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل برای تعداد پره ۳ آورده شده است. چنان‌که به وضوح ملاحظه می‌شود، با افزایش سرعت جریان بادی که به پره‌های توربین می‌تابد، مقدار ضریب توان بیشینه افزایش یافته و این ضریب توان بیشینه در لامبدا بیشتری رخ می‌دهد. داده‌های مربوط به مقدار ضریب توان بیشینه و نیز لامبدا متناظر در جداول ۷ و ۸ آورده شده است.

برابر ۰/۳۳۵ بوده و در لامبدا ۷/۱۹۴ اتفاق می‌افتد. پس از دخالت دادن اثر ضریب اصلاح توپی پره، بیشینه ضریب توان در حالت تصحیح گلوآرت ۰/۸۳۴۴ برابر و در حالت تصحیح برتون ۰/۸۵۲۴ برابر شده است. اما لامبداهایی که این بیشینه‌های ضریب توان در آن‌ها رخ می‌دهد، تغییر ناچیزی داشته‌اند. در نتیجه می‌توان گفت که تأثیر ضریب اصلاح توپی پره فقط در کاهش ضریب توان است.

در جدول ۶ مقایسه‌ی ضریب توان برای دو تصحیح گلوآرت و برتون و اثر ضریب اصلاح نوک پره و اثر توام ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل آورده شده است. نمودار مربوط به ضریب توان برحسب لامبدا برای ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل و با در نظر گرفتن تصحیح گلوآرت و برتون در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ آورده



شکل ۱۶. نیروی پسا در راستای پره برای لامبدهای مختلف.



شکل ۱۷. ضریب توان در راستای پره برای لامبدهای مختلف.

راستای طول پره را برای این نقطه رسم کرد. با فرض  $50^\circ$  المان روی هر پره می توان به بررسی دقیق نحوه تغییرات کمیت های مختلف در راستای پره پرداخت. در شکل ۱۶ که در آن تغییرات نیروی پسا در راستای طول بی بعد پره برای لامبدهای مختلف آورده شده است، ملاحظه می شود که با افزایش لامبدا، نیروی پسا دچار کاهش می شود. ضمناً به وضوح قابل ملاحظه است که نیروی پسا در ابتدای پره صعودی بوده و پس از رسیدن به یک نقطه بیشه در نقاط ابتدایی پره، نزولی می شود. افزایش نیروی پسا در نقاط ابتدایی در واقع به علت افزایش طول وتر (مطابق شکل ۹) در این نواحی است. همچنین چون نقاط ابتدایی پره در محدوده ی استال قرار دارند، بنابراین نیروی پسا در این نقاط نسبت به نقاط انتهایی پره بیشتر است.

در شکل ۱۷ نمودار ضریب توان در راستای پره برای لامبدهای مختلف دیده می شود. در ابتدا با افزایش لامبدا، مقدار بیشه ضریب توان محلی افزایش یافته و از نوک پره دور می شود. اما با رسیدن به یک لامبدا مشخص روند تغییرات عکس می شود. همین روند در خصوص تغییرات ضریب توان برحسب لامبدا نیز وجود داشت. با افزایش لامبدا، مقدار ضریب توان در ابتدا بیشتر شده و سپس پس از عبور از یک بیشه موضعی، کاهش می یابد. همچنین با توجه به این که نقاط ابتدایی پره بیشتر در معرض استال قرار دارند، بنابراین سهم کمتری در تولید توان خواهند داشت. در نتیجه انتظار می رود که بیشه ضریب توان در نقاط انتهایی پره اتفاق بیفتد.

نمودار نیروی برآ در راستای پره برای لامبدهای مختلف در شکل ۱۸ مشاهده

جدول ۷. ضریب توان بیشه برای تصحیح گلوآرت و با فرض اثر ضریب اصلاح نوک پره و تویی پراپل برای سرعت های باد مختلف.

سرعت باد ( $m/s$ )	ضریب توان بیشه	لامبدا در ضریب توان بیشه
۸	۰٫۲۲۰۲	۴٫۵۳۲۳
۹	۰٫۲۷۲	۵٫۷۱۰۷
۱۰	۰٫۳۲۸۹	۷٫۱۶۱
۱۱	۰٫۳۹۰۹	۸٫۷۰۲
۱۲	۰٫۴۵۸۲	۱۰٫۳۳۳۶
۱۳	۰٫۵۳۰۶	۱۲٫۱۴۶۵

جدول ۸. ضریب توان بیشه برای تصحیح برتون و با فرض اثر توام ضریب اصلاح نوک پره و تویی پراپل برای سرعت های باد مختلف.

سرعت باد ( $m/s$ )	ضریب توان بیشه	لامبدا در ضریب توان بیشه
۸	۰٫۱۸۷۴	۴٫۰۷۹
۹	۰٫۲۳۱۴	۵٫۲۵۷۴
۱۰	۰٫۲۷۹۷	۶٫۵۲۶۵
۱۱	۰٫۳۳۲۳	۷٫۸۸۶۱
۱۲	۰٫۳۸۹۳	۹٫۴۲۷۱
۱۳	۰٫۴۵۰۶	۱۱٫۰۵۸۷

جدول ۹. نقطه ی طراحی توربین طراحی شده.

مقدار	مشخصه
۱۰٫۸۴۵	سرعت جریان باد (متر بر ثانیه)
۳	تعداد پره
۰٫۳۸۱۳	ضریب توان
۷٫۸۷۶	لامبدا
۹۶	سرعت دورانی (دور بر دقیقه)

#### ۴.۴. مطالعه ی پارامتری برحسب طول بی بعد پره

چنان که مطرح شد، سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس توانایی قابل توجهی در افزایش راندمان جذب انرژی از جریان باد دارد و می تواند حدوداً ۶۶ درصد سرعت جریان باد آزاد را افزایش دهد. با افزایش سرعت جریان بادی که به پره های توربین تابیده می شود، مقادیر پارامترهای آیرودینامیکی توربین باد دستخوش تغییر خواهد شد. برای بررسی تغییرات این پارامترها، که ناشی از افزایش سرعت چشمگیر جریان باد توسط سیستم اینولوکس است، لازم است که یک لامبدا مشخص برای بررسی پارامترهای آیرودینامیکی مختلف در امتداد طول بی بعد پره مشخص شود. بهتر است که این لامبدا همان لامبدا مربوط به نقطه طراحی بهینه باشد تا نتایج خروجی را بتوان از نظر کیفی مورد بررسی دقیق تر قرار داد. جدول ۹ اطلاعات مربوط به نقطه طراحی توربین بادی طراحی شده در کار حاضر را نشان می دهد.

با مشخص بودن نقطه ی بهینه ی طراحی، می توان نمودار پارامترهای مختلف در

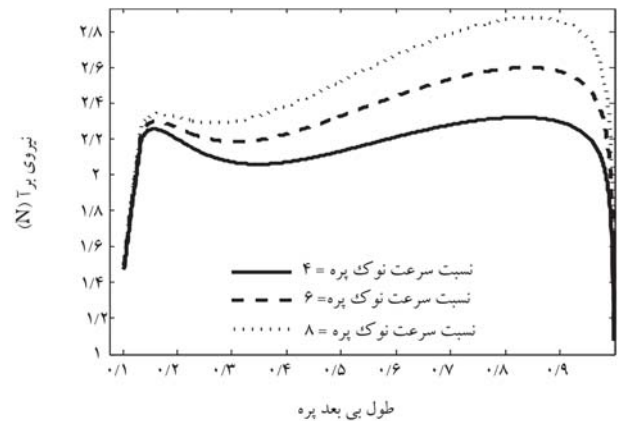
## ۵. نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از هر دو روش حل عددی و حل تحلیلی به بررسی پارامتری سیستم جاذب انرژی اینولوکس پرداخته شد. در حقیقت با ایجاد یک جفت سازی خارج از خط (کوپلینگ آفلاین)، از خروجی‌های حل عددی به منظور ورودی‌های نظریه BIM استفاده شد. در ادامه نیز با احتساب هندسه سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس مینا و با اعمال ضرایب اصلاح نوک پره و تویی پراتل و نیز ضریب تصحیح دنباله آشفته گلوآرت، یک توربین باد مناسب جهت قرارگیری در بخش ونتوری این سیستم، طراحی شد. مهم‌ترین نتایج استخراج شده از پژوهش حاضر عبارت‌اند از:

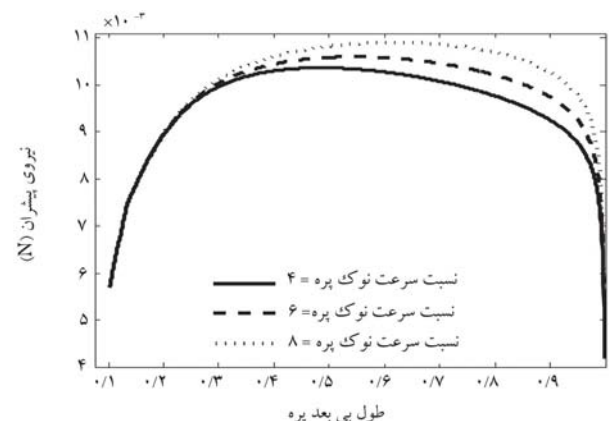
- هر دو بستر حل عددی و تحلیلی انتخابی توافق قابل توجهی با نتایج پیشین داشته و از این رو نتایج به دست آمده قابل اتکا خواهد بود؛
- با استفاده از تحلیل عددی و سه‌بعدی سیستم اینولوکس به دست آمد که سیستم اینولوکس قادر است حدوداً به میزان ۶۶ درصد سرعت جریان باد آزاد را افزایش داده و جریان با سرعت بیشتری را به پره‌های توربین باد مستقر شده در بخش ونتوری تحویل دهد؛
- در بخش تحلیلی و برای اعتبارسنجی کد نظریه BIM از ضریب تصحیح دنباله آشفته گلوآرت استفاده شده. به منظور مقایسه‌ی سایر ضرایب تصحیح با ضریب تصحیح گلوآرت و بررسی میزان دقت آن‌ها، مقایسه‌ی جامع میان ضرایب تصحیح گلوآرت و برتون صورت گرفت. نتایج نشان می‌دهد که تصحیح برتون به نسبت تصحیح گلوآرت محافظه کارانه‌تر عمل کرده و نتایج کم‌تری از آن برای ضریب توان به دست می‌آید؛ به این صورت که تصحیح برتون در شرایط مشابه ضریب توان و لامبدای متناظر آن را به ترتیب ۰/۸۷۸ و ۰/۹۱۳ برابر کم‌تر پیش‌بینی می‌کند.

## نمادها

- $A$ : مساحت (متر مربع)؛  
 $F$ : ضریب اتلاف پراتل؛  
 $a$ : ضریب القایی محوری؛  
 $a'$ : ضریب القایی مماسی؛  
 $C_L$ : ضریب برآ؛  
 $C_D$ : ضریب پسا؛  
 $(C_L/C_D)_{\max}$ : نسبت ضریب برآ به پسی بیشینه؛  
 $C_P$ : ضریب توان؛  
 $L$ : نیروی برآ (نیوتن)؛  
 $D$ : نیروی پسا (نیوتن)؛  
 $P$ : توان (وات)؛  
 $T$ : نیروی محوری (نیوتن)؛  
 $Q$ : گشتاور (نیوتن متر)؛  
 $U$ : سرعت سیال (متر بر ثانیه)؛  
 $R$ : شعاع روتور (متر)؛  
 $r$ : شعاع محلی (متر)؛  
 $C(r)$ : توزیع وتر در راستای پره (متر)؛



شکل ۱۸. نیروی برآ در راستای پره برای لامبدهای مختلف.



شکل ۱۹. نیروی پیشران در راستای پره برای لامبدهای مختلف.

می‌شود. نقاط ابتدایی پره در محدوده‌ی استال قرار دارند، بنابراین دور از انتظار نیست که در این نقاط نسبت به نقاط انتهایی پره نیروی برآ کم‌تر باشد. مشاهده می‌شود که در ابتدا روند نمودار صعودی است تا این که نمودار در شعاع ۰/۱۴۴۵ متر به بیشینه‌ی موضعی می‌رسد. مقدار نیروی برآ در این نقطه برابر ۲/۲۹ نیوتون است. سپس نیروی برآ به علت تغییر در روند تغییرات وتر و افزایش احتمال وقوع استال، کاهش یافته و در شعاع ۰/۲۷۹۷ به کم‌ترین مقدار خود می‌رسد. که در آن نیروی برآ برابر ۲/۱۶۵ نیوتون است. در ادامه نمودار روند صعودی به خود گرفته و در شعاع ۰/۷۵۳۷ متر به بیشینه مقدار خود یعنی ۲/۵۵۲ نیوتون می‌رسد. انتظار می‌رود که نقاط ابتدایی پره در محدوده استال قرار داشته باشند، بنابراین در این نقاط نسبت به نقاط انتهایی پره نیروی پسا بیشتر و نیروی برآ کم‌تر است.

شکل ۱۹ نمودار نیروی پیشران را در راستای پره برای لامبدهای مختلف (۴، ۶ و ۸) ارائه می‌کند. در ابتدا دیده می‌شود که نیروی پیشران صعودی است و این صعود با شیب نسبتاً تندی صورت می‌گیرد که به دلیل افزایش طول وتر در نقاط ابتدایی هر پره است. نیروی پیشران پس از رسیدن به مقدار ۰/۱ نیوتون در شعاع بی بعد ۰/۵۰۵۶، دچار کاهش می‌شود. تغییر روند نیروی پیشران را می‌توان به تغییر روند توزیع وتر و کاهشی شدن آن نسبت داد. با انتقال‌گیری از رابطه‌ی ۸ می‌توان مقدار کل نیروی پیشران روتور را در هر لامبدایی محاسبه کرد. مثلاً در نقطه‌ی بهینه‌ی طراحی، مقدار نیروی پیشران توربین باد طراحی شده با فرض ۳ پره، ۲۱/۹۱۲ نیوتون به دست می‌آید.

$\lambda$ : نسبت سرعت نوک پره؛	$\theta_{opt}$ : زاویه ی پیچش بهینه (درجه)؛
$Rhub$ : شعاع توبی (متر)؛	$\phi$ : زاویه جریان (درجه)؛
$Re$ : عدد رینولدز؛	$\rho$ : چگالی (کیلوگرم بر متر مکعب)؛
$B$ : تعداد پره؛	$\eta$ : بازده؛
$\alpha$ : زاویه ی حمله (درجه)؛	$\sigma$ : ضریب استحکام یا صلبیت؛
$\theta$ : زاویه ی پیچش (درجه)؛	$\omega$ : سرعت دورانی روتور (دور بر دقیقه).

## منابع (References)

1. Rezaey, S. "Numerical investigation of a globe control valve and estimating its loss coefficient at different opening states", *European Journal of Computational Mechanics*, **29**(4-6), pp. 549-576 (2021). DOI: <https://doi.org/10.13052/ejcm1779-7179.294610>.
2. Allaei, D. and Andreopoulos, Y. "INVELOX: a new concept in wind Energy harvesting, *Proceeding of ASME 2013 7th International Conference on energy Sustainability & 11th Fuel Cell Science, Engineering and Technology Conference ES-Fuel Cell*, pp. 14-19 (2013).
3. Allaei, D. and Andreopoulos, Y. "INVELOX: description of a new concept in wind power and its performance evaluation", *Energy*, **69**, pp. 336-344 (2014).
4. Allaei, D., Tarnowski, D. and Andreopoulos, Y. "INVELOX with multiple wind turbine generator systems", *Energy*, **93**, pp. 1030-1040 (2015).
5. Sedaghat, A., Waked, A., Assad, H. and et al. Analysis of accelerating devices for enclosure wind turbines. *Int. J. Astronaut. Aeronaut. Eng*, **2**(9), pp.9-23 (2017).
6. Patil, M.N, Ghadage, S.M., Gaikwad, O.R. and et al. Design and Fabrication of Invelox, *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, **6**(6), pp.765-768 (2019).
7. Akour, S.N. and Bataineh, H.O. "Design considerations of wind funnel concentrator for low wind speed regions", *AIMS Energy*, **7**, pp. 728-742 (2019).
8. Solanki, A.L., Kayasth, B.D. and Bhatt, H. "Design modification & analysis for venturi section of INVELOX system to maximize power using multiple wind turbine", *Int J Innovat Res Sci Technol*, **3**, pp. 125-127 (2017).
9. Glauert, H. "The analysis of experimental results in the windmill brake and vortex ring states of an airscrew", HM Stationery Office (1926).
10. Hsiao, F.-B., Bai, C.-J. and Chong, W.-T. "The performance test of three different horizontal axis wind turbine (HAWT) blade shapes using experimental and numerical methods", *Energies*, **6** pp. 2784-2803 (2013).
11. Karimian Aliabadi, S. and Rasekh, S. "Effect of platform disturbance on the performance of offshore wind turbine under pitch control", *Wind Energy*, **23**, pp. 1210-1230 (2020).
12. Karimian, S. and Rasekh, S. "Power and noise performance assessment of a variable pitch vertical axis darrieus type wind turbine", *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, **43**, pp. 1-21 (2021).
13. Asghari, M., Karimian Aliabadi, S. and Hashemi, M. "Study the effect of suction flow control on the aerodynamic performance of a wind turbine using 2D section numerical results", *Sharif Journal of Mechanical Engineering*, **37** pp. 79-89 (2021).
14. Tahani, M., Kavari, G., Masdari, M. and et al. "Aerodynamic design of horizontal axis wind turbine with innovative local linearization of chord and twist distributions", *Energy*, **131**, pp. 78-91 (2017).
15. Branlard, E., *Wind Turbine Aerodynamics and Vorticity-Based Methods: Fundamentals and Recent Applications*, Springer (2017).
16. Manwell, J.F., McGowan, J.G. and Rogers, A.L., *Wind Energy Explained: Theory, Design and Application*, John Wiley & Sons (2010).
17. Burton, T., Jenkins, N., Sharpe, D. and et al., *Wind Energy Handbook*, John Wiley & Sons (2011).
18. SnehalNarendrabhai, P. and Desmukh, T. "Numerical simulation of flow through INVELOX wind turbine system", *International Journal of Renewable Energy Research*, **8**, pp. 291-301 (2018).
19. Tangler, J.L. and Somers, D.M. "NREL airfoil families for HAWTs", National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States) (1995).
20. <http://airfoiltools.com/airfoil/details>.

# بهینه سازی معادله‌ی کلبروک - وایت بر اساس داده‌های تجربی

سعید دریایی (کارشناس ارشد)

محمد اعلایی\* (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۴۰۱)  
دربی ۳-۲، شماره ۲، ص. ۴۷-۵۴، (پژوهشی)

اصطکاک در توزیع سرعت، تنش برشی، لایه‌ی مرزی، افت انرژی و فرسایش نقش مهمی دارد. درافت فشار ضریب اصطکاک رابطه‌ی مستقیم با عدد رینولدز در جریان‌های آرام، توربولانسی و انتقالی از آرام به توربولانسی دارد. به دلیل کاربردهای گسترده‌ی آن، محاسبه‌ی دقیق روابط حاکم بر ضریب اصطکاک دارای اهمیت بسیار زیادی است. تلاش‌های فراوانی برای بهبود معروف‌ترین معادله‌ی ضریب اصطکاک یعنی معادله‌ی کلبروک در قرن گذشته و از دهه‌ی ۱۹۳۰ میلادی صورت پذیرفت، اما تطابق کاملی با داده‌های تجربی حاصل نشد. هدف این تحقیق بهبود معادله‌ی کلبروک و ارائه‌ی معادله‌ی با دقت بیشتر در نواحی رینولدز گسترده‌تر و انطباق آن با داده‌های تجربی و آزمایشگاهی است و تلاش شده است تا با کم‌ترین تغییر در معادله‌ی کلبروک و بیشترین دقت با داده‌های تجربی محاسبات انجام شود. روش مورد استفاده در این تحقیق، بررسی خطا در روابط مختلف در تمامی نواحی رینولدز است. در ۶۳/۵٪ از بازه‌های رینولدز، معادله‌ی تحقیق از آخرین معادلات ارائه شده دقت بیشتری دارد.

واژگان کلیدی: ضریب اصطکاک، معادله‌ی کلبروک، عدد رینولدز، نمودار مودی.

## ۱. مقدمه

در گذشته تجزیه و تحلیل جریان در داخل لوله‌های رسوب گرفته، اندازه‌گیری میزان اصطکاک و محاسبات مربوط به لوله‌های دایره‌ای و غیردایره‌ای و همچنین شناخت نوع جریانی که درون لوله‌ها به وجود می‌آید، از اهمیت بسیاری در بین مهندسان برخوردار بود.<sup>[۱]</sup> آبی که به وسیله‌ی خطوط لوله انتقال می‌یابد و حتی خونی که در بدن ما در جریان است همگی به دلیل اصطکاک دچار افت فشار می‌شوند. امروزه گسترش فزاینده‌ی خطوط و شبکه‌های جریان سیالات اهمیت شناخت مسائل مرتبط با این موضوع را بیشتر آشکار می‌سازد. ژولیوس ویزباخ<sup>۱</sup> در سال ۱۸۴۵ ارتباطی بین سرعت، ثابت ویزباخ، قطر و طول لوله یافت. از آن پس بسیاری تلاش کردند که ثابت ویزباخ را محاسبه کنند.<sup>[۲]</sup> ویلیام داریسی<sup>۲</sup> (۱۸۷۵) همگام با ویزباخ مطالعاتی در این خصوص انجام داد و به لطف نتایجی که رینولدز<sup>۳</sup> به دست آورده بود موفق به محاسبه‌ی ضریب اصطکاک یا همان ثابت ویزباخ شد<sup>[۳]</sup> که برای جریان‌های آرام تا رینولدز  $2 \times 10^3$  قابل ارجاع و مسبب پیشرفت‌های خوبی بود. پس از آن بلازیوس<sup>۴</sup> (۱۹۱۳) برای لوله‌های صیقلی (بدون زبری) برای رینولدز  $10^3 \times 4$  تا  $10^8 \times 8$  معادله‌ی ارائه کرد.<sup>[۴]</sup>

در نهایت ون‌کارمن<sup>۵</sup> (۱۹۳۰) با داده‌هایی که نیکورادزه<sup>۶</sup> از آزمایش‌های

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۸/۲۹، اصلاحیه ۱۴۰۰/۱۱/۲۳، پذیرش ۱۴۰۰/۱۲/۲۱.

DOI:10.24200/J40.2022.58681.1611

saeed.daryaei.1980@gmail.com  
aelaei@ssau.ac.ir

خود به دست آورده بود معادله‌ی دقیق‌تر ارائه کرد.<sup>[۵]</sup> اما تمامی معادله‌های ارائه شده برای لوله‌هایی کاربرد داشتند که در آنها از زبری سطح لوله صرف نظر شده بود. ون‌کارمن (۱۹۳۳) بار دیگر با همان داده‌هایی که نیکورادزه به دست آورده بود، برای لوله‌هایی با زبری مختلف، معادله‌ی پیشنهاد داد که در آن نسبت زبری با نمایه  $\frac{\epsilon}{D}$  نشان داده شد. کلبروک و وایت<sup>۷</sup> (۱۹۳۷) هم نشان دادند که برای نسبت‌های زبری مختلف می‌توان معادله‌ی دقیق‌تری محاسبه کرد.<sup>[۶]</sup>

مودی<sup>۸</sup> (۱۹۴۴) معادله‌ی محاسبه شده را به صورت نمودار ترسیم کرد.<sup>[۷]</sup> در این نمودار، خطوط با نسبت‌های زبری مختلف و در رینولدزهای مشخص ترسیم شده‌اند. چنان که مشاهده می‌شود با افزایش نسبت زبری در رینولدزهای پایین، ضریب اصطکاک بزرگ‌تر است، ولی وایت (۱۹۴۴) بر اساس تجربیات شخصی خود دریافت که تعیین زبری یک لوله، کاری بسیار دشوار و طاقت‌فرساست. وی نشان داد که نمودار مودی در حالت کلی تنها تا ۱۵٪ قابل اعتماد است. با این حال امروزه بعد از قریب به ۷۰ سال هنوز به این معادله و نمودار رجوع می‌شود.<sup>[۸]</sup>

در دهه‌های گذشته چندین تقریب برای معادله‌ی کلبروک و وایت پیشنهاد شده است و هنوز هم ارائه‌ی معادلات جدید ادامه دارد. از رویکردهای جدید می‌توان انتظار داشت که هزینه‌های محاسباتی کم‌تری تحمیل شود.

میانگین تقریبی دقت با بیشترین خطای نسبی کم‌تر از ۲/۵٪ توسط چندین

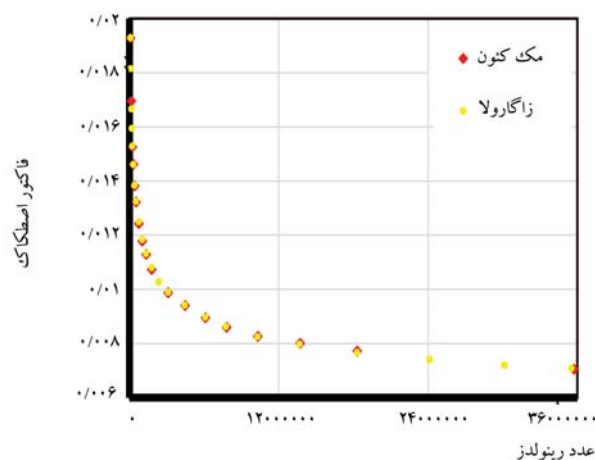
محقق پیشنهاد شده است که معروف‌ترین آنها معادلات چرچیل<sup>۹</sup> (۱۹۷۳)، سوامی و جین<sup>۱۰</sup> (۱۹۷۶)، هالند<sup>۱۱</sup> (۱۹۸۳)، شیخ<sup>۱۲</sup> (۲۰۱۵)، آفر - آلابی<sup>۱۳</sup> (۲۰۱۶)، وطنخواه<sup>۱۴</sup> (۲۰۱۸) و عزیزی و همکاران<sup>۱۵</sup> (۲۰۱۸) است. به هرحال تلاش برای ارائه‌ی یک راه حل ساده و کامل برای ضریب اصطکاک از اهمیت عملی برخوردار خواهد بود. معادله‌ی آفر - آلابی برای عامل اصطکاک بر دقت و کارایی محاسباتی تمرکز می‌کند. وطنخواه و عزیزی نیز راه حل‌های تحلیلی برای معادله‌ی کلبروک را با کمترین تعداد لگاریتم‌های طبیعی و توان‌های غیرصحیح<sup>۱۶</sup> (با هزینه محاسباتی کمتر) پیشنهاد کردند.<sup>[۹]</sup> اما بر اساس تجزیه و تحلیل مقایسه‌ی انجام شده در بین ۴۲ معادله‌ی صریح مختلف ارائه شده برای برآورد ضریب اصطکاک کلبروک، راه حل نیازکار<sup>۱۷</sup> (۲۰۱۹) دقیق‌ترین معادله است.

## ۲. مشاهدات آزمایشگاهی

داده‌هایی که در این تحقیق از آنها بهره گرفته شده‌اند مربوط به نتایج دو آزمایش مستقیمی است که به دو روش در دانشگاه پرینستون<sup>۱۸</sup> به کوشش زاگارولا - مک‌کتون - اسمیت و دانلی<sup>۱۹</sup> در  $Re(3/554 \times 10^4 \times 10^4)$  و مک‌کتون - لی - ژیانگ - موریسون و اسمیت<sup>۲۰</sup> در  $Re(3/5724 \times 10^7)$  و  $7/4345 \times 10^4$  انجام شده است. هر دو داده در شکل ۱ رسم و با یکدیگر مقایسه شده است. در دانشگاه ارگان<sup>۲۱</sup> نیز آزمایش مشابهی توسط سوانسون<sup>[۱۰]۲۲</sup> در محدوده‌ی رینولدز ۱۱ تا  $10^6 \times 10^5$  و با به‌کارگیری ابزار دقیق در لوله‌ی صیقلی و جریان آرام انجام شد. شریط آزمایش و هندسه‌ی هر دو لوله چنین بود:

لوله پرینستون ۲۵ تن وزن داشت و با هوای فشرده پر شده بود و در لوله‌های ارگان با دماهای متفاوت برای رینولدزهای پایین مخلوطی از گازهای هلیوم، نیتروژن، دی‌اکسید کربن، اکسیژن و هگزا فلوراید سولفور در نظر گرفته شده بود و برای رینولدزهای بالا نیز از هلیوم مایع استفاده شده بود. لوله‌ها وزنی در حدود یک انس داشتند.<sup>[۱۱]</sup>

قطر لوله‌های صیقلی برابر ۶۴/۶۸ میلی‌متر و ضخامت زبری آنها ۰/۱۵ میکرومتر بود (در این تحقیق برای مقایسه‌ی میزان دقت و همخوانی روابط از مقادیر لوله‌ی صیقلی استفاده شده است)، لوله‌های زبر نیز قطری برابر ۶۴/۹۲ میلی‌متر و ضخامت زبری ۵ میکرومتر داشتند.<sup>[۱۲]</sup>



شکل ۱. مقایسه‌ی داده‌های مرجع.

## ۳. معرفی و تحلیل معادلات مختلف

نیکورادزه (۳-۱۹۳۲) آزمایش معروف خود را با شش لوله‌ی محتوای آب و با مقادیر مختلف زبری (ایجاد زبری با استفاده از دانه‌های شن و ماسه) انجام داد. انتقال جریان در آن آزمایش از آرام به مغشوش انجام شد.<sup>[۱۳]</sup>

جوزف و یانگ<sup>۲۳</sup> با داده‌های نیکورادزه نشان دادند که عدد رینولدز و ضریب اصطکاک در جریان توربالانسی در لوله‌ی صیقلی با داده‌های جریان آرام در لوله‌ی زبر همخوانی دارد.<sup>[۱۴]</sup> کلبروک و مودی (۱۹۳۷) بر روی نتایج نیکورادزه در ناحیه‌ی انتقال جریان از آرام به مغشوش در لوله‌های صیقلی و زبر مطالعات بسیاری انجام دادند و از نتایج به دست آمده، معادله‌های ریاضی و نمودارهای مرتبط با آن را ترسیم کردند. تا به امروز بسیاری از دانشمندان و ریاضی‌دانان نیز سعی در بهبود معادله‌ی آنها دارند.<sup>[۱۵]</sup>

معادله‌های ۱ تا ۴ در محدوده‌های رینولدزی مشخص با دقتی بسیار زیاد و قابل قبول برای داده‌های به دست آمده از زاگارولا در ذیل ارائه شده است.<sup>[۱۶]</sup>

از دهه‌ی ۷۰ و ۸۰ میلادی با استفاده از رایانه‌های پیشرفته، حل معادلات با روش صریح<sup>۲۴</sup> امکان پذیر شد. حل‌های دشوار و پیچیده<sup>[۱۷]۱۶</sup> و حتی با دقت بالا<sup>[۱۹]۱۸</sup> نیز به راحتی امکان پذیرند. علی‌رغم فراوانی و تعدد معادله‌های ریاضی برای محاسبه‌ی ضریب اصطکاک، تعداد محدود و پرکاربردی که در علوم مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند در معادلات ۵ تا ۱۶ نشان شده است.<sup>[۱۱]</sup> دقت برخی از آن معادلات در محدوده‌های رینولدزی مختلف در مرجع<sup>[۲۰]</sup> ذکر شده است.

ضریب اصطکاک و محدوده رینولدز (مطابق با زاگارولا):

$$\lambda = \frac{64}{Re} \quad \text{Re} < 2300 \quad (1)$$

$$\lambda = \frac{64}{Re} \times 10^{-16} \times Re^2 \quad 2300 < Re < 3050 \quad (2)$$

$$\lambda = 0.351 \times Re^{-0.255} \quad 3050 < Re < 240000 \quad (3)$$

$$\lambda = 0.118 \times Re^{-0.165} \quad 240000 < Re \quad (4)$$

نمونه‌یی از روابط کاربردی:

کلبروک (۱۹۳۷)

$$\lambda = \frac{0.25}{\log \left( \frac{\epsilon}{3.7D} + \frac{2.51}{Re\sqrt{\lambda}} \right)} \quad (5)$$

یک (۱۹۶۳)

$$\frac{1}{\lambda} = -2 \log \left( \frac{\epsilon}{3.715D} + \frac{15}{Re} \right) \quad (6)$$

بار (۱۹۷۱)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left( \frac{\epsilon}{3.7D} + \frac{5.51}{Re^{0.892}} \right) \quad (7)$$

چرچیل (۱۹۷۳)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left( \frac{\epsilon}{3.715D} + \left( \frac{7}{Re} \right)^{0.9} \right) \quad (8)$$

جین (۱۹۷۶)

$$10^{-6} \langle \text{Re} \rangle^{10^{-2}} \text{ و } 5 \times 10^3 \langle \text{Re} \rangle^{10^8} \quad (17)$$

معادله‌ی کلیبروک یک رابطه‌ی ضمنی<sup>۲۵</sup> است که نیاز به یک حل عددی تقریبی یا یک راه حل تحلیلی دقیق برای تخمین عامل اصطکاک دارد. میکاتا ووالچاک<sup>۲۶</sup> (۲۰۱۷) پیشنهاد وجود سه نوع راه حل برای معادله‌ی کلیبروک را ارائه کردند. راه حل‌های نسل اول مطابق تقریب‌ها و براساس تنظیم منحنی‌ها با داده‌های به دست آمده از معادله‌ی کلیبروک است. راه حل‌های نسل دوم مطابق با راه حل‌های ارائه شده توسط برکیچ<sup>۲۷</sup> (۲۰۱۱) براساس تابع دلبیو لامبرت<sup>۲۸</sup>، راه حل بوید<sup>۲۹</sup> (۲۰۱۷) با استفاده از تابع جابه‌جایی، راه حل بری و همکاران<sup>۳۰</sup> (۲۰۰۰) و در نهایت راه حل پیشنهادی ونیتسکی<sup>۳۱</sup> (۲۰۰۳) ارائه می‌شود. راه حل‌های نسل سوم با تخمین و براساس راه حل‌های تحلیلی دقیق با معادله‌ی کلیبروک مطابقت دارد.<sup>[۳۲]</sup>

همه‌ی معادله‌های ارائه شده و مورد استفاده فقط در یک بازه خاص، از دقت یا از خطای کم‌تری برخوردارند. بنابراین ارائه‌ی معادله‌ی که بازه رینولدزی بیشتری را پوشش دهد کاربرد فراوان‌تری خواهد داشت. در این تحقیق سعی شده است که همه‌ی نواحی رینولدزی که امکان بیشتری خطا در آنها وجود دارند، مخصوصاً در نواحی رینولدزی بالا و محدوده‌هایی که کاربردی‌ترند، مشخص شوند و معادله در آن قسمت‌ها تصحیح شود.

به کمک نرم‌افزار مهندسی گراف<sup>۳۲</sup> (برنامه‌ی متن باز<sup>۳۳</sup> است که از آن برای ترسیم نمودارهای ریاضی و استخراج توابع در سیستم مختصات استفاده می‌شود و همچنین امکان انجام برخی محاسبات ریاضی روی توابع را نیز فراهم می‌کند) داده‌های مرجع با روش نسل اول به صورت نمودار ترسیم شدند. برای استخراج معادله‌ی که انطباق بیشتری با داده‌ها داشته باشد، ضروری است با استفاده از شناخت نقاط شکست و خطا در معادلات گذشته و تأثیر ضرایب عددی و توانی در معادلات لگاریتمی، معادله‌ی دقیق‌تری ارائه شود. بدین منظور برای جایگزینی با معادله‌ی وطنخواه (۲۰۱۸)، عزیزی (۲۰۱۸) و نیازکار (۲۰۱۹) آخرین معادله‌ی دقیق حاضر، یعنی معادله‌ی ۱۸ برای برخی از نواحی رینولدزی ارائه می‌شود.

$$\lambda = \left( \frac{1,325}{\left[ \text{Ln} \left( \frac{\varepsilon}{4,7D} + \frac{5,74}{\text{Re}^{0,9}} \right) \right]^2} \right) + 0,000234 \quad (18)$$

$$4 \times 10^3 \langle \text{Re} \rangle^3 \times 10^4 \text{ و } 10^{-6} \langle \varepsilon \rangle / D^{0,5}$$

## ۵. نتایج و بحث

میزان انطباق معادله‌ی تحقیق حاضر با هر سه داده‌ی آزمایشگاهی پرینستون (زاگارولا - مک‌کئون - اسمیت و دانلی)، (مک‌کئون - لی - ژانگ - موریسون و اسمیت) و دانشگاه ارگان (سوانسون) و همچنین مقدار دقت آن با معادله‌ی کلیبروک در محدوده‌های مختلف رینولدزی به کمک تحلیل نموداری مقایسه و بررسی می‌شود.

در شکل ۲ کلیه معادلات مرجع مطرح شده در این تحقیق از جمله معادله‌ی نیازکار که آخرین معادله‌ی پیشنهادی دقیق است، با داده‌های آزمایشگاهی از  $3,113 \times 10^4 \langle \text{Re} \rangle^{3,554} \times 10^7$  تماماً مقایسه و ترسیم شده‌اند. به‌طور مشخص

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left( \frac{\varepsilon}{3,715D} + \left( \frac{6,943}{\text{Re}} \right)^{0,9} \right)^{[25]} \quad (9)$$

سووامی (۱۹۷۶)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left( \frac{\varepsilon}{3,7D} + \frac{5,74}{\text{Re}^{0,9}} \right)^{[26]} \quad (10)$$

هالند (۱۹۸۳)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -1,8 \log \left( \left( \frac{\varepsilon}{3,7D} \right)^{1,11} + \frac{6,9}{\text{Re}} \right)^{[27]} \quad (11)$$

شیخ (۲۰۱۵)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = 0,25 \times \left[ \log \left( \frac{\varepsilon}{3,7D} + \frac{2,51}{\left[ 1,14 - 2 \log \left( \frac{\varepsilon}{D} \right)^{-2} \text{Re} \right]} \right) \right]^{[28]} \quad (12)$$

آفر - آلابی (۲۰۱۶)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left\{ \frac{\varepsilon}{3,71D} - \frac{1,975}{\text{Re}} \left[ \text{Ln} \left( \left( \frac{\varepsilon}{3,93D} \right)^{1,92} + \frac{7,627}{\text{Re} + 395,9} \right) \right] \right\}^{[29]} \quad (13)$$

وطنخواه (۲۰۱۸)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = 0,8686 \text{Ln} \left( \frac{0,3982 \text{Re}}{\left( S - 0,645 \right)^{1,92} + 0,39} \right) \quad (14)$$

$$S = 0,12363 \text{Re} \left( \frac{\varepsilon}{D} \right) + \text{Ln} (0,3982 \text{Re})^{[30]}$$

عزیزی (۲۰۱۸)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = 1,805 \log \left( \left( \frac{\varepsilon}{D} \right)^{1,108} + \left( \frac{5,164}{\text{Re}^{0,966}} \right) \right)^{[31]} \quad (15)$$

نیازکار (۲۰۱۹)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = A - \frac{(B-A)^2}{C-2B+A}$$

$$A = -2 \log \left( \frac{\varepsilon}{3,7D} + \frac{7,5547}{\text{Re}^{0,4547}} \right)$$

$$B = -2 \log \left( \frac{\varepsilon}{3,7D} + \frac{7,551A}{\text{Re}} \right)$$

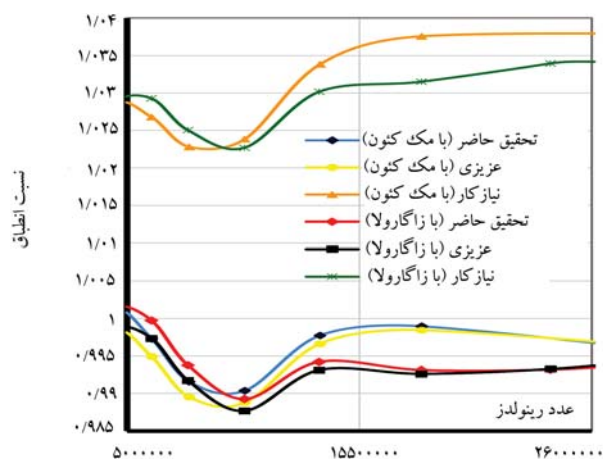
$$C = -2 \log \left( \frac{\varepsilon}{3,7D} + \frac{7,551B}{\text{Re}} \right)^{[A]} \quad (16)$$

## ۴. بهبود معادله

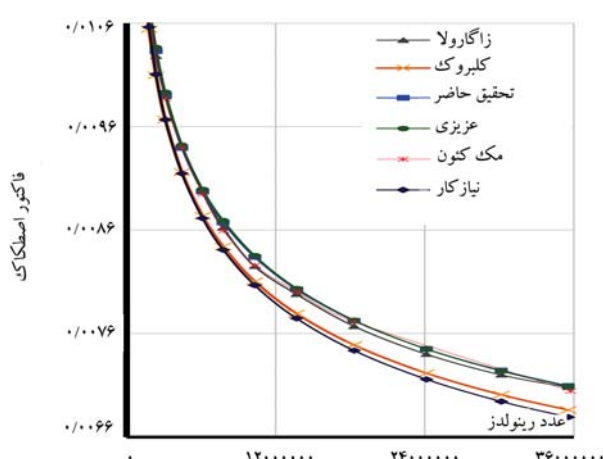
معادله‌ی ۱۷ شکل صریح معادله‌ی کلیبروک - وایت، رایج‌ترین معادله برای محاسبه‌ی مقدار  $\lambda$  را نشان می‌دهد.<sup>[۳۲]</sup>

$$\lambda = \frac{1,325}{\left[ \text{Ln} \left( \frac{\varepsilon}{3,7D} + \frac{5,74}{\text{Re}^{0,9}} \right) \right]^2}$$

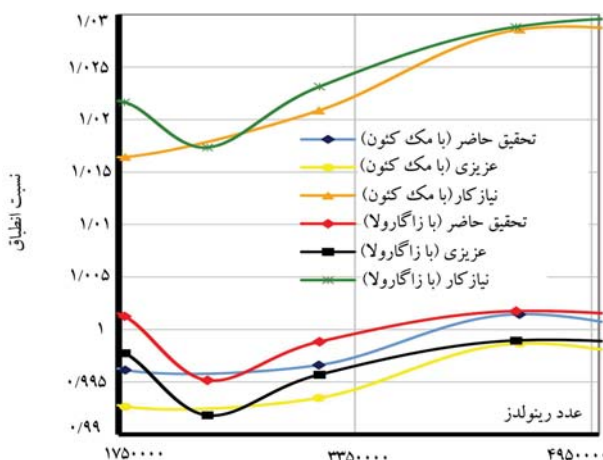




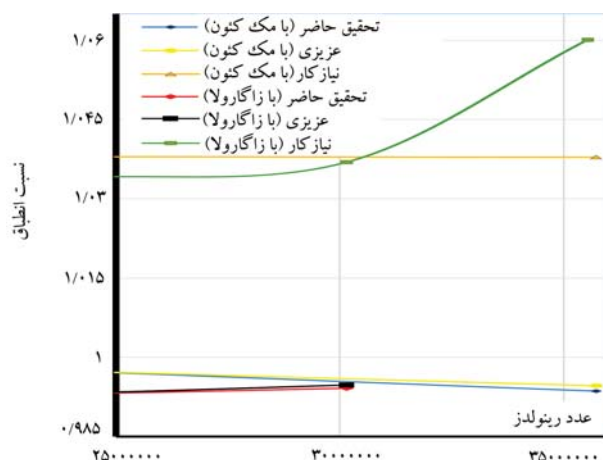
شکل ۴. معادله‌ی عزیز و تحقیق حاضر در  $(2.5 \times 10^6) \text{Re}$ .



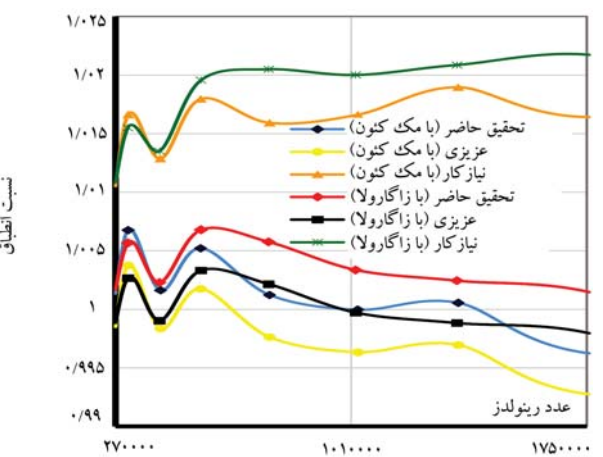
شکل ۵. معادله‌ی کپروک، تحقیق حاضر و عزیز با داده‌های تجربی.



شکل ۶. معادله‌ی عزیز و تحقیق حاضر در  $(5 \times 10^6) \text{Re}$ .



