

دوره‌ی ۳۸ - ۳
شماره‌ی ۲
دوفصلنامه
پاییز
۱۴۰۱



مهندسی مکانیک

شریف

- مقالات پژوهشی:**
- طریقی کنترلر و شناساگر هوشمند تطبیقی عصبی برای دستگاه ابتكاری توانبخشی زاویه چشم خنثی لادجایی، محدوده مجازی بریدی و امیرضا بابا‌حمدی
 - تکنولوژی تکرار آموز به منظور افزایش دقت انجام مأمورهای تکراری در ربات‌های هوایی افسنین باراشه و حسین سعادتمند
 - بررسی عددی شدت فریمان حبابزایی جریان اطراف هیدرودفویل NACA ۰۰۱۵ بر اساس دیدگاه اولوی - لامگازی
 - علی کاظمی و سارا معلم مدیری
 - رنگار مکانکی و اسکرینکی و پروژه‌مدل‌های خازنی با در نظر گرفتن اثرات اندازه سیاسا دیاری، امروزی ایازن، مامد، قنبری، سعید، افرید و قادر رضازاده
 - مدل‌سازی یک سیستم جاذب ازیز باد اینولوکس با ترکیب تابع حل عددی در ستر نیمه‌تحلیلی سعد کرمیان علی‌آبادی و مهرداد ضاری
 - بهنه ساری معلمادهی، کلرک - رایت بر اساس داده‌های تحری
 - سید رحیمی و محمد علی
 - شناگر سه گوی در دو بعد در شرایط عدم رینولز پایین امیر شیخ‌عماقی و محمد رحیم
 - مطالعه‌ی عددی و تجزیی ال ترکیبی با شبکه‌ی از بالکها در جریان‌های رینولز پایین مهردادی مکانکی و افسن باراشه
 - مطالعه‌ی عددی کاوش ضریب سای استوانه با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان سید‌شہاب‌الدین صادقی و نکار بانیان

پاداشرفت:

- تحلیل ازیز، اکرزوی و اکرزوی - اقتصادی چرخدی تولید توان بر پایه‌ی انرژی زمین گومایی و خورشیدی مستقل محمد وجودی، نیما قاسم‌زاده خیابوی، وحید بهنود و فرهاد صادق مقانلو



Mechanical Engineering

Sharif

Volume 38 - 3
Number 2
Semiannually
Fall
2022



Mechanical Engineering SHARIF

ORIGINAL ARTICLES:

- Design of Controller and Intelligent Adaptive Neural Identifier for Innovative Knee Rehabilitation Devices A.R. Monajemi Lajiani, M.R. Haili Yazdi and A.R. Babaahmadi
- Iterative Learning Control to Enhance Accuracy of Repetitive Maneuvers for Aerial Robots A. Banazadeh and H. Sadatmanesh
- Numerical Evaluation of Cavitation Erosion Intensity Around NACA0015 Hydrofoil Based on Eulerian-Lagrangian Approach A. Katooz and M. Mardi
- Mechanical and Electrical Sensitivity of a Capacitive Micro Ultrasonic Transducer Considering Scale Effects S. Dabasai, A.M. Abazari, H. Canbarpur, S. Afrang and Ghader Rezazadeh
- Modeling of a Wind Energy Harvesting Invelox System by Combination of Numerical Results and Semi-Analytical