شکل ۷. معادله‌ی عزیز و تحقیق حاضر در  $(3.554 \times 10^7) \text{Re}$ .



شکل ۸. معادله‌ی عزیز و تحقیق حاضر در  $(1.75 \times 10^6) \text{Re}$ .

معادله‌ی ارائه شده در تحقیق حاضر از دقت بالاتری برخوردار است، اما با توجه به همخوانی و انطباق بسیار زیاد معادله‌ی تحقیق حاضر، عزیز و نیازکار با داده‌های آزمایشگاهی لازم است در بازه‌های رینولدزی مختلف میزان دقت هر معادله به طور مجزا مورد بررسی قرار گیرد.

در شکل ۳ و در محدوده‌ی  $(3.554 \times 10^7) \text{Re}$  معادله‌ی تحقیق حاضر با داده‌های زاگارولا و مک‌کون همخوانی و تطابق کم‌تری نسبت به معادله‌ی عزیز دارد. اما در محدوده‌ی رینولدزی  $(3.554 \times 10^7) \text{Re}$  با  $3.1131 \times 10^4$  فقط در بازه  $(2.7 \times 10^5) \text{Re}$  است که همخوانی درست و دقیقی ارائه نمی‌دهد ولی در سایر نواحی از معادله‌ی نیازکار دقت و تطابق بیشتری نشان می‌دهد.

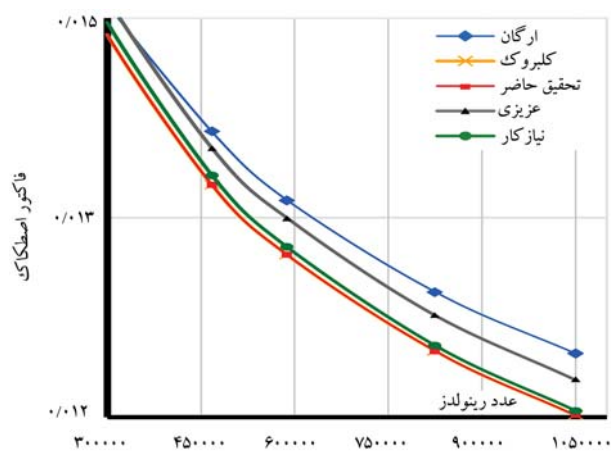
در شکل‌های ۴ و ۵ نتایج حاصله در محدوده‌ی  $(2.5 \times 10^6) \text{Re}$  و  $(5 \times 10^6) \text{Re}$  نشان می‌دهد که داده‌های زاگارولا و مک‌کون همخوانی و تطابق بیشتری با معادله‌ی تحقیق حاضر نسبت به معادله‌ی عزیز و نیازکار دارد.

در شکل‌های ۶ و ۷ نتیجه و همخوانی مشخصی با بررسی نمودارهای ترسیم شده در محدوده‌ی رینولدزی  $(1.75 \times 10^6) \text{Re}$  با  $3.1131 \times 10^4$  حاصل نمی‌شود، به عبارت دیگر معادله‌ی تحقیق حاضر در  $(1.75 \times 10^6) \text{Re}$  با  $2.7 \times 10^5$  با داده‌های مک‌کون در  $(2.7 \times 10^5) \text{Re}$  و با داده‌های زاگارولا تطابق بیشتری دارند. بنابراین در این تحقیق برای بررسی دقیق‌تر در محدوده‌ی

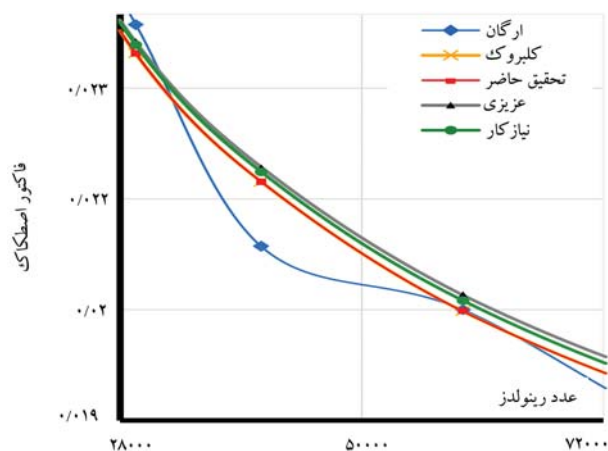
$(1.05 \times 10^6) \text{Re}$  از داده‌های ارگان استفاده می‌شود. در شکل ۸ با بررسی داده‌های زاگارولا و مک‌کون در محدوده‌ی  $1.75 \times 10^6 \text{Re}$  دقت معادله‌ی تحقیق حاضر، به معادله‌های نیازکار و عزیز نشان داده می‌شود.

چنان که در شکل ۹ نشان داده شده، داده‌های ارگان در محدوده‌ی  $7.2 \times 10^6 \text{Re}$

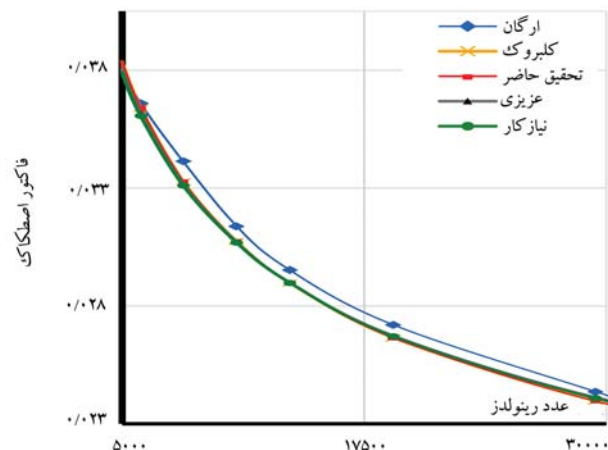




شکل ۱۰. میزان دقت نسبت به زاگارولا ( $Re(2.4 \times 10^7)$ ) در  $(1.7 \times 10^6)$ .



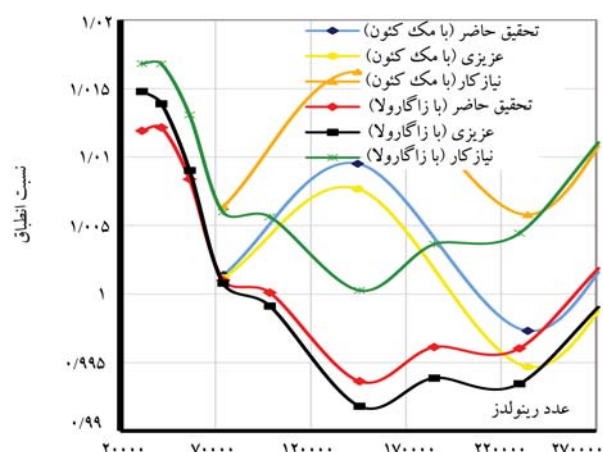
شکل ۱۱. میزان دقت نسبت به زاگارولا ( $Re(7.2 \times 10^4)$ ) در  $(2.8 \times 10^4)$ .



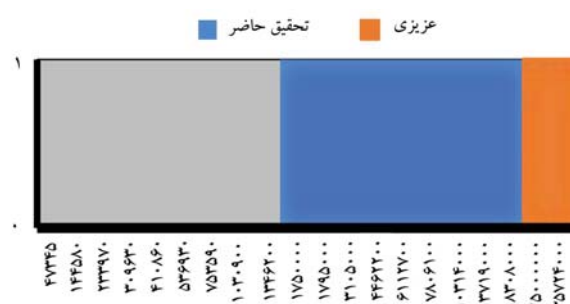
شکل ۱۲. میزان دقت نسبت به زاگارولا ( $Re(2.8 \times 10^4)$ ) در  $(5 \times 10^3)$ .

در شکل ۱۴ دقت و همخوانی معادله‌ی تحقیق حاضر با داده‌های تجربی ارگان در طول بازه‌ی ( $Re(1.05 \times 10^6)$ ) نسبت به معادله‌ی عزیزی نشان داده شده است.

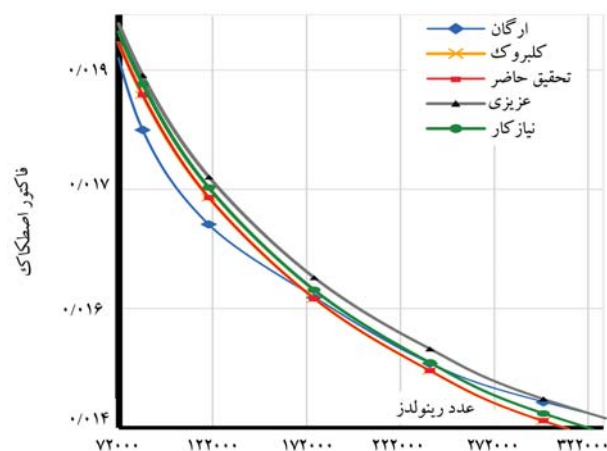
شکل ۱۵ نتیجه‌ی نهایی مقاله حاضر را نشان می‌دهد. محدوده‌ی دقت معادله‌ی تحقیق حاضر نسبت به معادله‌ی عزیزی در محدوده‌ی  $3.1131 \times 10^4$



شکل ۷. معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در  $Re(2.7 \times 10^5)$  در  $(3.113 \times 10^4)$ .



شکل ۸. دقت معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در  $Re(3.554 \times 10^7)$  در  $(1.75 \times 10^7)$ .



شکل ۹. میزان دقت نسبت به زاگارولا ( $Re(3.554 \times 10^7)$ ) در  $(2.4 \times 10^7)$ .

$Re(3.5 \times 10^5)$  تطابق بیشتری با معادله‌ی تحقیق حاضر نسبت به معادله‌ی عزیزی و نیازکار دارد.

در شکل ۱۰ مشاهده می‌کنیم که در محدوده‌ی  $Re(1.05 \times 10^6)$  در  $3 \times 10^5$  ارگان تطابق بیشتری با معادله‌ی عزیزی و نیازکار نسبت به معادله‌ی تحقیق حاضر دارد و معادله‌ی تحقیق حاضر همخوانی کم‌تری با ارگان دارد.

شکل ۱۱ در  $Re(2.8 \times 10^4)$  دقت معادله‌ی تحقیق حاضر را نشان می‌دهد. همچنین نتایج حاصله از نمودارهای ترسیم شده شکل‌های ۱۲ و ۱۳ در محدوده  $Re(7.2 \times 10^4)$  در  $2.8 \times 10^4$  دقت معادله‌ی عزیزی و نیازکار را نمایش می‌دهند.

## ۶. نتیجه‌گیری

برای ارائه‌ی معادله‌ی که میزان افت فشار در لوله‌ی که سیال از آن عبور می‌کند، محاسبه‌ی اثرات توزیع سرعت، تنش برشی و لایه‌ی مرزی ضروری است. در بخش مقدمه‌ی مقاله، مطالعاتی که در گذشته برای ارائه‌ی معادله و یا روش محاسبه‌ی افت فشار انجام گرفته بود، معرفی شد. سپس با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی معتبر سعی در بهینه‌سازی معادله‌ی کلبروک و انتخاب روش حل تحلیلی و تخمین، معادله‌ی ارائه شده که برای محاسبه‌ی ضریب اصطکاک در لوله‌های انتقال سیالات به واقعیت نزدیک‌تر است. سپس برای تحلیل نتایج، مقایسه‌ی بین معادله‌ی تحقیق حاضر یعنی معادله‌ی ۱۸ و آخرین معادلات معتبر و دقیق ارائه شده (معادلات عزیز و نیازکار) در نواحی مختلف رینولدزی انجام شد و میزان خطای هر محدوده مورد بررسی قرار گرفت. در  $63/5\%$  از نواحی داده‌های رینولدزی وجود دارد و تنها در  $36/5\%$  معادله‌ی عزیز از دقت بیشتری برخوردار است. در بررسی انطباق معادله‌ی نیازکار نیز از ابتدا جز در نواحی محدودی، دقت معادله‌ی این تحقیق بیشتر بود. نتیجه‌ی نهایی در این پژوهش علاوه بر بهبود معادله‌ی کلبروک، به دلیل محاسبه‌ی درست و دقیق ضریب اصطکاک، باعث کاهش تحمیل هزینه‌های فراوان و همچنین کاهش اتلاف انرژی در لوله‌های انتقال سیالات به کاربران و محققان می‌شود.

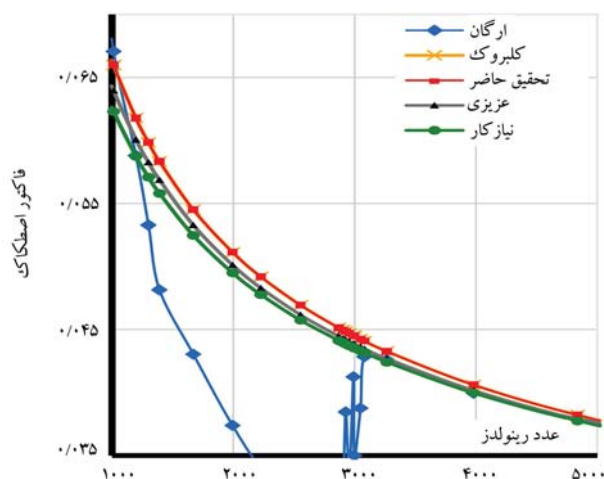
## فهرست علائم

### • علائم انگلیسی

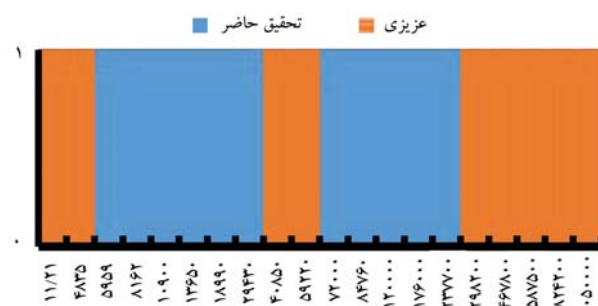
- $D$ : قطر لوله  $m$ ؛
- $g$ : ثابت گرانش؛
- $h_l$ : تابع سیال؛
- $L$ : طول لوله  $m$ ؛
- $Re$ : عدد رینولدز؛
- $v$ : سرعت نسبی سیال  $\frac{m}{s}$ .

### • علائم یونانی

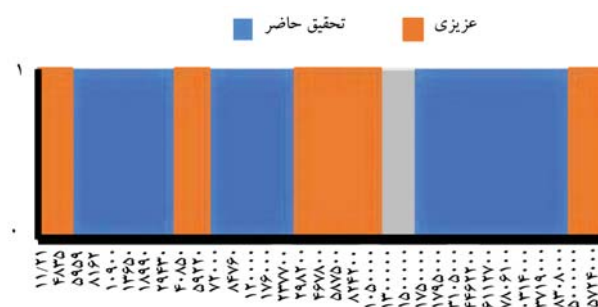
- $\lambda(f)$ : ضریب اصطکاک (ثابت ویزباخ)؛
- $\rho$ : چگالی  $\frac{kg}{m^3}$ ؛
- $\varepsilon$ : زبری سطح  $m$ .



شکل ۱۳. میزان دقت نسبت به زاگارولا ( $Re(5 \times 10^3)$ ).



شکل ۱۴. دقت معادله‌ی تحقیق حاضر و عزیز در ( $Re(1/05 \times 10^6)$ ).



شکل ۱۵. دقت معادله‌ی تحقیق حاضر و عزیز در ( $Re(3/5724 \times 10^7)$ ).

$Re(3/554 \times 10^7)$  ترسیم شده است. (بازه خاکستری در تحقیق حاضر با زاگارولا و ارگان همخوانی بیشتر و با مک‌کثون تطابق کم‌تری دارد).

## پانویس‌ها

1. Julius Weisbach
2. Darcy
3. Reynolds
4. Blasius
5. Von Karman
6. Nikuradse
7. Colebrook & White
8. Moody
9. Churchill

10. Swamee & Jain
11. Haaland
12. Sheikh
13. Offor & Alabi
14. Vatankhah
15. Azizi et al
16. non integer powers
17. Niazkar
18. Princeton
19. MSZD (McKeon-Smits -Zaragola-Donnelly)
20. (McKeon-Li-Jiang -Morrison-Smits)
21. Oregon
22. Swanson
23. Joseph & Yang
24. Explicit
25. implicit
26. Mikata & walczak
27. Brkić
28. Lambert's W function ( $W \exp(W) = x \leftrightarrow W = W(x)$ )
29. Boyd
30. Barry
31. Winitzki
32. Graph
33. Open source

## منابع (References)

1. Li, a. W. H. S. "United formula for the friction factor in the turbulent region of pipe flow", *State Key of Water Resource and Hydro power Engineering Science*, **11**(5), p. 430072 (2016).
2. Weisbach, J.L., *Lehrbuch Der Ingenieur-und Maschinen-Mechanik*, Theoretische Mechanik: Druck und Verlag von Friedrich Vieweg und Sohn (1845).
3. Darcy, H., *Recherches Expérimentales Relatives au Mouvement de L'eau Dans Les Tuyaux*, Mallet - Bachelier (1857).
4. Blasius, H., *Das Ähnlichkeitsgesetz bei Reibungsvorgängen in Flüssigkeiten. Heft 131, Forsch. Arb. Ing. Wes., Berlin.* (1913).
5. Kármán, T.V. "Mechanische ähnlichkeit und turbulenz", *Math.-Phys. Klasse* (1930).
6. Colebrook, a. C. M. W. C. F. "Experiments with fluid friction in roughened pipes", *Proceedings of the Royal Society of London. Series A-Mathematical and Physical Sciences*, **161**, pp. 367-381 (1937).
7. Brown, G.O. "The history of the Darcy-Weisbach equation for pipe flow resistance", *Environmental and Water Resources History*, pp. 34-43 (2003).
8. Niazkar, M. "Revisiting the estimation of colebrook friction factor: a comparison between artificial intelligence models and C-W based explicit equations", *KSCE Journal of Civil Engineering*, **23**(10), pp. 4311-4326 (2019).
9. Moody, L.F. "Friction factors for pipe flow", *Trans. Asme*, **66**, pp. 671-684 (1944).
10. Swanson, C.J., Julian, B., Ihas, G.G. and et al. "Pipe flow measurements over a wide range of reynolds numbers using liquid helium and various gases", *J. Fluid Mech*, **461**, pp. 51-60 (2002).
11. McKeon, B., Swanson, C., Zagarola, M. and et al. "Friction factors for smooth pipe flow", *Journal of Fluid Mechanics*, **511**, pp. 41-44 (2004).
12. Basse, N.T. "Turbulence intensity and the friction factor for smooth-and rough-wall pipe flow", *Fluids*, **2**, p. 30 (2017).
13. Nikuradse, J., *Laws of Flow in Rough Pipes*, Washington, DC, USA, (1933).
14. Yang, B.H. and Joseph, D.D. "Virtual nikuradse", *Journal of Turbulence*, **10**, p. 11 (2009).
15. Beluco, A. and Schettini, E.B.C. "An improved expression for a classical type of explicit approximation of the Colebrook White equation with only one internal iteration", *International Journal of Hydraulic Engineering*, **5**(1), pp. 19-23 (2016).
16. Sonnad, a. C. T. G. J. R. "Constraints for using lambert W function-based explicit Colebrook-White equation", *Journal of Hydraulic Engineering*, **130**(9), pp. 929-931 (2004).
17. Joseph, D.D. and Yang, B.H. "Friction factor correlations for laminar, transition and turbulent flow in smooth pipes", *Physica D: Nonlinear Phenomena*, **239**(14), pp. 1318-1328 (2010).
18. Brkić, D. "A note on explicit approximations to Colebrook's friction factor in rough pipes under highly turbulent cases", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **93**, pp. 513-515 (2016).
19. Yıldırım, G. "Computer-based analysis of explicit approximations to the implicit Colebrook-White equation in turbulent flow friction factor calculation", *Advances in Engineering Software*, **40**(11), pp. 1183-1190 (2009).
20. Winning, a. T. C. H. K. "Explicit friction factor accuracy and computational efficiency for turbulent flow in pipes", *Flow Turbulence and Combustion*, **90**(1), pp. 1-27 (2013).
21. Eck Pecornik, B. "Technische Str mungslehre", Springer, p. 324 (1973).
22. Barr, D. and White, C. "Solutions of the Colebrook-White function for resistance to uniform turbulent flow", *Proceedings of the Institution of Civil Engineers*, **71**(2), pp. 529-535 (1981).
23. Barr, D. "Technical note. new forms of equation for the correlation of pipe resistance data", *Proceedings of the Institution of Civil Engineers*, **53**(2), pp. 383-390 (1972).
24. Churchill, S.W. "Empirical expressions for the shear stress in turbulent flow in commercial pipe", *AIChE Journal*, **19**(2), pp. 375-376 (1973).
25. Jain, A.K. "Accurate explicit equation for friction factor", *Journal of the Hydraulics Division*, **102**(5), pp. 674-677 (1976).
26. Swamee, a. A. K. J. P. K. "Explicit equations for pipe-flow problems", *Journal of The Hydraulics Division*, **102**(5), pp. 657-664 (1976).

27. Haaland, S.E. "simple and explicit formulas for the friction factor in turbulent pipe flow", *Journal of Fluids Engineering*, **105**(1), pp.89-90 (1983).
28. Shaikh, M.M., Massan, S.R. and Wagan. A.I. "A new explicit approximation Colebrook's friction factor in rough pipes under highly turbulent cases", *Int J Heat Mass Transfer*, **88**, pp. 538-543 (2015).
29. Offor, U. and Alabi, S. "Performance evaluation of the explicit approximations of the implicit colebrook equation", *International Journal of Research in Engineering and Technology*, **5**, pp. 1-12 (2016).
30. Vatankhah, A.R. and Kouchakzadeh, S. "Discussion of "Turbulent flow friction factor calculation using a mathematically exact alternative to the Colebrook-White equation" by Jagadeesh R. Sonnad and Chetan T. Goudar", *Journal of Hydraulic Engineering*, **134**, pp. 1178-1187 (2008).
31. Azizi, N., Homayoon, R. and Hojjati, M.R. "Predicting the Colebrook-White friction factor in the pipe flow by new explicit correlations", *Journal of Fluids Engineering*, **141**(051201-051208) (2018).
32. Colebrook, C. "Friction factors for pipe flow", *Inst. Civil Eng*, **11**, p. 133 (1939).
33. Gallardo, A.O., Rojas, R.G. and Guerra, M.A. "New explicit correlation to compute the friction factor under turbulent flow in pipes", *Brazilian Journal of Agricultural and Environmental Engineering*, **25**(7), pp. 439-445 (2021).

# شناگر سه گوی در دو بعد در شرایط عدد رینولدز پایین

امیر شیخ شعاعی\* (دانشجوی کارشناسی ارشد)

مجید رجبی (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۴۰۱)  
دوری ۳-۲، شماره ۲، ص. ۵۵-۶۱، (پژوهشی)

شناگرهای میکروسکوپی همانند باکتری‌ها، برای جابه‌جایی از سازوکارهایی بهره می‌گیرند که خلاف غریزه‌ی انسان برای شنا کردن است. این روش‌ها، قیود نظریه‌ی اسکالپ را ارضاء می‌کند. هدف اصلی این پژوهش، ارائه‌ی مدلی برای شناگرهای مصنوعی است به‌طوری که یک مدل احتمالی برای توضیح شناگرهای طبیعی نیز باشد. شناگر مورد بررسی، از سه گوی که در آرایش مثلثی قرار دارند تشکیل شده است. با داشتن دو درجه آزادی این شناگر می‌تواند، تنها در یک بعد حرکت داشته باشد؛ این امر با تغییر طول دو لینک آن و با توالی مناسب امکان‌پذیر می‌شود. ضمن به دست آوردن سرعت شناگر، اثر متغیرهای هندسی مثلث بر سرعت نهایی آن نیز مطالعه شده است. همچنین نشان خواهیم داد که در این حالت وابستگی متغیرهای سرعت همانند وابستگی آن در حالتی است که کره‌ها در آرایش خطی قرار دارند. در پایان نوع شناگر از جهت پوشر یا پولر بودن مورد بررسی قرار گرفته شده است.

**واژگان کلیدی:** عدد رینولدز پایین، ریزشناگر، جابه‌جایی در عدد رینولدز پایین، ریزربات.

sheikhshoei.amir@gmail.com  
majid.rajab@iust.ac.ir

## ۱. مقدمه

شناگرهای میکروسکوپی در بخش وسیعی از محیط‌های قابل زیست، از روده‌ی انسان گرفته تا اقیانوس‌ها، حضور دارند.<sup>[۱]</sup> این موجودات با توجه به ابعاد کوچک و سرعت پایین حرکتشان، در محیط‌هایی با اعداد رینولدز پایین حرکت می‌کنند.<sup>[۲]</sup> در سیالی که این ریزشناگرها را احاطه کرده، نسبت نیروهای لختی به نسبت نیروهای لزجی عدد بسیار پایینی است و منجر می‌شود که بیشتر سازوکارهایی که به‌صورت روزمره برای شنا کردن با آنها آشنا هستیم در این رژیم ناکارآمد باشند و در بسیاری از موارد موجب هیچ حرکتی نشوند.<sup>[۳]</sup> مطالعه‌ی فیزیک حاکم بر این شناگرها برای طراحی و ساخت ریزشناگرهای مصنوعی می‌تواند مفید و الهام‌بخش باشد.

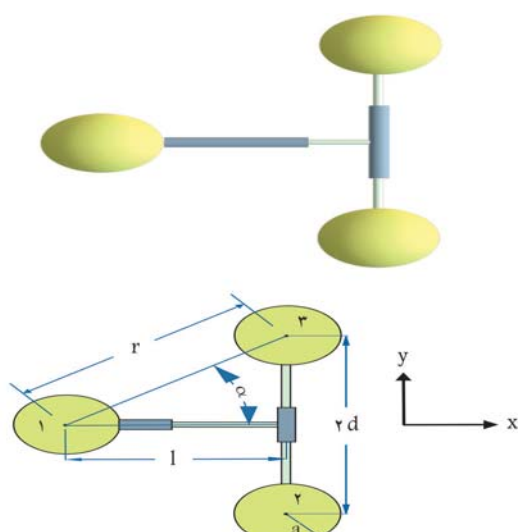
به دلیل کاربردهای گوناگونی که ریزشناگرها در صنایع مهندسی و پزشکی دارند، مدل‌های زیادی برای ریزشناگرها ارائه شده است.<sup>[۴]</sup> در این میان، مطالعات برای طراحی و آزمایش ریزشناگرهایی که با تغییر شکل بدن خود حرکت می‌کنند با سرعت زیادی رو به افزایش است.<sup>[۵]</sup> شناگرهای اعداد رینولدز پایین برای حرکت، باید بر قیود نظریه‌ی اسکالوپ فائق آیند.<sup>[۶]</sup> این نظریه که توسط پارسل در سال ۱۹۷۷ تبیین شد، بیان می‌دارد که مجموعه‌ی حرکت‌های متقارن در زمان یک ریزشناگر، موجب جابه‌جایی آن نخواهد شد. بنابر این نظریه، یک صدف میکروسکوپی که با داشتن یک درجه آزادی محکوم به حرکت رفت و برگشتی متقارن در زمان است، در

\* نویسنده مسئول

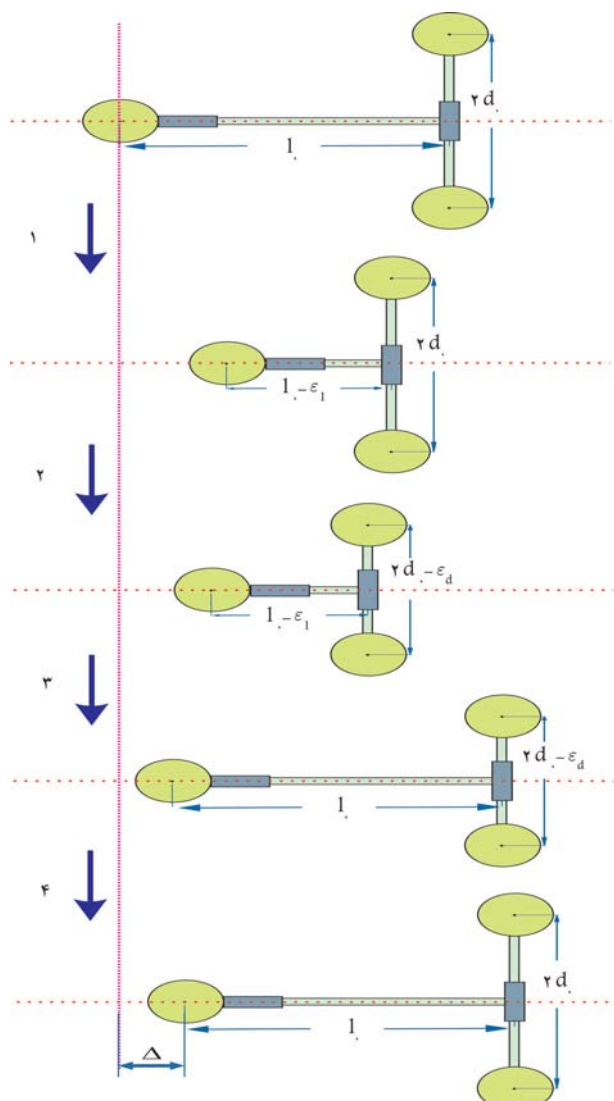
تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۹/۲۰، اصلاحیه ۱۴۰۱/۱/۱۷، پذیرش ۱۴۰۱/۱/۲۹.

DOI:10.24200/J40.2022.59047.1622

اعداد رینولدز پایین حرکتی نخواهد داشت. بنابراین تلاش برای طراحی ریزشناگرهای مصنوعی همواره با کوششی برای عبور از این قید همراه خواهد بود. سازوکارهای زیادی در سال‌های اخیر ارائه شده‌اند که با در نظر گرفتن این قید جابه‌جایی دارند.<sup>[۶]</sup> ساده‌ترین آنها سازوکار سه لینک پارسل و سازوکار سه گوی گلستانیان و نجفی است،<sup>[۷]</sup> که با در نظر گرفتن جابه‌جایی محدود نسبی سه‌گویی که با دو لینک به یکدیگر متصل شده‌اند، حرکت می‌کند. این دو سازوکار در شرایط مختلف به‌صورت گسترده‌ی مطالعه شده‌اند.<sup>[۸-۱۲]</sup> همچنین در پژوهشی نوین مدلی از شناگر گلستانیان و نجفی، برای اولین بار به روش پرینت سه‌بعدی ساخته شده و قادر است به روش کنترلی خودآموز در محیط‌های بسته حرکت کند.<sup>[۱۳]</sup> سازوکارهای دیگر که در یک بعد حرکت می‌کنند عبارت‌اند از: دو گوی کشسان که تغییر حجم و فاصله دارند،<sup>[۱۴]</sup> سازوکار سه گوی با در نظر گرفتن زاویه‌ی متغیر بین لینک‌های آن،<sup>[۱۵]</sup> سازوکار دوگویی کشسان و صلب که لینک میانی متصل‌کننده‌ی آن متحرک است،<sup>[۱۶]</sup> و سازوکار یک دیسک که در آن تغییر شکل دیسک به دلیل اتلاف انرژی در یک سیکل متفاوت است.<sup>[۱۷]</sup> به همین صورت برخی از سازوکارهایی که در بیش از یک بعد امکان حرکت را فراهم می‌کنند عبارت‌اند از: سازوکار چهارپارویی جلالی، که متشکل از چهار دیسک و یک لینک است،<sup>[۱۸]</sup> شناگر سه گوی در آرایش مثلثی که لینک‌ها همانند اضلاع مثلث قرار گرفته‌اند،<sup>[۱۹]</sup> و گوی‌هایی با آرایش هرمی که با لینک‌های متحرک به یکدیگر متصل شده‌اند.<sup>[۲۰]</sup> در یک دسته‌بندی متفاوت می‌توان این شناگرها را براساس نوع عملکرد آنها



شکل ۱. هندسه‌ی شناگر که در آن دو لینک تلسکوپی می‌توانند باز و بسته شوند.



شکل ۲. نمایش یک چرخه‌ی کامل حرکت شناگر که پس از انجام تغییر طول‌هایی در اندازه‌ی طول لینک‌های آن، به حالت ابتدایی خود بازمی‌گردد.

دسته‌بندی کرد. بر این اساس ریزشناگرها را می‌توان توسط نیروی شیمیایی، [۲۵-۲۱] نیروهای نوری، [۲۶-۲۹] نیروهای هیدرودینامیکی ناشی از ارتعاشات، [۳۰-۲۳] نیروی الکتریکی [۳۴-۳۶] و نیروی مغناطیسی [۳۷-۲۳] به حرکت واداشت. همچنین در دسته‌ی دیگر شناگرهایی قرار دارند که دارای حرکت فورتیک هستند. [۴۴-۴۵] این نوع حرکت که بیشتر برای ذرات کلوییدی است، به واسطه‌ی وجود گرادیانی از میدان خارجی پدید می‌آید.

در این‌جا شناگری با سه‌گویی در نظر گرفته شده است. در این شناگر، در حالی که دو کره‌ی آن با یک لینک متحرک به یکدیگر متصل شده‌اند، کره‌ی سوم با لینکی که عمود منصف لینک اول است به دو کره اول مربوط می‌شود. این شناگر می‌تواند مدلی برای ریزشناگرهایی باشد که یک طرف آنها بزرگ‌تر از طرف دیگر است. در این حالت سازوکار پیش رو را می‌توان مدل ساده شده‌ی از این موجودات در نظر گرفت. در این مطالعه نشان داده شده است که این شناگر با اجرای ترتیبی از باز و بسته کردن لینک‌های خود قادر به شنا کردن در یک خط مستقیم است. همچنین سرعت شای آن به صورت تحلیلی محاسبه خواهد شد.

## ۲. توصیف چرخه‌ی حرکت و دینامیک شناگر

### ۱.۲. هندسه و یک سیکل کامل حرکت شناگر

همانند شکل ۱ دو کره را که با یک لینک، به طول  $2d$ ، به یکدیگر متصل شده‌اند، در نظر بگیرید. این لینک موازی با محور  $y$  دستگاه مختصات  $xyz$  فرض شده است. و در طول تحقیق به آن لینک عمودی گفته می‌شود. همانند شکل ۱ کره‌ی بالایی با شماره ۳ و کره‌ی پایینی با شماره ۲ در نظر گرفته می‌شود. اکنون کره‌ی دیگری که با شماره‌ی ۱ نامگذاری شده است را طوری در نظر بگیرید که توسط لینکی، به وسط لینک دو کره‌ی دیگر متصل شده باشد؛ همچنین بر آن عمود بوده و در امتداد محور  $x$  دستگاه مختصات  $xyz$  باشد. این لینک نیز لینک افقی نامیده می‌شود. چنان که در شکل ۱ نشان داده شده است، طول این لینک  $l$  در نظر گرفته شده است. با تغییر طول لینک‌های این شناگر به صورتی که تقارن زمانی نداشته باشد و با توجه به نظریه‌ی اسکالپ، این شناگر امکان حرکت خواهد داشت. در این مطالعه، با در نظر گرفتن طول‌های  $l = l_0$  و  $d = d_0$  برای حالت ابتدایی شناگر، حرکات زیر برای یک چرخه‌ی کامل شناگر در نظر گرفته شده است:

۱. در این مرحله، در حالی که طول لینک عمودی ثابت است، لینک افقی با سرعت ثابت  $W$  کاهش طول می‌دهد، تا با کاهش طول به میزان  $\epsilon_1$  به طول نهایی خود،  $l_0 - \epsilon_1$ ، برسد؛
۲. طول لینک افقی ثابت می‌ماند، اما طول لینک دیگر با سرعت ثابت  $W$  کاهش می‌یابد، تا پس از کاهش به میزان  $\epsilon_d$ ، به طول نهایی خود،  $d_0 - \epsilon_d$ ، برسد؛

۳. در حالی که طول لینک عمودی ثابت است؛ طول لینک افقی با سرعت ثابت قبل افزایش یافته تا به طول اولیه‌ی خود بازگردد؛

۴. همانند قبل، طول لینک عمودی افزایش یافته تا به طول اولیه‌اش بازگردد. در این مرحله، شناگر وضعیتی مشابه شروع مرحله‌ی اول خواهد داشت.

در شکل ۲ یک سیکل کامل حرکت شناگر نشان داده شده است. همان‌گونه

### ۳.۲. نتایج

با حل سیستم معادلات بدست آمده در بخش قبل سرعت شناگر محاسبه و در ضمیمه ارائه شده است. پس از ساده سازی معادله ی به دست آمده برای سرعت شناگر در ضمیمه و با فرض کوچک بودن شعاع شناگر نسبت به فاصله ی میان کره ها  $(a \ll l, d)$ ، می توان معادله ی حاصله را تنها با در نظر گرفتن جملات تا مرتبه ی  $\frac{a}{r}$ ، ساده کرد. که در این جا  $r = \sqrt{l^2 + 4d^2}$  فاصله ی میان کره ۱ با دو کره دیگر است (شکل ۱). همچنین با فرض کوچک بودن جابه جایی نسبی کره ها  $\varepsilon_l, \varepsilon_d \ll l, d$  و در نظر گرفتن جملات تا مرتبه  $\frac{\varepsilon_l}{r}$  و  $\frac{\varepsilon_d}{r}$  عبارت به دست آمده را ساده می کنیم. با انتگرال گیری از سرعت شناگر، جابه جایی شناگر،  $\Delta$ ، مطابق رابطه ی ۹ محاسبه می شود:

$$\Delta = a\varepsilon_d\varepsilon_l \left( \frac{1}{12d_0^2} + \frac{d_0(d_0^2 - \Delta l_0^2)}{3(d_0^2 + l_0^2)^{5/2}} \right) \quad (9)$$

یا با در نظر گرفتن  $\alpha$  به عنوان نصف زاویه میان دو بردار  $r_{12}$  و  $r_{13}$  (شکل ۱) عبارت فوق را به صورت زیر می توان بازنویسی کرد:

$$\Delta = ca \left( \frac{\varepsilon_d}{r} \right) \left( \frac{\varepsilon_l}{r} \right), \quad c = \left( \frac{1}{12 \sin(\alpha)^2} + \frac{\sin(\alpha)^3 - \Delta \sin(\alpha) \cos(\alpha)^2}{3} \right) \quad (10)$$

با توجه به عبارت فوق سرعت شناگر به سادگی از رابطه ی زیر محاسبه می شود.

$$V_s = \frac{W}{2(\varepsilon_d + \varepsilon_l)} \Delta \quad (11)$$

رابطه ی ۱۰ نشان می دهد که جابه جایی شناگر به صورت خطی به شعاع کره و نیز به تغییر طول هریک از لینک ها وابسته است. توجه کنید وابستگی خطی این پارامترها کاملاً نتیجه ی مشابه با شناگر خطی گلستانیان و نجفی را دارد که در مطالعات پیشین<sup>[۴۶]</sup> چنین گزارش شده است (نماد پارامترها تغییر داده شده اند):

$$\Delta = \left( \frac{\gamma}{12} \right) a \left( \left( \frac{\varepsilon}{r} \right)^2 + \left( \frac{\varepsilon}{r} \right)^3 \right) \quad (12)$$

که در آن  $\varepsilon$  میزان تغییر طول لینک ها است. مقایسه ی این دو رابطه نشان می دهد، که تنها تفاوت در این شناگرها (زمانی که جملات تا مرتبه ی اول تنها در نظر گرفته شده باشند)، ضریب آنهاست. در رابطه ی (۱۰)، ضریب جابه جایی شناگر،  $c$ ، تنها تابعی از زاویه ی اصلی مثلث حاصل از این سه کره است. در نمودار شکل ۳ ضریب  $c$  به عنوان تابعی از زاویه ی  $\alpha$  رسم شده است. چنان که مشاهده می شود، این تابع دو بار تغییر علامت می دهد. یک بار در زاویه ی  $\alpha = 23/2^\circ$  و بار دیگر در زاویه ی  $\alpha = 61/5^\circ$ . همچنین در زاویه ی  $\alpha = 38/7^\circ$  این ضریب به کم ترین میزان خود می رسد، که در واقع بیانگر بیشترین میزان اندازه ی ضریب حرکت برای حرکت در جهت عکس محور افقی است.

یک حالت خاص زمانی رخ می دهد، که  $\alpha = 30^\circ$  باشد. در این حالت مثلث حاصل شده، متساوی الاضلاع خواهد بود. در شکل ۴ نمودار جابه جایی شناگر برای این زاویه و حالتی که  $l/a = 10$  و به ازای مقادیر  $\varepsilon_d = \varepsilon_l = \varepsilon$  نشان داده شده است.

که مشاهده می شود، میزان جابه جایی این شناگر پس از طی یک چرخه ی کامل، به میزان  $\Delta$  خواهد بود. در بخش بعدی این جابه جایی محاسبه خواهد شد.

### ۲.۲. سینماتیک و دینامیک

اگر بردارهای یکه ی متناظر با هریک از محورهای مختصات  $xyz$  را با  $(i_1, i_2, i_3)$  نمایش دهیم و همچنین  $v_1, v_2$  و  $v_3$  بردارهای سرعت متناظر با هریک از کره ها باشند. آنگاه برای مراحل اول و سوم حرکت خواهیم داشت:

$$v_3 - v_1 = \pm W i \quad (1)$$

$$v_2 - v_1 = \pm W i \quad (2)$$

که در این روابط، سمت راست معادلات در مرحله ی اول منفی و در مرحله ی سوم مثبت خواهد بود. همچنین داریم:

$$v_3 - v_2 = \pm W j \quad (3)$$

که در روابط فوق، سمت راست معادله در فاز دوم منفی و در فاز چهارم مثبت است. با صرف نظر کردن از لختی کره ها و در نظر گرفتن خطی بودن معادلات استوکس حاکم بر جریان سیال، به طور کلی رابطه ی ۴ میان سرعت و نیروی وارد شده به هر کره برقرار است:<sup>[۷۶]</sup>

$$v_i = \sum_{j=1}^3 G_{ij} F_j \quad (4)$$

در رابطه ی ۴،  $F_j$  نیروی وارد شده به کره ی  $j$ ام و  $G_{ij}$  تانسور اوسین است که چنین تعریف می شود:<sup>[۶]</sup>

برای  $i = j$

$$G_{ij} = \frac{1}{6\pi\mu a} \quad (5)$$

و برای  $i \neq j$

$$G_{ij} = \frac{1}{\lambda\pi\mu} \left( \frac{I}{|r_{ij}|} + \frac{r_{ij} \otimes r_{ij}}{|r_{ij}|^3} \right) \quad (6)$$

که در آن،  $\mu$  ضریب لزجت سیال و  $r_{ij}$  بردار مکان متصل کننده ی مرکز کره  $i$ ام به کره  $j$ ام است و چنین محاسبه می شود:

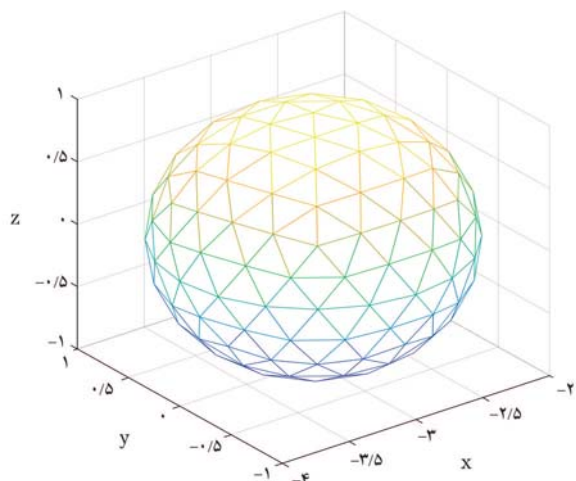
$$\begin{aligned} r_{12} &= -r_{21} = li - dj \\ r_{13} &= -r_{31} = li + dj \\ r_{23} &= -r_{32} = 2dj \end{aligned} \quad (7)$$

با توجه به این که جرم شناگر ناچیز است، مجموع نیروهای داخلی آن باید صفر باشد.<sup>[۶]</sup> به عبارتی دیگر داریم:

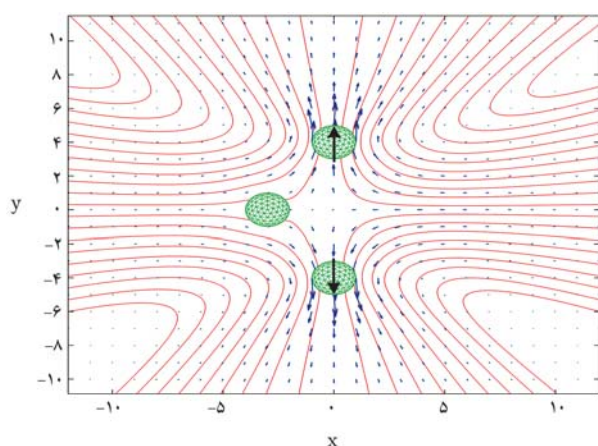
$$\sum_{j=1}^3 F_j = 0 \quad (8)$$

معادلات ۱ تا ۸ یک سیستم معادلات خطی را تشکیل می دهند که با حل آنها می توان سرعت شناگر را به دست آورد.





شکل ۵. نمایی از مش بندی مثلثی کره. به دلیل تعداد بالای المان ها، شکل نهایی بسیار مشابه کره است.

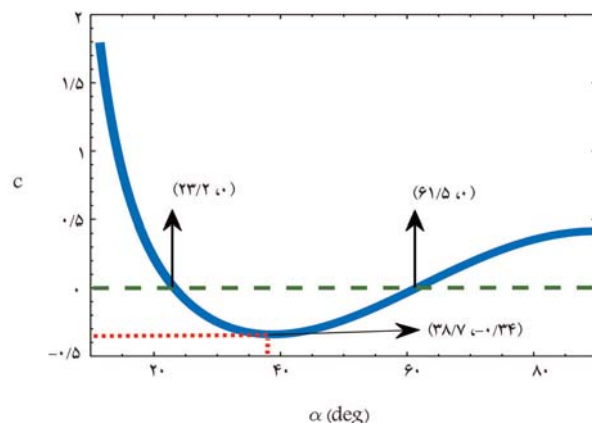


شکل ۶. میدان جریان و سرعت شناگر در فاز چهارم. فلش های آبی رنگ بیانگر بردارهای سرعت هستند و فلش های مشکی رنگ جهت حرکت دو کره را نشان می دهند.

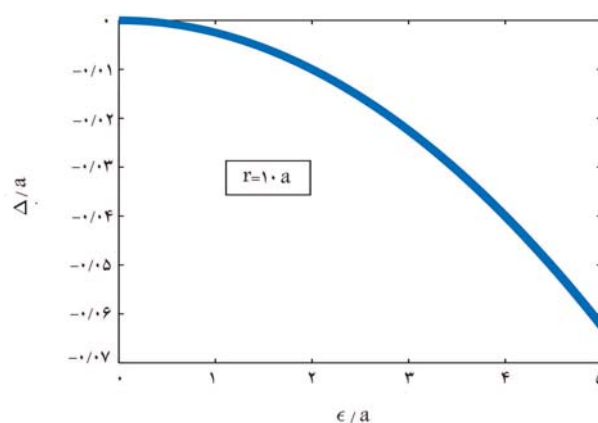
شکل ۵ نمایی از مش بندی کره را نشان می دهد. در سطح هر مثلث تنش وارد به سطح ثابت فرض شده است. توجه داشته باشید که با توجه به برگشت پذیر بودن رژیم استوکس (یا خطی بودن معادلات استوکس)، خطوط جریان در دو فاز اول و سوم و همچنین دو فاز دوم و چهارم دارای روند یکسانی خواهد بود و تنها جهات بردار سرعت متفاوت است. بنابراین برای یافتن ماهیت شناگر تنها کافی است میدان سرعت و جریان در دو فاز بررسی شود. در شکل ۶ میدان سرعت در فاز چهارم، و در شکل ۷ میدان سرعت در فاز اول نشان داده شده است.

چنان که در شکل ۶ پیداست، سیال از جلو و عقب شناگر به سمت شناگر مکیده می شود؛ سپس از دو سمت شناگر سیال به خارج از شناگر رانده شده است. بنابراین در فاز چهارم شناگر از نوع پولر است. به همین ترتیب چنان که توضیح داده شد تنها جهت بردارها در فاز دوم متفاوت خواهد بود و در این فاز نیز شناگر از نوع پولر می شود.

شکل ۷ حالت پیچیده تری را برای فاز اول نشان می دهد. چنان که مشاهده می شود، در این حالت میدان حاصل مطابق هیچ کدام از تعاریف پوشرو پولر نیست و در این حالت شناگر خنثی خواهد بود. متعاقباً شناگر در فاز سوم نیز خنثی خواهد بود.



شکل ۳. ضریب جابه جایی شناگر،  $C$ ، برحسب نصف متغیر زاویه ی اصلی مثلث حاصل از سه کره،  $\alpha$  (در این جا برای نمایش بهتر واحد زاویه از رادیان به درجه تغییر داده شده است).



شکل ۴. جابه جایی شناگر برحسب میزان تغییر طول لینک بدنه ی آن.

### ۳. ماهیت شناگر: پوشر یا پولر؟

ریزاندامگان و ریزشناگرها بر اساس سازوکار پیش رانش خود می توانند از نوع پوشر، پولر یا خنثی باشند،<sup>[۲۷،۲۶]</sup> این موضوع بدان جهت حائز اهمیت است که در بسیاری از موارد مشاهده ی مستقیم سازوکار حرکتی ریزشناگرها ممکن نیست و با شناخت جریان حاصل از آنها می توان به ماهیت نوع حرکت آنها و اطلاعاتی درباره ی شناگر دست یافت. به عنوان مثال باکتری ها از دو قسمت اصلی تشکیل شده اند: تازک و بدنه یی کره یی شکل. تازک آنها با چرخش خود سیال را به عقب پمپ می کند. در عین حال نیرویی برابر با نیروی تولید شده توسط تازک از طرف سیال به بدنه آنها وارد می شود و در نتیجه، بدنه ی باکتری سیال را به جلو می راند. در این مثال سیال از دو طرف شناگر وارد شده و به عقب و جلو پمپ می شود، به همین دلیل به این نوع شناگر پوشر گفته می شود. اگر سیال از دو طرف شناگر خارج شده و از عقب و جلو مکیده شود، به شناگر پولر گفته می شود. این موضوع برای شناگرهای مختلف، مانند شناگر خطی سه کره، توضیح داده شده است.<sup>[۲۸]</sup> در این جا برای مشخص کردن ماهیت این شناگر نیاز است که به جریان ایجاد شده در اطراف آن در هر فاز بنگریم. برای یافتن میدان جریان و سرعت شناگر، از روش المان مرزی محدود استفاده می کنیم.<sup>[۵۰،۴۹]</sup> در این جا هر کره را با  $۳۲^\circ$  المان سطحی مدل سازی می کنیم. همچنین هر المان به صورت مثلثی مرتبه اول در نظر گرفته شده است.

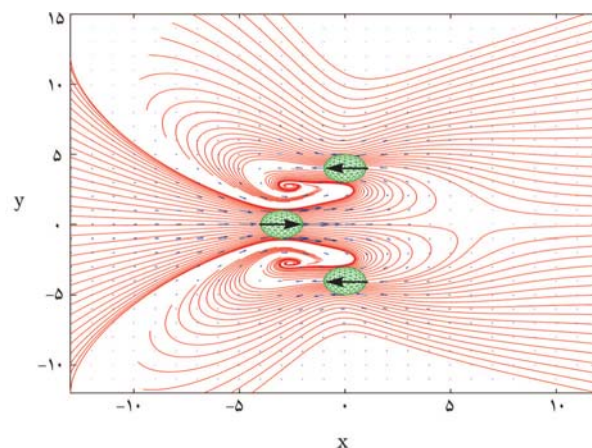


#### ۴. نتیجه‌گیری

در این پژوهش، یک حالت متفاوت از حرکات سه کره در نظر گرفته شد و سرعت آن محاسبه شد. این حالت می‌تواند مدلی برای موجوداتی با یک سر بزرگ‌تر باشد که تغییر شکل می‌دهد.

نتایج نشان می‌دهد که رابطه‌ی میان حرکت هریک از لینک‌های شناگر و جابه‌جایی کلی شناگر، همانند شناگر سه‌کره، خطی است. همچنین نشان داده شد که با توجه به زاویه‌ی مثلث حاصل از سه کره، شناگر دارای ضریب سرعتی است که این ضریب برای مقداری از زاویه‌ی مثلث (۷۷ درجه) بهینه است. همچنین این ضریب نشان می‌دهد که با توجه به زاویه‌ی در نظر گرفته شده برای آرایش این سه کره، شناگر ممکن است به جلو یا عقب حرکت کند.

در انتها با بررسی خطوط جریان و سرعت این شناگر، مشخص شد که شناگر در دو فاز (اول و سوم) خنثی و در دو فاز دیگر (دوم و چهارم) پوشر یا پولر است.



شکل ۷. میدان جریان و سرعت شناگر در فاز اول. فلش‌های آبی رنگ بیانگر بردارهای سرعت هستند و فلش‌های مشکی رنگ جهت حرکت سه کره را نشان می‌دهند.

#### منابع (References)

- Ghanbari, A. "Bioinspired reorientation strategies for application in micro/nanorobotic control", *Journal of Micro-Bio Robotics*, **16**(2), pp. 173-197 (2020).
- Elgeti, J., Winkler, R. and Gompper, G. "Physics of microswimmers-single particle motion and collective behavior: a review", *Reports on Progress in Physics*, **78**(5), p. 056601 (2015).
- Purcell, E. "Life at low Reynolds number", *American Journal of Physics*, **45**(1), pp. 3-11 (1977).
- Peyer, K.E., Zhang, L. and Nelson, B.J. "Bio-inspired magnetic swimming microrobots for biomedical applications", *Nanoscale*, **5**(4), pp. 1259-1272 (2013).
- Wang, W., Chiang, T.Y., Velegol, D. and et al. "Understanding the efficiency of autonomous nano-and microscale motors", *Journal of the American Chemical Society*, **135**(28), pp. 10557-10565 (2013).
- Lauga, E. and Powers, T. "The hydrodynamics of swimming microorganisms", *Reports On Progress In Physics*, **72**(9), p. 096601 (2009).
- Najafi, A. and Golestanian, R. "Simple swimmer at low reynolds number: three linked spheres", *Physical Review E*, **69**(6), p.062901 (2004).
- Becker, L., Koehler, S. and Stone, H. "On self-propulsion of micro-machines at low reynolds number: purcells three-link swimmer", *Journal of Fluid Mechanics*, **490**, pp. 15-35 (2003).
- Avron, J., Gat, O. and Kenneth, O. "Optimal swimming at low reynolds numbers", *Physical Review Letters*, **93**(18), p.186001 (2004).
- Tam, D. and Hosoi, A. "Optimal stroke patterns for purcell's three-link swimmer", *Physical Review Letters*, **98**(6), p.068105 (2007).
- Alouges, F., DeSimone, A., Giraldi, L. and et al. "Self-propulsion of slender micro-swimmers by curvature control: N-link swimmers", *International Journal of Non-Linear Mechanics*, **56**, pp. 132-141 (2013).
- Alouges, F., DeSimone, A. and Lefebvre, A. "Optimal strokes for axisymmetric microswimmers", *The European Physical Journal E*, **28**(3), pp. 279-284 (2009). Available: 10.1140/epje/i2008-10406-4.
- Elder, B., Zou, Z., Ghosh, S. and et al. "A 3D printed self-learning three linked- sphere robot for autonomous confined- space navigation", *Advanced Intelligent Systems*, **3**(9), p.2100039 (2021).
- Avron, J., Kenneth, O. and Oaknin, D. "Pushmepullyou: an efficient micro-swimmer", *New Journal of Physics*, **7**, pp. 234-234 (2005).
- Ledesma-Aguilar, R., Löwen, H. and Yeomans, J. "A circle swimmer at low Reynolds number", *The European Physical Journal E*, **35**(8), (2012). Available: 10.1140/epje/i2012-12070-5.
- Nasouri, B., Khot, A. and Elfring, G.J. "Elastic two-sphere swimmer in stokes flow", *Physical Review Fluids*, **2**(4), p.043101 (2017).
- Wischnewski, C. and Kierfeld, J. "Snapping elastic disks as microswimmers: swimming at low reynolds numbers by shape hysteresis", *Soft Matter*, **16**(30), pp. 7088-7102 (2020).
- Jalali, M., Alam, M. and Mousavi, S. "Versatile low-reynolds-number swimmer with three-dimensional maneuverability", *Physical Review E*, **90**(5) (2014).

19. Rizvi, M., Farutin, A. and Misbah, C. "Three-bead steering microswimmers", *Physical Review E*, **97**(2), p.023102 (2018).
20. Alouges, F., DeSimone, A., Heltai, L. and et al. "Optimally swimming stokesian robots", *Discrete & Continuous Dynamical Systems - B*, **18**(5), pp. 1189-1215 (2013).
21. Jiang, H.R., Yoshinaga, N. and Sano, M. "Active motion of a janus particle by self-thermophoresis in a defocused laser beam", *Physical Review Letters*, **105**(26), p.268302 (2010).
22. Fattah, Z., Loget, G., Lapeyre, V. and et al. "Straightforward single-step generation of microswimmers by bipolar electrochemistry", *Electrochimica Acta*, **56**(28), pp. 10562-10566 (2011).
23. Thutupalli, S., Seemann, R. and Herminghaus, S. "Swarming behavior of simple model squirmers", *New Journal of Physics*, **13**(7), p.073021 (2011).
24. Lugli, F., Brini, E. and Zerbetto, F. "Shape governs the motion of chemically propelled janus swimmers", *The Journal of Physical Chemistry C*, **116**(1), pp. 592-598 (2011). <https://DOI.org/10.1021/jp205018u>.
25. Sentic, M., Loget, G., Manojlovic, D. and et al. "Light-emitting electrochemical "Swimmers"", *Angewandte Chemie*, **124**(45), pp. 11446-11450 (2012).
26. Leoni, M., Kotar, J., Bassetti, B. and et al. "A basic swimmer at low reynolds number", *Soft Matter*, **5**(2), pp. 472-476 (2009).
27. Li, J., Liu, W., Li, T. and et al. "Swimming microrobot optical nanoscopy", *Nano Letters*, **16**(10), pp. 6604-6609 (2016).
28. Chen, Y., Yang, H., Li, M. and et al. "3D- printed light-driven microswimmer with built- in micromotors", *Advanced Materials Technologies*, 2100687 (2021).
29. Kadiri, V.M., Günther, J.P., Kottapalli, S.N. and et al. "Light- and magnetically actuated FePt microswimmers", *The European Physical Journal E*, **44**(6), pp.1-11 (2021).
30. Morita, T., Omori, T. and Ishikawa, T. "Biaxial fluid oscillations can propel a microcapsule swimmer in an arbitrary direction", *Physical Review E*, **98**(6), p.063102 (2018).
31. Jo, I., Huang, Y., Zimmermann, W. and et al. "Passive swimming in viscous oscillatory flows", *Physical Review E*, **94**(6), p.063116 (2016).
32. Vladimirov, V.A. "Dumbbell micro-robot driven by flow oscillations", *Journal of Fluid Mechanics*, **717**, (2013). <https://DOI.org/10.1017/jfm.2013.30>
33. Ishikawa, T. and Vladimirov, V.A. "A stepping micro-robot controlled by flow oscillations", *Journal of Fluids Engineering*, **137**(8), p.084501 (2015).
34. Chang, S.T., Paunov, V.N., Petsev, D.N. and et al. "Remotely powered self-propelling particles and micropumps based on miniature diodes", *Nature Materials*, **6**(3), 235-240 (2007).
35. Kwon, G.H., Park, J.Y., Kim, J.Y. and et al. "Biomimetic soft multifunctional miniature aquabots", *Small*, **4**(12), pp. 2148-2153 (2008).
36. Loget, G. and Kuhn, A. "Electric field-induced chemical locomotion of conducting objects", *Nature Communications*, **2**(1) (2011).
37. Tierno, P., Golestanian, R., Pagonabarraga, I. and et al. "Magnetically actuated colloidal microswimmers", *The Journal of Physical Chemistry B*, **112**(51), pp. 16525-16528 (2008).
38. Cheang, U.K., Roy, D., Lee, J.H. and et al. "Fabrication and magnetic control of bacteria-inspired robotic microswimmers", *Applied Physics Letters*, **97**(21), p.213704 (2010).
39. Snezhko, A. and Aranson, I.S. "Magnetic manipulation of self-assembled colloidal asters", *Nature Materials*, **10**(9), pp. 698-703 (2011).
40. Yang, R., Zhu, S., Zhang, L. and et al. "Magnetic microswimmers with infrared- induced shape transformation", *Micro & Nano Letters*, **16**(12), pp. 582-590 (2021).
41. Shi, X., Liu, J., Kong, Y. and et al. "A Strain- engineered helical structure as a self- adaptive magnetic microswimmer", *ChemNanoMat*, **7**(6), pp. 607-612 (2021).
42. Celi, N., Gong, D. and Cai, J. "Artificial flexible sperm-like nanorobot based on self-assembly and its bidirectional propulsion in precessing magnetic fields", *Scientific Reports*, **11**(1), pp.1-11 (2021).
43. Giltinan, J., Sridhar, V., Bozuyuk, U. and et al. "3D Microprinting of iron platinum nanoparticle- based magnetic mobile microrobots", *Advanced Intelligent Systems*, **3**(1), 2170012 (2021).
44. De Buyl, P. and Kapral, R. "Phoretic self-propulsion: a mesoscopic description of reaction dynamics that powers motion", *Nanoscale*, **5**(4), pp.1337-1344 (2013).
45. Golestanian, R., Liverpool, T.B. and Ajdari, A. "Designing phoretic micro- and nano-swimmers", *New Journal of Physics*, **9**(5), p.126 (2007).
46. Earl, D., Pooley, C., Ryder, J. and et al. "Modeling microscopic swimmers at low Reynolds number", *The Journal of Chemical Physics*, **126**(6), p. 064703 (2007).
47. Daddi-moussa-ider, A., nasouri, B., vilfan, A. and et al. "Optimal swimmers can be pullers, pushers or neutral depending on the shape", *Journal of Fluid Mechanics*, **922**, (2021). R5. DOI:10.1017/jfm.2021.562.
48. Pande, J. and Smith, A.S. "Forces and shapes as determinants of micro-swimming: effect on synchronisation and the utilisation of drag", *Soft Matter*, **11**(12), pp. 2364-2371 (2015).
49. Pozrikidis, C., *A Practical Guide To Boundary Element Methods With The Software Library BEMLIB*. CRC Press (2002).
50. Pozrikidis, C., *Boundary Integral and Singularity Methods For Linearized Viscous Flow*, Cambridge University Press (1992).

با حل معادلات ۱ تا ۸ سرعت شناگر،  $\tilde{V}$ ، در هر لحظه چنین محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned}\tilde{V} = & -W(2(2fad(d^r + l^r)^r \\ & - 18a^r d^r (d^r + l^r)^{(r/2)} \\ & - 36a^r d^0 l - 32d^r (d^r + l^r)^r \\ & - 72a^r d^r l^r + 36a^r d^r l^r + 2fad^r (d^r + l^r)^{(r/2)} \\ & + 2fad^r l (d^r + l^r)^{(r/2)} \\ & + 48ad^r l^r (d^r + l^r)^{(r/2)} - 36a^r dl^r (d^r + l^r)^{(r/2)} \\ & + 9a^r d^r l (d^r + l^r)^{(r/2)})) \\ & / (3(d^r + l^r)^r (2^0 ad + 3a^r - 32d^r - (24a^r d^r) \\ & / (d^r + l^r)^{(r/2)} + (32ad^r) \\ & / (d^r + l^r)^{(r/2)} + (6fad^r l^r) / (d^r + l^r)^{(r/2)} \\ & - (48a^r dl^r) / (d^r + l^r)^{(r/2)} \\ & + (24a^r d^r l^r) / (d^r + l^r)^r))\end{aligned}$$



# مطالعه‌ی عددی و تجربی بال ترکیبی با شبکه‌یی از بالک‌ها در جریان‌های رینولدز پایین

مهیار صادقی ملک‌آبادی (کارشناس ارشد)

افشین بنازاده \* (دانشیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (پاییز ۱۴۰۱)  
دوری ۳-۲، شماره ۲، ص. ۶۳-۷۵، (پژوهشی)

هدف از این مقاله، به کارگیری شبکه‌یی از بالک‌ها (بالک شبکه‌یی) به منظور شکستن گردابه‌ها و کاستن شدت آشفستگی در نوک بال به منظور کاهش پسای القایی است. در این پژوهش دو پارامتر کلیدی یعنی زاویه هفتی و زاویه‌ی پس‌گرای بالک‌ها مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. زاویه‌ی هفتی بالک، با افزایش فاصله بین گردابه‌های کوچک نوک هر بالک، از هم‌افزایی آنها جلوگیری کرده است. چپش بهینه، چپشی متقارن با زاویه‌ی هفتی  $20^\circ$  درجه برای بالک اول و با شیب کاهشی ثابت تا زاویه‌ی هفتی  $20^\circ$  - درجه برای بالک آخر به دست آمده است. با افزایش زاویه‌ی پس‌گرای مجموعه بالک‌ها مشاهده می‌شود که پسای القایی کاهش و راندمان آئرو دینامیکی تا حدود  $15\%$  افزایش یافته است. پس از آن، زاویه‌ی پس‌گرای مجموعه با کاهش دهانه‌ی بالک‌ها از بالک وسط به سمت لبه‌ی حمله و فرار بال تنظیم شده است. این حالت که چپشی مشابه بال بیضوی دارد افزایش چشمگیری (در حدود  $50\%$ ) در عملکرد آئرو دینامیکی بال به وجود آورده است.

واژگان کلیدی: بالک شبکه‌یی، پسای القایی، زاویه‌ی هفتی، زاویه‌ی پس‌گرا، رینولدز پایین.

## ۱. مقدمه

سازهای و محدودیت‌های فرودگاهی همچون، باند فرود و جای پارک هواپیما را به همراه دارد. لذا، برای رفع این محدودیت‌ها از ادواتی به نام بالک در انتهای بال استفاده می‌شود.<sup>[۶، ۵]</sup> اولین تحقیقات در مورد استفاده از بالک در سال ۱۹۷۰ توسط ویتکام<sup>۲</sup> صورت گرفته است. طی تحقیقات وی، اگر بالک به درستی طراحی شود، بازده بال را با کاهش پسای القایی افزایش می‌دهد.<sup>[۸، ۷]</sup> در زمینه‌ی طراحی بالک، تحقیقات گسترده‌یی در صنایع هواپیماهای مسافربری و حتی بهینه‌سازی گلایدرها صورت گرفته است.<sup>[۹]</sup> بالک‌های شبکه‌یی همچنین توانایی کاهش پسای تداخلی و پسای اصطکاکی را دارند و می‌توانند بدون ایجاد اثرات نامطلوب سازه‌یی در جریان‌های رینولدز پایین به خوبی مورد استفاده قرار بگیرند. اساس استفاده از شبکه‌یی از بالک‌ها شکستن گردابه نوک بال به تعداد بیشتری گردابه با قدرت کمتر است.<sup>[۱۱، ۱۰]</sup> از جمله پژوهش‌هایی که در گذشته بر روی تأثیر انواع بالک بر عملکرد بال صورت گرفته است عبارت‌اند از: سال ۲۰۰۱، اسمیت<sup>۳</sup> و همکاران، در بررسی تجربی خود، قابلیت کاهش پسای القایی توسط مدل چند بالک را بدون افزایش دهانه‌ی بال آزمایش کردند و نشان دادند که استفاده از این سازوکار، راندمان عملکردی را ۱۵ الی ۳۰ درصد بهبود می‌بخشد. آنها از ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ برای بال مرجع و تعدادی صفحه‌ی صاف به عنوان بالک و در زوایای هفتی<sup>۴</sup> گوناگون استفاده کردند. آزمایش‌ها در بازه‌ی اعداد رینولدز ۱۶۰ تا ۳۰۰ هزار انجام شد. در این پژوهش از دستگاه بالانس برای سنجش نیروهای برآ و پسا و همچنین از لیزر برای آشکارسازی گردابه‌های ایجاد شده در سر بال استفاده شده است. آنها مشاهده کردند که بال

سالیان زیادی است که تحقیقات گسترده‌یی پیرامون کاهش پسای بال و کاهش مصرف سوخت و افزایش مسافت پرواز صورت گرفته است. حال آن‌که پسای القایی بخش عمده‌یی از پسای بال را به ویژه در اعداد رینولدز پایین تشکیل می‌دهد و جزو مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار در راندمان آئرو دینامیکی هواپیما محسوب می‌شود.<sup>[۱]</sup> کاهش پسا، مزیت‌های دیگری چون افزایش ظرفیت حمل بار و سرعت قابل دستیابی بیشتر را نیز در پی دارد.<sup>[۲]</sup> پسای القایی، انرژی جنبشی فراهم می‌آورد که ناشی از تمایل جریان به نشت کردن از اطراف بال است. این جریان، حرکتی حلقوی در امتداد پایین‌دست بال القاء می‌کند، یعنی گردابه‌هایی دنباله‌دار در نوک و انتهای هر بال به وجود می‌آورد. این گردابه‌ها از مشخصه‌های اصلی پسای القایی هستند. از این رو، قدرت پسای القایی به وجود آمده در گرو ابعاد این گردابه‌ها و نیز فاصله‌ی بین آنهاست. همچنین، قدرت پسای القایی با کاهش سرعت افزایش می‌یابد که بیانگر اهمیت پسای القایی در سرعت‌های پایین است.<sup>[۳]</sup> پسای القایی در حدود ۴۰ درصد از پسای کل در شرایط پروازی کروز و ۸۰ درصد پسای کل در شرایط برخاست پرنده را شامل می‌شود.<sup>[۴]</sup> یکی از راهکارهای مرسوم در کاهش پسای القایی، افزایش نسبت منطری به وسیله افزایش دهانه بال است که اسپیلمن<sup>۱</sup> برای اولین بار آن را پیشنهاد داد. افزایش بیش از حد دهانه‌ی بال باعث بروز ضعف‌های

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۱۱/۲۰، اصلاحیه ۱۴۰۱/۲/۱۸، پذیرش ۱۴۰۱/۳/۱۴.

DOI:10.24200/J40.2022.59894.1631

همراه با بالک نسبت به بال مرجع باعث بهبود شیب منحنی برآ و مقدار برآ می‌شود. همچنین، با افزایش زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، گردابه اصلی گسسته شده و به گردابه‌های کوچک‌تر تقسیم می‌شود که خود منجر به تضعیف اثر فروزش می‌شود. در پژوهشی دیگر، لاروج<sup>۵</sup> و همکاران در مطالعه‌ی تجربی خود از آرایش‌های مختلف بالک بر روی بال استفاده کردند. در ابتدا با استفاده از الگوی خطی پرانتل - مانک<sup>۶</sup> نشان دادند که پسای القایی تا حدود ۵۰ درصد نیز کاهش می‌یابد.<sup>[۱۲]</sup> اما، در پژوهشی دیگر با استفاده از رویکرد تجربی، مشاهده کردند که استفاده از بالک‌های شبکه‌یی (دست‌کم از دو بالک موازی و در راستای مورب<sup>۷</sup>) پسای القایی را نسبت به الگوی پرانتل - مانک کمتر می‌کند.<sup>[۱۳]</sup> در سال ۲۰۰۵، کاتالونا<sup>۸</sup> نشان داد گردابه‌های نوک بال را با استفاده از اجزای کوچک ایرودینامیک و نیز تغییر جهت جریان آن، می‌توان به گردابه‌های کوچک‌تر تبدیل کرد و باعث کاهش چشمگیر پسای القایی می‌شود.<sup>[۱۴]</sup> زیمر<sup>۹</sup> با بهینه‌سازی ایرودینامیک بالدر سرعت‌های مادون صوت و تأثیر طراحی بالک‌ها در بال‌های صفحه‌یی و غیرصفحه‌یی توسط رویکرد نظری و تجربی نشان داد که پسا کاهش می‌یابد و راندمان ایرودینامیکی نیز بهینه می‌شود.<sup>[۱۵]</sup> در سال ۲۰۰۸، نیکولوسی<sup>۱۰</sup> و همکاران، با طراحی چندین شبکه‌یی از بالک‌ها و استفاده از پنل متد و نصب آن روی یک بال بیضوی<sup>۱۱</sup>، افزایش عملکرد بال با شبکه‌یی از بالک‌ها و انواع دیگر بالک را مورد بررسی قرار دادند.<sup>[۱۶]</sup> در سال ۲۰۱۲، بنزاده و همکاران، با استفاده از نصب شبکه‌یی از بالک‌ها روی یک بال مستطیلی بدون زاویه‌ی پس‌گرا<sup>۱۲</sup> با ایرفویل FX۷۶mp۱۶۰ و تحلیل عددی آن در جریان رینولدز ۷۶/۰ میلیون، نشان دادند که نسبت برآ به پسای بال حدود ۱۴٪ و ضریب اسوالد بال حدود ۲۴٪ افزایش و بهبود یافته است.<sup>[۱۷]</sup> همچنین، در سال ۲۰۱۴، نادری و همکاران با تحقیق تجربی بر روی تأثیر تعداد بالک و شیوه چیش آنها از لبه حمله تا لبه‌ی فرار بال مرجع، توانستند نسبت برآ به پسای بال در رینولدز و زاویه‌ی حمله طراحی را تا حدود ۴۰٪ بهبود بخشند.<sup>[۱۷]</sup> در جدیدترین پژوهش‌ها، در سال ۲۰۱۷، آرا<sup>۱۳</sup> و همکاران، مطالعه‌ی عملکردی بالک‌های یک بال مخروطی را به صورت تجربی بررسی و از دو الگوی بال مخروطی با لبه‌ی فرار منحنی شکل با بالک (تک و دوتایی) و بدون آن استفاده کرده‌اند. بررسی آنها نشان می‌دهد که در هر دو حالت بالک‌دار، درگ القایی کاهش پیدا می‌کند و در حالتی که دو بالک وجود دارد، عملکرد بهتری ارائه می‌شود.<sup>[۱۸]</sup> همچنین، هلال<sup>۱۴</sup> و همکاران تأثیر بالک‌های چنگکی<sup>۱۵</sup> را بر روی بال مستطیلی به صورت سه بعدی و به کمک روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی بررسی کردند. هدف آنها نیز محاسبه و تخمین مشخصه‌های ایرودینامیکی بال مستطیلی بوده است. در این پژوهش بالک‌های چنگکی در زوایای حمله مختلف و نسبت‌های باریک‌شوندگی<sup>۱۶</sup> مختلف نیز مورد بررسی قرار گرفتند. نتایج آنها نشان داد که بال همراه با بالک راندمان ایرودینامیک را حدوداً ۵ تا ۱۰ درصد نسبت به بال بدون بالک افزایش می‌دهد. همچنین، وابستگی زاویه‌ی حمله را در مراحل مختلف پروازی نشان دادند و بیان کردند که بهترین عملکرد در زاویه‌ی حمله ۴ درجه اتفاق می‌افتد.<sup>[۱۹]</sup> در سال ۲۰۱۹، آرا و همکاران، مشخصه‌های ایرودینامیک ناکا ۴۴۱۲ همراه با بالک را به صورت تجربی بررسی کردند. آنها نیز مشاهده کردند که عملکرد ایرودینامیکی به طور چشمگیری بهبود یافته است.<sup>[۲۰]</sup> در سال ۲۰۲۰، چنگ<sup>۱۷</sup> و همکاران، بررسی تجربی روی ساختارها و پسای القایی گردابه‌های نوک بال برای آرایش‌های مختلف بالک‌ها را انجام دادند. آرایش‌های مختلف آنها شامل بال پایه (بدون بالک)، بالک ترکیبی<sup>۱۸</sup>، بالک چنگکی (مورب) و بالک شکاف‌دار<sup>۱۹</sup> است. آنها نشان دادند که گردابه‌ی به وجود آمده برای بال بالک‌دار در مقایسه با بال پایه به صورت منسجم شروع به چرخش می‌کند که این چرخش برای مدل شکاف‌دار بیشترین و برای مدل مورب کمترین است. همچنین، آنها مشاهده کردند

که راندمان عملکردی برای هر یک از بالک‌ها به ترتیب برای الگوهای مورب، ترکیبی و شکاف‌دار نسبت به بال معیار افزایش یافته است.<sup>[۲۱]</sup> در سال ۲۰۲۰، نادری نژاد و همکاران بررسی عددی تأثیر سه نوع بالک مختلف بر عملکرد ایرودینامیکی جریان در عدد رینولدز پایین را بررسی کردند. آنها مشاهده کردند که برای بالک‌های ترکیبی و پره‌یی، به طور میانگین عملکرد ایرودینامیکی نسبت به بال بدون بالک ۱۰ درصد افزایش داشته و همچنین، بالک تک‌شاخه تأثیر به‌سزایی بر کاهش قدرت هسته‌ی مرکزی گردابه‌ها دارد.<sup>[۲۲]</sup> در سال ۲۰۲۱، دشیپنده<sup>۲۰</sup> و همکاران، تأثیر بالک‌ها بر روی عملکرد ایرودینامیکی یک پهپاد را با انجام آزمون تونل باد و پرواز واقعی در اعداد رینولدز کمتر از ۲۰۰ هزار بررسی کردند. آنها برای درک مشخصه‌های میدان جریان نوک بال از روش سرعت‌سنجی تصویر ذرات استریوسکوپي<sup>۲۱</sup> با وجود بالک استفاده کردند. همچنین، با انجام آزمون نیرویی نشان دادند که نسبت برآ به پسا ۱۰ تا ۱۲ درصد نسبت به حالت بال بدون بالک افزایش یافته و نیز در حالت پرواز واقعی ۱۵ درصد بهبود عملکردی داشته است.<sup>[۲۳]</sup> در این پژوهش سعی خواهد شد با استفاده از رویکرد عددی و تجربی گونه‌ی خاصی از خانواده‌ی بالک‌ها با نام «بالک شبکه‌یی» مورد تحقیق قرار گیرد و تأثیر آن در اعداد رینولدز پایین بررسی شود. هدف از این پژوهش شناخت سازوکار شبکه‌یی از بالک‌ها و مشاهده‌ی کاهش قابل ملاحظه‌ی پسای القایی است که به واسطه‌ی گسسته شدن گردابه‌های بزرگ نوک بال و تولید گردابه‌های ضعیف‌تر انجام می‌شود.

## ۲. تشریح مسئله

در این پژوهش، تمرکز روی شبکه‌یی از بالک‌ها و بررسی تأثیر آن در اعداد رینولدز پایین است که اساساً از نوک بال پرندگانی نظیر عقاب اقتباس شده است. هندسه‌ی این نوع بالک به صورت مجموعه‌یی از بال‌های بسیار نازک و کوچک و غالباً دارای ایرفویل متقارن است. برای طراحی هندسه‌ی اولیه از نظریه‌ی خط برآزای پرانتل و روابط ارائه شده توسط فیلیپس و همکاران<sup>[۲۴]</sup>، استفاده شده است. در این پژوهش، از ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ برای مقطع بالک و ایرفویل ناکا ۲۴۱۲ برای مقطع بال با مشخصات هندسی مندرج در جدول ۱ استفاده شده است.

همچنین پارامترهای تأثیرگذار در چیش بالک‌ها نیز مورد توجه قرار گرفته است. میزان تأثیر تغییرات پارامتر مورد نظر بر پسای القایی یا همان حساسیت‌سنجی نیز بررسی شده و با توجه به نتایج ارائه شده توسط مطالعات کنس و همکاران<sup>[۲۴]</sup>، مورد ارزیابی قرار گرفته است. در ادامه با توجه به نتایج لی و همکاران<sup>[۲۶]</sup>، محدوده‌ی وسیع و بهینه برای زاویه‌ی هفتی مورد تحلیل قرار گرفته است. در ادامه حالات مختلف چیش بالک از نظر زاویه‌ی پس‌گرا و زاویه‌ی هفتی در جدول ۲ نشان داده شده است.

چنان که مشاهده می‌شود، نسبت باریک‌شوندگی بهینه برابر با ۳۵۷/۰ و بیشینه زاویه‌ی پیمیش در نوک هر بالک برابر با ۴/۱۰۴ درجه است.

جدول ۱. مشخصات هندسه بال مرجع.<sup>[۲۵]</sup>

ایرفویل (ایرفویل)	ناکا ۲۴۱۲
طول دهانه‌ی بال	۱۰۰ cm
طول وتر مقطع بال	۱۰ cm
نسبت منظری	۱۰

جدول ۲. چینش های پیشنهادی بالک شبکه یی.

مقدار	پارامتر
۰/۳۵۷	نسبت باریک شوندگی (TR)
۳۸/۶۵	نسبت منظری (AR)
۰/۲۱۰۵۲	نسبت برآ ایرفویل
۴/۱۰۴	بیشینه زاویه توئیسیت (درجه)
$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - (\frac{z}{b})^2}}{1 - (1 - TR) \frac{z}{b}}$	توزیع زاویه توئیسیت نرمال شده
۰، ۲۰، ۴۰	زاویه سوئیت بالک شبکه یی (درجه)
$C_1 = 0, 0, 0, 0$	زاویه بالک شبکه یی (درجه)
$C_2 = -20, -5, 10, 25, 40$	
$C_3 = -20, -10, 0, 10, 20$	
$C_4 = -20, -15, -10, -5, 0$	



### ۳. رویکردها و روش ها

در این بخش به رویکرد نظری، تجربی، روش حل عددی و اعتبارسنجی تحلیل ها می پردازیم.

#### ۱.۳. رویکرد نظری

معادلات حاکم برای الگوسازی عددی، معادلات دیفرانسیل غیرخطی، شامل معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی هستند.

#### • معادله ی بقای جرم

نرخ زمانی تغییر جرم در یک حجم کنترلی از جمع جرم جریان ورودی به حجم کنترلی و نرخ تولید جرم در داخل حجم کنترلی به دست می آید. در حالت حدی و زمانی که حجم کنترلی بی نهایت کوچک شود داریم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

در این معادلات،  $\rho$  چگالی سیال،  $t$  زمان،  $x_j$  مختصات مکانی در راستای  $x, y, z$  و  $u_j$  سرعت حرکت سیال در راستای مختصات مکانی است. رابطه ی ۱ در واقع رابطه ی بقای جرم برای سیال تراکم پذیر است. ترم اول رابطه نشان دهنده ی نرخ تغییر چگالی سیال در زمان و ترم دوم نشان دهنده ی گرادیان جرم در راستای سه مختصه ی مکانی است. این معادله در واقع فرم دیفرانسیلی معادله ی بقای پیوستگی است. در حل عددی از فرض جریان تراکم ناپذیر استفاده شده است. بدون ترم ایجاد چشمه، معادله ی ۱ چنین ساده می شود:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (2)$$

#### • معادله ی بقای مومنتوم

معادله ی بقای مومنتوم سه بعدی در راستای مختصات مکانی در رابطه ی ۳ نشان داده شده است. این رابطه با مساوی قرار دادن نرخ تغییرات مومنتوم در یک راستای

مکانی مشخص با جمع نیروهای وارد بر ذره در آن جهت خاص به اضافه نیروی جاذبه وارد به ذره و نیروهای خارجی به دست می آید.

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g + F_i \quad (3)$$

در رابطه ی ۳،  $\rho$  فشار،  $\tau_{ij}$  نیروی سطحی،  $g_i$  شتاب جاذبه و  $F_i$  نیروهای خارجی هستند.

#### • معادلات حاکم بر پسای القایی

گردابه های پراکنده شده از لبه ی فرار برای یک بال صفحه یی به میزان برآ بستگی دارند و نیروی پسا زمانی که توزیع برآ به صورت بیضوی باشد، کمینه خواهد بود. پسای کمینه به صورت زیر تعریف می شود.<sup>[۲]</sup>

$$D_{i.min} = \frac{L^2}{\pi q b^2} \quad (4)$$

بال هایی که دارای توزیع غیربیضوی برآ هستند پسای بیشتری خواهند داشت و ضریب پسای القایی در محاسبه پسا به صورت زیر لحاظ خواهد شد:

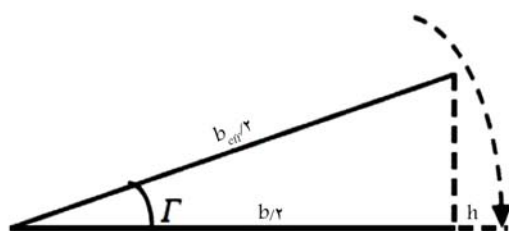
$$D_{i.min} = \frac{k L^2}{\pi q b^2} \quad (5)$$

باید توجه داشت که مقدار ضریب  $k$ ، برای توزیع بیضوی برآ برابر یک بوده، اما مقدار آن برای توزیع برآی غیربیضوی بیشتر از یک خواهد بود.<sup>[۲]</sup>

پسای کلی یک بال نیز به صورت مجموع پسای پروفیل و پسای القایی محاسبه می شود. با استفاده از مدل فون مایسس می توان این دو نوع نیروی پسا را به صورت جداگانه بررسی کرد. با توجه به معادله ی توزیع پسا و ثابت در نظر گرفتن پسای پروفیل، اگر مشتق پسا نسبت به مجذور برآ محاسبه شود، ضریب پسای القایی به عنوان فاکتوری از میزان تغییرات پسای القایی به دست خواهد آمد.<sup>[۲]</sup>

$$D = D_{p_{r,0}} + \frac{k L^2}{\pi q b^2} \quad (6)$$

$$k = \pi q b^2 (dD/dL^2) \quad (7)$$



شکل ۲. بال با زاویه‌ی هفتی. [۲۸]

با توجه به شکل ۲، می‌توان مشابه تأثیر هندسه بالک، تأثیر زاویه‌ی هفتی را بر ضریب بازده دهانه بال بررسی کرد. [۲۶]

$$\frac{b}{\gamma} = \frac{b_{eff}}{\gamma} \cos \Gamma \quad (15)$$

$$\frac{b_{eff}}{b} = \frac{1}{\cos \Gamma} \quad (16)$$

$$e_{\Gamma} = \frac{1}{\cos^2 \Gamma} e \quad (17)$$

بنابراین مطابق با رابطه‌ی ۱۷، با افزایش زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، می‌توان ضریب بازده دهانه‌ی آنها را افزایش داده و پسای القایی هریک را کاهش داد. یکی از مزایای اصلی زاویه‌ی هفتی، تأثیر آن بر افزایش ضریب بازده دهانه‌ی بال برای بالک اول بوده که با توجه به محدودیت عدم تغییر طولی آن، می‌تواند راه حل مناسبی برای کاهش پسای بالک اول باشد. علاوه بر زاویه‌ی هفتی، زاویه‌ی پیش‌بیش بالک نیز می‌تواند در کاهش میزان پسای القایی کل بال تأثیرگذار باشد. با استفاده از معادله‌ی گردش حول بال و نظریه‌ی خط برآزای پراوتل، طبق معادله‌ی زیر، می‌توان مقدار بهینه زاویه‌ی پیش‌بیش بالک را به صورت نظری محاسبه کرد.

$$\frac{\gamma \Gamma(z)}{V_{\infty} c(z)} + \frac{\widetilde{C_{L,\alpha}}}{4\pi V_{\infty}} \int_{\gamma=-b}^b \frac{1}{z-\gamma} \left( \frac{d\Gamma}{dz} \right)_{z=\gamma} d\gamma = \widetilde{C_{L,\alpha}} [\alpha(z) - \alpha_{L,\infty}(z)] \quad (18)$$

با توجه به معادله‌ی حاکم بر جریان و همچنین حل ارائه شده توسط فیلیپس [۲۳]، مقدار تابع ضریب پسای القایی برحسب مقدار پیش‌بیش بال عبارت خواهد بود از:

$$CD_i = \frac{C_L^2 \left( 1 + K_D - K_{DL} C_L C_{L,\alpha} \Omega + K_{D\Omega} (C_{L,\alpha} \Omega)^2 \right)}{\pi AR} \quad (19)$$

که در این رابطه،  $\Omega$  بیشترین میزان پیش‌بیش در طول بال است. با توجه به معادله‌ی حاصل، مقدار بهینه  $\Omega$  برای بالک بدون نسبت باریک‌شوندگی برابر است با [۲۳]:

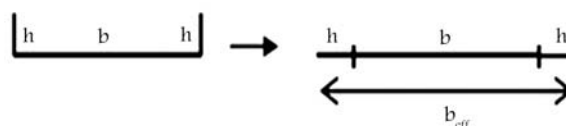
$$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - \left( \frac{r_z}{b} \right)^2}}{\frac{c(z)}{C_{root}}} \quad (20)$$

برای بالک بدون نسبت باریک‌شوندگی (TR)، توزیع بهینه پیش‌بیش عبارت خواهد بود از [۲۴]:

$$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - \left( \frac{r_z}{b} \right)^2}}{1 - (1 - TR) \left| \frac{r_z}{b} \right|} \quad (21)$$

برای بال با نسبت باریک‌شوندگی خطی (TR)، توزیع بهینه‌ی پیش‌بیش به صورت معادله‌ی ۲۲ خواهد بود. [۲۸]

$$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - \left( \frac{r_z}{b} \right)^2}}{1 - (1 - TR) \left| \frac{r_z}{b} \right|} \quad (22)$$



شکل ۱. هندسه‌ی بال همراه با بالک. [۲۷]

با استفاده از قضیه کوتا - جوكوفسكى، می‌توان ضریب پسای القایی بال را توسط پارامترهای اصلی بال به صورت زیر تعیین کرد.

$$CD_i = \frac{CL^2}{\pi e AR} \quad (8)$$

که e در آن نسبت اسوالد یا ضریب بازده دهانه بال نامیده می‌شود. [۲]

#### • بررسی پارامترهای تأثیرگذار در طراحی بالک شبکه‌یی

در این بخش به بررسی دقیق‌تر تأثیر پارامترهایی چون بالک و زاویه‌ی هفتی بر ضریب دهانه بال پرداخته خواهد شد. در بال بالک‌دار، ضریب بازده دهانه بال متناسب با هندسه بالک تغییر می‌کند. مطابق با شکل ۱، روابط حاکم بر بال معادله در رابطه‌ی ۹ ارائه شده است. [۲۷]

$$\frac{b_{eff}}{b} = 1 + \frac{h}{b} \quad (9)$$

$$CD_{iWL} = \frac{CL^2}{\pi A_{eff} e} = \frac{CL^2}{\pi AR e_{WL}} \quad (10)$$

$$e_{WL} = \left( \frac{b_{eff}}{b} \right)^2 e \quad (11)$$

همان‌طور که مشخص است، با افزایش نسبت  $b_{eff}/b$ ، مقدار نهایی ضریب دهانه بال افزایش یافته و میزان پسای القایی کاهش خواهد یافت؛ اما بایستی میزان کاهش نیروی برآ نیز در این رابطه مدنظر قرار گیرد. حال می‌توان با در نظر گرفتن مقدار ثابتی برای ضریب برآ، به بررسی پارامتر بالک پرداخت. [۲۷]

$$CL = \pi A R A_1 = Constant \quad (12)$$

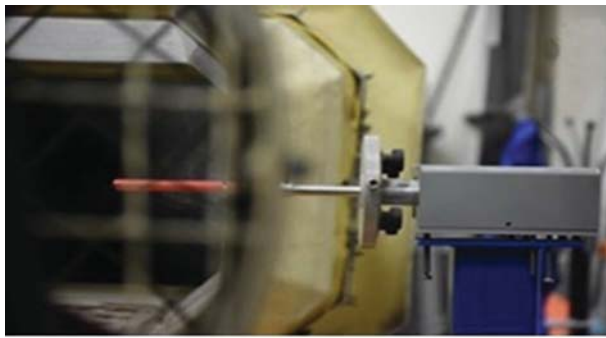
$$AR = \frac{b^2}{s} = Constant \quad (13)$$

با توجه به این که برای امکان مقایسه‌ی تغییرات ایرودینامیک بال پس از استفاده از بالک، بایستی طول دهانه بال ثابت باشد، بنابراین خواهیم داشت:

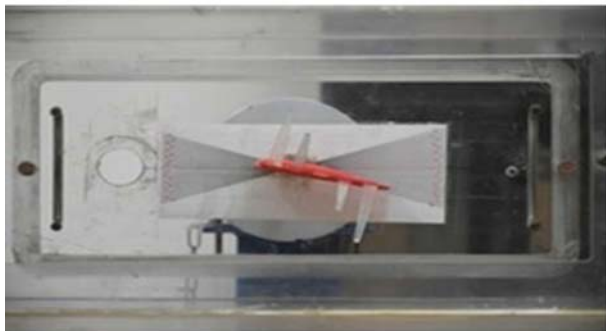
$$b_{eff} = Constant \quad (14)$$

از طرفی مقدار b نیز باید بدون تغییر باقی بماند زیرا بر روی میزان نیروی برآ تأثیر خواهد داشت؛ بنابراین پارامتر قابل بررسی از نظر هندسی، تنها طول بالک‌های دوم به بعد خواهد بود، زیرا طول بالک اول باید برای تأمین طول دهانه‌ی بال یکسان، ثابت در نظر گرفته شود. حال هرچه طول بالک‌های دوم به بعد کمتر باشد، با توجه به کاهش مساحت مؤثر بال، نسبت منطقی افزایش یافته و باعث کاهش پسای القایی خواهد شد؛ بنابراین تغییرات طول بالک‌ها بایستی به نحوی باشد که باعث افزایش نسبت منطقی کل شود. در ادامه، به بررسی تأثیر زاویه‌ی هفتی بالک و اثر آن بر پسای القایی پرداخته می‌شود.

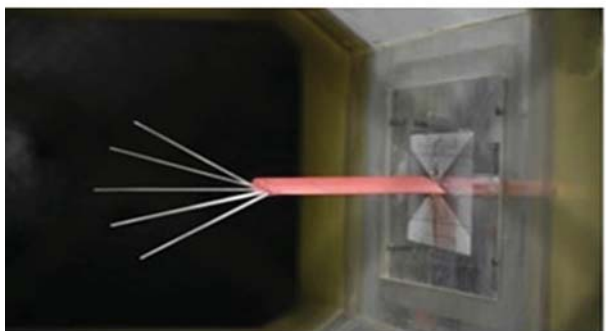




الف) نحوه ی قرارگیری مدل و اتصال به بالانس؛



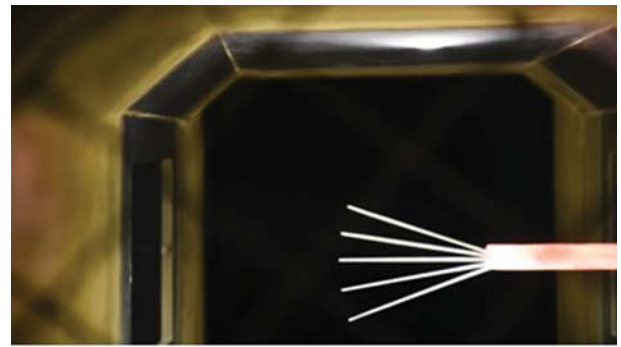
ب) نمای عمودی بال همراه با بالک بیضوی؛



ج) نمای از پشت بال همراه با بالک بیضوی.

شکل ۴. مجموعه تنظیمات آزمون بالانس نیرویی.

است بهره‌گیری شده است. این مدل علیرغم دقت بالا برای کاربردهای هوافضایی و آئرونامیکی، مدلی کم‌هزینه بوده و برای شبیه‌سازی‌های متعدد مورد نظر در این پژوهش مناسب است. همچنین، این مدل در صورت اصلی خود به طور مؤثر مدلی با عدد رینولدز پایین است که مستلزم حل صحیح ناحیه‌یی از لایه‌ی مرزی است که تحت تأثیر لزجت قرار دارد. در مطالعات صورت گرفته، مشاهده شده که با این مدل نظیر سایر روش‌های عددی الگوسازی جریان آشفته، می‌توان نتایج نزدیکتری به نتایج آزمایشگاهی در محاسبه نیروی برا، پسا و توزیع فشار به دست آورد و به طور کمی تخمین‌های خوبی از مشخصه‌های واماندگی در زوایای حمله بالا به دست می‌دهد. با توجه به تحقیقات صورت گرفته برای بالک شبکه‌یی، این مدل آشفتگی بیشترین تطابق نتایج حل عددی و تونل باد را داشته و با توجه به نیاز این پروژه به انجام آزمایش‌های تونل باد، این مدل انتخاب شده است. در این مدل آشفتگی، گرانیوی<sup>۲۴</sup> ( $\mu T$ ) به صورت معادله‌یی از گرانیوی گردابه‌یی ( $v_T$ ) و مقدار میانگین آن و همچنین یک معادله‌ی دمپینگ ( $f v_1$ ) مطابق معادله‌ی ۲۶ معرفی شده است.



شکل ۳. قرارگیری مدل در محفظه‌ی آزمون تونل باد.

مقادیر پارامترهای  $K_{DL}$  و  $K_{D\Omega}$  به ترتیب برابر است با:

$$K_{DL} = \frac{\pi \widetilde{C_{L\alpha}}}{(1 + TR) C_{L\alpha}} K_D \quad (23)$$

$$K_{D\Omega} = \left[ \frac{\pi C_{L,\alpha}}{2(1 + TR) C_{L\alpha}} \right]^2 K_D \quad (24)$$

در نهایت با توجه به روابط موجود مقدار بهینه بیشترین پیچش برحسب ضریب برآ برابر است با:<sup>[۲۸]</sup>

$$\Omega_{opt} = \left[ \frac{2(1 + TR)}{\pi C_{L\alpha}} \right] C_L \quad (25)$$

## ۲.۳. رویکرد تجربی

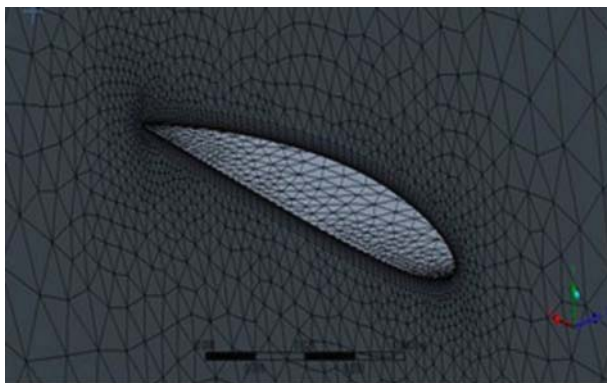
در این تحقیق مطابق با شکل ۳، آزمایش‌های تجربی در تونل باد مادون‌صوت دانشگاه صنعتی شریف با ابعاد محفظه‌ی آزمون  $30 \times 30$  سانتی‌متر مربع و در شرایط زوایای حمله  $4^\circ$ ،  $6^\circ$ ،  $8^\circ$  و  $14^\circ$  درجه و سرعت  $20$  متر بر ثانیه صورت گرفته است. ساخت مدل توسط چاپگر سه‌بعدی انجام شده و برای بهبود در نتایج استخراجی و هماهنگ شدن هندسه با فرایند آزمایش‌ها، در قسمت ریشه‌ی بال، وزن و تراکم بیشتر در نظر گرفته شده است تا در هنگام آزمایش به صلب‌تر شدن و پایداری المان بال کمک کند. همچنین، سوراخ ایجاد شده در ایرفویل تا نزدیکی نوک بال ادامه می‌یابد تا هنگامی که میله‌ی نگهدارنده درون آن قرار می‌گیرد، باعث لرزش کمتر در سازه شود. همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، به منظور اعتبارسنجی برای حل عددی انجام شده، آزمون بالانس نیرویی در زوایای نام برده در بالا برای پیکربندی‌های بال مرجع و همراه با بالک بیضوی انجام شده است.

## ۳.۳. رویکرد عددی

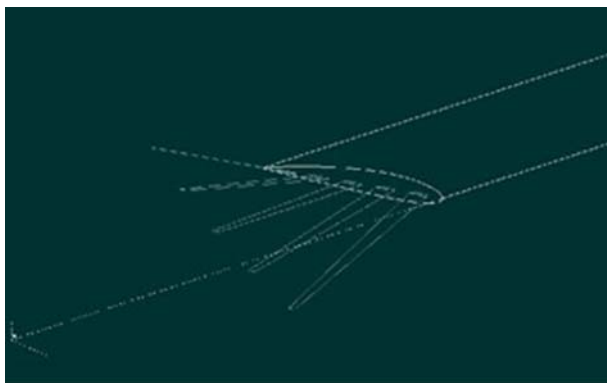
در رویکرد عددی و تحلیل نتایج از نرم‌افزارهای انسیس فلوئنت و xflr5 استفاده شده است. در ادامه، نحوه‌ی الگوسازی هریک شرح داده می‌شود.

### • روند شبیه‌سازی در انسیس فلوئنت

برای حل عددی معادلات حاکم بر جریان، از نرم‌افزار تجاری انسیس - فلوئنت و روش حجم محدود با مشخصات شیوه‌ی سیمپل<sup>۲۲</sup>، حلگر فشار مبنا، شدت آشفتگی ۵ درصد، دقت گسسته‌سازی مرتبه دو برای فشار و مومنتوم و داده‌های ورودی به عنوان مرجع محاسباتی استفاده می‌شود. برای شبیه‌سازی شبکه‌یی از بالک‌ها از مدل توربولانسی اسپالارت آلماراس<sup>۲۳</sup>، که دارای یک معادله‌ی آشفتگی



شکل ۶. شبکه محاسباتی حول بال (دید از طرف شرط مرزی صفحه تقارن).



شکل ۷. الگوی بالک در چینش زاویه‌ی هفتی C<sup>۳</sup> و Sweep=۰ در نرم‌افزار XFLR۵.

نظر حجم و تعداد سلول مورد ارزیابی قرار داد. برای این کار، با توجه به پارامترهای مختلف در تعیین تعداد سلول نهایی ناحیه‌ی سیالاتی، سه حالت مختلف ارائه شده است. تعداد سلول‌های ارائه شده در هر حالت نسبت به حالت قبلی به صورت تقریبی ۱۰٪ افزایش داشته است. تعداد سلول‌ها در هر حالت از شبکه محاسباتی به ترتیب ۱۴۰۷۳۶۹، ۳۳۶۳۸۹۳ و ۶۹۵۸۳۱۲ است. با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی، اختلاف نتایج حاصل برای ضرایب برآ و پسا بال کمتر از ۵٪ بوده و به همین دلیل، شبکه‌ی محاسباتی دوم برای بقیه‌ی حالات به عنوان شبکه‌ی پایه انتخاب شده است. باید توجه داشت که با توجه به تغییر هندسه در چینش‌های مختلف بالک امکان تغییر تعداد سلول‌ها وجود داشته اما در نهایت تأثیر چندانی در صحت نتایج نخواهد داشت. نتایج حاصل از بررسی استقلال شبکه در جدول ۵ آورده شده است (به عنوان نمونه ضریب برآ و پسا در حالت دوم به ترتیب ۰/۷۰۲۸۱۱۰۷۶ و ۰/۵۰۷۲۱۹ به دست آمده است).

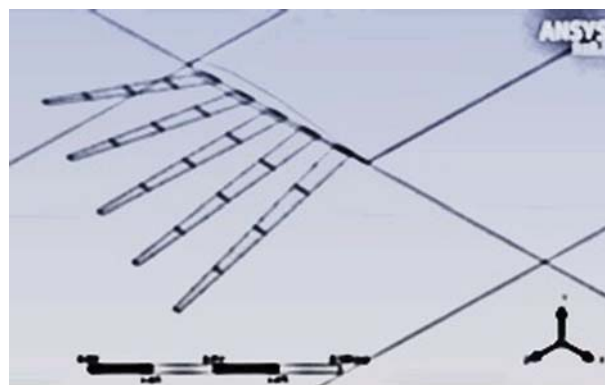
#### • روند شبیه‌سازی در نرم‌افزار XFLR۵

در ابتدا هندسه‌های پیشنهادی در این نرم‌افزار مطابق با شکل ۷ طراحی شده و سپس متناسب با شرایط جریان مورد نظر، شبیه‌سازی مقدماتی صورت گرفته است. شایان ذکر است که از نرم‌افزار XFLR۵ تنها به منظور برآورد اولیه و تخمین مناسبی از ضریب برآ مورد استفاده قرار گرفته است.

همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود بال مورد نظر شبکه‌بندی شده است. به علت دقت بالای مورد نیاز در تحلیل بالک‌ها و بررسی پارامترهای تأثیرگذار بر ضرایب آیرودینامیکی از بیشترین حالت ممکن در تعداد شبکه در نرم‌افزار XFLR۵ استفاده شده است.

جدول ۳. پارامترهای الگوسازی آشفتگی اسپالارت آلماراس.

K	۰/۴۱
$C_{b1}$	۰/۱۳۵۵
$C_{b2}$	۰/۶۲۲
$C_{v1}$	۷/۱
$C_{w1}$	$\frac{C_{b1}}{K^2} + \frac{1+C_{b2}}{\sigma_v T}$
$C_{w2}$	۰/۳
$C_{w3}$	۲
prandtl Number	۰/۶۶۷



شکل ۵. بالک شبیه‌سازی شده در آرایش C<sup>۳</sup>، Sweep=۰.

جدول ۴. نوع و مقدار شرایط مرزی شبکه محاسباتی.

مقدار	نوع	شرط مرزی
۱۰، ۲۰، ۳۰، ۸۰ m/s	Velocity inlet	ورودی سرعت
-	Symmetry	صفحه تقارن
۰ (Pa)	Pressure outlet	خروجی فشار
-	Wall	بال
۱۰۱۳۲۵ (Pa)	-	شرایط عملیاتی

$$\mu_T = \rho \nu T = \rho \bar{v} f \nu(X) \quad (26)$$

در معادله‌ی بالا، عبارت دمپینگ، به صورت رابطه‌ی بر اساس نسبت گرانروی گردابه‌یی ( $X = \frac{\bar{v}}{\nu}$ ) است که در معادله‌ی ۲۷ آورده شده است.

$$f \nu(X) = \frac{X^2}{X^2 + C_{v1}^2} \quad (27)$$

در این پژوهش، از ضرایب مدل آشفتگی ارائه شده در جدول ۳ برای شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. انتخاب این ضرایب بر اساس برخی پارامترهای پیش‌فرض نرم‌افزار انسیس و همچنین تحقیقات عددی صورت گرفته برای شبیه‌سازی انواع بالک‌های شبکه‌یی است.

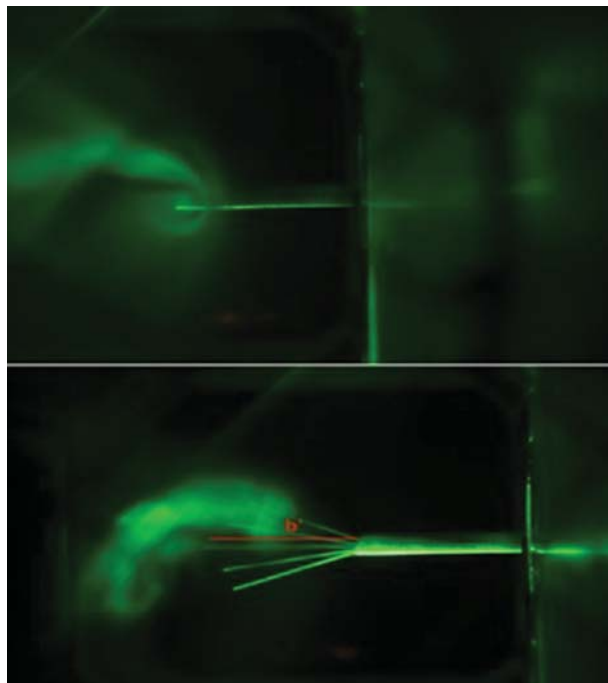
در ادامه، ناحیه‌ی سیالاتی و همچنین بال همراه با بالک شبیه‌سازی شده در حالت آرایش نوع سوم در شکل ۵ نشان داده شده است. همچنین، نوع هر یک از شرایط مرزی در جدول ۴ ارائه شده است.

#### • استقلال از شبکه

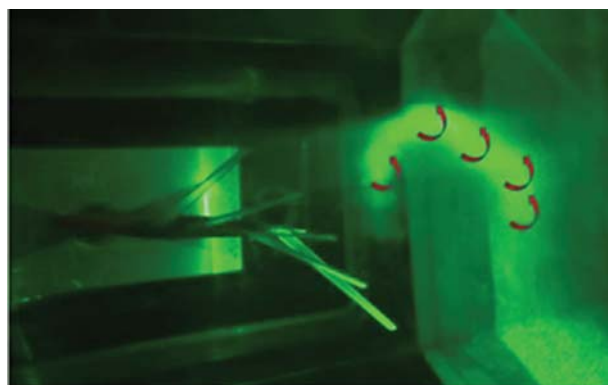
در این پژوهش شبکه محاسباتی حول بال مطابق با شکل ۶ در نظر گرفته شده است. در یک تحلیل عددی سیالاتی یک مدل، باید شبکه‌ی محاسباتی مورد نظر را از

جدول ۵. استقلال از شبکه.

حالت شبکه	تعداد سلول	$C_L$	$C_D$	$\% \Delta C_L$	$\% \Delta C_D$
حالت ۱	۱۴۰۷۳۶۹	۰/۶۳۵۷۴	۰/۰۴۴۲۰۱	-	-
حالت ۲	۳۳۶۳۸۹۳	۰/۷۰۲۸۱	۰/۰۵۰۷۲۲	۱۰/۵۴۹	۱۴/۷۵۱
حالت ۳	۶۹۵۸۳۱۲	۰/۷۲۷۷۴	۰/۰۵۵۶۹۵	۳/۵۴۷۵	۴/۶۳۵۰

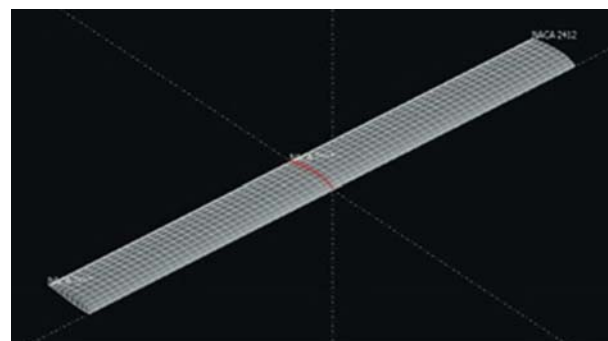


شکل ۹. آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال بدون بالک و همراه با بالک.



شکل ۱۰. آزمون آشکارسازی دود از نمای کنار تونل برای بال به همراه بالک در حالت زاویه‌ی هفتی بهینه.

برای توزیع زاویه‌ی هفتی بالک‌ها در نظر گرفته شده است. در حالت  $C_1$ ، زاویه‌ی هفتی تمامی بالک‌ها صفر درجه است. در حالت‌های  $C_2$ ،  $C_3$ ،  $C_4$  مقدار کمینه زاویه‌ی هفتی  $2^\circ$  درجه انتخاب شده و در هر حالت با شبیهی متفاوت این زاویه برای بالک‌های دیگر افزایش خواهد یافت. با توجه به وابستگی بیش از حد ضریب برآ به میزان سطح بال مورد نظر و نسبت منظری آن در رژیم جریان رینولدز پایین، طول بال مرجع در طی پژوهش ثابت در نظر گرفته شده و چیش‌های مختلف بالک برای نصب در نوک بال به آن اضافه شده است. با افزایش زاویه‌ی هفتی



شکل ۸. شبکه‌بندی بال مرجع در نرم‌افزار XFLR۵.

مطابق شکل ۸، وتر بال به ۱۲ قسمت و دهانه بال به ۳۵ قسمت تقسیم شده است. فاصله‌ی قسمت‌ها از یکدیگر به صورت توزیع کسینوسی بوده و تراکم سلول‌ها در لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار بیشتر است. برای هر بالک نیز همین تعداد سلول در نظر گرفته شده است. برای شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار XFLR۵ روش‌های متفاوتی وجود دارد که شامل LLT<sup>۲۵</sup>، VLM<sup>۲۶</sup>، VLM<sup>۲۷</sup> و Panel Method است. پس از شبیه‌سازی اولیه، نتایج حاصل از روش VLM<sup>۲۷</sup> بیشترین تطابق را با حل عددی در نرم‌افزار انسیس داشته و به همین علت در تمامی شبیه‌سازی‌ها از این روش استفاده شده است.

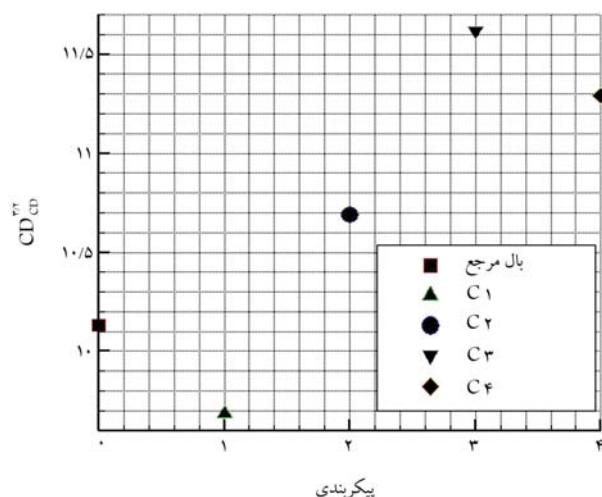
#### • اعتبارسنجی

تمرکز این پژوهش بیشتر بر الگوسازی عددی بوده و انجام آزمون تجربی صرفاً به جهت مقایسه‌ی نتایج عددی انجام شده است تا امکان ارزیابی صحت مقروضات فیزیکی مدل عددی و ریاضیات اعمالی آن مقدر شود. همان‌طور که از شکل‌های ۹ و ۱۰ آزمون تجربی برمی‌آید، گردابه‌ی بزرگ تشکیل شده حول بال ساده (بال بدون بالک)، به گردابه‌های کوچک‌تری شکسته شده و از یکدیگر فاصله گرفته‌اند و با دور شدن مرکز گردابه نوک بال از خود، می‌توان طول دهانه‌ی (اسپین) بال را بدون افزایش طول هندسی بال، نیز افزایش داد<sup>[۲۸]</sup> (شکل ۹ و مقدار مشخص شده‌ی  $b'$  در آن). لذا، معادل این است که نسبت منظری افزایش یافته و این مهم خود نمایان‌گر افت فروزش و لذا پسای القایی وابسته به آن با افزودن المان بالک است.

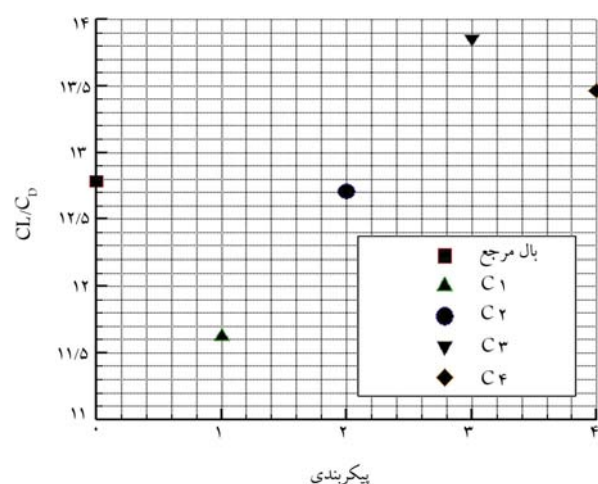
در ادامه، برحسب مطالعه تجربی صورت گرفته در این پژوهش، کمیت ضریب لیفت برحسب زاویه‌ی حمله برای سنجش اعتبار شبیه‌سازی انجام شده، ترسیم شده است. چنان که مشاهده می‌شود در نمودار شکل ۱۱ اختلاف اندکی بین نتایج تجربی و نتایج عددی پژوهش حاضر دیده می‌شود. رفتار نمودار کاملاً منطبق بر نمودار حاصل از مشاهده‌ی تجربی است. اندک اختلاف موجود هم قابل قبول است که می‌تواند ناشی از فرضیات اعمال شده در شبیه‌سازی عددی باشد.

#### ۴. نتایج

همان‌طور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، در این پژوهش چهار حالت مختلف



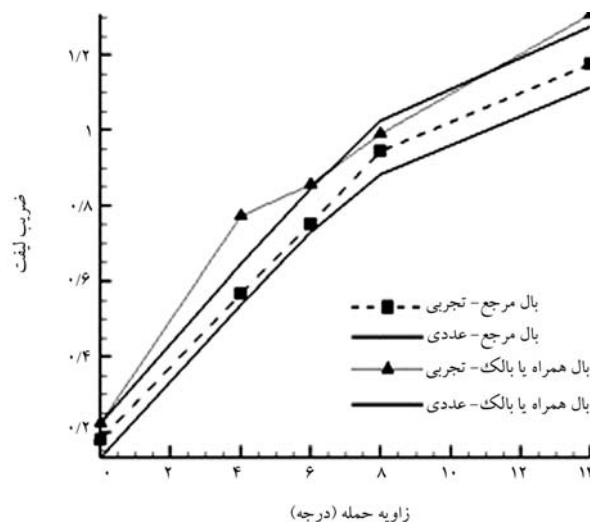
شکل ۱۳. عملکرد بال برای چینش مختلف بالک‌ها از نظر زاویه‌ی هفتی.



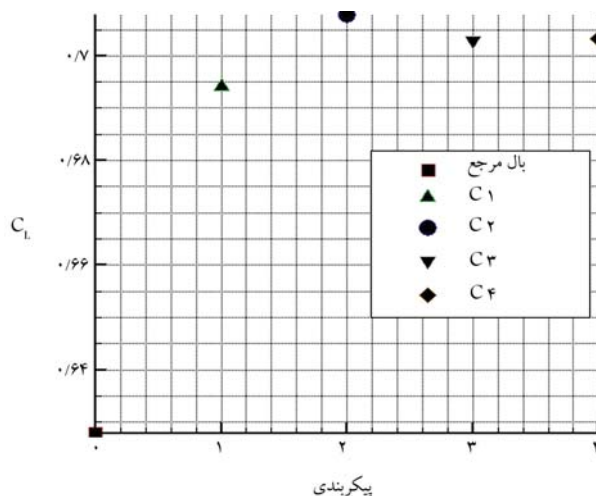
شکل ۱۴. عملکرد بال (نسبت ضریب برآ به پسا) برای چینش مختلف بالک‌ها از نظر زاویه‌ی هفتی.

صفر درجه برای تمامی بالک‌ها، مقدار ضریب برآ کمتر خواهد بود. در چینش‌های  $C_2$  و  $C_3$  با توجه به مقدار بیشینه زاویه‌ی هفتی بالک اول، مقدار ضریب برآ، تغییر چندانی نداشته و در نتیجه پارامتر اصلی تغییر ضریب برآ چینش زاویه‌ی هفتی بالک‌های اولیه از طرف لبه‌ی حمله است. همچنین با توجه به کاهش شیب تغییرات زاویه‌ی هفتی از  $C_2$  به  $C_4$ ، می‌توان گفت هر چه شیب تغییرات زاویه‌ی هفتی بالک‌ها بیشتر باشد، شیب افزایش ضریب برآ نیز بیشتر خواهد بود و این مسئله با تأثیر زاویه‌ی هفتی در تغییرات ضریب برآی بال سازگار است.

از طرفی، باید توجه داشت که افزایش ضریب برآ با افزایش نسبت منطری بال و افزودن بالک‌ها امری طبیعی بوده و مسئله‌ی مهم تأثیر افزودن بالک به بال، در کاهش میزان پسای القایی است. از این رو، باید تأثیر چینش‌های پیشنهادی بر عملکرد بال و یا نسبت ضریب برآ به پسا مورد بررسی قرار گیرد. در شکل‌های ۱۳ و ۱۴، نسبت ضریب برآ به پسا برای چینش مختلف زاویه‌ی هفتی ارائه شده است. در طراحی یک بال، این نسبت حاکی از راندمان بال از منظر آئرو دینامیکی بوده و می‌توان آن را به عنوان پارامتر اصلی بهینه‌سازی یک بال در نظر گرفت. همان‌طور که مشخص است برای چینش  $C_2$ ، نسبت ضریب برآ به پسا علاوه بر بال مرجع، نسبت به چینش‌های دیگر بیشینه خواهد بود و می‌توان آن را به عنوان حالت بهینه چینش از نظر زاویه‌ی



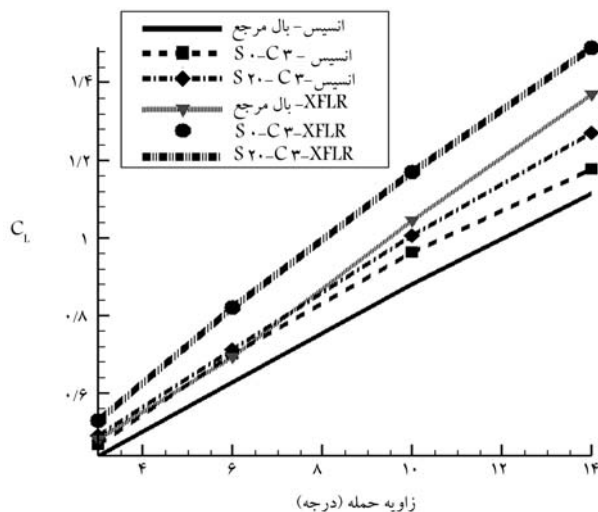
شکل ۱۱. اعتبارسنجی تحلیل عددی یا نتایج تجربی حاصله.



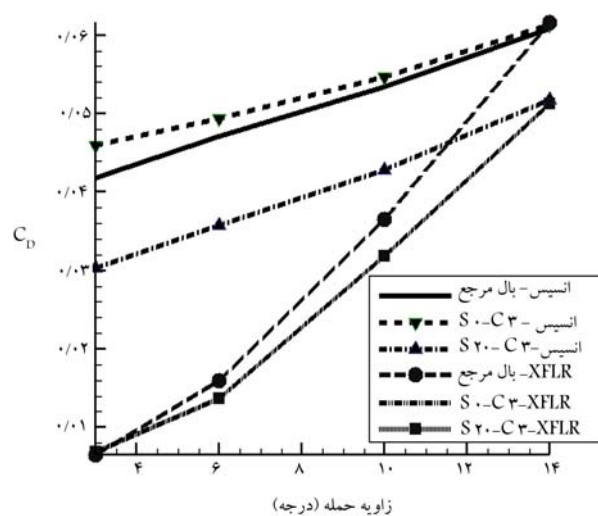
شکل ۱۲. ضریب برآ در چینش مختلف زاویه‌ی هفتی بالک‌ها.

بالک، گردابه‌های ایجاد شده در نوک بال به سمت بالا هدایت شده و تأثیر آنها بر یکدیگر کاهش می‌یابد. از طرفی با افزایش بیش از حد زاویه‌ی هفتی پسا کل مجموعه نیز افزایش یافته و بنابراین بایستی یک حالت بهینه برای چینش بالک‌ها برای بیشینه کردن راندمان آئرو دینامیکی بال یعنی نسبت ضریب برآ به پسا وجود داشته باشد. از این رو، برای بررسی اثر زاویه‌ی هفتی بالک بر پسا القایی و عملکرد بال، برای تمامی هندسه‌های پیشنهادی در زاویه‌ی حمله ۶ درجه و سرعت ۲۰ متر بر ثانیه شبیه‌سازی‌های عددی صورت گرفته است. (علت انتخاب زاویه‌ی ۶ درجه برای مقایسه‌ی عملکرد بال در چینش مختلف زاویه‌ی هفتی و ایرفویل‌ها در پرنده‌های مداومت بالا<sup>۲۷</sup>، زاویه‌ی حمله‌ی است که راندمان آئرو دینامیکی بهینه حاصل شود. همچنین، تمرکز این پژوهش بر روی هواپیماهایی با موتورهای ملخی و سرعت‌های پروازی پایین بوده است که نیازمند افزایش  $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max}$  جهت دستیابی به مداومت بیشینه است).

در شکل ۱۲، مقدار ضریب برآ برای چینش مختلف زاویه‌ی هفتی ارائه شده است. همان‌طور که مشخص است با اضافه شدن بالک‌ها، مقدار ضریب برآ از ۱۰٪ تا ۱۳٪ افزایش یافته است. در حالت  $C_2$ ، با افزایش بیشینه زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، مقدار ضریب برآ از تمامی حالات ارائه شده بیشتر بوده و در حالت زاویه‌ی هفتی



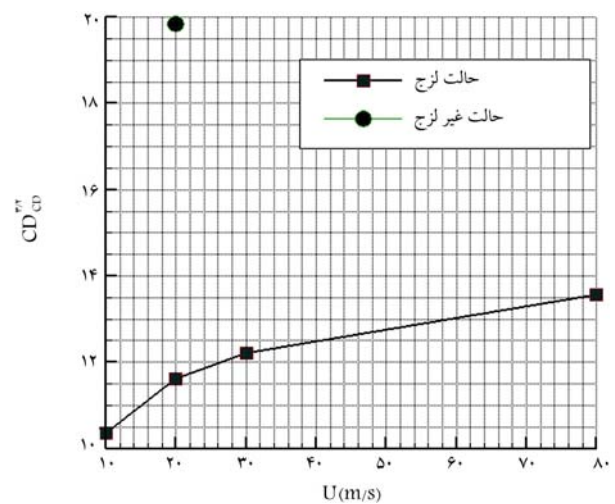
شکل ۱۶. مقایسه‌ی ضریب برآ برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR۵.



شکل ۱۷. مقایسه‌ی ضریب پسا برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR۵.

با افزایش زاویه‌ی پس‌گرا، در هر دو حل مقدار ضریب پسا افت داشته و علت آن افت ضریب برآ است؛ اما مشکل اصلی شبیه‌سازی توسط نرم‌افزار XFLR۵ عدم توانایی آن در محاسبه صحیح میزان افت پسای بال در حالت زاویه‌ی پس‌گرای ۲۰ درجه است که به همین دلیل با در نظر نگرفتن افت پسا با وجود جریان غالب ویسکوز، افزایش عملکرد بال در زاویه پس‌گرای بالک دیده نشده است. در صورتی که در تمامی نتایج مورد بررسی، افزایش زاویه‌ی پس‌گرا بالک باعث افزایش چشمگیر عملکرد بال می‌شود.

در شکل ۱۷، مقدار ضریب پسا برای حالات مفروض ارائه شده است. در شبیه‌سازی حاصل از نرم‌افزار ANSYS، مقدار ضریب پسا نسبت به بال مرجع بیشتر شده، اما در نرم‌افزار XFLR۵، مقدار پسا کمتر شده است. علت این امر عدم توانایی نرم‌افزارهای با پایه‌ی «پنل متد» در محاسبه‌ی پسای ناشی از گرانروی جریان است. بنابراین استفاده از نرم‌افزارهای حاصل برای به دست آوردن توزیع برآ مناسب بوده، اما برای به دست آوردن ضریب پسا پیشنهاد نمی‌شود. در نهایت نسبت ضریب برآ به پسا که مشخص‌کننده‌ی راندمان آیرودینامیکی بال است در شکل ۱۸ ارائه شده است. روند تغییرات این راندمان در نرم‌افزار XFLR۵ به صورتی صحیح پیش‌بینی شده است، اما به علت مقدار اندک ضریب پسا محاسبه شده، نسبت ضریب برآ



شکل ۱۸. اثر سرعت جریان بر عملکرد بال در چپش بالک در حالت  $C_2$ .

هفتی انتخاب کرد. در این حالت نسبت ضریب برآ به پسا تقریباً ۸/۴٪ افزایش یافته است. همان‌طور که مشخص است، عملکرد بال در حالت  $C_1$ ، از حالت بال اولیه نیز کمتر شده است و این مسئله وابستگی مهم عملکرد بال به همراه بالک، به چپش و زاویه‌ی هفتی بالک را نشان می‌دهد. حالت  $C_1$  نشان می‌دهد، اگرچه با افزودن بالک ضریب برآی بال افزایش یافته است، اما افزایش پسای اصطکاکی و پسای القایی ناشی از افزایش برآ، به طور کلی عملکرد بال را کاهش داده است. بنابراین چپش زاویه‌ی هفتی  $C_2$ ، با طرحی متقارن عملکردی بهینه داشته و به عنوان حالت بهینه انتخاب می‌شود.

در ادامه، بررسی اثر بالک بر عملکرد بال در رژیم‌های جریان مختلف با چپش  $C_2$ ، در شکل ۱۵ مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که مشخص است، با افزایش رینولدز جریان، شیب منحنی کمتر شده و تأثیر افزودن بالک برای افزایش عملکرد بال کاهش یافته است؛ بنابراین استفاده از بالک برای افزایش عملکرد در رژیم جریان رینولدز پایین پیشنهاد شده و بهترین عملکرد را در این رژیم جریان دارد.

در ادامه‌ی این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی در حالت چپش  $C_2$  و توزیع بهینه‌ی زاویه‌ی هفتی توسط نرم‌افزارهای تجاری ANSYS و XFLR۵ و همچنین نتایج تجربی و آزمون تونل باد مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

### • نتایج تحلیل‌های عددی

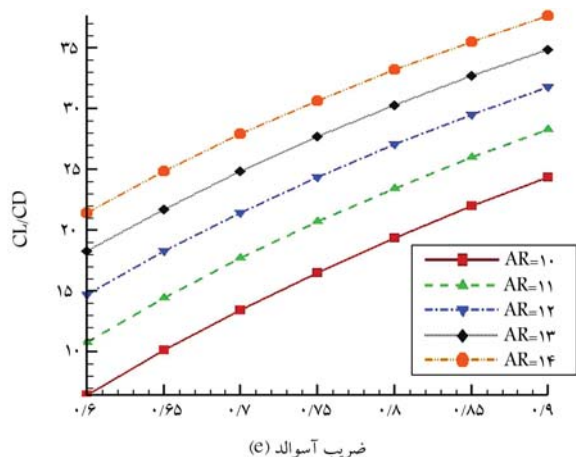
در تحلیل عددی سعی شده از چهار زاویه‌ی حمله مختلف به جهت مشاهده‌ی بهتر تغییرات استفاده شود. زوایای استفاده شده، ۳، ۶، ۱۰ و ۱۴ درجه هستند که به ترتیب مرتبط با زاویه‌ی کمترین پسای کل ایرفویل ناکا ۲۴۱۲، رفتار خطی منحنی  $CL-\alpha$ ، گشتاور پیچشی صفر (همچنین رفتار خطی) و زاویه‌ی قبل از واماندگی هستند.

در شکل ۱۶، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی در حالت بال مرجع، حالت چپش زاویه‌ی هفتی بهینه و همچنین حالت چپش پس‌گرای ۲۰ درجه، در دو نرم‌افزار XFLR۵ و ANSYS ارائه شده است. همان‌طور که مشخص است تطابق خوبی در نتایج حاصل برای ضریب برآ وجود داشته و نتایج مورد نظر برای زاویه‌ی حمله طراحی دارای خطای اندکی هستند. تأثیر افزودن بالک در مقدار ضریب برآ در زوایای حمله بالا مشخص‌تر بوده و هرچه زاویه‌ی حمله بیشتر می‌شود، اختلاف ضریب برآ بین بال مرجع و بال به همراه بالک افزایش می‌یابد.

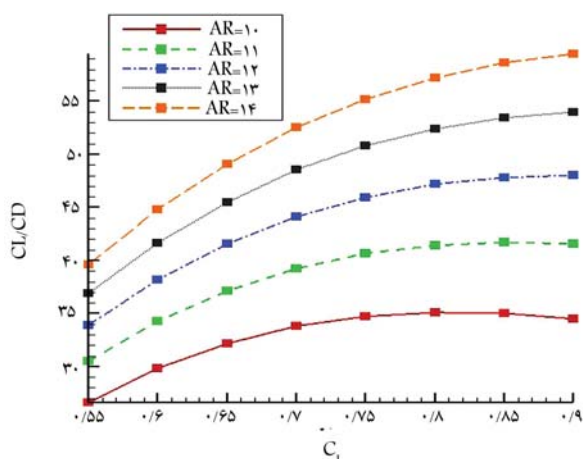


جدول ۷. محدوده تغییرات پارامترها در محاسبه‌ی ضرایب آئرو دینامیکی بال.

$C_L$	$0.6-0.9$
AR	$10-15$
e	$0.6-0.9$
$C_L$ (Baseline Wing)	$0.6979$
$C_D$ (Baseline Wing)	$0.04912$



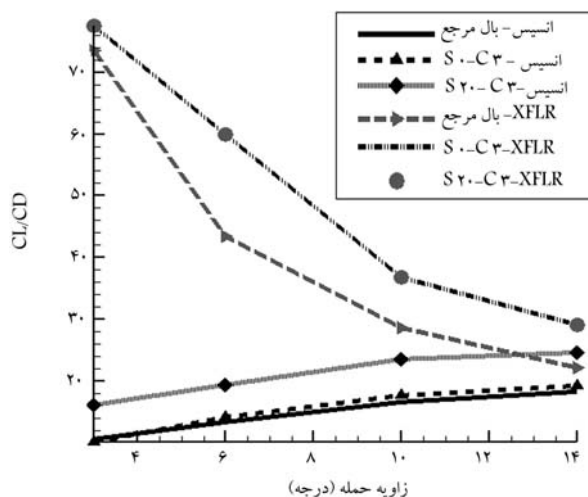
شکل ۲۰. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا نسبت به بال مرجع با تغییر نسبت منطری از ۱۰ الی ۱۴ و ضریب اسوالد از ۰/۶ تا ۰/۹ و ضریب برآی ثابت ۰/۶.



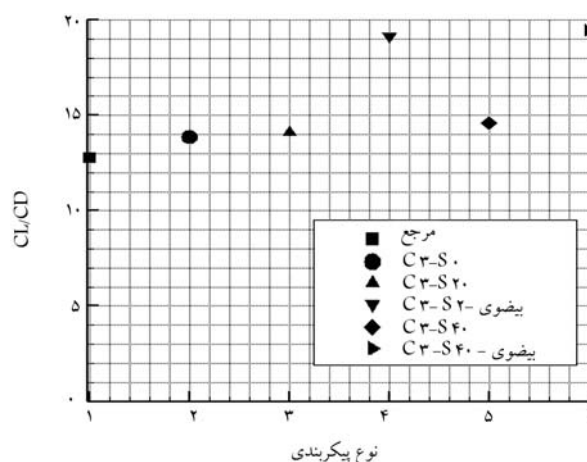
شکل ۲۱. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا نسبت به بال مرجع با تغییر نسبت منطری از ۱۰ الی ۱۴ و ضریب برآ از ۰/۶ تا ۰/۹ و ضریب اسوالد ثابت ۰/۹.

به حالت پس‌گرای صفر افزایش یافته است. این تغییر در زاویه‌ی پس‌گرا تا افزایش عملکرد بال تا حدود ۶٪ در حالت پس‌گرای ۴۰ درجه، تأثیر مثبتی داشته است.

به منظور بررسی صحت نتایج ارائه شده، با در نظر گرفتن محدوده مشخصی از ضریب برآ، نسبت منطری و ضریب اسوالد بال، درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا بررسی خواهد شد که نتایج حاصل از آن در شکل‌های ۲۰-۲۲ نشان داده شده است. مقدار ضرایب آئرو دینامیکی بال مرجع و محدوده‌ی انتخاب شده برای موارد اشاره شده در جدول ۷ ارائه شده است. مقادیر انتخاب شده برای بال مرجع، نتایج شبیه‌سازی عددی در زاویه‌ی حمله‌ی ۶ درجه و سرعت جریان آزاد ۲۰ متر



شکل ۱۸. مقایسه‌ی نسبت ضریب برآ به پسا برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR۵.



شکل ۱۹. بررسی اثر زاویه‌ی پس‌گرا بر عملکرد بال در انواع چینش C۳.

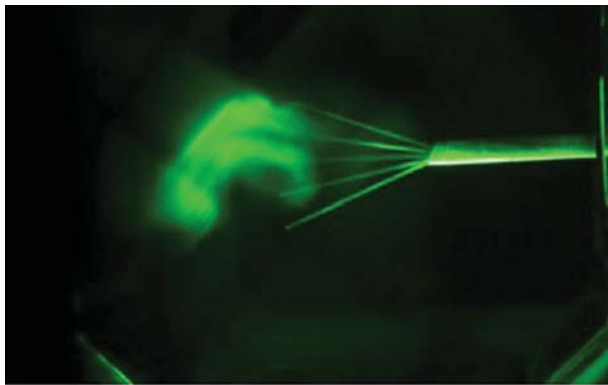
جدول ۶. نتایج اثر زاویه‌ی پس‌گرای بالک بر عملکرد بال.

	$C_L/C_D$	%Increase in $C_L/C_D$ w.r.t the Base Wing
Base	$12/78409$	
$C_3 - S_0$	$13/85617$	$8/386025$
$C_3 - S_{20}$	$14/0884$	$10/20259$
$C_3 - S_{20} - \text{Elliptic}$	$19/1403$	$49/71969$
$C_3 - S_{40}$	$14/60201$	$14/2202$
$C_{30} - S_{40} - \text{Elliptic}$	$19/46109$	$52/22901$

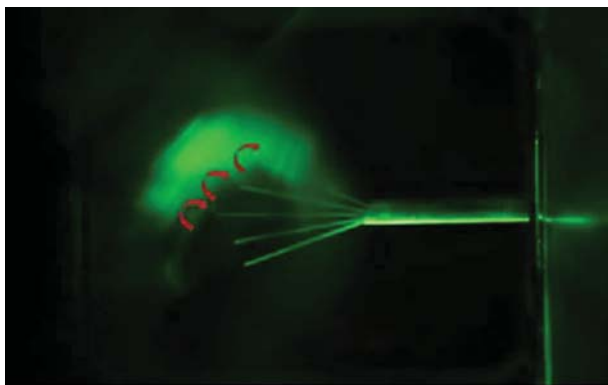
به پسا دارای خطای زیادی با حل نرم‌افزار ANSYS دارد.

همچنین، در ادامه‌ی بررسی‌ها، عملکرد بال همراه با بالک برای چینش C۳ در زوایای پس‌گرای مختلف بررسی شده که نتایج آن مطابق با جدول ۶ و شکل ۱۹ ارائه شده است.

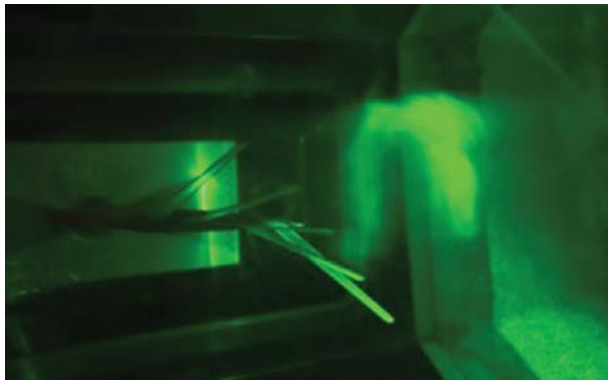
همان‌طور که مشاهده می‌شود، جابه‌جایی بالک‌ها و مقدار زاویه‌ی پس‌گرای چینش آنها، تأثیر به‌سزایی در عملکرد بال داشته است. با افزایش زاویه‌ی پس‌گرا، مقدار نسبت برآ به پسا افزایش یافته و عملکرد بال در زاویه‌ی پس‌گرای ۲۰ درجه، حدود ۲٪ نسبت



شکل ۲۴. آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال به همراه بالک در حالت زاویه هفتی بهینه.



شکل ۲۵. آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال به همراه بالک در حالت زاویه پس‌گرایی بیضوی.

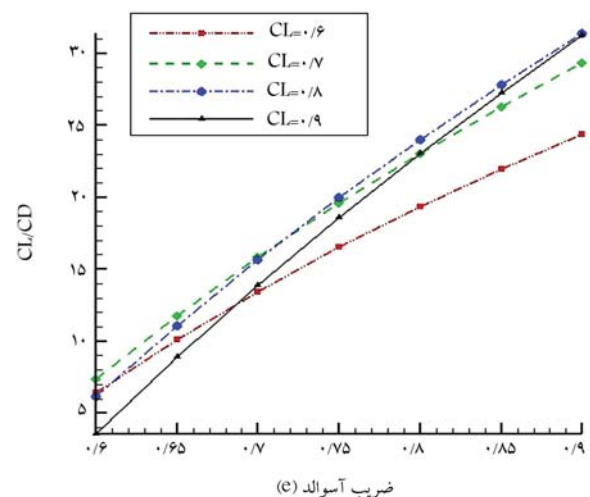


شکل ۲۶. آزمون آشکارسازی دود از نمای کناری تونل برای بال به همراه بالک در حالت زاویه پس‌گرایی بیضوی.

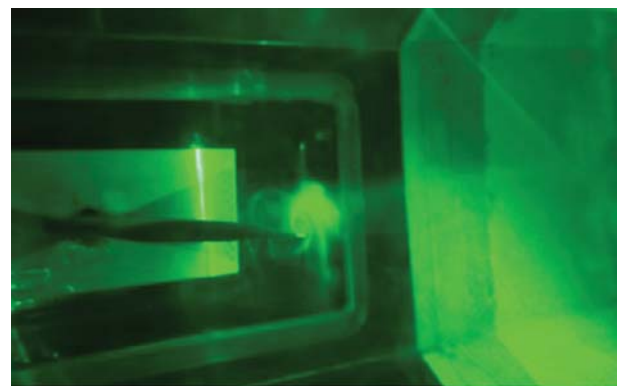
تجربی برمی‌آید، گردابه‌ی بزرگ تشکیل شده حول بال بدون بالک، به گردابه‌های کوچکتری شکسته شده که از یکدیگر فاصله گرفته‌اند که این مهم خود نمایانگر تأثیر افت پسای القایی با افزودن المان بالک است.

## ۵. نتیجه‌گیری

هدف پژوهش بررسی پارامتریک استفاده از شبکه‌بی از بالک‌ها (بالک شبکه‌بی) برای کاهش پسای القایی یک بال مستطیلی در جریان رینولدز پایین بوده است. در



شکل ۲۲. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پس نسبت به بال مرجع با تغییر ضریب برآ و اسوالد از ۰/۶ تا ۰/۹ و نسبت منظری ۱۰.



شکل ۲۳. آزمون آشکارسازی دود از نمای کنار تونل برای بال بدون بالک.

بر ثابته است. با تغییر ضریب برآ، نسبت منظری و ضریب اسوالد، حالاتی به دست آمده که نتایج آن با درصد افزایش راندمان آنرودینامیکی در ادامه ارائه شده است. چنان که مشخص است با افزایش نسبت منظری در هر حالت، درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پس نسبت به بال مرجع افزایش می‌یابد. با توجه به جدول ۷، با انتخاب و طراحی صحیح بال می‌توان افزایش حدود ۵۰٪ را نیز برای راندمان آنرودینامیکی آن به دست آورد.

## • نتایج تجربی

در شکل‌های ۲۳ و ۲۴، آزمون آشکارسازی دود از نمای پشت لبه فرار برای بال بدون بالک و همچنین از نمای کنار تونل برای بال همراه با بالک در حالت زاویه‌ی هفتی بهینه نشان داده شده است. نتایج حاصله نشان می‌دهند که گردابه‌ی بزرگ نوک بال به گردابه‌های کوچک‌تری شکسته شده است که این خود منجر به کاهش القایی می‌شود.

شکل ۲۴ نتیجه حاصل از آشکارسازی آزمون دود را برای بال مرجع نمایش می‌دهند. در هر دو تصویر که یکی از نمای کناری تونل و دیگری از نمای پشت لبه فرار گرفته شده است شکل‌گیری گردابه پیرامون بال بدون بالک آشکار است.

شکل‌های ۲۳ الی ۲۶ نیز نتایج حاصل از آزمون آشکارسازی دود را برای بال به همراه بالک در حالت زاویه هفتی بهینه از نمای پشت و در حالت زاویه‌ی پس‌گرایی بیضوی از نماهای کنار و پشت لبه فرار نشان می‌دهد. همان‌طور که از تصاویر آزمون



ابتدا پارامترهای هندسی مختلف در طراحی بالک‌ها مورد بررسی قرار گرفته و سپس مهمترین آنها، یعنی زاویه هفتی بالک و میزان جابه‌جایی آن، به عنوان پارامترهای تأثیرگذار انتخاب شده است. با استفاده از حل تحلیلی، هر یک از بالک‌ها به گونه‌ی طراحی شده که کمترین میزان پسا القایی را داشته باشد. پس از طراحی بالک‌ها، سه چیش مختلف برای بررسی اثر بالک بر عملکرد بال مرجع مورد بررسی قرار گرفته است. در چیش اول، چهار آرایش مختلف از زاویه هفتی برای بالک‌ها در نظر گرفته شده است. در هر حالت، شیب تغییرات زاویه هر بالک نسبت به بالک بعدی، تغییر داده شده تا در نهایت یک آرایش بهینه برای بالک‌ها از نظر عملکرد بال انتخاب شده است. آرایش بهینه چیشی متقارن داشته و بالک‌ها نسبت به صفحه‌ی بال تقارن دارند. این حالت بهینه از نظر پارامتر زاویه هفتی، عملکرد بال را حدود ۸٪ افزایش داده است. در چیش دوم، زاویه‌ی پس‌گرای بالک‌ها، به اندازه ۲° و ۴° درجه انتخاب شده است، به گونه‌ی که هر بالک نسبت به بالک قبلی، کوتاه‌تر باشد. در بررسی صورت گرفته، زاویه پس‌گرا به عنوان یک پارامتر بسیار مهم در افزایش عملکرد بال در نظر گرفته شده است و با افزایش این پارامتر، راندمان آئودینامیکی بال حدود ۴٪ افزایش یافته است. با توجه به مدل بال بیضوی و توانایی این نوع بال در کاهش پسای القایی، چیشی جدید در حالت سوم ارائه شده است و زاویه‌ی پس‌گرا از بالک وسط در نظر گرفته شده است. در این حالت بالک وسط بدون تغییر است. این کار باعث شده حجم بالک‌های طراحی شده افزایش یافته و طول میانگین بال افزایش یابد. همین امر باعث شده تا راندمان آئودینامیکی بال به همراه بالک به حدود ۵٪ درصد افزایش نسبت به بال اولیه برسد؛ بنابراین می‌توان گفت، طراحی شبکه‌ی از بالک‌ها (بالک شبکه‌ی) فرایندی پیچیده بوده و در صورت شناخت کافی پارامترهای کلیدی و انجام حساسیت‌سنجی، شبکه‌ی از بالک‌ها (بالک شبکه‌ی) یک وسیله‌ی بسیار کارآمد در افزایش راندمان آئودینامیکی بال خواهد بود.

## فهرست علائم

$R_e$ : عدد بی بعد رینولدز

Cl: ضریب برآ

Cd: ضریب پسا

$C_i$ : چیش مختلف بالک

D: نیروی پسا

L: نیروی برآ

b: طول بال

LE: لبه‌ی حمله

TE: لبه‌ی فرار

c: طول وتر مقطع بال

$V_\infty$ : سرعت جریان آزاد

TR: نسبت باریک‌شوندگی

AR: نسبت منطری

g: شتاب گرانش

p: فشار

u: مؤلفه‌ی سرعت افقی

q: فشار دینامیکی

e: نسبت اسوالد یا ضریب بازده دهانه‌ی بال

s: نصف طول بال (نیمه اسپن)

h: طول بالک

w: پیچش بهینه‌ی بال

$CL, \alpha$ : شیب برآ مقطع بال

علائم یونانی

$\rho_\infty$ : چگالی هوای آزاد

$\mu_\infty$ : لزجت دینامیکی جریان آزاد

$\omega$ : تابع توزیع پیچش

$\Omega$ : پیچش کل

v: لزجت سینماتیکی

$\alpha_v$ : زاویه‌ی سرعت

$\alpha$ : زاویه‌ی حمله

$\tau$ : نیروی سطحی برشی

$\Gamma$ : گردش حول بال

## پانوشته‌ها

1. Spillman
2. Whitcomb
3. Smith
4. dihedral
5. La Roche
6. prandtl-Munk linear model
7. staggered
8. Catalano
9. Zimmer
10. Nicolosi
11. elliptic
12. sweep
13. Ara

14. Helal
15. raked
16. taper
17. Cheng
18. blended winglet
19. split winglet
20. Deshpande
21. stereoscopic particle image velocimetry technique
22. simple
23. Spalart Allmaras
24. viscosity
25. lifting line theory
26. vortex lattice method
27. long-endurance

## منابع (References)

- Thiede, P. "Aerodynamic drag reduction technologies", *Proceedings of the CEAS/DragNet European Drag Reduction Conference*, 19-21 June 2000, Potsdam, Germany (2000).
- Nikpoor Parizi, P. Banazadeh, A. "Reduction of induced drag in human powered aircraft using wing-grids", *The First National Aerodynamics & Hydrodynamics Conference -HAC2012 16-17 October, 2012, Institute of Aviation Industries Organization*, Tehran, (2012).
- Shelton, A., Tomar, A., Prasad, J. and et al. "Active multiple winglets for improved unmanned-aerial-vehicle performance", *Journal of aircraft*, **43**, pp. 110-116, (2006).
- Marec, J.-P. "Drag reduction: A major task for research", *In Aerodynamic drag reduction technologies*, ed: Springer, pp. 17-27 (2001).
- Spillman, J. "The use of wing tip sails to reduce vortex drag", *The Aeronautical Journal*, **82**, pp. 387-395, (1978).
- Spillman, J., Ratcliffe, H. and McVitie, A. "Flight experiments to evaluate the effect of wing-tip sails on fuel consumption and handling characteristics", *The Aeronautical Journal*, **83**, pp. 279-281 (1979).
- Whitcomb, R.T. "A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets", *NASA TN D-8260* (1976).
- Whitcomb, R.T. "Method for reducing aerodynamic drag", *NASA CP 2211 Dryden Symposium* (1981).
- MORTARA, K. MAUGHMER, M. "A method for the prediction of induced drag for planar and nonplanar-wings", *In 11th Applied Aerodynamics Conference*, p. 3420 (1993).
- Nazarinia, M., Soltani, M.R. and Ghorbanian, K. "Experimental study of vortex shapes behind a wing equipped with different winglets" (2006).
- Soltani, M.R., Ghorbanian, K. and Nazarinia, M. "Experimental investigation of the effect of various winglet shapes on the total pressure distribution behind a wing", *Proceeding of the 24th International Council of Aeronautical Sciences*. Yokohama, Japan, (2004).
- La Roche, U. and Palffy, S. "Wing-grid, a novel device for reduction of induced drag on wings", *In ICAS PROCEEDINGS*, pp. 2303-2309 (1996).
- La Roche, U. and La Roche, H.L. "Induced drag reduction using multiple winglets, looking beyond the prandtl-munk linear model", *In 2nd AIAA Flow Control Conference*, p. 2120 (2004).
- Catalano, F. and Ceron-Muñoz, H. "Experimental analysis of aerodynamics characteristics of adaptive multi-winglets", *In 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 1231 (2005).
- Zimmer, H. "The aerodynamic optimization of wings at subsonic speeds and the influence of wingtip design. Thesis" (1987).
- Coiro, D., Nicolosi, F., Scherillo, F. and et al. "Single versus multiple winglets: numerical and experimental investigation", *26Th Int. Congr. Aeronaut. Sci*, pp. 1-11 (2008).
- Naderi, A., Ebrahimian, H. and Sharifi, A. "Experimental investigation of grid winglet effects on aerodynamic characteristics of a wing model at low reynolds number", *Aeronautical Journal*, **2**, pp. 1-14 (2014).
- Ara, I., Ali, M., Islam, M.Q. and et al. "Performance study of winglets on tapered wing with curved trailing edge", *In AIP Conference proceedings* (2017).
- Khalil, E.E., Helal, H., Abdellatif, O. and et al. "Effect of raked winglet on aircraft performance", *In 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. 1841 (2017).
- Ara, I., Ali, M., Islam, M.Q. and et al. "An experimental investigation on the aerodynamic characteristics of naca 4412 with winglets", *In AIP Conference Proceedings*, p. 060004 (2019).
- Cheng, Z.-P., Xiang, Y. and Liu, H. "Experimental investigation on the structures and induced drag of wingtip vortices for different wingtip configurations", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, p. 0954410020947911 (2020).
- Naderinezhad, M. and Javareshkian, M.H. "Numerical study of the effect of three different types of winglets on aerodynamic performance flow in with low reynolds number", *Scientific of Journal Fluid Mechanics and Aerodynamics*, **9**, pp. 83-98 (In Persian) (2020).
- Deshpande, P., Vikraman, A., Anand, S. and et al. "Experimental investigation of effect of winglets on the aerodynamic performance of a mini uav", *Journal of Aerospace Engineering*, **34**, p. 04020089 (2020).
- Chen, T. and Katz, J. "Induced drag of high-aspect ratio wings", *In 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 38 (2004).
- Naca 2412. [www.airfoil.tools.com](http://www.airfoil.tools.com).
- Gerontakos, P. and Lee, T. "Effect of winglet dihedral on a tip vortex", *Journal of aircraft*, **43**, pp. 117-124 (2006).
- Nita, M. and Scholz, D. "Estimating the oswald factor from basic aircraft geometrical parameters", *German Aerospace Congress 2012*, Berlin, Germany (2012).
- Phillips, W.F. S.R. Fugal, R.E. Spall, "Minimizing induced drag with wing twist, computational-fluid-dynamics validation," *Journal of Aircraft*, vol. 43, pp. 437-444, 2006.
- Hoerner, S. "Aerodynamic shape of the wing tips", *Air Materiel Command Wright-Patterson Afb Oh Engineering Div* (1952).



# مطالعه‌ی عددی کاهش ضریب پسای استوانه با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان

سید شهاب‌الدین صادقی\* (دانشجوی کارشناسی ارشد)

نگار نباتیان (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی

مهندسی مکانیک شریف (پاییز ۱۴۰۱)  
دوری ۳-۲، شماره ۲، ص. ۷۷-۸۶، (پژوهشی)

seyeds.sadeghi@mail.sbu.ac.ir  
n\_nabatian@sbu.ac.ir

در این مطالعه با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان ضریب پسای استوانه کاهش داده شده است. با نصب یک صفحه‌ی کنترل در دو ارتفاع و در فواصل طولی مختلف در بالادست جریان، ممتوم جریان ورودی به استوانه و در نتیجه مقاومت جریان لایه‌ی مرزی در برابر گردآیدان فشار نامطلوب افزایش می‌یابد که باعث تعویق در جدایش جریان، افزایش فشار در پشت استوانه و در نهایت باعث کاهش نیروی پسا می‌شود. در حالتی که جریان بین استوانه و صفحه از نوع حفره (کویتی) باشد، سطح بالادستی استوانه از سطح فشاری به سطح مکشی تغییر می‌یابد. در نتیجه فشار خالص روی استوانه و نیروی پسا بیشترین کاهش را پیدا می‌کند که در حالت پیکربندی بهینه، ضریب پسای استوانه تا ۹۰٪ درصد استوانه تنها در شرایط جریان یکسان، کاهش می‌یابد. کاهش ضریب پسا در رینولدزهای زیر بحرانی روند مشابهی دارد. در نهایت با بررسی ترمودینامیک سیال مشخص شد تولید آنتروپی با ضریب پسا رابطه‌ی مستقیم دارد.

واژگان کلیدی: ضریب پسا، کنترل غیرفعال، جاری شدن گردابه‌ها، تولید آنتروپی.

## ۱. مقدمه

به طور کلی اجسام غوطه‌ور در جریان سیال به دو دسته اجسام خط جریانی<sup>۱</sup> و غیر خط جریانی (بلاف بادی) تقسیم می‌شوند. بسیاری از سازه‌ها و تجهیزات مهندسی از قبیل مبدل‌های حرارتی، سکوها‌ی دریایی و خشکی، برج‌های خنک‌کن، ساختمان‌ها، دودکش‌ها، پایه پل‌ها و خطوط انتقال برق در دسته این اجسام قرار دارند. جدایش جریان<sup>۲</sup>، نیروی پسا<sup>۳</sup> بالا، ایجاد دنباله‌ی وسیع در پایین دست جسم و جاری شدن گردابه‌ها<sup>۴</sup> از جمله ویژگی‌های مهم جریان حول یک بلاف بادی است.<sup>[۱]</sup> جریان سیال حول استوانه به دلیل نشان دادن پدیده‌های مهم فیزیکی و متعدد از قبیل جدایش جریان، جاری شدن گردابه‌ها و آشفتگی همواره مورد مطالعه‌ی محققان زیادی بوده است و در دو رژیم جریان آرام و آشفته به صورت شبیه‌سازی عددی و اندازه‌گیری تجربی مورد مطالعه است.<sup>[۲]</sup> همچنین تضعیف جاری شدن گردابه‌ها، تعویق جدایش جریان، کاهش نیروهای آیرودینامیکی و نیز صرفه‌جویی در هزینه‌ی سوخت و مصالح به ترتیب برای وسایل نقلیه و ساختمان‌ها، محققان را برآن داشته است تا راهکارهایی برای کنترل جریان اطراف یک بلاف بادی در نظر بگیرند. برای این منظور از دو روش کنترل جریان فعال و غیر فعال که به ترتیب نیاز به صرف انرژی خارجی و بدون نیاز به آن است استفاده می‌شود. در حالت کلی استفاده از روش‌های کنترل‌کننده فعال همچون دمش جت، چرخش جسم، استفاده از عملگرهای پلاسمایی از بازدهی بالاتری نسبت به روش‌های کنترل‌کننده

جیانگ و همکاران، کاهش ضریب پسای استوانه را به صورت عددی و تجربی با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان در یک مطالعه‌ی هیدرودینامیکی بررسی کردند. آنها با ایجاد شیرابه‌ی روی سطح استوانه، جریان لایه‌ی مرزی را از آرام به آشفته تبدیل کرده و با تعویق در جدایش جریان، ضریب پسای استوانه را تا ۱۶ درصد کاهش دادند.<sup>[۳]</sup> گائو و همکاران در یک اندازه‌گیری تجربی با قرار دادن یک میله‌ی کنترل در بالادست جریان به بررسی کاهش ضریب پسای استوانه پرداختند. آنها توانستند ضریب پسای استوانه را در حالتی که سیستم در پیکربندی بهینه‌ی خود قرار دارد تا بیش از ۴۰ درصد استوانه‌ی تنها در همان شرایط جریان کاهش دهند.<sup>[۴]</sup> گوپتا با قرار دادن یک استوانه‌ی کنترل در فضای بین لایه‌های برشی جدا شده از استوانه‌ی

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۱۲/۹، اصلاحیه ۱۴۰۱/۳/۷، پذیرش ۱۴۰۱/۳/۱۷.

DOI:10.24200./J40.2022.60014.1632

اصلی به بررسی عددی کاهش ضریب پسا پرداخت. وجود استوانه‌ی کنترلی در پایین‌دست باعث کاهش جاری شدن گردابه‌ها از سطح استوانه اصلی و کاهش در ضریب پسا تا ۱۵ درصد شد.<sup>[۸]</sup> تسوتسویی در یک اندازه‌گیری تجربی نشان داد قرار دادن یک استوانه‌ی کنترلی در بالادست استوانه‌ی اصلی، روشی ساده برای کاهش ضریب پسا و کنترل جریان اطراف استوانه است. وی به تأثیر تغییر عدد رینولدز و همچنین تغییر قطر استوانه‌ی کنترلی از ۱ تا ۱۲ میلی‌متر پرداخت و بیشترین کاهش در ضریب پسا را در حالتی که قطر استوانه‌ی کنترلی ۲۵/۰ قطر استوانه‌ی اصلی باشد مشاهده کرد.<sup>[۹]</sup> استفاده از کنترل‌کننده‌های غیرفعال در توربو ماشین‌ها باعث افزایش راندمان آنها می‌شود. از جمله این روش‌ها ایجاد یک شکاف زاویه‌دار در مقطع ایرفویل است. با این روش جریان سیال از سطح پرفشار به سطح مکش انتقال یافته و موجب تقویت مومنوم لایه‌ی مرزی و تضعیف در جدایش می‌شود. در این راستا شهابا با ایجاد یک شکاف زاویه‌دار در مقطع ایرفویل و تعیین زاویه‌ی همیشه برای آن، باعث کاهش تولید آنتروپی، کاهش تولید نويز آیرودینامیکی و افزایش راندمان در توربین ولز تا ۱۵٪ شد.<sup>[۱۰]</sup> در مطالعه‌ی دیگر دیپانکار با قرار دادن یک استوانه‌ی کنترلی در مجاورت استوانه‌ی اصلی، دنباله‌ی پایین‌دست استوانه را کاهش داده و جاری شدن گردابه‌ها از طرفین استوانه را به نصف کاهش داد.<sup>[۱۱]</sup> بوریسلی به منظور کنترل جاری شدن گردابه‌ها با ایجاد دو شکاف در طرفین بالا و پایین استوانه ضریب پسا را تا ۱۵٪ کاهش داد.<sup>[۱۲]</sup> ایبا و همکاران در مطالعات‌شان با تغییر در ضریب انتقال حرارت استوانه جدایش جریان در لایه‌ی مرزی را به تعویق انداخته و موجب کاهش در ضریب پساى استوانه و تضعیف در جاری شدن گردابه‌ها شدند.<sup>[۱۳]</sup> شنگ و همکاران با استقرار دو استوانه‌ی کنترلی چرخان در پایین‌دست و طرفین استوانه‌ی اصلی باعث تقویت مومنوم لایه‌ی مرزی و کاهش ضریب پساى استوانه‌ی اصلی شدند. آنها همچنین دریافته‌اند با افزایش سرعت چرخش استوانه‌های کنترل، ناسلت متوسط و در نتیجه نرخ انتقال حرارت از استوانه نیز افزایش می‌یابد.<sup>[۱۴]</sup>

استفاده از صفحه‌ی تخت در بالادست جریان می‌تواند در جهت کاهش پسا برای کاربردهای مهندسی مفید واقع شود. به طور مثال قرار دادن صفحه‌ی تخت در جلو وسایل نقلیه موجب کاهش توان اتلافی و مصرف سوخت به دلیل کاهش پساى آیرودینامیکی می‌شود. همچنین تعبیه‌ی صفحه‌ی تخت در مکان مناسب مقابل پایه‌ی پل‌ها یا دریچه‌ی سد که جریان با رینولدز بالا وجود دارد، می‌تواند در جهت کاهش پسا کارآمد باشد.<sup>[۱۵]</sup> در این مطالعه برای کاهش ضریب پساى استوانه‌ی دوبعدی از یک صفحه تخت قائم با ضخامت ناچیز در بالادست جریان استفاده شده است. بررسی عددی کاهش ضریب پسا در رینولدزهای مختلفی صورت پذیرفت. چهار حالت متفاوت برای محل استقرار صفحه از استوانه و همین طور دو حالت مختلف برای ارتفاع صفحه در نظر گرفته شد و بهینه‌ترین پیکربندی از نظر بیشترین تأثیر بر کاهش ضریب پساى استوانه انتخاب و نتایج تحلیل شد. همچنین در این مطالعه به بررسی ترمودینامیک سیال و ارتباط تولید آنتروپی استوانه با ضریب پسا پرداخته شده است.

## ۲. حل عددی معادلات و شرایط مرزی

### ۲.۱. معادلات حاکم

#### ۲.۱.۱. معادلات حاکم بر جریان سیال

معادلات پیوستگی، مومنوم و انرژی حاکم بر جریان گذرا و دوبعدی، برای رژیم

جریان آشفته به روش متوسط‌گیری رینولدز عبارت است از:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho u'_i u'_j}) \quad (۲)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho C_P T u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} (k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i}) + \mu \varphi \quad (۳)$$

$$k_{eff} = k_{lam} + k_{turb} \quad (۴)$$

که در آن  $\rho$  چگالی،  $\varphi$  اتلاف انرژی به واسطه‌ی لزجت،  $p$  فشار استاتیکی،  $t$  زمان،  $C_P$  ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت،  $T$  دمای سیال،  $k_{eff}$  ضریب هدایت مؤثر،  $k_{lam}$  ضریب هدایت حرارتی سیال،  $k_{turb}$  ضریب هدایت حرارتی آشفتگی،  $u_i$  مؤلفه‌ی افقی سرعت و  $u_j$  سرعت در مؤلفه‌ی قائم است.

چنان‌که اشاره شد، برای حل عددی از معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده به روش رنژ<sup>۵</sup> استفاده می‌شود. عبارت تنش رینولدز  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$  مطابق با معادلات ۵ و ۶ با استفاده از مدل آشفتگی دو معادله‌ی  $k - \omega$   $sst$  که قادر به شبیه‌سازی جریان با گردان فشار معکوس و جدایش جریان است، محاسبه شده است.<sup>[۱۶] و [۱۷]</sup>

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (۵)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (۶)$$

که در آن  $G_k$  تولید انرژی جنبشی آشفتگی،  $G_\omega$  تولید گردابه،  $\Gamma_k$  و  $\Gamma_\omega$  به ترتیب ترم نفوذ مؤثر برای  $k$  و  $\omega$ ،  $Y_k$  و  $Y_\omega$  به ترتیب ترم اتلاف برای  $k$  و  $\omega$  به واسطه‌ی آشفتگی،  $D_\omega$  ترم انتشار متقابل<sup>۶</sup>،  $S_k$  و  $S_\omega$  یک چشمه یا منبع که توسط کاربر قابل تعریف است.<sup>[۱۸]</sup>

### ۲.۱.۲. معادلات حاکم برای محاسبه‌ی نرخ تولید آنتروپی

وجود برگشت‌ناپذیری‌ها و تلفات انرژی در فرایندهای صنعتی و ترمودینامیکی منجر به تولید آنتروپی می‌شود. تولید آنتروپی در جریان یک سیال ناشی از تلفات ناشی از لزجت و حرارت است.<sup>[۱۹]</sup> در این راستا برای محاسبه‌ی نرخ تولید آنتروپی از معادله‌ی ۷ استفاده شد:<sup>[۲۰]</sup>

$$\dot{S} = \left( \frac{k_{eff}}{T^2} (\nabla T)^2 \right) + \left( \frac{\mu}{T} \varphi + \frac{\mu}{T} \varphi' \right) \quad (۷)$$

که در آن  $\varphi$  و  $\varphi'$  عبارت‌اند از:

$$\varphi = 2 \left[ \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial y} \right)^2 \right] + \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial y} \right)^2 \quad (۸)$$

$$\varphi' = 2 \left[ \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial u'_j}{\partial y} \right)^2 \right] + \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x} + \frac{\partial u'_j}{\partial y} \right)^2 \quad (۹)$$

عبارت  $\left( \frac{k_{eff}}{T^2} (\nabla T)^2 \right)$  در معادله‌ی ۷ بیان‌گر نرخ تولید آنتروپی به واسطه‌ی انتقال حرارت است. از آن‌جا که این شبیه‌سازی در شرایط هم‌دماست، از تولید آنتروپی به

استقلال از شبکه نسبت به متغیر بی بعد ضریب پسا بررسی شد. در نهایت شبکه با تعداد ۹۴۰۰۰ المان جهت انجام محاسبات انتخاب شد (جدول ۱). به دلیل وجود گرادیان‌های شدید در نزدیکی استوانه و صفحه، تراکم المان‌های شبکه در آن نواحی افزایش یافت که با دور شدن از صفحه و استوانه این تراکم کاهش می‌یابد. با توجه به نوع مدل آشفتگی جهت دستیابی به نتایجی دقیق از  $y^+ \leq 1$  در نزدیکی دیواره‌ی استوانه استفاده شد و ارتفاع اولین سلول لایه مرزی از طریق معادلات زیر برابر با  $y = 0.0000221m$  به دست آمد.

$$C_f = (2 \log(Re_d) - 0.65)^{-2/7} \quad (12)$$

$$\tau_w = C_f \cdot \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (13)$$

$$u_* = \sqrt{\tau_w / \rho} \quad (14)$$

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*} \quad (15)$$

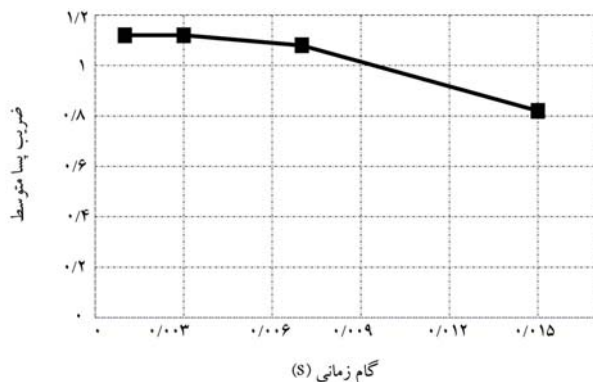
در این روابط  $C_f$ ،  $\tau_w$ ،  $u_*$  و  $\mu$  به ترتیب ضریب اصطکاک سطحی<sup>۱۰</sup>، تنش برشی دیواره<sup>۱۱</sup>، سرعت اصطکاک<sup>۱۲</sup> و لزجت دینامیکی است.

### ۳.۲. شرایط مرزی

برای این مطالعه‌ی عددی از نرم‌افزار انسیس فلوئنت و حل‌گر گذرا و فشار مینا استفاده شده است. شرط مرزی سرعت یکنواخت ( $u = u_\infty = 12.5m/s, v = 0$ ) برای مرز ورودی و شرط مرزی فشار محیط ( $p = p_\infty$ ) برای مرز خروجی در نظر گرفته شد. برای دیواره‌های استوانه و صفحه، شرط مرزی عدم لغزش و برای حدس اولیه روش ترکیبی مورد استفاده قرار گرفت. همچنین به منظور حل میدان جریان از الگوریتم عددی کوپل استفاده شد. گسسته‌سازی مرتبه دوم برای تمام معادلات انتخاب و از شرط همگرایی  $10^{-6}$  برای باقی‌مانده‌ی تمام متغیرها استفاده شد. در نهایت مطابق با شکل ۳ جهت بررسی استقلال از گام زمانی، عدد  $0.0003s$  به عنوان گام زمانی برای این مطالعه انتخاب شد.

جدول ۱. نتایج استقلال از شبکه برای استوانه‌ی تنها در رینولدز ۴۶۳۰۰.

شبکه	تعداد المان	$\overline{C_D}$
تراکم ۱	۴۷۰۰۰	۱/۱۱۶
تراکم ۲	۹۴۰۰۰	۱/۱۲۴
تراکم ۳	۱۴۱۰۰۰	۱/۱۴۲
تراکم ۴	۲۱۵۰۰۰	۱/۱۴۰



شکل ۳. استقلال از گام زمانی برای استوانه‌ی تنها در رینولدز ۴۶۳۰۰.

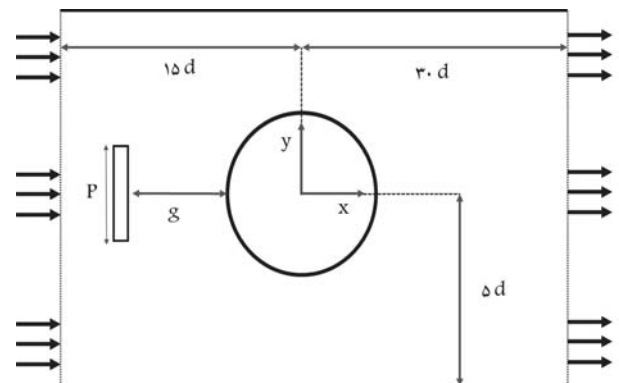
واسطه‌ی انتقال حرارت صرف‌نظر می‌شود. در عبارت دوم  $\frac{\mu}{T} \varphi$  بیان‌گر تولید آنتروپی به واسطه‌ی اثرات لزجت جریان و  $\frac{\mu}{T} \varphi'$  مربوط به تولید آنتروپی به واسطه‌ی نوسانات آشفتگی<sup>۷</sup> است. حل‌گرهای عددی ریز قادر به محاسبه‌ی مستقیم نوسانات آشفتگی نیستند. از این جهت برای محاسبه‌ی نرخ تولید آنتروپی به واسطه‌ی نوسانات آشفتگی در مطالعات مختلفی از دو رابطه  $\dot{S}_{turb} = \frac{\rho \varepsilon}{T} = \frac{\mu \varphi}{T}$  استفاده شده است.<sup>[۲۱]</sup> که در آن  $\varepsilon$  و  $\mu_t$  به ترتیب نرخ اتلاف آشفتگی<sup>۸</sup> و لزجت آشفتگی<sup>۹</sup> است. بنابراین معادله‌ی نرخ تولید آنتروپی به شکل رابطه‌ی ۱۰ ساده می‌شود و با وارد کردن معادله‌ی مربوطه در نرم‌افزار انسیس محاسبات مربوطه انجام می‌گیرد. همچنین تولید آنتروپی کل از طریق رابطه‌ی ۱۱ محاسبه شد.

$$\dot{S} = \frac{\mu}{T} \left[ \left( \frac{\partial u_i}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial u_j}{\partial y} \right)^2 \right] + \left( \frac{\partial u_i}{\partial x} + \frac{\partial u_j}{\partial y} \right)^2 + \frac{\rho \varepsilon}{T} \quad (10)$$

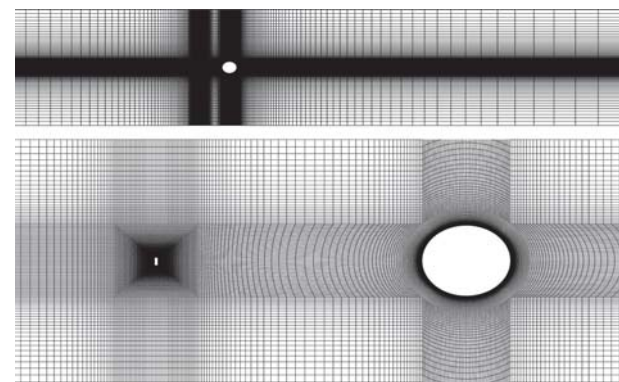
$$S_{tot} = \int \int \dot{S} \, dy \, dx \quad (11)$$

### ۲.۲. استقلال از شبکه

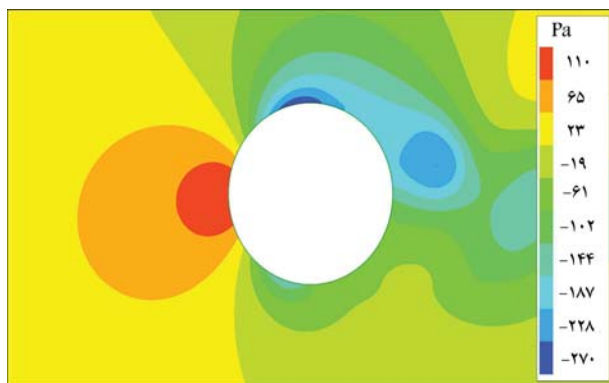
برای این مطالعه‌ی عددی از یک دامنه مستطیلی به ابعاد  $10d \times 40d$  استفاده شد به طوری که دامنه‌ی محاسباتی حداقل تأثیر را بر نتایج حاصله داشته باشد؛ قطر استوانه  $d = 0.0554m$  است. در شکل ۱ مشخصات ابعادی شبکه‌ی محاسباتی جریان حول استوانه و صفحه نشان داده شده است. در شکل ۲ شبکه‌ی سازمان یافته‌ی چندبُلُکی اطراف استوانه و صفحه نشان داده شده است. برای انتخاب شبکه‌ی مناسب، چندین شبکه با تراکم مختلف در رینولدز  $Re_d = 46300$  بررسی و



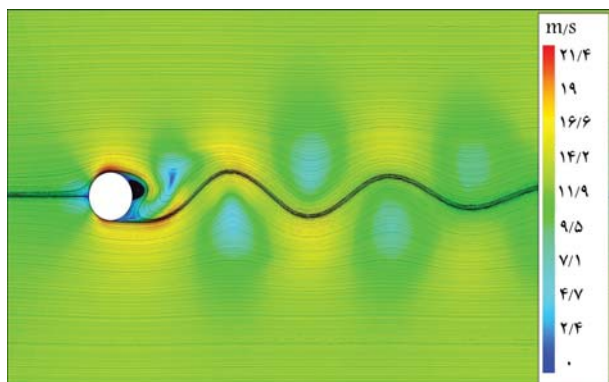
شکل ۱. ابعاد هندسی شبکه محاسباتی.



شکل ۲. شبکه‌ی محاسباتی چندبُلُکی و سازمان یافته برای حل جریان.



شکل ۶. اختلاف فشار گسترده در طرفین استوانه در رینولدز ۴۶۳۰.



شکل ۷. کانتور سرعت و خطوط جریان برای استوانه در رینولدز ۴۶۳۰.

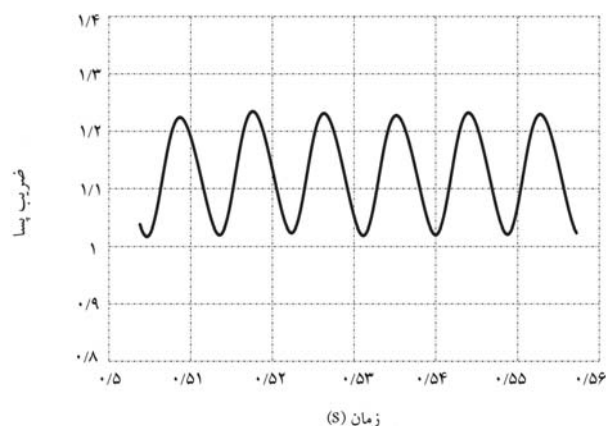
### ۲.۳. استوانه به همراه صفحه‌ی کنترل در بالادست

در این مطالعه دو حالت مختلف  $P/d = 0/34, 0/11$  برای ارتفاع صفحه و چهار حالت  $g/d = 0/5, 1/5, 3/0, 5/0$  به منظور فاصله‌ی طولی صفحه از استوانه بررسی شده است. همچنین به منظور بررسی اثر تغییرات رینولدز بر روند تغییرات ضریب پسا، این مطالعه‌ی عددی در پنج رینولدز ۳۱۴۸۴، ۳۸۸۹۲، ۴۶۳۰۰، ۵۳۷۰۸ و ۶۱۱۱۶ به بررسی روند کاهش ضریب پسا پرداخته است.

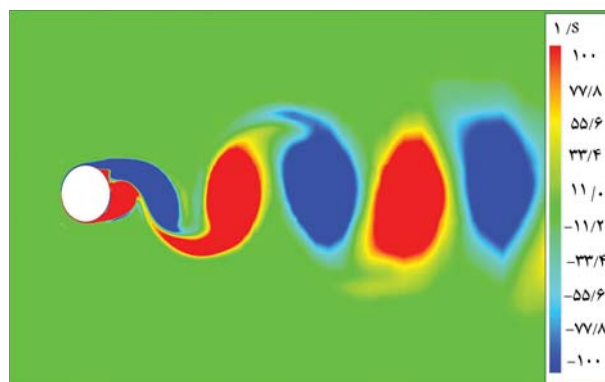
در جریان حول استوانه دو الگوی متفاوت برای جریان مشاهده شد که مرتبط با محل استقرار صفحه نسبت به استوانه است. در واقع دنباله‌ی ایجاد شده در پایین‌دست صفحه‌ی کنترل نقش اساسی در ساختار جریان بین صفحه و استوانه را ایفا می‌کند. در الگوی اول و تا زمانی که نسبت طولی  $g/d \leq 1/5$  برقرار باشد، پدیده‌ی جاری شدن گردابه‌ها از سطح صفحه اتفاق نخواهد افتاد و یک دنباله از سطح صفحه تا دو طرف بالا و پایین استوانه تشکیل می‌شود. این نوع جریان بین استوانه و صفحه که با ایجاد یک دنباله‌ی پیوسته از سطح صفحه تا طرفین استوانه ادامه می‌یابد و میدان گردابه‌ی فون کارمن در آن اتفاق نمی‌افتد اصطلاحاً جریان حفره (کویتی)<sup>۱۳</sup> نامیده می‌شود (شکل ۸ الف). با افزایش فاصله‌ی طولی به  $g/d = 3/0$  به وضوح پدیده‌ی جاری شدن گردابه‌ها از سطح صفحه مطابق شکل ۸ ب و ج قابل مشاهده است. در این حالت گردابه‌ها از سطح صفحه‌ی کنترل به سوی استوانه جاری می‌شوند. این در حالی است که در جریان حفره (کویتی)، مجاورت استوانه در کنار دنباله‌های کم فشار گردابه‌های ناشی از صفحه منجر به کاهش بیشتر ضریب فشار در پیشانی استوانه نسبت به حالت تداخل دنباله‌ها می‌شود. چنان که در شکل

جدول ۲. ضریب پسا متوسط در جریان حول استوانه در رینولدز ۴۶۳۰.

مطالعه	$C_D$
عددی (کار حاضر)	۱/۱۲
تجربی	۱/۲۱



شکل ۴. نوسانات ضریب پسا در جریان حول استوانه در رینولدز ۴۶۳۰.



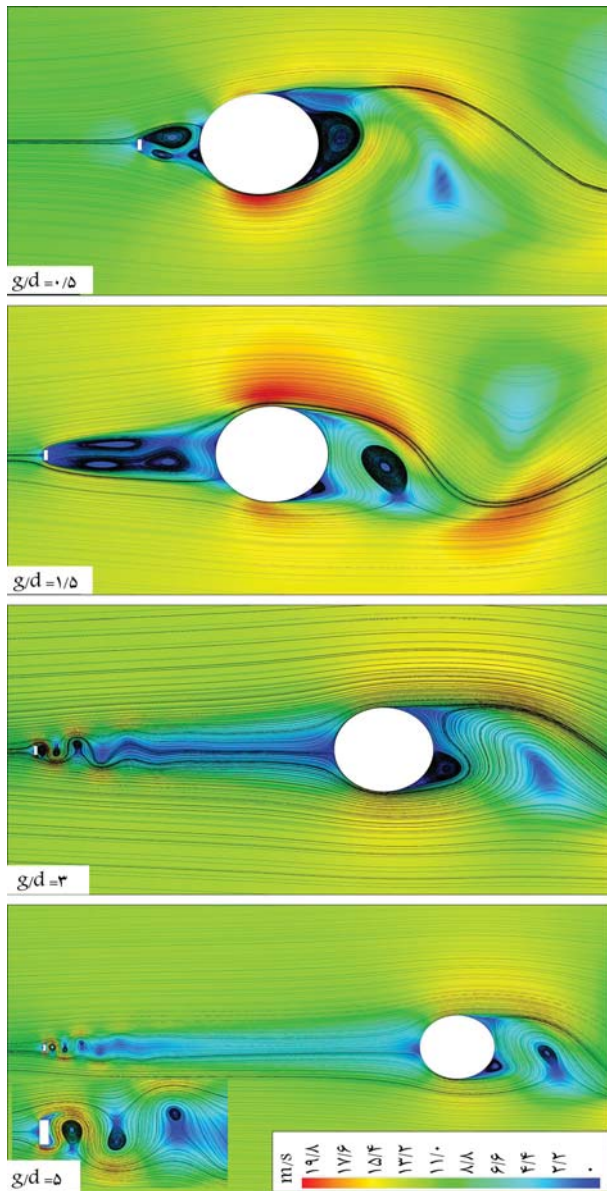
شکل ۵. کانتور گردابه برای استوانه در رینولدز ۴۶۳۰.

## ۳. ارائه‌ی نتایج و اعتبارسنجی

### ۳.۱. استوانه‌ی تنها

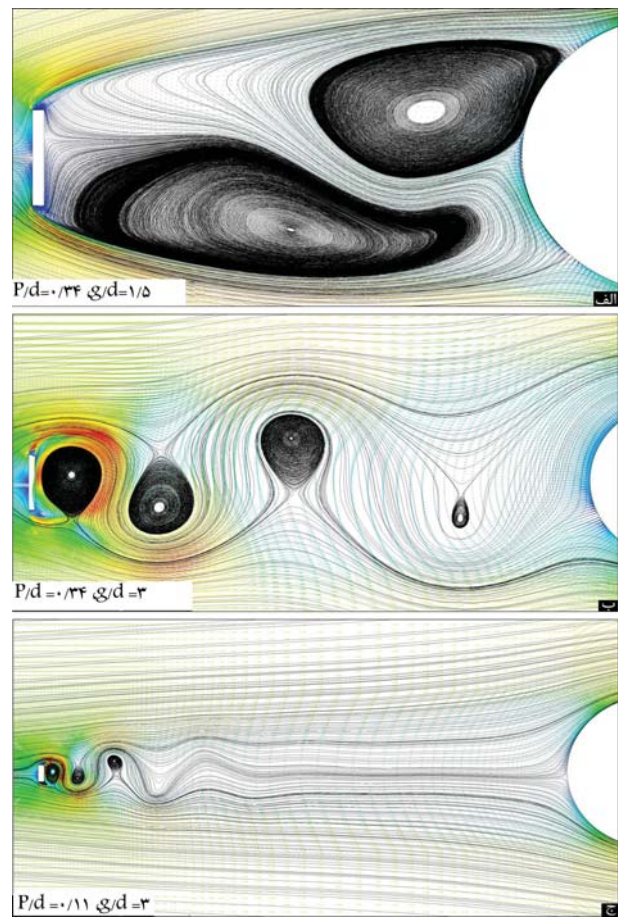
به منظور کسب اطمینان از نتایج حل عددی، اعتبارسنجی با نتایج تجربی مورد بررسی قرار گرفت و نتایج عددی مطابق با جدول ۲ در تطابق خوبی با نتایج تجربی قرار دارند.<sup>[۱۵]</sup> در ابتدا جریان هوای گذرنده از روی سطح استوانه در عدد  $Re_d = 4630$  مورد بررسی قرار گرفت. ضریب نیروی پسا متناوب در شکل ۴ ناشی از جدا شدن تناوبی لایه‌های برشی از طرفین استوانه باعث جاری شدن گردابه‌ها مطابق با شکل ۵ می‌باشد. شکل ۶ کانتور فشار در رینولدز مذکور حول استوانه را نشان می‌دهد. در پیشانی استوانه که نقطه سکون است فشار در حالت بیشینه و در سطح پایین‌دست استوانه مقدار منفی و بسیار کمتری دارد. این اختلاف فشار بالا در سطوح فشار و مکش استوانه مسبب ایجاد نیروی پسای فشاری قابل ملاحظه‌ی است. در شکل ۷ کانتور سرعت به همراه کانتور جریان برای استوانه‌ی تنها نشان داده شده است.





شکل ۹. کانتور هم‌تراز سرعت برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت‌های مختلف طولی در  $P/d = 0/11$ .

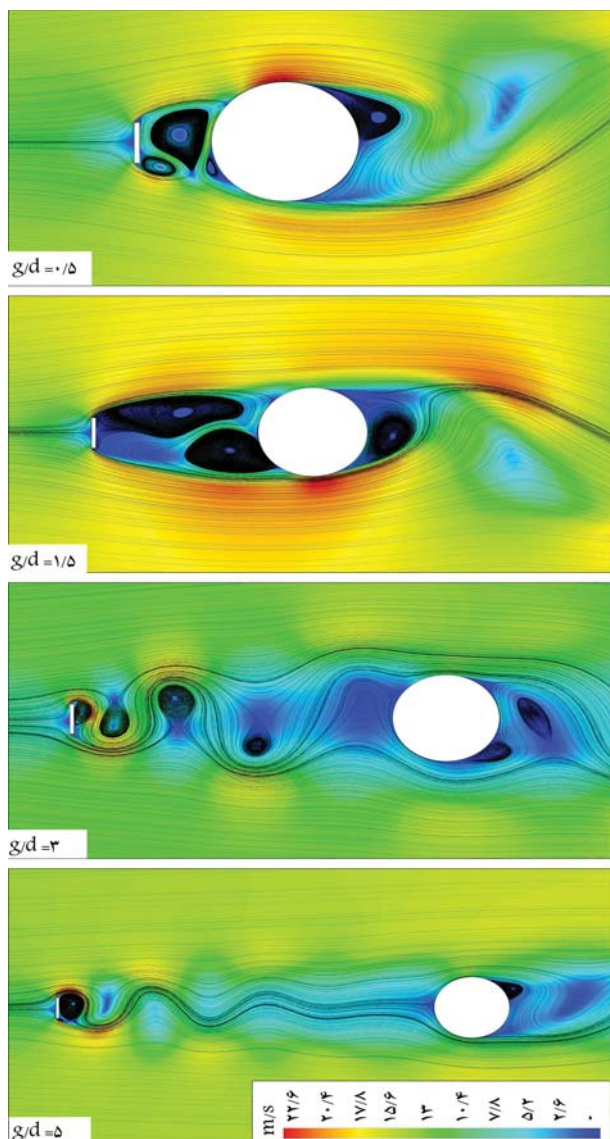
توزیع ضریب فشار روی سطح استوانه نهایتاً باعث کاهش نیروی فشاری خالص روی استوانه در جهت جریان و در نتیجه کاهش ضریب پسی استوانه می‌شود. هر چند کاهش ضریب پسا برای صفحه‌ی کنترل با ارتفاع  $P/d = 0/11$  با شدت کم‌تری اتفاق می‌افتد. به این دلیل که اغتشاشات کم‌تری مابین صفحه و استوانه ایجاد می‌شود و گردابه‌های جاری شده به واسطه‌ی صفحه‌ی بالادست استوانه در طول مسیر میرا شده و به جریان یکنواخت در نزدیکی استوانه تبدیل می‌شوند. شکل‌های ۸ ب و ج آشفتگی جریان برای دو حالت ارتفاع متفاوت صفحه برای فاصله طولی یکسان را نشان می‌دهند. چنان‌که در ادامه اشاره خواهد شد ضریب پسی استوانه در حالت استفاده از صفحه‌ی بزرگ‌تر تا چند برابر کاهش می‌یابد. طبق نتایج تجربی در این رینولدز جدایش جریان برای استوانه‌ی تنها در سطح بالادست استوانه و در محدوده  $\theta = 75^\circ$  اتفاق می‌افتد. درحالی‌که با ایجاد اغتشاش در جریان ورودی به استوانه جدایش جریان به تعویق افتاده و در سطح پایین‌دست استوانه رخ می‌دهد.



شکل ۸. حالت‌های متفاوت جریان بین استوانه و صفحه‌ی کنترل در بالادست.

۹ برای حالت  $P/d = 0/11$  دیده می‌شود، در  $g/d = 0/5$  گردابه‌ها متقارن نیستند، اما زمان برای جدایش کافی نیست. در حالت  $g/d = 1/5$  گردابه‌های پایینی رشد کرده و جریان متقارن‌تر می‌شود. هرچند که به دلیل فاصله‌ی کم صفحه‌ی کنترلی با استوانه، زمان جدایش جریان فراهم نیست و همچنان در ناحیه‌ی حفره (کویتی) قرار دارد. کانتور هم‌تراز گردابه برای استوانه با صفحه کنترل در حالت‌های مختلف طولی در شکل ۱۰ نشان داده شده است. برای حالت  $P/d = 0/34$  مطابق با شکل ۱۱، در  $g/d = 1/5$  ابعاد گردابه‌های تشکیل شده به دلیل ارتفاع بیشتر سطح کنترلی، بزرگ‌تر بوده و خطوط جریان و توزیع فشاری تقارن بیشتری در بالادست و پایین‌دست جریان نسبت به حالت  $P/d = 0/11$  دارند. چنان‌که در شکل‌های ۱۰ و ۱۲ از میزان گردابه هم مشخص است، در  $P/d = 0/34$  قدرت گردابه‌ی بیشتری نسبت به حالت  $P/d = 0/11$  وجود دارد. درحالی‌که در  $P/d = 0/11$  در فواصل بیشتر سطح کنترلی با استوانه، گردابه‌ها میرا شده و تقریباً جریان به حالت جریان یکنواخت در بالادست استوانه نزدیک می‌شود (شکل ۸ ب، ج).

مطابق با شکل ۱۳ در جریان حفره‌ی، ضریب فشار در محدوده‌ی مهم  $\theta \leq 30^\circ$  به نسبت استوانه‌ی تنها با شیب زیادی کاهش پیدا می‌کند و ناحیه‌ی مذکور به ناحیه‌ی مکش تبدیل می‌شود. به طور کلی، در حالت استفاده از صفحه‌ی کنترل، ضریب فشار در سطح بالادستی استوانه به شدت کاهش می‌یابد و دارای مقادیر منفی می‌شود. این در حالی است که ضریب فشار در سطح پایین‌دستی استوانه به علت تعویق بیشتر در جدایش جریان افزایش می‌یابد. این تغییرات در



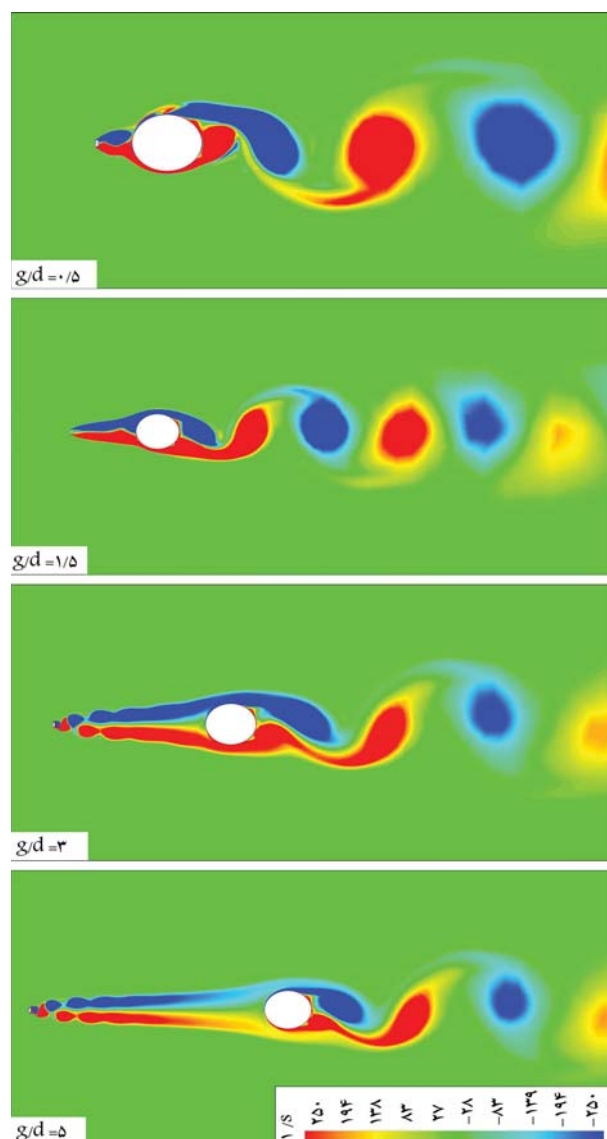
شکل ۱۱. کانتور هم‌تراز سرعت برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت‌های مختلف طولی در  $P/d = 0/34$ .

جدول ۳. مقایسه‌ی جدایش جریان بر روی استوانه در  $Re=4630$ .

$g/d$	زاویه‌ی جدایش در	
	$P/d = 0/11$	$P/d = 0/34$
0	75°	75°
0/5	101°	101°
1/5	102°	105°
3/0	94°	101°
5/0	93°	104°

صفحه ارائه شده است. در محدوده‌ی رینولدزهای زیر بحرانی 3000 تا 6000 به دلیل ثابت بودن الگوی جریان و مطابق با جداول 3 تا 5 در عدم تغییر ویژه زاویه جدایش، محدوده‌ی تغییرات ضریب پسا با توجه به شکل‌های 15 و 16 اندک و از همان الگوی کاهش‌ی اولیه پیروی می‌کند.

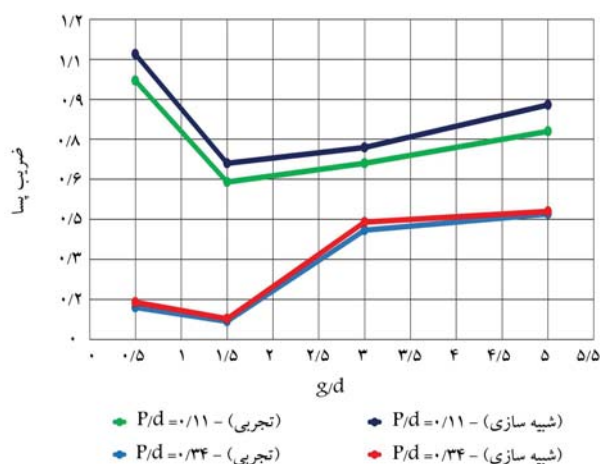
چنان که از نتایج جدول‌ها مشخص است در  $P/d = 0/11$  جدایش جریان



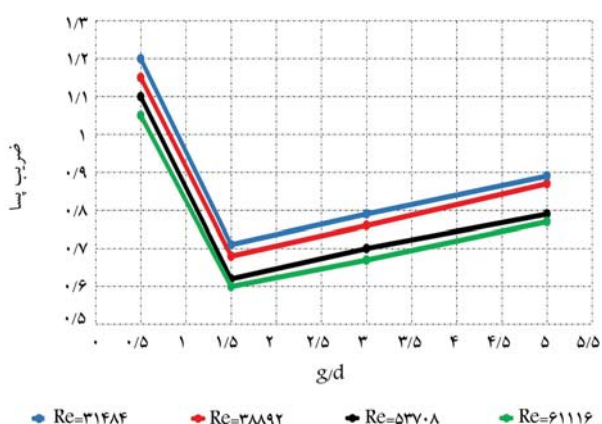
شکل ۱۰. کانتور هم‌تراز گردابه برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت‌های مختلف طولی در  $P/d = 0/11$ .

مطابق با جدول 3 و شکل 14 در بیشه‌ترین حالت جدایش تا  $\theta = 105^\circ$  به تعویق می‌افتد که منجر به کاهش بیشتر ضریب پسا می‌شود. بیشترین کاهش در ضریب پسا برای دو حالت مختلف ارتفاع صفحه  $P/d = 0/11$ ،  $0/34$  در فاصله‌ی طولی  $g/d = 1/5$  ایجاد شد و نوع جریان نیز حفره‌ی است. ضریب پسا برای استوانه در این حالت به ترتیب  $0/68$  و  $0/59$  به دست آمد. همان‌طور که در شکل 11 آمده است، تقارن جریان نسبت به محور افقی و بزرگتر بودن گردابه‌ها باعث رسیدن به کم‌ترین ضریب پسا در  $P/d = 0/34$  مطابق با شکل 14 می‌شود. در  $g/d = 3/0$ ،  $5/0$  به دلیل فاصله‌ی زیاد، برای جاری شدن گردابه‌ها زمان کافی وجود دارد و ناحیه‌ی حفره در بالادست استوانه ایجاد نمی‌شود که این امر باعث افزایش ضریب پسا می‌شود. مطابق با شکل 14 نتایج در حالت وجود صفحه‌ی کنترل با نتایج تجربی در رینولدز  $4630$  مورد بررسی قرار گرفت. سایر رینولدزها مربوط به بررسی اثر رینولدز روی رژیم جریان در این کار بررسی شده است و مقادیر ضریب پسا و زاویه‌ی جدایش برای حالات مختلف ترکیب استوانه و





شکل ۱۴. مقایسه ضریب پسا متوسط به دست آمده از شبیه سازی عددی با داده های اندازه گیری تجربی در رینولدز  $46300$ .



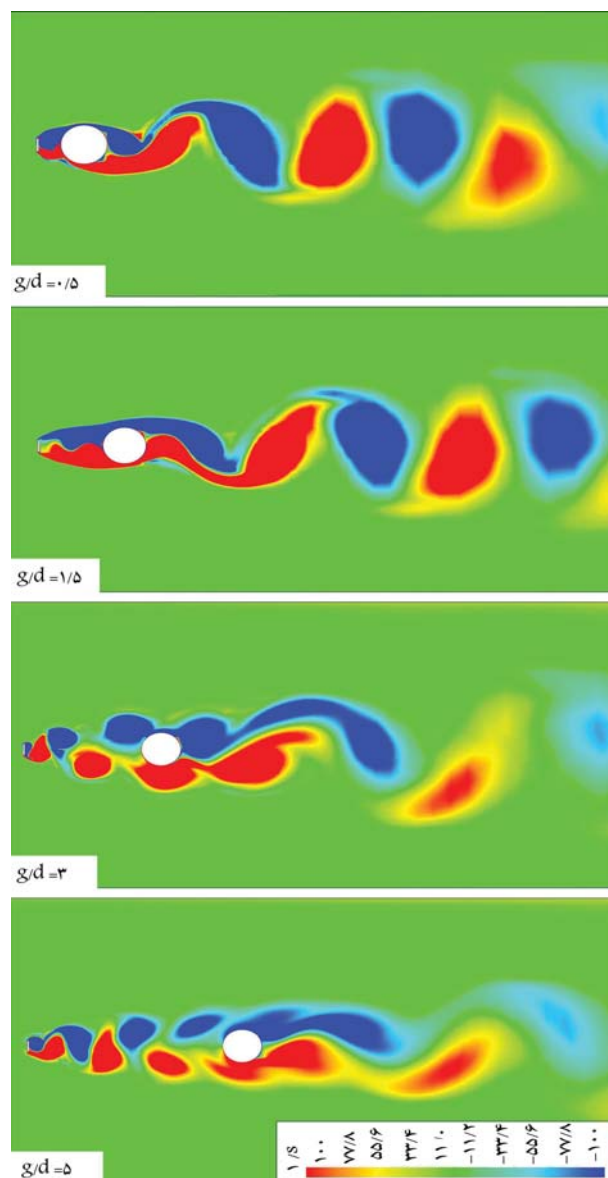
شکل ۱۵. مقایسه ضریب پسا متوسط استوانه با صفحه ی کنترل در رینولدزهای مختلف برای حالت های متفاوت طولی در  $P/d = 0/11$ .

جدول ۴. مقایسه ی جدایش جریان بر روی استوانه در  $Re = 31484$ .

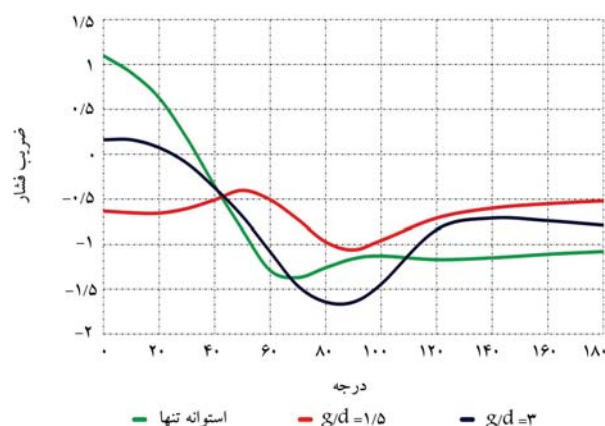
g/d	زاویه ی جدایش در	
	$P/d = 0/11$	$P/d = 0/34$
0/5	99°	100°
1/5	101°	105°
3/0	93°	101°
5/0	93°	104°

جدول ۵. مقایسه ی جدایش جریان بر روی استوانه در  $Re = 61116$ .

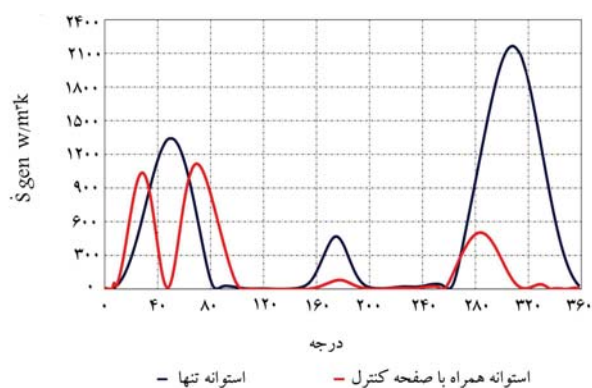
g/d	زاویه ی جدایش در	
	$P/d = 0/11$	$P/d = 0/34$
0/5	102°	103°
1/5	102°	101°
3/0	94°	99°
5/0	95°	104°



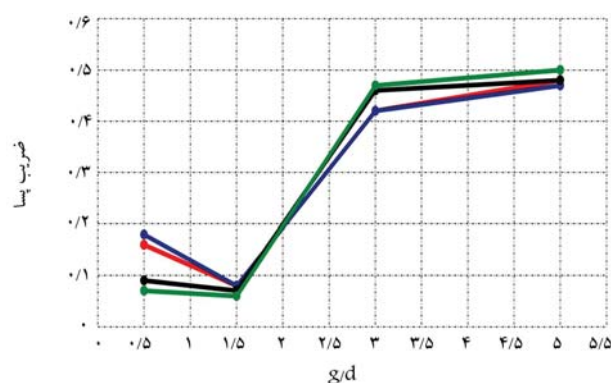
شکل ۱۶. کانتور هم تراز گردابه برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت های مختلف طولی در  $P/d = 0/34$ .



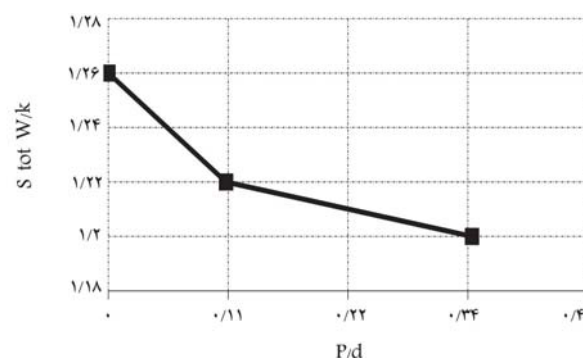
شکل ۱۷. ضریب فشار روی سطح استوانه ی تنها و استوانه ی همراه با صفحه کنترل در دو حالت مختلف  $P/d = 0/34$ .



شکل ۱۸. نرخ تولید آنتروپی روی سطح استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی با کم‌ترین ضریب پسا.



شکل ۱۶. مقایسه ضریب پسای متوسط استوانه با صفحه‌ی کنترل در رینولدزهای مختلف برای حالت‌های متفاوت طولی در  $P/d = 0/34$ .



شکل ۱۷. تولید آنتروپی کل برای ۳ وضعیت استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی همراه با صفحه کنترل در  $g/d = 1/5$ .

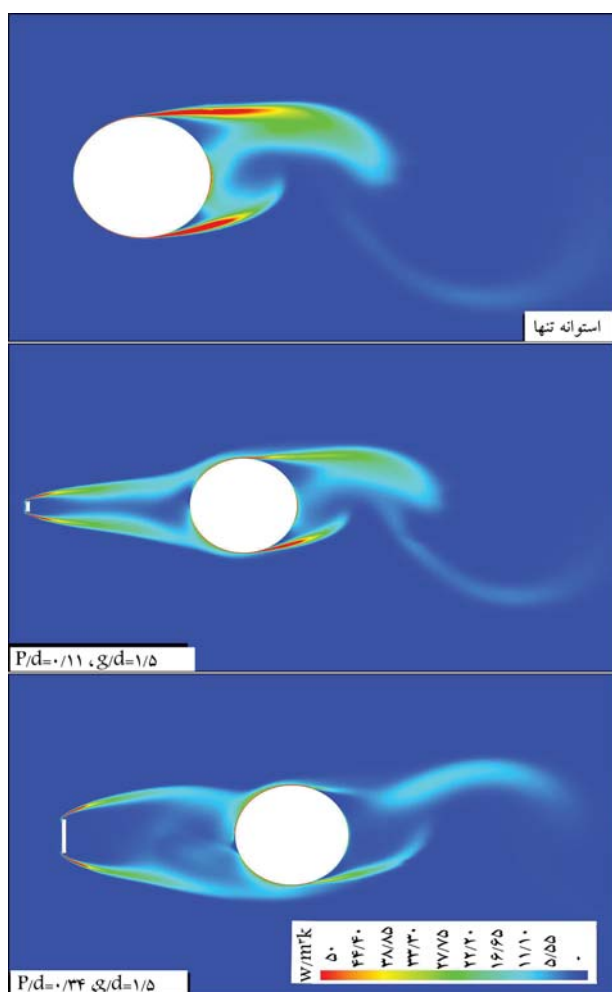
در زاویه‌ی کم‌تری می‌افتد که یک عامل مهم برای افزایش ضریب پسای فشاری نسبت به حالت  $P/d = 0/34$  است.

### ۳.۳. تولید آنتروپی

همان‌طور که اشاره شد، در این شبیه‌سازی با توجه به هم بودن جریان سیال و استوانه از تولید آنتروپی به واسطه‌ی انتقال حرارت صرف‌نظر شده است. همچنین تولید آنتروپی کل و نرخ تولید آنتروپی روی سطح استوانه برای ۳ وضعیت استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی همراه با صفحه کنترل در دو حالت  $P/d = 0/11$  و  $0/34$  در شرایطی که صفحه در فاصله طولی  $g/d = 1/5$  قرار دارد بررسی شده است. در این فاصله‌ی طولی که جریان حفره مابین صفحه و استوانه تشکیل شده است، کم‌ترین ضریب پسا برای استوانه در هر دو حالت ارتفاع صفحه به دست آمده بود. تولید آنتروپی کل و نرخ تولید آنتروپی روی سطح استوانه در شرایطی که ضریب پسای استوانه کم‌ترین مقدار را دارد کاهش می‌یابد (شکل‌های ۱۷ و ۱۸). بنابراین نیروی پسای استوانه به شکل مستقیم از طریق تلفات انرژی به تولید آنتروپی وابستگی دارد. کانتور هم‌تراز تولید آنتروپی برای ۳ وضعیت مذکور در شکل ۱۹ قرار داده شده است.

### ۴. نتیجه‌گیری

در این مطالعه‌ی عددی با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان مشخص شد که



شکل ۱۹. کانتور هم‌تراز تولید آنتروپی برای استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی همراه با صفحه کنترل.

با قرار دادن یک صفحه‌ی کنترل هر چند کوچک در بالادست جریان، ضریب پسای استوانه به شدت کاهش می‌یابد. وجود صفحه‌ی کنترل در بالادست استوانه باعث افزایش موتمنم جریان ورودی به استوانه و در نتیجه مقاومت بیشتر جریان لایه‌ی مرزی در برابر گریبان فشار نامطلوب و در نهایت تاخیر در جدایش جریان از سطح استوانه می‌شود. این تأخیر در جدایش جریان موجب افزایش فشار در

در وضعیت  $P/d=0/34-g/d=1/5$  به وقوع پیوست و ضریب پسای استوانه تا  $90\%$  کاهش پیدا می‌کند. روند کاهشی ضریب پسای استوانه در جریان با رینولدزهای مختلفی با توجه به یکسان بودن الگوی جریان و عدم تغییر ویژه در زاویه‌ی جدایش، یکسان است. با کاهش ضریب پسا تولید آنتروپی نیز کاهش پیدا کرد و مشخص شد نیروی پسای استوانه به شکل مستقیم به تولید آنتروپی وابستگی دارد.

سطح پایین‌دست استوانه و کاهش فشار خالص استوانه در جهت جریان و نهایتاً کاهش پسای استوانه می‌شود. در حالت تشکیل جریان حفره (کویتی)، لایه‌ی برشی دو جسم به هم متصل شده و شکل آیرودینامیکی بهتری را ایجاد می‌کنند. در این حالت، فشار سطح بالادستی استوانه کاهش بیشتری پیدا می‌کند و متعاقباً ضریب پسا با شدت بیشتری افت پیدا می‌کند. در چیدمان بهینه‌ی صفحه‌ی کنترل‌ی با استوانه که جریان حفره تشکیل می‌شود، بیشترین کاهش در ضریب پسا

## پانویس‌ها

1. streamlined body
2. flow separation
3. drag force
4. vortex shedding
5. Reynolds averaged navier-stokes (RANS)
6. cross diffusion term
7. turbulent fluctuations
8. turbulent dissipation rate
9. turbulence viscosity
10. skin friction
11. wall shear stress
12. velocity friction
13. Cavity flow

## منابع (References)

1. Ogunremi, A.R. and Sumner, D. "The effect of a splitter plate on the flow around a finite prism," *In Journal of Fluids and Structures*, **59**, pp. 1-22 October (2015).
2. Bimbato, A.M., Alcântara Pereira, L.A. and Hirata, M.H. "Study of the vortex shedding flow around a body near a moving ground," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, **99**(1), pp. 7-17 (2011). DOI: 10.1016/j.jweia.2010.10.003.
3. Ashill, P.R. "Flow control: passive, active, and reactive flow management M. gad-el-hak cambridge university press, the edinburgh building, cambridge CB2 2RU, UK. 2000. 421pp. Illustrated. £60. ISBN 0-521-77006-8," *The Aeronautical Journal*, **105**(1045), pp. 150 (2001). DOI: 10.1017/s000192400009206x.
4. Sakamoto, H., Tan, K. and Haniu, H. "An optimum suppression of fluid forces by controlling a shear layer separated from a square prism," *Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME*, **113**(2), pp. 183-189 (1991). DOI: 10.1115/1.2909478.
5. Bhattacharya, R., Moshfegh, A. and Jabbarzadeh, A. "Effect of slit inclusions in drag reduction of flow over cylinders," *Applied Mechanics and Materials*, **846**(1), pp. 18-22 (2016). DOI: 10.4028/www.scientific.net/amm.846.18.
6. Qi, J., Qi, Y., Chen, Q. and et al. "A study of drag reduction on cylinders with different v-groove depths on the surface," *Water (Switzerland)*, **14**(1), pp. 1-21 (2022). DOI: 10.3390/w14010036.
7. Gao, D., Chang, X., Tursuntohti, T. and et al "Modification of subcritical cylinder flow with an upstream rod," *Physics of Fluids*, **34**(1). (2022). DOI: 10.1063/5.0075167.
8. Gupta, A. and Saha, A.K. "Suppression of vortex shedding in flow around a square cylinder using control cylinder," *European Journal of Mechanics, B/Fluids*, **76**, pp. 276-291 (2019). DOI: 10.1016/j.euromechflu.2019.03.006.
9. Tsutsui, T. and Igarashi, T. "Enhancement of heat transfer and reduction of drag of a circular cylinder (flow control using a small rod)," *Nippon Kikai Gakkai Ronbunshu, B Hen/Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Part B*, **62**(597), pp. 1802-1809 (1996). DOI: 10.1299/kikaib.62.1802.
10. Shehata, A.S., Xiao, Q., Kotb, M.A. and et al. "Effect of passive flow control on the aerodynamic performance, entropy generation and aeroacoustic noise of axial turbines for wave energy extractor," *Ocean Engineering*, **157** December 2017, pp. 262-300 (2018). DOI: 10.1016/j.oceaneng.2018.03.053.
11. Song, L.W. and Wu, S.P. "Suppression of vortex shedding around main circular cylinder by another small control cylinder using immersed boundary method," *Hangkong Dongli Xuebao/Journal of Aerospace Power* (2014). DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.06.028.
12. Bourisli, R.I. "Passive drag reduction techniques for modulating the effects of vortex shedding," **2**(1), pp. 2-5 (2014). DOI: 10.7763/IJMMM.2014.V2.107.
13. Aiba, S., Ota, T. and Tsuchida, H. "Heat transfer and flow around a circular cylinder with tripping-wires," *Wärme-und Stoffübertragung*, **12**(3-4), pp. 221-231 (1979) DOI: 10.1007/BF00997314.
14. Wang, J., Xu, Y. and Tian, Y. "Active control of circular cylinder flow by affiliated rotating cylinders," *Science China Technological Sciences*, **56**(5), pp. 1186-1197 (2013). DOI: 10.1007/s11431-013-5208-3.
15. Raghuraman, N., Govardhan, "Wake interference and drag reduction," (1998).
16. Vu, H.C., Ahn, J. and Hwang, J.H. "Numerical investigation of flow around circular cylinder with splitter plate," *KSCE Journal of Civil Engineering*, **20**(6), pp. 2559-2568 (2016) DOI: 10.1007/s12205-015-0209-3.

17. Chou, P.Y. "On velocity correlations and the solutions of the equations of turbulent fluctuation," *Quarterly of Applied Mathematics*, **3**(1), pp. 38-54 (1945). DOI: 10.1090/qam/11999.
18. Jaramillo, R. "Ansys fluent," *Dynamic Meshes*, **12**, November, pp. 724-746 (2009) [Online]. Available: <http://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/tg/node208.htm>.
19. Bejan, A. "A study of entropy generation in fundamental convective heat transfer," *Journal of Heat Transfer*, **101**(4), pp.718-725 (1979), DOI: 10.1115/1.3451063.
20. Kock, F. and Herwig, H. "Local entropy production in turbulent shear flows: A high-Reynolds number model with wall functions," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **47**(10-11), pp.2205-2215 (2004). DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2003.11.025.
21. Asinari, P., Fasano, M. and Chiavazzo, E. "A kinetic perspective on k- $\epsilon$  turbulence model and corresponding entropy production," *Entropy* (2016). DOI: 10.3390/e18040121.

# تحلیل انرژی، انرژی و انرژی - اقتصادی چرخه تولید توان بر پایه انرژی زمین گرمایی و خورشیدی مستقل

محمد وجدی\* (استادیار)

دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه محقق اردبیلی

نیما قاسم‌زاده خیاوی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز

وحید بهنود (کارشناس)

فرهاد صادق مغالو (استادیار)

دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه محقق اردبیلی

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۴۰۱)  
دوره ۳-۲، شماره ۲، ص. ۸۷-۹۶، (پاداشت فنی)

با توجه به اهمیت انرژی و کاهش منابع انرژی فسیلی، تولید انرژی الکتریکی توسط انرژی‌های نو در این پژوهش مورد توجه قرار گرفته است. در این پژوهش از انرژی زمین گرمایی و خورشیدی استفاده شده است. بررسی با دیدگاه‌های انرژی و انرژی برای چرخه انجام گرفته و بر اساس قوانین اول و دوم ترمودینامیک میزان کارایی کلی سیکل و هرکدام از اجزا تعیین شده است. تحلیل اقتصادی به عنوان ابزاری کارآمد برای بررسی هزینه‌ی توان تولیدی مورد استفاده قرار گرفته و هزینه‌ی تولید محصول تعیین شده است. نتایج نشان‌گر بیشترین تخریب انرژی به ترتیب در کالکتور خورشیدی، اوپراتور دما بالا و کندانسور چرخه است. بیشترین راندمان قانون دوم مربوط به توربین پرفشار است، در حالی که توربین کم‌فشار بیشترین مقدار درصد فاکتور انرژی اقتصادی را داراست. هزینه‌ی متوسط تولید برق بر اساس توان تولیدی دو توربین کم‌فشار و پرفشار برابر  $28,32 \frac{\$}{GJ}$  و  $2 \frac{\$}{kwh}$  (۰/۱۰) به دست آمده است.

واژگان کلیدی: انرژی خورشیدی، انرژی زمین‌گرمایی، تحلیل اقتصادی، انرژی، انرژی.

vajdi@uma.ac.ir  
nimaghasemzadeh1998@gmail.com  
vahidbehnoud76@gmail.com  
f.moghanlou@uma.ac.ir

## ۱. مقدمه

دادند که نتایج این تحلیل‌ها نشان داد که هزینه‌ی خالص سیستم قدرت بهینه شده، ۴۷۶۰۰۰ دلار و هزینه‌ی تولید برق، ۰/۸۹ دلار به ازای هر کیلووات ساعت است. جوشو و همکاران<sup>[۵]</sup> با تلفیق گرما از منبع خورشیدی با نیروگاه زمین‌گرمایی، خروجی توان را با هزینه‌ی کم افزایش دادند. در این تحقیق بازده تبدیل انرژی خورشیدی به برق ۲۴/۳٪ به دست آمد.

در سال ۲۰۱۸ بهرادی و همکاران<sup>[۶]</sup> یک چرخه‌ی یکپارچه با انرژی زمین‌گرمایی و خورشیدی را از منظر انرژی، انرژی و انرژی - اقتصادی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند؛ نتایج این تحقیقات نشان داد که استفاده از بازیافت حرارت در منبع زمین‌گرمایی ضریب عملکرد سیستم را حدود ۱۵٪ افزایش می‌دهد. همچنین بازده کلی انرژی و هزینه‌ی واحد کل سیستم بهینه شده به ترتیب ۱۲/۳۱٪ و ۳۵ دلار بر گیگاوات به دست آمد.

کالیسه و همکاران<sup>[۷]</sup> یک چرخه‌ی ترکیبی متشکل از منبع زمین‌گرمایی و خورشیدی را از منظر انرژی و انرژی - اقتصادی مورد ارزیابی قرار دادند؛ نتایج تحقیقات آنها نشان داد که بازده کل انرژی در بخش بازیافت حرارت بین ۴۰٪ تا

با توجه به خطرات زیست‌محیطی سوخت‌های فسیلی و افزایش جمعیت و نیاز بیشتر به انرژی، بشر به فکر استفاده از انرژی‌های پاک و تجدیدپذیر افتاده است. منابع زیست‌محیطی پاک و پایدار از جمله منابع انرژی تجدیدپذیر به طور فزاینده‌ی مورد توجه قرار گرفته‌اند. منابع انرژی تجدیدپذیر از جمله انرژی خورشیدی و زمین‌گرمایی هنوز در مرحله‌ی توسعه قرار دارند.<sup>[۱]</sup> چرخه‌ی رانکین آلی یک فناوری اثبات شده و قابل اعتماد برای تبدیل انرژی، به ویژه بهره‌برداری از منابع دما پایین مانند زمین گرمایی و خورشیدی است.<sup>[۲]</sup> در سطح جهان، بسیاری از مناطق از منابع خورشیدی و زمین‌گرمایی زیادی برخوردارند که در این مناطق از این دو منبع می‌توان در ساخت نیروگاه استفاده کرد.<sup>[۳]</sup>

در سال ۲۰۱۷ خالد و همکاران<sup>[۴]</sup> تحلیل اقتصادی یک سیستم چندگانه‌ی خورشیدی و زمین‌گرمایی برای ساختمان را با استفاده از نرم افزار Homer انجام

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۹/۹/۳۰، اصلاحیه ۱۴۰۰/۱۲/۱۲، پذیرش ۱۴۰۰/۱۲/۲۳

DOI:10.24200/J40.2022.56887.1569



۵۰٪ و در بخش سرمایش بین ۱۶٪ تا ۲۰٪ خواهد بود. همچنین نتایج آگزرژی - اقتصادی نشان می‌دهد که هزینه تولید الکتریسیته در بخش آب سرد بین ۱۷۲۲/۰ تا ۱۴۷۵/۰ یورو به ازای هر کیلووات ساعت است. عالی و همکاران،<sup>[۸]</sup> تحقیقات آگزرژی و آگزرژی - اقتصادی را با طراحی یک چرخه ترکیبی بر مبنای چرخه رانکین آلی و یک چرخه فلش باینری برای نیروگاه زمین گرمایی مشکین شهر انجام دادند که نتایج حاصل از مطالعات آنها نشان داد که اگر فقط از چرخه فلش باینری استفاده شود، بازده کلی آگزرژی، ۵۲/۵۶٪ و هزینه تولید الکتریسیته، ۴/۹۰۱ دلار بر گیگاوات به دست می‌آید، ولی اگر چرخه رانکین آلی با چرخه فلش باینری کوپل شود، بازده کلی آگزرژی به مقدار ۵۴/۸۷٪ بهبود می‌یابد و هزینه تولید الکتریسیته به مقدار ۵/۶۸ دلار بر گیگاوات خواهد رسید. بهنام و همکاران<sup>[۹]</sup> عملکرد یک سیستم تولید هم‌زمان توسط منابع زمین گرمایی در دمای پایین برای تولید آب شیرین، گرمایش (آب گرم) و برق را از نظر ترمودینامیکی و اقتصادی مورد بررسی قرار دادند. سیستم پیشنهادی دارای ظرفیت تولید آب شیرین  $0.622 \text{ kg/s}$ ، توان  $16.15 \text{ kW}$  و بار حرارتی  $246 \text{ kW}$  بود. در سال ۲۰۱۶ دویکو و همکاران<sup>[۱۰]</sup> تحلیل ترمودینامیکی یک چرخه رانکین آلی با منبع زمین گرمایی و کلکتورهای خورشیدی سه‌موی را انجام دادند که نتایج این تحلیل‌ها نشان داد که ترکیب این سیستم‌ها توان خروجی سیستم را افزایش، اما بازده الکتریکی و بازدهی آگزرژی سیستم را کاهش می‌دهد. السافی<sup>[۱۱]</sup> تحلیل آگزرژی و آگزرژی - اقتصادی یک نیروگاه خورشیدی تولید بخار مستقیم را مورد ارزیابی قرار داد که نتایج حاصله نشان داد که با افزایش دما در ورودی توربین فشار پایین توسط گرمایش مجدد، موجب افزایش کیفیت بخار در خروجی توربین شده که باعث افت ۱/۵ درصدی در بازده حرارتی و آگزرژی و افزایش ۲ درصدی هزینه در بخش تولید الکتریسیته می‌شود. قلی زاده و همکاران،<sup>[۱۲]</sup> تحلیل ترمودینامیکی و ترمو اقتصادی یک چرخه تولید توان متشکل از توربین گازی و توربین بخار را بر مبنای سوخت بیوگاز مورد ارزیابی قرار دادند که نتایج ارزیابی آنها نشان می‌دهد که چرخه طراحی شده قابلیت تولید توان به مقدار  $1368 \text{ kW}$  را دارد، همچنین در این ارزیابی مشخص شد که هزینه تولید توان  $17.2$  دلار بر گیگاوات خواهد بود. تمپستی و فیا سچی<sup>[۱]</sup> یک سیستم تولید هم‌زمان گرما و توان با محرک زمین گرمایی و خورشیدی را از منظر ترمو اقتصادی مورد بررسی قرار دادند در این بررسی مشخص شد که اگر از مبرد  $R254\text{fa}$  استفاده شود، هزینه تولید الکتریسیته به کم‌ترین مقدار خود می‌رسد. شوکتی و همکاران<sup>[۱۳]</sup> چرخه‌های رانکین آلی (ORC) پایه، چرخه رانکین آلی با فشار دوگانه، چرخه رانکین آلی مایع دوگانه و کالینا را برای نیروگاه زمین گرمایی از منظر آگزرژی - اقتصادی مقایسه کردند. نتایج بهینه‌سازی نشان می‌دهد که بیشینه مقدار توان الکتریکی تولید شده مربوط به چرخه ORC فشار دوگانه است. همچنین چرخه کالینا کم‌ترین مقدار هزینه واحد انرژی تولید شده، را دارد.

مرت کوراگوکلو و همکارش<sup>[۱۴]</sup> تحلیل انرژی، آگزرژی و زیست محیطی یک سیستم نسل جدید خورشیدی را برای تولید توان، گرمایش، سرمایش، آب داغ و تولید هیدروژن در سال ۲۰۲۱ انجام دادند. سیستم پیشنهادی آنها شامل چرخه توربین گازی خورشیدی، چرخه کالینا، چرخه رانکین آلی، چرخه تبرید جذبی تک اثره، الکترولایزر و دو هیتر آب داخلی بود. نتایج مطالعه آنها نشان داد که سیستم پیشنهادی آنها دارای بازده انرژی ۵۵/۵۷٪ و بازده آگزرژی ۳۹/۴۵٪ بود. مشارونی و همکاران<sup>[۱۵]</sup> یک سیستم جدید انرژی زمین گرمایی مبتنی بر چرخه کالینا، نمک زدایی اسمز معکوس و الکترولیت تقویت شده با ترموالکتریک را از منظر انرژی، آگزرژی و آگزرژی اقتصادی مورد بررسی قرار دادند نتایج تحقیقات آنها نشان داد که سیستم پیشنهادی دارای  $328.2$  کیلووات تخریب آگزرژی،  $18.4$  دلار بر ساعت

هزینه تخریب آگزرژی و  $12.83$  دلار بر ساعت هزینه تولید توان بود. آتیز و همکاران<sup>[۱۶]</sup> در سال ۲۰۲۱ عملکرد یک چرخه تولید توان و هیدروژن را مبتنی بر انرژی زمین گرمایی دما متوسط و انرژی خورشیدی را مورد ارزیابی قرار دادند. در این تحقیق متوسط تولید برق بین ساعت ۱۱ تا ۱۳،  $66.02$  کیلو وات بود، همچنین کل تولید هیدروژن  $98.71$  گرم در یک روز بود.

در تحقیق حاضر یک چرخه رانکین آلی با منابع انرژی زمین گرمایی و خورشیدی معرفی شده و از دیدگاه انرژی، آگزرژی و آگزرژی - اقتصادی مورد بررسی قرار گرفته است. چرخه به گونه‌ای طراحی شده است که منبع زمین گرمایی و خورشیدی مستقل از هم بوده و در نبود هر یک، تولید توان توسط منبع دیگر ادامه می‌یابد. در مطالعه‌های پیشین انرژی زمین گرمایی و خورشیدی به طور یکپارچه و مستقل از هم به تولید توان نمی‌پرداختند که در کار حاضر این دو منبع کاملاً مستقل از همدیگر بوده و عدم کارایی یک منبع روی تولید توان توسط منبع دیگر تأثیر نمی‌گذارد. همچنین تأثیر تغییر پارامترها مانند دمای اوپراتورها و اختلاف دمای پمپ اوپراتورها بر عملکرد چرخه نیز بررسی شده است. برای تحلیل چرخه از نرم افزار EES استفاده شده است.

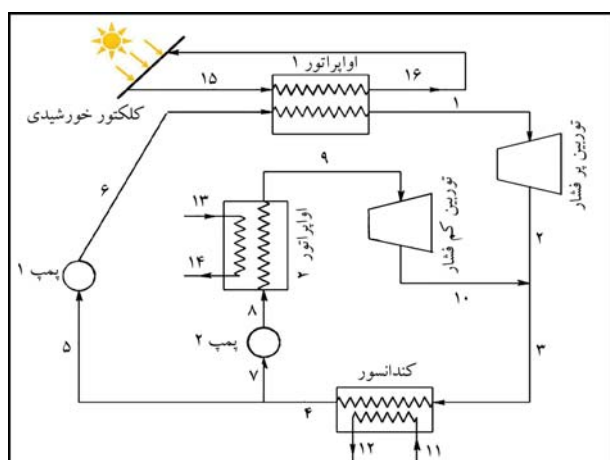
## ۲. شرح سیستم و فرضیات

شکل ۱ طرح کلی چرخه تولید توان از منابع زمین گرمایی و خورشیدی را نشان می‌دهد برای تولید توان از چرخه رانکین آلی با سیال عامل  $R123$  استفاده شده است.

مطابق شکل ۱ آب در کلکتور خورشیدی تا دمای  $150$  گرم می‌شود سپس در اوپراتور ۱ (اوپراتور پرفشار) برای تولید بخار فوق گرم سیال آلی به کار می‌رود. بخار فوق گرم وارد توربین پرفشار شده و توان تولید می‌کند. پس از دفع حرارت سیال آلی در کندانسور تبدیل به مایع اشباع شده و توسط پمپ ۱ به اوپراتور ۱ بر می‌گردد. از آب به عنوان سیال خنک کاری در کندانسور استفاده می‌شود.

در قسمت دیگر، اوپراتور ۲ (اوپراتور کم فشار) با آب گرم حاصل از منبع زمین گرمایی با دمای  $90$  درجه سلسیوس، بخار اشباع تولید نموده و باعث تولید توان در توربین کم فشار می‌شود. یک کندانسور مشترک برای هر دو توربین پرفشار و کم فشار در نظر گرفته شده که می‌تواند برای هر دو چرخه ایفای نقش کند. داده‌های ورودی برای شبیه‌سازی چرخه در جدول ۱ آورده شده است.

این چرخه می‌تواند هم‌زمان با دو منبع و یا فقط با یکی از آنها کار کرده و توان



شکل ۱. چرخه تولید توان با منابع زمین گرمایی و خورشیدی مستقل.

جدول ۱. داده‌های ورودی به منظور شبیه‌سازی چرخه.

پارامتر	نماد	مقدار	مرجع
فشار محیط	$P_0 (kPa)$	۱۰۱	[۱۸]
دمای محیط	$T_0 (^{\circ}C)$	۲۰	[۱۸]
دمای اوپراتور ۱	$T_{evap1} (^{\circ}C)$	۱۲۰	[۱۸]
دمای اوپراتور ۲	$T_{evap2} (^{\circ}C)$	۸۰	-
اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۱	$\Delta T_{pinch1} (^{\circ}C)$	۵	[۲]
اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۲	$\Delta T_{pinch2} (^{\circ}C)$	۵	[۲]
دمای کندانسور	$T_1 (^{\circ}C)$	۳۰	-
دمای سیال خورشیدی ورودی	$T_{15} (^{\circ}C)$	۱۵۰	[۱۸]
فشار سیال خورشیدی ورودی	$P_{15} (kPa)$	۴۷۵	[۱۸]
دمای سیال زمین گرمایی ورودی	$T_{12} (^{\circ}C)$	۹۰	[۱۸]
فشار سیال زمین گرمایی ورودی	$P_{12} (kPa)$	۷۰	[۱۸]
دمای آب ورودی به کندانسور	$T_{11} (^{\circ}C)$	۲۰	-
دمای آب خروجی از کندانسور	$T_{12} (^{\circ}C)$	۲۵	-
توان تولیدی توربین پرفشار	$\dot{W}_{HPT} (kW)$	۱۰۰	-
توان تولیدی توربین کم فشار	$\dot{W}_{LPT} (kW)$	۵۰	-
دمای خورشید	$T_{sun} (K)$	۴۵۰۰	[۱۸]

جدول ۲. معادلات بقای جرم و انرژی اجزای چرخه.

جزء	بقای جرم	بقای انرژی
اوپراتور ۱	$\dot{m}_1 = \dot{m}_6$ $\dot{m}_{15} = \dot{m}_{16}$	$\dot{Q}_{evap1} = \dot{m}_1(h_1 - h_6)$ $\dot{Q}_{evap1} = \dot{m}_{15}(h_{15} - h_{16})$
اوپراتور ۲	$\dot{m}_8 = \dot{m}_9$ $\dot{m}_{13} = \dot{m}_{14}$	$\dot{Q}_{evap2} = \dot{m}_8(h_9 - h_8)$ $\dot{Q}_{evap2} = \dot{m}_{13}(h_{13} - h_{14})$
توربین پر فشار	$\dot{m}_1 = \dot{m}_2$ $\dot{m}_2 + \dot{m}_{10} = \dot{m}_3$	$\dot{W}_{HPT} = \dot{m}_1(h_1 - h_2)$ $\dot{m}_2 h_2 + \dot{m}_{10} h_{10} = \dot{m}_3 h_3$
توربین کم فشار	$\dot{m}_9 = \dot{m}_{10}$ $\dot{m}_5 = \dot{m}_6$	$\dot{W}_{LPT} = \dot{m}_9(h_9 - h_{10})$ $\dot{W}_{pump1} = \dot{m}_5(h_6 - h_5)$
پمپ ۱	$\dot{m}_7 = \dot{m}_8$	$\dot{W}_{pump2} = \dot{m}_7(h_8 - h_7)$
پمپ ۲	$\dot{m}_3 = \dot{m}_4$ $\dot{m}_{11} = \dot{m}_{12}$	$\dot{Q}_{cond} = \dot{m}_3(h_3 - h_4)$ $\dot{Q}_{cond} = \dot{m}_{11}(h_{12} - h_{11})$
کندانسور	$\dot{m}_4 = \dot{m}_5 + \dot{m}_7$ $\dot{m}_{16} = \dot{m}_{15}$	$\dot{Q}_{coll} = \dot{m}_{16}(h_{15} - h_{16})$
کلکتور خورشیدی		

معادلات بقای جرم و بقای انرژی برای هر یک از اجزای چرخه در جدول ۲ آورده شده است. بازده آیزنتروپیک تمامی توربین‌ها و پمپ‌ها ۸۵٪ فرض شده است. بیشترین کار برگشت پذیر که می‌تواند هنگام رسیدن جریان به حالت مرده حاصل شود، اگزرژی است. [۹] حالت مرده یعنی حالتی با کمینه انرژی ممکن و با دما و فشاری برابر با دما و فشار محیط و سرعت صفر و ارتفاع مرجع  $Z_0$  [۱۹]. اگزرژی فیزیکی هر جریان از رابطه‌ی ۳ به دست می‌آید:

$$\psi = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \quad (3)$$

که زیرنویس ۰ مربوط به خواص ترمودینامیکی حالت مرده است. تعادل نرخ اگزرژی برای یک جزء سیستم به‌عنوان یک حجم کنترل به‌صورت زیر نوشته می‌شود: [۲۰]

$$\sum \dot{E}_i + \sum \dot{Q}_{cv}(1 - \frac{T_0}{T_k}) = \dot{W}_{cv} + \sum \dot{E}_e + \dot{E}_L + \dot{E}_D \quad (4)$$

که در آن  $\sum \dot{E}_e$  و  $\sum \dot{E}_i$  به ترتیب مجموع نرخ اگزرژی‌های ورودی به حجم کنترل و خروجی از آن را نشان می‌دهد.  $\sum \dot{E}_D$  و  $\sum \dot{E}_L$  نیز بیانگر اتلاف اگزرژی و تخریب اگزرژی در طی فرایند هستند. علاوه بر این  $\sum \dot{Q}_{cv}(1 - T_0/T_k)$  و  $\dot{W}_{cv}$  به ترتیب اگزرژی متناظر با انتقال حرارت و کار از مرز حجم کنترل است. همچنین  $\dot{E}$  به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{E} = \dot{m}\psi \quad (5)$$

به منظور تجزیه و تحلیل عملکرد سیستم از دیدگاه قانون دوم و محاسبه بازده قانون دوم، شناخت سوخت و محصول برای هر یک از اجزای سیستم ضروری است. محصول، خروجی مفید یک جزء سیستم را نشان می‌دهد، در حالی که سوخت به‌معنای منبعی است که برای تولید محصول مورد نیاز است. [۱۹، ۲۰] اختلاف بین اگزرژی سوخت و محصول بیانگر اگزرژی تخریب شده در طول فرایند است و به‌صورت زیر نشان داده می‌شود:

$$\dot{E}_F = \dot{E}_P + \dot{E}_D \quad (6)$$

که  $\dot{E}_F$  و  $\dot{E}_P$  به‌ترتیب جریان نرخ اگزرژی محصول و سوخت هر جزء و  $\dot{E}_D$  تخریب اگزرژی است. اگزرژی سوخت و محصول اجزاء و تعادل اگزرژی کلیه اجزای چرخه در جدول ۳ مشخص شده است.

تولید کند. همچنین زمانی که انرژی خورشیدی در دسترس نباشد تولید توان توسط منبع زمین گرمایی ادامه می‌یابد. برخی از فرضیات استفاده شده برای شبیه‌سازی چرخه به شرح زیر است:

- تمامی اجزای چرخه در حالت پایا کار می‌کنند؛
- افت فشار در مسیر وجود ندارد؛
- از اثرات انرژی جنبشی و پتانسیل چشم پوشی می‌شود؛
- انتقال حرارت فقط در داخل اوپراتورها و کندانسور صورت می‌گیرد و اتلافات حرارتی مسیرهای انتقال سیال قابل صرف نظر است؛ [۱۷]
- توربین‌ها و پمپ‌ها بازده آیزنتروپیک دارند؛ [۱۸]
- تحلیل در شرایط پایا صورت گرفته است. [۱۸]

### ۳. روش تحلیل و معادلات حاکم

برای چرخه‌ی تولید توان مستقل، تحلیل انرژی، اگزرژی و اگزرژی - اقتصادی با استفاده از نرم افزار EES حل‌گر معادلات مهندسی انجام می‌شود. جزئیات تحلیل و معادلات حاکم به شرح زیر است:

#### ۱.۳. تحلیل ترمودینامیکی

برای تحلیل ترمودینامیکی چرخه‌ی پیشنهادی از قانون پیوستگی و قانون اول ترمودینامیک، با صرف نظر کردن از تغییرات انرژی جنبشی و پتانسیل، استفاده می‌شود. با در نظر گرفتن حجم کنترل به‌صورت حالت پایا - جریان پایا معادلات به‌صورت زیر است:

$$\sum \dot{m}_i = \sum \dot{m}_e \quad (1)$$

$$\dot{Q} - \dot{W} = \sum \dot{m}_e h_e - \sum \dot{m}_i h_i \quad (2)$$

جدول ۳. آگزرژی سوخت و محصول و تعادل آگزرژی اجزای چرخه.

جزء	آگزرژی سوخت	آگزرژی محصول	تعادل آگزرژی
اوپراتور ۱	$\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16}$	$\dot{E}_1 - \dot{E}_6$	$\dot{E}_{D, evap1} = (\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16}) - (\dot{E}_1 - \dot{E}_6)$
اوپراتور ۲	$\dot{E}_{13} - \dot{E}_{14}$	$\dot{E}_9 - \dot{E}_8$	$\dot{E}_{D, evap2} = (\dot{E}_{13} - \dot{E}_{14}) - (\dot{E}_9 - \dot{E}_8)$
توربین پر فشار	$\dot{E}_1 - \dot{E}_2$	$\dot{W}_{HPT}$	$\dot{E}_{D, HPT} = (\dot{E}_1 - \dot{E}_2) - \dot{W}_{HPT}$
توربین کم فشار	$\dot{E}_9 - \dot{E}_{10}$	$\dot{W}_{LPT}$	$\dot{E}_{D, LPT} = (\dot{E}_9 - \dot{E}_{10}) - \dot{W}_{LPT}$
پمپ ۱	$\dot{W}_{pump1}$	$\dot{E}_6 - \dot{E}_5$	$\dot{E}_{D, pump1} = \dot{W}_{pump1} - (\dot{E}_6 - \dot{E}_5)$
پمپ ۲	$\dot{W}_{pump2}$	$\dot{E}_8 - \dot{E}_7$	$\dot{E}_{D, pump2} = \dot{W}_{pump2} - (\dot{E}_8 - \dot{E}_7)$
کندانسور	$\dot{E}_3 - \dot{E}_4$	$\dot{E}_{12} - \dot{E}_{11}$	$\dot{E}_{D, cond} = (\dot{E}_3 - \dot{E}_4) - (\dot{E}_{12} - \dot{E}_{11})$
کلکتور خورشیدی	$\dot{Q}_{in, coll} (1 - \frac{T_0}{T_{sun}})$	$\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16}$	$\dot{E}_{D, coll} = \left( \dot{Q}_{in, coll} (1 - \frac{T_0}{T_{sun}}) \right) - (\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16})$

بازده قانون دوم برای هر جزء سیستم از رابطه‌ی ۷ به دست می‌آید:

$$\eta_{II} = \frac{\dot{E}_P}{\dot{E}_F} \quad (۷)$$

بازده قانون اول و بازده قانون دوم برای چرخه نیز از روابط ۸ و ۹ به دست می‌آید:

$$\eta_{I, cycle} = \frac{(\dot{W}_{HPT} + \dot{W}_{LPT}) - (\dot{W}_{pump1} + \dot{W}_{pump2})}{\dot{Q}_{in, coll} + \dot{Q}_{evap2}} \quad (۸)$$

$$\eta_{II, cycle} = \frac{\dot{W}_{HPT} + \dot{W}_{LPT}}{\dot{E}_{F, coll} + \dot{E}_{F, evap2}} \quad (۹)$$

### ۲.۳. تحلیل آگزرژی - اقتصادی

تحلیل آگزرژی - اقتصادی ترکیبی از آگزرژی و اصول اقتصادی است که برای ارزیابی بهتر سیستم انجام می‌شود. برای هر جزء نرخ هزینه ورود و خروج جریان آگزرژی، نرخ هزینه انتقال کار و گرما و همچنین هزینه اولیه و سرمایه گذاری در نظر گرفته می‌شود. [۶] معادله موازنه هزینه برای اجزای سیستم به شکل زیر نوشته می‌شود: [۱۸]

$$\sum \dot{C}_{e, k} + \dot{C}_{w, k} = \sum \dot{C}_{i, k} + \dot{C}_{q, k} + \dot{Z}_k \quad (۱۰)$$

$$\dot{C} = c\dot{E} \quad (۱۱)$$

که  $\dot{C}$  نرخ هزینه و  $c$  هزینه واحد آگزرژی است.  $\dot{Z}_k$  نیز نرخ هزینه برای جزء  $k$  است که از رابطه‌ی ۱۲ به دست می‌آید:

$$\dot{Z}_k = \frac{Z_k \cdot CRF \cdot \varphi}{N} \quad (۱۲)$$

در رابطه‌ی ۱۲،  $Z_k$  هزینه اولیه برای خریداری جزء  $k$ ،  $\varphi$  ضریب نگهداری که در ۱۷۰۶ در نظر گرفته شده،  $N$  ساعات کارکرد سالانه که برابر ۷۰۰۰ ساعت در نظر گرفته شده [۱۸] و  $CRF$  ضریب بازگشت سرمایه است که از رابطه‌ی ۱۳ قابل محاسبه است: [۲۱]

$$CRF = \frac{i(1+i)^n}{(1+i)^n - 1} \quad (۱۳)$$

که در آن  $i$  و  $n$  به ترتیب نرخ سود برابر با ۱۲٪ و عمر مفید چرخه برابر ۲۰ سال است. [۱۸] معادلات موازنه‌ی هزینه و روابط کمکی برای اجزای چرخه و همچنین قیمت اولیه‌ی

هر جزء در جدول ۴ نشان داده شده است. برای ارزیابی عملکرد سیستم از دیدگاه آگزرژی - اقتصادی، برخی متغیرها از جمله هزینه واحد سوخت ( $c_F$ )، هزینه واحد محصول ( $c_P$ )، نرخ هزینه تخریب آگزرژی ( $\dot{C}_D$ ) و ضریب آگزرژی - اقتصادی ( $f_k$ ) چنین تعریف می‌شوند: [۲۱، ۲۰]

$$c_{F, k} = \frac{\dot{C}_{F, k}}{\dot{E}_{F, k}} \quad (۱۴)$$

$$c_{P, k} = \frac{\dot{C}_{P, k}}{\dot{E}_{P, k}} \quad (۱۵)$$

$$\dot{C}_{D, k} = c_{F, k} \dot{E}_{D, k} \quad (۱۶)$$

$$f_k = \frac{\dot{Z}_k}{\dot{Z}_k + \dot{C}_{D, k}} \quad (۱۷)$$

### ۳.۳. کلکتور خورشیدی

برای تحلیل کلکتور خورشیدی و محاسبه مساحت مورد نیاز برای کلکتور، از رابطه‌ی ۱۸ استفاده می‌شود:

$$\eta_{coll} = A - B \frac{T_{avg} - T_0}{G_{tot}} - C \frac{(T_{avg} - T_0)^2}{G_{tot}} \quad (۱۸)$$

که در آن  $\eta_{coll}$  بازده کلکتور،  $G_{tot}$  مجموع تابش مستقیم و پراکنده روی سطح شیب دار کلکتور،  $T_{avg}$  میانگین دمای ورودی و خروجی به کلکتور و  $A$ ،  $B$  و  $C$  ثوابت مربوط به تست کلکتور است. [۲۲]

$$A = ۰٫۶۱۲ \quad (۱۹)$$

$$B = ۰٫۵۴ \quad (۲۰)$$

$$C = ۰٫۰۰۱۷ \quad (۲۱)$$

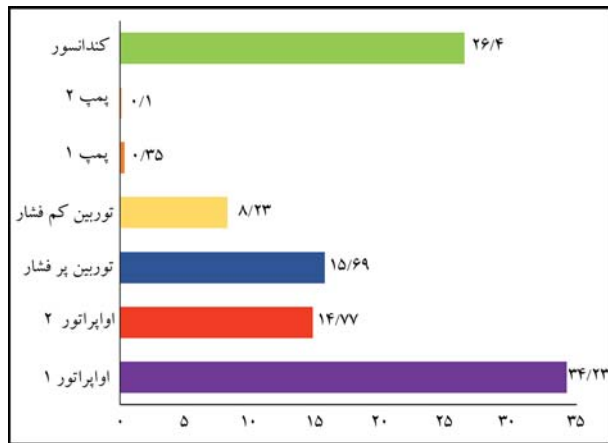
گرمای ورودی به کلکتور از طریق تابش خورشید و بازده از روابط زیر به دست می‌آیند: [۱۸]

$$\dot{Q}_{in, coll} = G_{tot} A_{coll} \quad (۲۲)$$

$$\eta_{coll} = \frac{\dot{Q}_{coll}}{\dot{Q}_{in, coll}} \quad (۲۳)$$

جدول ۴. معادلات موازنه هزینه و روابط کمکی و قیمت اولیه اجزای چرخه. [۱۸]

جزء	قیمت اولیه	موازنه هزینه	روابط کمکی
اوپراتور ۱	$Z_{evap1} = (7000) + (360)(A_{evap1})^{0.8}$	$\dot{C}_1 + \dot{C}_{16} = \dot{C}_6 + \dot{C}_{15} + \dot{Z}_{evap1}$	$c_{15} = c_{16}$
اوپراتور ۲	$Z_{evap2} = (7000) + (360)(A_{evap2})^{0.8}$	$\dot{C}_9 + \dot{C}_{14} = \dot{C}_8 + \dot{C}_{13} + \dot{Z}_{evap2}$	$c_{13} = c_{14}$ $c_{13} = 1.3(\frac{\$}{GJ})$
توربین پر فشار	$Z_{HPT} = (6000)(\dot{W}_{HPT})^{0.7}$	$\dot{C}_2 + \dot{C}_{w,HPT} = \dot{C}_1 + \dot{Z}_{HPT}$	$c_1 = c_2$
توربین کم فشار	$Z_{LPT} = (6000)(\dot{W}_{LPT})^{0.7}$	$\dot{C}_{10} + \dot{C}_{w,LPT} = \dot{C}_9 + \dot{Z}_{LPT}$	$\dot{C}_2 + \dot{C}_{10} = \dot{C}_3$
پمپ ۱	$Z_{pump1} = (3540)(\dot{W}_{pump1})^{0.71}$	$\dot{C}_6 = \dot{C}_{w,pump1} + \dot{C}_5 + \dot{Z}_{pump1}$	$c_9 = c_{10}$ $\frac{\dot{C}_{w,pump1}}{\dot{W}_{pump1}} = \frac{\dot{C}_{w,pump2}}{\dot{W}_{pump2}}$
پمپ ۲	$Z_{pump2} = (3540)(\dot{W}_{pump2})^{0.71}$	$\dot{C}_8 = \dot{C}_{w,pump2} + \dot{C}_7 + \dot{Z}_{pump2}$	$\frac{\dot{C}_{w,pump2}}{\dot{W}_{pump2}} = \left( \frac{\dot{C}_{w,hpt}}{\dot{W}_{hpt}} + \frac{\dot{C}_{w,lpt}}{\dot{W}_{lpt}} \right) / 2$
کندانسور	$Z_{cond} = (7000) + (360)(A_{cond})^{0.8}$	$\dot{C}_4 + \dot{C}_{12} = \dot{C}_3 + \dot{C}_{11} + \dot{Z}_{cond}$	$c_{11} = 0$ $c_3 = c_4$ $c_{aim} = 0$
کلکتور خورشیدی	$Z_{coll} = (567)(A_{coll})$	$\dot{C}_{15} = \dot{C}_{16} + c_{aim}\dot{E}_{F,coll} + \dot{Z}_{coll}$	



شکل ۲. میزان تخریب انرژی برای اجزای چرخه رانکین آلی.

## ۵. نتایج و بحث

با استفاده از روابط مربوط به انرژی، انرژی و انرژی - اقتصادی و داده‌های ورودی، چرخه‌ی پیشنهادی شبیه‌سازی شده و نتایج تحلیل انرژی، انرژی و انرژی - اقتصادی اجزای چرخه در جدول ۶ آمده است. با توجه به نتایج شبیه‌سازی بیشترین مقدار تخریب انرژی در کل چرخه مربوط به کلکتور خورشیدی است. به دلیل اتلاف حرارتی زیاد در کلکتور خورشیدی، مقدار تخریب انرژی آن نیز زیاد است. [۱۸] همچنین نرخ هزینه‌ی کلکتور خورشیدی نسبت به سایر اجزاء بیشترین مقدار را دارد. شکل ۲ میزان تخریب انرژی در اجزای چرخه رانکین آلی را نشان می‌دهد. اوپراتور ۱ و پس از آن کندانسور بیشترین مقدار تخریب انرژی را دارند که به دلیل فرایندهای دما ثابت در این دو دستگاه است. کمترین مقدار تخریب انرژی نیز مربوط به پمپ‌ها است. بازده قانون اول و قانون دوم چرخه به ترتیب ۸۲٪ و ۱۲/۴۵٪ به دست می‌آید. در بین اجزای چرخه، کلکتور خورشیدی کمترین و توربین پرفشار بیشترین بازده قانون دوم را دارند. اوپراتور ۱ و کلکتور خورشیدی به ترتیب کمترین و بیشترین مقدار ضریب انرژی - اقتصادی را دارند، زیرا کلکتور خورشیدی به دلیل راندمان انرژی پایین، اتلاف حرارتی بالایی دارد.

جدول ۵. اعتبارسنجی روش حل.

جزء	تخریب انرژی (kW)	بازده (%)	کار حاضر	مرجع [۱۸]
توربین	۱۰/۳	۱۰/۳	۰/۸۲۹	۰/۸۲۹
پمپ	۰/۲۵	۰/۷۲۵	۰/۸۷	۰/۸۷
اوپراتور	۱۲/۲۳	۱۲/۸	۰/۸۸۷	۰/۸۹۲۲
کندانسور	۲۶/۰۹	۲۶/۹	۰/۵۰۸	۰/۵۰۸۳
کلکتور خورشیدی	۶۲۰/۹	۶۲۰/۳	۰/۱۵۵	۰/۱۵۴۵
زمین گرمایی	۱/۳۲	۱/۳۲	۰/۸۸۸	۰/۸۸۸

که  $\dot{Q}_{coll}$  نرخ انتقال گرما در کلکتور و  $A_{coll}$  مساحت مورد نیاز کلکتور خورشیدی است.

در مبدل‌های حرارتی (اوپراتورها و کندانسور) مساحت مورد نیاز برای انتقال حرارت از طریق رابطه‌ی ۲۴ محاسبه می‌شود:

$$A_k = \frac{\dot{Q}_k}{F U_k \Delta T_{LMTD,k}} \quad (24)$$

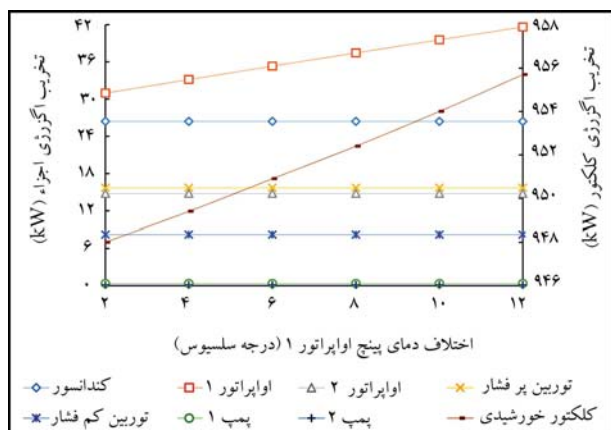
که در آن  $F$  ضریب تصحیح برابر ۰/۹،  $U$  ضریب کلی انتقال حرارت برابر با ۵۰۰  $\frac{W}{m^2}$  و  $\Delta T_{LMTD}$  اختلاف دمای لگاریتمی است.

## ۴. اعتبارسنجی

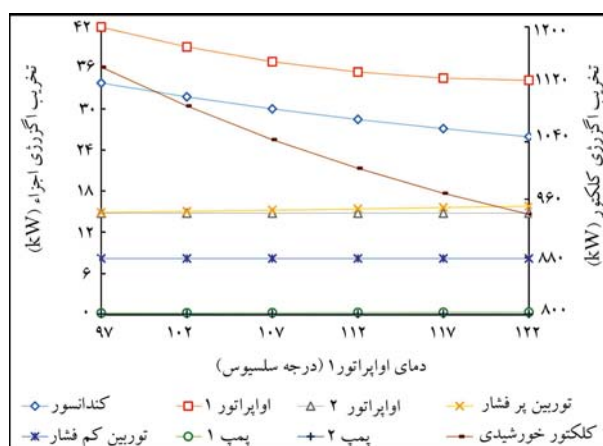
جهت اعتبارسنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی توسط نرم‌افزار EES از مرجع [۱۸] استفاده شده است. چرخه‌ی مورد استفاده در مرجع [۱۸] براساس معادلات فوق‌الذکر تحلیل شده و نتایج استخراج شده است. مقایسه‌ی نتایج با مرجع [۱۸] در جدول ۵ نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود بین نتایج به دست آمده در کار حاضر و نتایج مرجع تطابق بسیار خوبی وجود دارد که بیانگر دقت قابل قبول روش تحلیل است.

جدول ۶. نتایج انرژی، آگزرژی و آگزرژی - اقتصادی چرخه‌ی پیشنهادی.

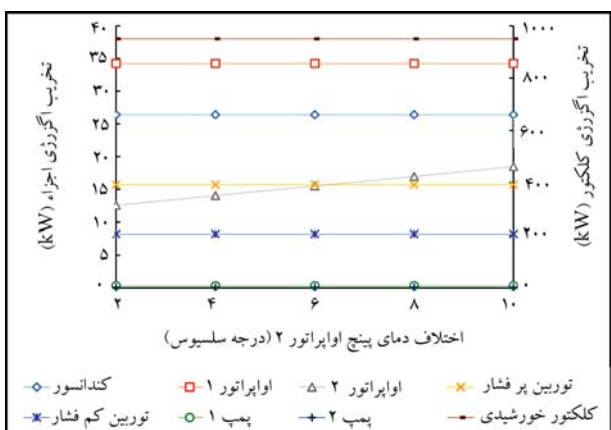
جزء	$\dot{Q} \text{ or } \dot{W}$ (kW)	$\dot{E}_D$ (kW)	$\dot{Z}$ (\$/h)	$\dot{C}_D$ (\$/h)	$c_F$ (\$/GJ)	$c_p$ (\$/GJ)	$\eta_{II}$ (%)	$f$ (%)
اوپراتور ۱	۶۲۸٫۸	۳۴٫۲۳	۰٫۲۵۵	۲٫۷۹۸	۲۲٫۷	۲۹٫۰۳	۷۹٫۶۵	۸٫۳۶
اوپراتور ۲	۴۶۸٫۵	۱۴٫۷۷	۰٫۲۸۳	۰٫۰۶۹	۱٫۳	۲٫۶۵	۸۲٫۹۸	۸۰٫۳۵
توربین پر فشار	۱۰۰	۱۵٫۶۹	۳٫۰۵۵	۱٫۶۵۷	۲۹٫۳۳	۴۲٫۴۲	۸۶٫۴۴	۶۴٫۸۴
توربین کم فشار	۵۰	۸٫۲۳	۱٫۸۸۱	۰٫۰۹۶	۳٫۲۴	۱۴٫۲۲	۸۵٫۸۷	۹۵٫۱۵
پمپ ۱	۲٫۴۶	۰٫۳۵	۰٫۱۳۶	۰٫۰۳۶	۲۸٫۳۲	۵۰٫۹۹	۸۵٫۶۵	۷۹٫۰۸
پمپ ۲	۰٫۷۲	۰٫۱۰	۰٫۰۵۷	۰٫۰۱۰	۲۸٫۳۲	۵۸٫۶۳	۸۵٫۶۸	۸۴٫۳۹
کندانسور	۹۵۰٫۵	۲۶٫۴	۰٫۴۹۰	۱٫۷۷۸	۱۸٫۷۱	۹۷٫۲۹	۲۳٫۳	۲۱٫۶۲
کلکتور خورشیدی	۶۲۸٫۸	۹۵۰٫۱	۱۳٫۷۵	۰	۰	۲۲٫۷	۱۵٫۰۴	۱۰۰



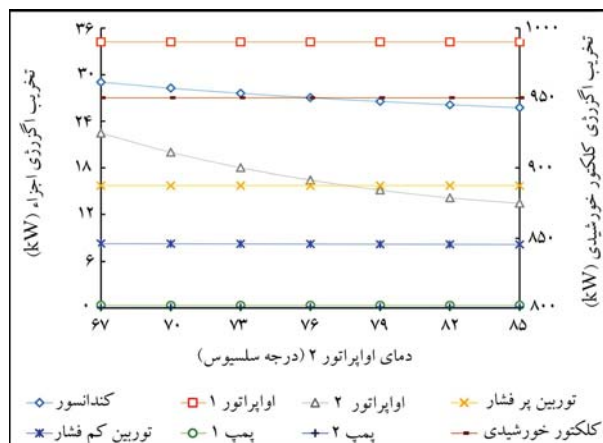
شکل ۵. نمودار تأثیر اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۱ روی تخریب آگزرژی اجزای چرخه.



شکل ۳. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۱ روی تخریب آگزرژی اجزای چرخه.



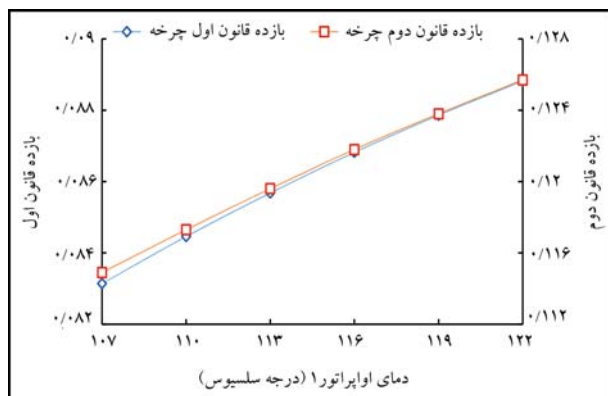
شکل ۶. نمودار تأثیر اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۲ روی تخریب آگزرژی اجزای چرخه.



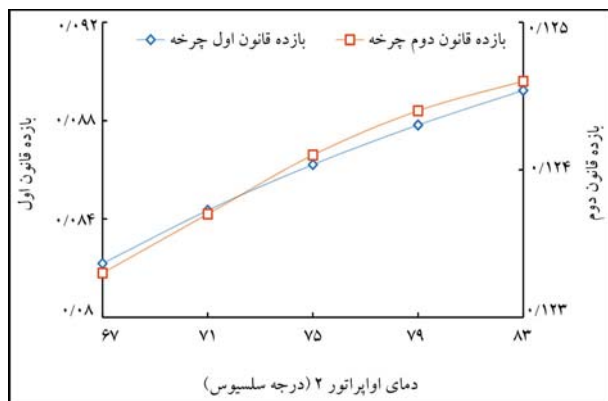
شکل ۴. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۲ روی تخریب آگزرژی اجزای چرخه.

داده شده است. تخریب آگزرژی با افزایش دمای اوپراتور ۲، در اوپراتور ۲، کندانسور و توربین کم فشار، کاهش یافته و در پمپ ۲ افزایش یافته است. در شکل‌های ۵ و ۶ میزان تغییرات تخریب آگزرژی برای اجزای چرخه به‌ازای تغییرات اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۱ و اوپراتور ۲ نشان داده شده است. با افزایش

شکل ۳ نشان‌دهنده تغییرات تخریب آگزرژی اجزای چرخه برحسب تغییرات دمای اوپراتور ۱ است. با افزایش دمای اوپراتور ۱، تخریب آگزرژی در کلکتور خورشیدی کاهش قابل ملاحظه‌ی می‌کند. همچنین تخریب آگزرژی در اوپراتور ۱ و کندانسور کاهش یافته و در توربین پر فشار و پمپ ۱ افزایش می‌یابد. در شکل ۴ نیز، مانند شکل ۳، تأثیر دمای اوپراتور ۲ بر تخریب آگزرژی نشان



شکل ۹. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۱ بر روی بازده‌های قانون اول و دوم چرخه.



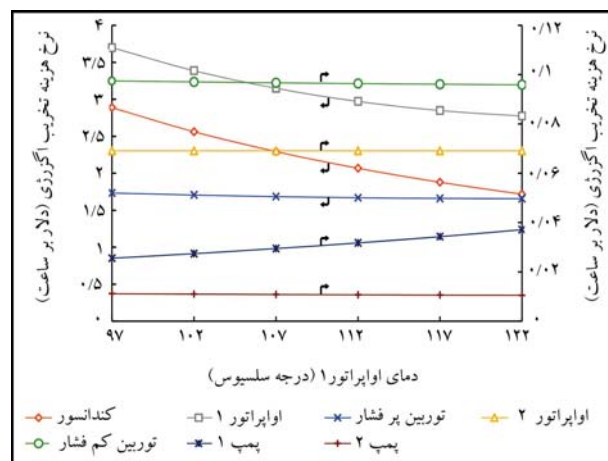
شکل ۱۰. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۲ بر روی بازده‌های قانون اول و دوم چرخه.

نیز از  $11/49\%$  به  $12/57\%$  افزایش می‌یابد. در شکل ۱۰ نیز مشابه شکل ۹ با افزایش دمای اوپراتور ۲ از ۶۷ تا ۸۳ درجه سلسیوس، بازده‌های قانون اول و دوم به ترتیب  $70\%$  و  $13\%$  افزایش می‌یابد. در نتیجه افزایش دمای اوپراتورها سبب افزایش بازده‌ها می‌شوند.

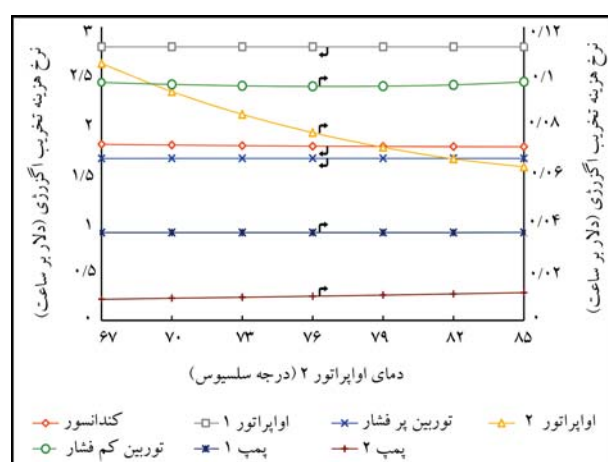
## ۶. تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی بر عملکرد چرخه

شدت تابش خورشیدی در طول سال فصل به فصل، روزانه و حتی ساعتی تغییر می‌کند. برای در نظر گرفتن این تغییرات از داده‌های مطالعات موجود<sup>[۲۳]</sup> استفاده شده است. در این روش یک روز از هر ماه به عنوان نماینده آن ماه انتخاب می‌شود<sup>[۲۵]</sup> و متوسط شدت تابش خورشیدی آن روز در ساعات آفتابی محاسبه می‌شود. جدول ۷ روز نماینده هر ماه، ساعات آفتابی و متوسط شدت تابش خورشیدی روزانه را نشان می‌دهد. در شکل ۱۱ تأثیر شدت تابش خورشیدی بر سطح تبادل حرارت کلکتور نشان داده شده است.

مطابق شکل ۱۱ هرچه شدت تابش خورشیدی به دهانه کلکتور بیشتر می‌شود، سطح تبادل حرارت کلکتور (تعداد المان‌های کلکتور) برای تأمین دمای  $150^\circ$  درجه سلسیوس کاهش یافته و مطابق شکل ۱۲ و ۱۳ که تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی در ماه‌های مختلف بر روی بازده قانون اول و دوم چرخه را نشان می‌دهد، سبب افزایش بازده قانون اول و دوم چرخه می‌شود. با افزایش شدت تابش خورشیدی از  $443^\circ$  تا  $70^\circ$  وات بر متر مربع، بازده قانون اول از  $7/43\%$  به  $8/36\%$  و بازده قانون دوم از  $9/45\%$  به  $10/96\%$  می‌رسد. طبق شکل ۱۲ بیشترین و کم‌ترین بازده قانون اول و دوم چرخه



شکل ۷. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۱ روی نرخ هزینه تخریب اگزرژی اجزای چرخه.



شکل ۸. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۲ روی نرخ هزینه تخریب اگزرژی اجزای چرخه.

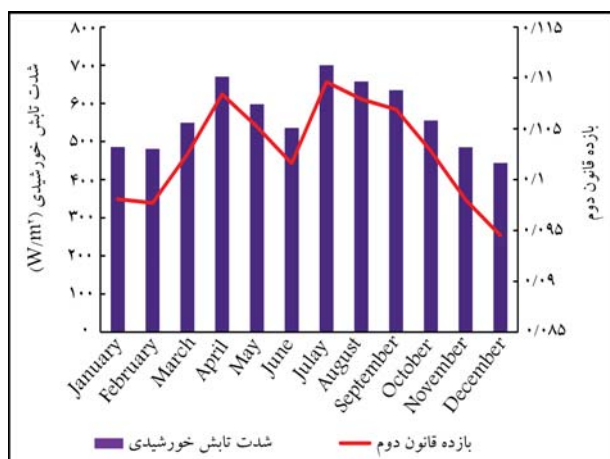
اختلاف دما بین سیال گرم و سرد، تخریب اگزرژی افزایش می‌یابد. در شکل ۵ با افزایش اختلاف دمای پمپ اوپراتور ۱، تخریب اگزرژی در اوپراتور ۱ و کلکتور خورشیدی افزایش می‌یابد. در سایر اجزای چرخه، افزایش اختلاف دمای پمپ اوپراتور ۱ تأثیری در تخریب اگزرژی اجزاء ندارد. در شکل ۶ نیز افزایش اختلاف دمای پمپ اوپراتور ۲ فقط باعث افزایش تخریب اگزرژی در اوپراتور ۲ می‌شود.

در شکل‌های ۷ و ۸ تغییرات نرخ هزینه تخریب اگزرژی اجزای چرخه برحسب دمای اوپراتور ۱ و ۲ نشان داده شده است. نرخ هزینه تخریب اگزرژی برای کلکتور خورشیدی با توجه به بدون هزینه بودن سوخت کلکتور، که انرژی خورشیدی است، معادل صفر است. با افزایش دمای اوپراتور ۱ نرخ هزینه تخریب اگزرژی در کندانسور، اوپراتور ۱، توربین پرفشار، توربین کم‌فشار و پمپ ۲ کاهش یافته، اما در پمپ ۱ افزایش می‌یابد. در شکل ۸ نیز با افزایش دمای اوپراتور ۲ نرخ هزینه تخریب اگزرژی در کندانسور و اوپراتور ۲ کاهش یافته، و در پمپ ۲ افزایش می‌یابد. «بازده» مهم‌ترین پارامتر در تحلیل انرژی و اگزرژی است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ تأثیر تغییرات دمای اوپراتورهای ۱ و ۲ بر بازده‌های قانون اول و دوم نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در شکل ۹ با افزایش دمای اوپراتور ۱ از  $107^\circ$  تا  $122^\circ$  درجه سلسیوس، بازده قانون اول از  $8/31\%$  به  $8/88\%$  و بازده قانون دوم



جدول ۷. تغییرات متوسط شدت تابش خورشیدی در ماه‌های مختلف. [۲۴]

ماه	روز در ماه	روز در سال	ساعات آفتابی	متوسط شدت تابش روزانه ( $W/m^2$ )
January	۱۷	۱۷	۶	۴۸۵٫۴
February	۱۶	۴۷	۷٫۱	۴۸۰٫۶۷
March	۱۶	۷۵	۷٫۵	۵۴۹٫۰۸
April	۱۵	۱۰۵	۷٫۸	۶۷۰٫۰۲
May	۱۵	۱۳۵	۸٫۵	۵۹۷٫۷۲
June	۱۱	۱۶۲	۱۰٫۴	۵۳۵٫۲۹
July	۱۷	۱۹۸	۱۱٫۱	۷۰۰
August	۱۶	۲۲۸	۱۰٫۱	۶۵۷٫۲۱
September	۱۵	۲۵۸	۸٫۵	۶۳۴٫۵۲
October	۱۵	۲۸۸	۷٫۹	۵۵۴٫۹۰
November	۱۴	۳۱۸	۶٫۶	۴۸۴٫۷۰
December	۱۰	۳۴۴	۵٫۹	۴۴۳٫۷

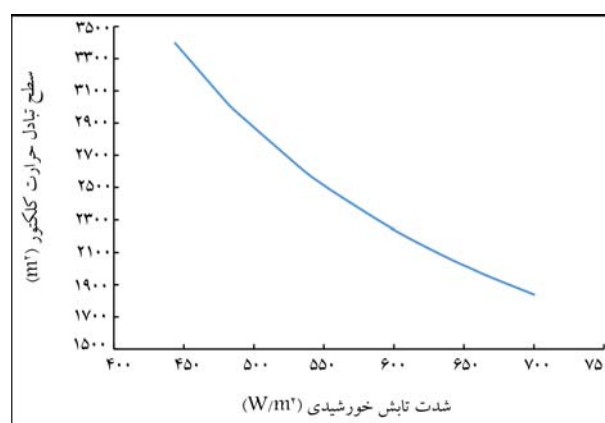


شکل ۱۳. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی در ماه‌های مختلف بر روی بازده قانون دوم.

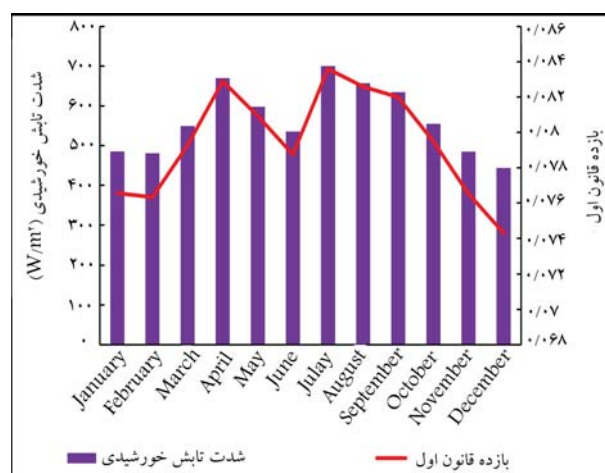
به ترتیب مربوط به ماه جولای و دسامبر است. لازم به ذکر است که در غیر ساعات آفتابی تولید توان توسط منبع گرمایی که در هر زمان ثابت است، ادامه می‌یابد. در شکل ۱۴ تغییرات نرخ هزینه‌ی تخریب آگزرژی کل اجزای چرخه و تغییرات هزینه‌ی تولید متوسط برق برحسب شدت تابش خورشیدی نشان داده شده است. با افزایش شدت تابش خورشیدی و بی‌هزینه بودن سوخت ورودی کلکتور بازده چرخه‌ی تولید توان افزایش یافته و این امر سبب کاهش نرخ هزینه‌ی ابتدایی و تعمیر و نگهداری اجزا و به دنبال آن باعث کاهش نرخ هزینه‌ی مرتبط با تولید توان و نرخ هزینه‌ی تخریب آگزرژی کل می‌شود.

## ۷. نتیجه‌گیری

رشد روزافزون نیاز به مصرف انرژی از یک طرف، و محدودیت‌های مرتبط



شکل ۱۱. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی بر سطح تبادل حرارت کلکتور.

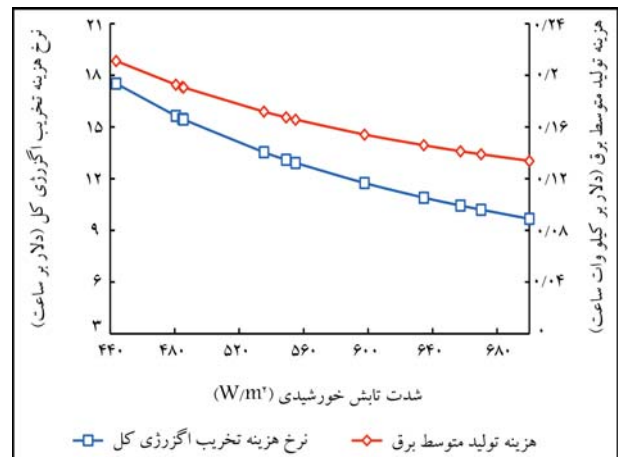


شکل ۱۲. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی در ماه‌های مختلف بر روی بازده قانون اول.



## فهرست علائم

$T$ : دما ( $^{\circ}C$ )؛
$P$ : فشار ( $kPa$ )؛
$\eta_{I,cycle}$ : بازده قانون اول؛
$\eta_{II,cycle}$ : بازده قانون دوم؛
$\dot{m}$ : دبی جرمی؛
$\dot{Q}$ : نرخ انتقال گرما ( $kW$ )؛
$\dot{W}$ : نرخ کار ( $kW$ )؛
$h$ : آنتالپی ویژه ( $kJ/kg$ )؛
$s$ : آنتروپی ویژه ( $kJ/kg$ )؛
$\psi$ : آگزروی فیزیکی ( $kJ/kg$ )؛
$\dot{E}_F$ : نرخ آگزروی سوخت ( $kW$ )؛
$\dot{E}_P$ : نرخ آگزروی محصول ( $kW$ )؛
$\dot{E}_L$ : نرخ اتلاف آگزروی ( $kW$ )؛
$\dot{E}_D$ : نرخ تخریب آگزروی ( $kW$ )؛
$\dot{Z}_k$ : هزینه‌ی اولیه برای خرید هر جزء (\$)
$CRF$ : نرخ بازگشت سرمایه؛
$\varphi$ : ضریب نگهداری؛
$N$ : ضریب کارکرد سالیانه؛
$i$ : نرخ سود؛
$n$ : عمر مفید چرخه؛
$CP,k$ : هزینه‌ی متوسط واحد محصول ( $\$/Gj$ )؛
$CF,k$ : هزینه‌ی متوسط واحد سوخت ( $\$/Gj$ )؛
$\dot{C}_D,k$ : هزینه‌ی تخریب آگزروی ( $\$/h$ )؛
$f_k$ : ضریب آگزروی اقتصادی؛
$\eta_{coll}$ : بازده کلکتور؛
$G_{tot}$ : مجموع تابش مستقیم و پراکنده خورشید ( $W/m^2$ )؛



شکل ۱۴. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی بر نرخ هزینه تخریب آگزروی.

با کمبود منابع انرژی فسیلی و آلودگی‌های مربوطه از سوی دیگر، نیاز به استفاده از منابع انرژی‌های نو از قبیل انرژی باد، خورشید و زمین گرمایی را اجتناب‌ناپذیر می‌سازد. با توجه به اهمیت استفاده از انرژی‌های نو، در مطالعه‌ی حاضر از دو منبع انرژی خورشیدی و زمین گرمایی به منظور تولید الکتریسیته استفاده شده است. طراحی حاضر به گونه‌ی است که هم از ترکیب این دو منبع و هم از هرکدام از منابع به صورت جداگانه می‌توان به استحصال انرژی پرداخت. با استفاده از قانون اول و دوم ترمودینامیک، روابط بالانس جرم و انرژی و آگزروی هرکدام از اجزای چرخه‌ی پیشنهادی به دست آمد و سپس با استفاده از نرم افزار EES به حل آنها پرداخته شد. در ادامه به تحلیل اقتصادی چرخه‌ی پیشنهادی پرداخته شد. نتایج به دست آمده نشان دادند که بیشترین تخریب آگزروی به ترتیب در کلکتور خورشیدی، اوپراتور دما بالا و کندانسور چرخه اتفاق افتاد. تحلیل اقتصادی نشان داد که هزینه‌ی تولید متوسط برق بر اساس توربین‌های کم فشار و پرفشار در حدود  $28/32 \frac{\$}{GJ}$  ( $0/102 \frac{\$}{kWh}$ ) خواهد بود.

## پانویس

1. organic rankine cycle (ORC)

## منابع (References)

1. Al-Ali, M. and Dincer, I. "Energetic and exergetic studies of a multigenerational solar-geothermal system", *Applied Thermal Engineering*, **71**(1), pp. 16-23 (2014).
2. Tempesti, D. and Fiaschi, D. "Thermo-economic assessment of a micro CHP system fuelled by geothermal and solar energy", *Energy*, **58**, pp. 45-51 (2013).
3. Bonyadi, N., Johnson, E. and Baker, D. "Technoeconomic and exergy analysis of a solar geothermal hybrid electric power plant using a novel combined cycle", *Energy Conversion and Management*, **156**, pp. 542-554 (2018).
4. Khalid, F., Dincer, I. and Rosen, M.A. "Technoeconomic assessment of a solar-geothermal multigeneration system for buildings", *International Journal of Hydrogen Energy*, **42**(33), pp. 21454-21462 (2017).
5. McTigue, J.D., Castro, J., Mungas, G. and et al. "Hybridizing a geothermal power plant with concentrating solar power and thermal storage to increase power generation and dispatchability", *Applied Energy*, **228**, pp. 1837-1852 (2018).
6. Behzadi, A., Gholamian, E., Ahmadi, P. and et al. "Energy, exergy and exergoeconomic (3E) analyses and multi-objective optimization of a solar and geothermal

- based integrated energy system", *Applied Thermal Engineering*, **143**, pp. 1011-1022 (2018).
7. Calise, F., d'Accadia, M.D., Macaluso, A. and et al. "Exergetic and exergoeconomic analysis of a novel hybrid solar-geothermal polygeneration system producing energy and water", *Energy Conversion and Management*, **115**, pp. 200-220, (2016).
  8. Aali, A., Pourmahmoud, N. and Zare, V. "Exergoeconomic analysis and multi-objective optimization of a novel combined flash-binary cycle for sabalan geothermal power plant in Iran", *Energy Conversion and Management*, **143**, pp. 377-390 (2017).
  9. Behnam, P., Arefi, A. and Shafii, M.B. "Exergetic and thermoeconomic analysis of a trigeneration system producing electricity, hot water, and fresh water driven by low-temperature geothermal sources", *Energy Conversion and Management*, **157**, pp. 266-276 (2018).
  10. Cakici, D.M., Erdogan, A. and Colpan, C.O. "Thermodynamic performance assessment of an integrated geothermal powered supercritical regenerative organic rankine cycle and parabolic trough solar collectors", *Energy*, **120**, pp. 306-319 (2017).
  11. Elsafi, A.M. "Exergy and exergoeconomic analysis of sustainable direct steam generation solar power plants", *Energy Conversion and Management*, **103**, pp. 338-347 (2015).
  12. Gholizadeh, T., Vajdi, M. and Rostamzadeh, H. "Energy and exergy evaluation of a new bi-evaporator electricity/cooling cogeneration system fueled by biogas", *Journal of Cleaner Production*, 233, pp.1494-1509 (2019).DOI:10.1016/j.jclepro.2019.06.086.
  13. Shokati, N., Ranjbar, F. and Yari, M. "Exergoeconomic analysis and optimization of basic, dual-pressure and dual-fluid ORCs and Kalina geothermal power plants: a comparative study", *Renewable Energy*, **83**, pp. 527-542 (2015).
  14. Colakoglu, M. and Durmayaz, A. "Energy, exergy and environmental-based design and multiobjective optimization of a novel solar-driven multi-generation system", *Energy Conversion and Management*, **227**, p. 113603 (2021).
  15. Farayi, M., Khanmohammadi, S.H. and Pakseresht, A. "Proposed a new geothermal based poly-generation energy system including kalina cycle, reverse osmosis desalination, electrolyzer amplified with thermoelectric: 3E analysis and optimization", *Applied Thermal Engineering*, **187**, p. 116596 (2021).
  16. Atiz, A., Karakilcik, H., Erden, M. and et al. "Assessment of power and hydrogen production performance of an integrated system based on middle-grade geothermal source and solar energy", *International Journal of Hydrogen Energy*, **46**(1), pp. 272-288, (2021).
  17. Ghasemi, H., Sheu, E., Tizzanini, A. and et al. "Hybrid solar-geothermal power generation: optimal retrofitting", *Applied Energy*, **131**, pp. 158-170 (2014).
  18. Javaherdeh, K., Aminfard, M. and Zoghi, M. "Thermoeconomic analysis of organic rankine cycle with cogeneration of heat and power operating with solar and geothermal energy in Ramsar", *Modares Mechanical Engineering*, **16.13**, pp. 56-63 (In Persian) (2016).
  19. Sonntag, R.E., Borgnakke, C., Van Wylen, G.J. and et al. *Fundamentals of Thermodynamics*, New York, Wiley (1998).
  20. Nemati, A., Sadeghi, M. and Yari, M. "Exergoeconomic analysis and multi-objective optimization of a marine engine waste heat driven RO desalination system integrated with an organic rankine cycle using zeotropic working fluid", *Desalination*, **422**, pp. 113-123, (2017).
  21. Bejan, A., Tsatsaronis, G. and Moran, M.J., *Thermal Design and Optimization*, John Wiley & Sons (1996).
  22. Freeman, J., Hellgardt, K. and Markides, C.N. "An assessment of solar-powered organic Rankine cycle systems for combined heating and power in UK domestic applications", *Applied Energy*, **138**, pp. 605-620 (2015).
  23. Towler, G. and Sinnott, R., *Chemical Engineering Design: Principles, Practice and Economics of Plant and Process Design*, Elsevier (2012).
  24. Khan, M.S., Abid, M. and Ratlamwala, T.A.H. "Energy, exergy and economic feasibility analyses of a 60 MW conventional steam power plant integrated with parabolic trough solar collectors using nanofluids", *Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering*, **43**(1), pp.193-209 (2019).
  25. Sabziparvar, A.A. "A simple formula for estimating global solar radiation in central arid deserts of Iran", *Renewable Energy*, **33**(5), pp. 1002-1010 (2008).

## \* مشخصات مقالات ارسالی:

مقاله به صورت دوتونی (طول سطر ۸/۵ سانت) در قالب نرم افزار Word با قلم نازنین پوینت ۱۲ با فاصله سطر مناسب (تمامی معادلات، علائم ریاضی، رابطه ها الزاماً فقط در محیط Mathtype ارائه شود) و منضم 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 بخش های اصلی و زیربخش ها، نتیجه گیری 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 شکل ها باید به فارسی باشد و موضوع جداول در بالای آنها و موضوع شکل ها و نمودارها در زیر آنها درج شود.

**نکته:** از آنجا که مطالب مجله در ستون های ۸/۵ سانتی متری آراسته می شوند، لازم است اصل (اورژینال) شکل و نمودار در عرض ۸ یا ۱۶ سانتی متر با ضخامت کادر Apx و خط نمودار ۶ px تهیه شوند. پذیرش اصل شکل ها و نمودارها فقط در محیط فتوشاپ با Resolution 600 یا پسوند JPG یا Tif امکان پذیر است.

\* از به کار بردن کلمات و اصطلاحات لاتین که دارای معادل متداول فارسی می باشند، اجتناب شود. در صورت ضرورت استفاده از واژه های لاتین، معادل انگلیسی آن نیز داده شود.

**یادآوری مهم و ضروری:** با توجه به یکسان سازی شکل های کلیه مقالات در محیط فتوشاپ، لازم است اعداد تصاویری که دارای راهنمای رنگی و کانتور (فشار، سرعت، تنش و...) هستند، با فرمت جنرال (عدد معمولی) ارائه شود (طبق شکل های نمونه) و از آوردن اعداد به صورت نماد علمی و سایر نمادها جدا خودداری شود.

\* کلیه منابع مورد استفاده، شماره بندی (از شماره یک و به طور 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 مثال های زیر نوشته شوند. (مراجع فارسی نیز به انگلیسی ترجمه شده و در انتها واژه ای (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 preformation 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 مجله علمی و پژوهشی

# شریف

مجله علمی و پژوهشی «شریف»، از انتشارات دانشگاه صنعتی شریف است که هدف آن فراهم آوردن بستری مناسب برای تبادل اطلاعات در زمینه های پژوهش های علمی، فنی و تخصصی در میان استادان و دانشمندان و اعتلای سطح دانش نظری و علمی آنان و نیز تهیه مجموعه ای مفید است. چاپ مقالات در مجله شریف منوط به دارا بودن یکی از ویژگی های زیر است:

۱. مقالاتی که حاوی مطالب بدیع در زمینه های علمی و فنی بوده و در مجله دیگری به چاپ نرسیده باشند؛ مقاله های ارائه شده در کنفرانس، از این امر مستثنی هستند و مانند سایر مقالات، ارزیابی شده و در صورت تایید به چاپ می رسند.

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 تازه ای دست یافته باشند.

۲.۲. به اختصار و در زمینه های فنی، صنعتی و پژوهشی تدوین شده باشند.

۳.۲. پژوهش، تلخیص و استنتاج از برخی آثار برجسته علمی و فنی باشند.

**M. Vajdi**(corresponding author)

vajdi@uma.ac.ir

**Faculty of Engineering**

**University of Mohaghegh Ardabili**

**N. Ghasemzadeh Khiavi**

nimaghasemzadeh1998@gmail.com

**Faculty of Mechanical Engineering**

**University of Tabriz**

**V. Behnoud**

vahidbehnoud76@gmail.com

**F. Sadegh Moghanlou**

f\_moghanlou@uma.ac.ir

**Faculty of Engineering**

**University of Mohaghegh Ardabili**

**DOI:10.24200/J40.2022.56887.1569**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 87-96, Research Note

© Sharif University of Technology

- Received 20 December 2020; received in revised form 3 March 2022; accepted 14 March 2022.

### Abstract

The increasing energy demand in industrial and operational units and corresponding concerns about the limited fossil resources as well as environmental pollutions urge the researchers to generate electricity from renewable energy sources such as wind, geothermal, solar, and biofuels. In the present work, the use of solar and geothermal energy in producing electricity is investigated. The proposed cycle is capable of producing power by us-

ing both solar and geothermal energy sources simultaneously or can be used separately to generate electricity. Organic Rankine Cycles (ORCs), which benefit working fluids like refrigerants, have been employed. These cycles are able to produce electricity from low-temperature energy sources. The cycle is designed to employ two evaporators as high temperature and low temperature ones and, consequently, is equipped with two turbines as high and medium pressure ones. The governing equations of mass balance and first and second laws of thermodynamics were applied to each cycle component. A numerical code is written and solved by EES software. The performance of the proposed cycle was analyzed by energy and exergy viewpoints and the first and second law efficiencies were calculated. Therefore, the amount of exergy destruction and exergy efficiency of each component was defined. To evaluate the cost of the final product, which is electricity, exergoeconomic analysis, as an efficient tool, was carried out and the final cost of products was defined. Parametric study of the effect of different designing parameters, such as pinch point temperature difference and evaporator temperature on the energy and exergy performance and cost of the product was done. The obtained results showed that the best second law efficiency was related to high-pressure turbine, whereas the low-pressure turbine acquires the highest value of exergoeconomic factor. The average electricity production cost based on power generation in low- and high-pressure turbines was calculated as  $28.32 \frac{\$}{GJ}$  ( $0.102 \frac{\$}{kWh}$ ).

**Key Words:** Solar energy, geothermal energy, economic analysis, energy analysis, exergy analysis.

## Abstract

One of the reasons for the increase in induced drag is the vortices created at the wing tip, which has a significant effect on reducing aerodynamic efficiency. Therefore, in order to reduce vortices and the induced drag as well as to improve the aerodynamic performance, the use of wing grid is recommended. Wing grids perform better at low Reynolds numbers, and combination of parameters such as taper ratio, aspect ratio, and twist has a better effect on wing performance and reducing turbulence intensity and induced drag. The purpose of this paper is to improve the aerodynamic performance of compound wing using the wing grids. In this study, the numerical and experimental approaches have been used to investigate the effect of these parameters and also, two key parameters: the grid dihedral angle and sweep angle. Also, a force balance test has been performed for force analysis and numerical solution validation. Wing grid dihedral angle decreases induced drag by increasing the space between separated tip vortices and prevents reinforcing effects due to superposition. On the other hand, dihedral angle should be arranged to increase the aerodynamic efficiency. In other words, increase in dihedral angle may defect the overall performance of the wing. The optimum configuration is found to be symmetric, where the dihedral distribution with a  $40^\circ$  angle for the first grid is reduced gradually to a value of  $-20^\circ$  for the last one. In addition, sweep angle distribution for the obtained optimized dihedral angle is also investigated. Initially, each grid span is decreased from the first grid to the last at a constant rate. This increases the sweep angle and enhances the aerodynamic efficiency by 15%. Furthermore, the span of the side grids is reduced from the middle grid and marching the wing leading and trailing edges. Elliptical wing configuration has also been shown to increase aerodynamic efficiency by approximately 50%.

**Key Words:** Aerodynamic efficiency, wing grid, induced drag, dihedral angle, sweep angle, low Reynolds number.

## NUMERICAL STUDY OF CYLINDER DRAG COEFFICIENT REDUCTION USING PASSIVE FLOW CONTROL

**S.Sh. Sadeghi**(corresponding author)

seyeds.sadeghi@mail.sbu.ac.ir

**N. Nabatian**

n\_nabatian@sbu.ac.ir

Faculty of Mechanical and Energy Engineering  
Shahid Besheshti University

DOI:10.24200./J40.2022.60014.1632

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 77-86, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 28 February 2022; received in revised form 28 May 2022; accepted 7 June 2022.

## Abstract

In this study, the cylinder drag coefficient is reduced by using passive flow control. Installing a flat plate in two heights and different longitudinal distances in upstream flow increases the upstream flow momentum of the cylinder, leading to the higher boundary layer flow resistance against adverse pressure gradient which delays the flow separation. The flow separation delay enhances the pressure on the cylinder downstream. Then, the net pressure on the cylinder in the flow direction and, consequently, the cylinder drag coefficient are decreased. In case that the higher flat plate is utilized, the pressure on the upstream side is reduced more, leading to lower drag coefficient. However, for both heights of the flat plate at specific longitudinal distances from the cylinder due to the cavity flow formation between the cylinder and the flat plate, the vortex shedding is suppressed and the cylinder upstream is changed from the pressure side to suction side, leading to lower net pressure on the cylinder in the flow direction and as a result, less drag coefficient. At the optimal flat plate configuration at and , the minimum cylinder drag coefficient reached 90% reduction in comparison to the single cylinder case in the same flow condition. Results show that the drag coefficient reduction behavior is similar for different sub-critical Reynolds numbers due to the constant flow pattern and no considerable variation of the separation point. The entropy generation for the single cylinder and the case where the flat plate is located in its optimal configuration were investigated. The single cylinder has the highest entropy value, while the entropy of the optimal flat plate configuration with the cylinder reaches the lowest value, the same as the drag coefficient. Then, the drag coefficient is reduced by decreasing entropy generation, indicating the direct relation between drag coefficient and entropy generation.

**Key Words:** Drag reduction, vortex shedding, passive flow control, entropy generation.

## ENERGY, EXERGY, AND EXERGoeCONOMIC ANALYSIS OF POWER GENERATION CYCLE BASED ON INDEPENDENT GEOTHERMAL AND SOLAR ENERGY

the wider Reynolds Region, and adapt it to valid experimental and laboratory data. Therefore, the current researcher tried to perform the calculations with the least changes to the equation of Colebrook explicit and with the greatest accuracy using the experimental data. The method used in this research utilizes graph engineering software, and the first-generation solution method such as one of the three conventional methods matches the approximations and adjusts the curves to the obtained data. The number of errors in different equations in all Reynolds regions, specifically, the last equations presented, was investigated and researched as the last accurate and practical equations presented. Then, with the obtained information, the present research equation was corrected and matched with experimental data. Finally, in order to prove the accuracy of the equation of the present study, the accuracy was compared with other equations and diagrams were drawn in all common Reynolds regions. The results indicate the advantage of using this research and its equation accuracy in specific Reynolds regions compared to other equations. Accuracy and adaptation are much higher than previous values in the widely used areas.

**Key Words:** Friction factor, colebrook equation, reynolds number, moody chart.

## THREE-SPHERE SWIMMER IN TWO DIMENSIONS AT LOW REYNOLDS NUMBER CONDITION

**A. SheikhShoaei**(corresponding author)

sheikhshoaei.amir@gmail.com

**M. Rajabi**

majid\_rajabi@iust.ac.ir

School of Mechanical Engineering  
Iran University of Science and Technology  
DOI:10.24200/J40.2022.59047.1622

Sharif Mechanical Engineering Journal  
Volume 38, Issue 2, Page 55-61, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 11 December 2021; received in revised form 6 April 2022; accepted 18 April 2022.

### Abstract

Being widely ubiquitous in fluidic mediums from aquatic environments to bodies, for the sake of their mobility, microorganisms, such as bacteria and motile cells, make use of particular swimming strategies that are counter-intuitive to that of our daily life experience, given that the physics governing micrometer is different from that

of macroscale physics. Living in this particular realm of supposedly zero Reynolds number, these microscopic creatures are constrained such that their methods of swimming as well as their sequence of strokes need to utterly satisfy the so-called scallop theorem.

Considering the importance of motility for both micro-robots and living creatures, this study aims to propose a model swimmer for artificial swimmers that might also be a prospective model explaining a mode of swimming for existing self-propelled natural living matters that can move forward by changing the shape of their body. The proposed swimmer is made up of three equal spheres, arranged in a triangular configuration by placing the center of each of them at the vertices of a triangle. The active links form a T-shape frame, such that the first link serves to connect two spheres, and the second link originates from the other sphere to connect it to the middle of the first link. Considering only two degrees of freedom for each link, this swimmer can translate along a straight path, by expanding or contracting its links consecutively in proper order. Obtaining the velocity of the swimmer, we study the effects of geometrical parameters of the triangle on the mean velocity of the swimmer over each cycle of motion. Finally, it will be shown that the velocity obtained here, which linearly depends on its characteristic parameters, resembles perfectly its well-known rectilinearly configured spheres counterpart, initially proposed by Najafi and Golestanian (Phys. Rev. E 69, 062901 (2004)), and its properties have been extensively studied over past years.

**Key Words:** Low reynolds number, microswimmer, motility at low reynolds number, microrobot.

## NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF A WING COMBINED WITH WING GRIDS IN LOW REYNOLDS NUMBER FLOWS

**M. Sadeghi Malekabadi**

mahyarsadeghi12@yahoo.com

**A. Banazadeh**(corresponding author)

banazadeh@sharif.edu

Dept. of Aerospace Engineering  
Sharif University of Technology  
DOI:10.24200/J40.2022.59894.1631

Sharif Mechanical Engineering Journal  
Volume 38, Issue 2, Page 63-75, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 9 February 2022; received in revised form 8 May 2022; accepted 22 May 2022.

the electrical features of the capacitive micro transducer including electromechanical coupling coefficient, output pressure, and sensitivity of the received signal are studied by considering the high-order gradients theory. An effective, simple and accurate modeling for a micro/nano structure is presented in this paper, which can be used for medical applications.

**Key Words:** Medical imaging, micro electro mechanical system, capacitor micro-machined transducer, high order gradient theory.

## MODELING OF A WIND ENERGY HARVESTING INVELOX SYSTEM BY COMBINATION OF NUMERICAL RESULTS AND SEMI-ANALYTICAL FRAMEWORK

**S. Karimian Aliabadi**(corresponding author)

karimian@modares.ac.ir

**S. Rezaey**

saberrezaey@modares.ac.ir

**Dept. of Mechanical Engineering**

**Tarbiat Modares University**

**DOI:10.24200/J40.2020.59289.1626**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 37-46, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 16 November 2021; received in revised form 18 January 2022; accepted 15 March 2022.

### Abstract

In the current study, the 3D mesh generation and numerical solution of the flow within an INVELOX system, a modern wind energy harvesting structure, was presented. Based on the numerical results, a semi-analytical BEM framework was developed to model the aerodynamics and to estimate the performance characteristics of the system. It is implemented via an offline coupling mechanism. A particular and optimum blade shape was designed to be installed in the venture section of the INVELOX system. It was performed based on the prescribed sections mentioned in the literature. Considering the Prandtl's tip and hub loss factors as well as the Glauert's and Berton turbulent wake corrections, the behavior of the power coefficient and force coefficients were depicted. A comprehensive study was organized in terms of the tip speed ratio and the normalized length or dimensionless radius. From validation study, it was concluded that both numerical and analytical approaches were in acceptable agreement with the experi-

mental and prior approved data. Based on these results, one may deduce that wind velocity can be magnified by about 70 percent by the Invelox system in the venture section. It is considerably more than the traditional ducts or shrouds used for wind acceleration. In order to make a comparison among the turbulent wake correction formulas, according to the proposed semi-analytical code results, it was found that the Berton and Glauert models would make a maximum difference of 15 percent when the power estimation was expected. By using this proposed hybrid model and related numerical and analytical frames, it is definitely possible to conduct the optimization study considering all the geometric and environmental parameters.

**Key Words:** Wind energy, INVELOX system, numerical solution, semi-analytical code, Prandtl correction, turbulent wake correction.

## OPTIMIZATION OF THE COLEBROOK-WHITE EQUATION BASED ON EXPERIMENTAL DATA

**S. Daryaei**

saeed.daryaei.1980@gmail.com

**M. Aelaei**(corresponding author)

aelaei@ssau.ac.ir

**Dept. of Aerospace Engineering**

**Shahid Sattari Air University**

**DOI:10.24200/J40.2022.58681.1611**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 47-54, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 31 October 2021; received in revised form 12 February 2022; accepted 12 March 2022.

### Abstract

Friction plays an important role in velocity distribution, shear stress, boundary layer, energy loss, and erosion. In the pressure drop, the friction factor has a direct relation with the Reynolds Number in smooth, turbulent, and transitional flows from the transition to the turbulence. Today, among engineers and researchers in fluid science, due to its wide applications, accurate calculation of the relations governing the friction factor is of high significance. Many attempts were made to improve the most famous friction factor equation, named Colebrook Equation, in the last century and since the , the experimental data have not been fully enriched with experimental data in various Reynolds regions. The purpose of the present study was to improve the Colebrook implicit equation, provide a more accurate equation in



by the flow. Bubble oscillations were obtained from the modified Rayleigh-Plesset-Keller-Herring equation. This equation considers the compressible behavior of the bubble as the bubble collapse velocity approaches the speed of sound as well as the slip velocity between the bubble and the moving liquid. To pair the obtained results and solve them, the fourth-order Runge-Kutta method with variable time step was used, which increased the data solution speed up to 10 times. From the Keller & Kolodner relationship, a pressure wave emitted from the collapse of a spherical bubble, and the model of Soyama et al., the total energy of the cavitation-induced shocks, which is the result of the accumulation of all the shocks on each other, is obtained. The actual effects of flow for cavitation inception and erosion were investigated. Different cavitation numbers were used for cavitation inception with different radii. The results showed that the nucleation process occurred in the cavitation inception numbers and the cavitation inception for flow with larger nuclei was visible better. As the cavitation number decreases, the bubble growth rate increases and as the bubble radius increases, the erosion intensity increases. At high cavitation numbers, the bubble oscillates around its initial radius; however, at the lowest cavitation number in this article, the number, we see an increase of nearly times the radius compared to the original radius. The erosion power of bubbles with an initial radius of  $200\mu\text{m}$  is approximately 10 times that of the erosion power of bubbles with an initial radius of  $100\mu\text{m}$  and about 100 times that of the initial bubbles of  $50\mu\text{m}$ . The probable site of erosion is at the end of cavity at the hydrofoil level. As the bubbles increase in size, the number of collapses and their strength increase, and the dispersion of the distribution at the hydrofoil surface increases. The results were compared with other published works and had acceptable accuracy.

**Key Words:** Cavitation flow, eulerian-lagrangian method, erosion intensity, bubble dynamics, numerical prediction.

## MECHANICAL AND ELECTRICAL SENSITIVITY OF A CAPACITIVE MICRO ULTRASONIC TRANSDUCER CONSIDERING SCALE EFFECTS

**S. Darbasi**

st.s.darbasi@urmia.ac.ir

**Microelectronics Research Laboratory  
Urmia University**

**A.M. Abazari**(corresponding author)

am.abazari@urmia.ac.ir

**H. Qanbarpur**

hamedqanbarpur@gmail.com

**Dept. of Mechanical Engineering**

**Faculty of Engineering**

**Urmia University**

**S. Afrang**

s.afrang@urmia.ac.ir

**Microelectronics Research Laboratory**

**Urmia University**

**Gh. Rezazadeh**

g.rezazadeh@urmia.ac.ir

**Dept. of Mechanical Engineering**

**Faculty of Engineering**

**Urmia University**

**DOI:10.24200/J40.2022.59296.1627**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 29-36, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 14 November 2021; received in revised form 23 February 2022; accepted 27 February 2022.

### Abstract

In the medical field, ultrasonic imaging is especially popular for its technological features, such as non-radioactive real-time acquisition, affordable equipment cost, and miniaturization capabilities in minimally invasive methods. However, in ultrasonic imaging, micro-machined capacitive ultrasound transducers with consideration of various benefits such as ease of fabrication, integration with signal processing electronics, efficient performance, low impedance, and high transduction coefficient can be used for the high-frequency range of medical applications. In this paper, the mechanical and electrical behaviors of a capacitive micro ultrasonic transducer and the frequency bandwidth and sensitivity of the system are evaluated by consideration of scale effects. Moreover, the static deflection of the micro plate using COMSOL software and MATLAB script is extracted. To design an ultrasound transducer capable of producing high-resolution images, a micro capacitive structure using MEMS technology is required. In other words, in the development of medical devices including CMUTs, a range of the operating frequencies are crucial since this directly affects its resolution of images and applications. Consequently, in this work, in order to predict the mechanical behavior of this system accurately, the pull-in instability and frequency response of the diaphragm are investigated by considering the higher order gradients theory based on the Galerkin method. In fact, a simplified strain gradient elasticity analysis was used to analyze a circular micro-scale Kirchhoff plate, adding a role for intrinsic lengths in determining the behavior of the structure significantly. On the other hand, the pull-in voltage, resonance frequency, and the geometrical properties of the structure are the key parameters for designing a transducer. Hence, for a comprehensive study,

ate an approximate model for estimating the system's online operating point, which is provided to the adaptive intelligent PID controller to update its coefficients depending on the status of the controlled plant.

**Key Words:** Rehabilitation, Knee, CPM, joint, identifier.

## ITERATIVE LEARNING CONTROL TO ENHANCE ACCURACY OF REPETITIVE MANEUVERS FOR AERIAL ROBOTS

**A. Banazadeh**(corresponding author)

banazadeh@sharif.edu

**H. Saadatmanesh**

hosein.saadatmanesh@yahoo.com

**Dept. of Aerospace Engineering**

**Sharif University of Technology**

**DOI:10.24200/J40.2022.58948.1618**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 9-19, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 11 September 2021; received in revised form 9 April 2022; accepted 18 April 2022.

### Abstract

In this study, in order to enhance the accuracy of tracking repetitive maneuvers in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), a learning-based control scheme is proposed. At the outset, the controller is designed based on the sliding mode control (SMC) technique. In addition, the offline PD-type memory-based iterative learning control (ILC) is used along with SMC. The purpose of using ILC method is to reduce the effect of system uncertainty on the controller and decrease repetitive errors by adjusting the input control signal to dynamics and thus, to increase the reliability of following the desired path. In the ILC scheme, the error of states is saved during the maneuvers which will be used in the subsequent iteration. Also, in order to increase flexibility of the new control structure, ILC-SMC, a multilayer perceptron (MLP) has been developed. This network is designed to extend the control signal, generated by ILC, to similar maneuvers. The inputs of this neural network are the initial conditions for starting the maneuver and the output of the neural network is a gain that is multiplied by the stored control signal ILC and produces a new control signal. This generated signal will be suitable for similar maneuvers. The Levenberg-Marquardt (LM) algorithm

has been used to train the multilayer perceptron artificial neural network. This method was then used in loop maneuvers. In this simulation, the difference between the maneuvers was in the acceleration of the maneuver, the radius of the maneuver, and the initial speed of the maneuver. This reduced the tracking error for similar maneuvers without performing the training process for the ILC control component. The presented control scheme is applied to a quadrotor aerial vehicle for tracking desired trajectories and it is shown that the vehicle is able to follow the desired trajectory better than the conventional SMC in the presence of uncertainties.

**Key Words:** Iterative learning control, sliding mode control, uncertainties, multilayer perceptron neural network, quadrotor (UAV).

## NUMERICAL EVALUATION OF CAVITATION EROSION INTENSITY AROUND NACA0015 HYDROFOIL BASED ON EULERIAN-LAGRANGIAN APPROACH

**A. Katoozi**

katoozi.a@gmail.com

**M. Mahdi**(corresponding author)

m.mahdi@sru.ac.ir

**Dept. of Mechanical Engineering**

**Shahid Rajaei Teacher Training University**

**DOI:10.24200/J40.2022.58781.1616**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 21-28, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 2 November 2021; received in revised form 29 January 2022; accepted 22 February 2022.

### Abstract

In this study, to investigate the intensity of cavitation-induced erosion, the bubble behavior around the NACA0015 2D hydrofoil was simulated from the Eulerian-Lagrangian perspective. Macroscopic examination of the cavitation flow was determined by a homogeneous mixture model (Eulerian method) and the trajectory of bubble motion based on the applied forces using Newton's second law and the development of numerical code (Lagrange method). One way to reduce the computational cost of the Lagrangian perspective is to use the Discrete Phase Model (DPM). In this method, the fluid is considered as a continuous environment, while the discrete phase is solved by tracing a large number of particles in the calculated flow field. The behavior of the bubble arises from the pressure gradient caused

# Abstracts of Papers in English

## DESIGN OF CONTROLLER AND INTELLIGENT ADAPTIVE NEURAL IDENTIFIER FOR INNOVATIVE KNEE REHABILITATION DEVICES

**A.R. Monajjemi Lahijani**

alireza.monajjemi@ut.ac.ir

**M.R. Hairi Yazdi**(corresponding author)

myazdi@ut.ac.ir

**A.R. Babaahmadi**

babaahmadi.amir@ut.ac.ir

**Faculty of Mechanical Engineering  
University of Tehran**

**DOI:10.24200/J40.22022.58757.1614**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 38, Issue 2, Page 3-8, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 4 September 2021; received in revised form 11 May 2022; accepted 21 May 2022.

### Abstract

Continuous passive motion devices commonly referred to as "CPM" devices are used to maintain and restore joint range of motions. However, this device has been used for

many years in joint rehabilitation. It is used especially for the knee, but new research has underestimated the clinical value of this device, which is also available in Iran at a high price and has recommended the development of its capabilities. Therefore, an innovative device with extensive capabilities has been designed to rehabilitate the knee, for which a control system is presented in this article. This system is a combination of CPM device as light as possible and a stationary bike. At the beginning of the treatment cycle, the patient regains a range of motions for his knee with the CPM device and then, regains his muscular strength and balance with the help of a stationary bike (which can maintain a speed of 35 rpm). Using a driving force to create both user modes to reduce production costs and increase economic feasibility is one of the design principles of this system and one of its innovations. On the other hand, the device is designed to be usable for a wide range of patients and its structure can change dimensions in a range. Therefore, the most reasonable way to control this system is to use an adaptive control system. Due to the interaction of the system with humans, PID structure has been used to ensure the stability of the system. One of the most important results presented is the design of an adaptive intelligent identifier and controller for this system. The purpose of designing the intelligent identifier is to cre-

## Mechanical Engineering

The logo of Sharif University of Technology, featuring the word "Sharif" in a bold, stylized, black font.

Fall  
2022

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 **DESIGN OF CONTROLLER AND INTELLIGENT ADAPTIVE NEURAL IDENTIFIER FOR INNOVATIVE KNEE REHABILITATION DEVICES**  
A.R. Monajjemi Lahijani, M.R. Hairi Yazdi and A.R. Babaahmadi
- 9 **ITERATIVE LEARNING CONTROL TO ENHANCE ACCURACY OF REPETITIVE MANEUVERS FOR AERIAL ROBOTS**  
A. Banazadeh and H. Saadatmanesh
- 21 **NUMERICAL EVALUATION OF CAVITATION EROSION INTENSITY AROUND NACA0015 HYDROFOIL BASED ON EULERIAN-LAGRANGIAN APPROACH**  
A. Katoozi and M. Mahdi
- 29 **MECHANICAL AND ELECTRICAL SENSITIVITY OF A CAPACITIVE MICRO ULTRASONIC TRANSDUCER CONSIDERING SCALE EFFECTS**  
S. Darbasi, A.M. Abazari, H. Qanbarpur, S. Afrang and Ghader Rezazadeh
- 37 **MODELING OF A WIND ENERGY HARVESTING INVELOX SYSTEM BY COMBINATION OF NUMERICAL RESULTS AND SEMI-ANALYTICAL FRAMEWORK**  
S. Karimian Aliabad and S. Rezaey
- 47 **OPTIMIZATION OF THE COLEBROOK-WHITE EQUATION BASED ON EXPERIMENTAL DATA**  
S. Daryaei and M. Aelaei
- 55 **THREE-SPHERE SWIMMER IN TWO DIMENSIONS AT LOW REYNOLDS NUMBER CONDITION**  
A. SheikhShoeaei and M. Rajabi
- 63 **NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF A WING COMBINED WITH WING GRIDS IN LOW REYNOLDS NUMBER FLOWS**  
M. Sadeghi Malekabadi and A. Banazadeh
- 77 **NUMERICAL STUDY OF CYLINDER DRAG COEFFICIENT REDUCTION USING PASSIVE FLOW CONTROL**  
S.Sh. Sadeghi and N. Nabatian

## RESEARCH NOTE:

- 87 **ENERGY, EXERGY, AND EXERGoeCONOMIC ANALYSIS OF POWER GENERATION CYCLE BASED ON INDEPENDENT GEOTHERMAL AND SOLAR ENERGY**  
M. Vajdi, N. Ghasemzadeh Khiavi, V. Behnoud and F. Sadegh Moghanlou

## APPENDIX

- 104 **ABSTRACTS OF PAPERS IN ENGLISH**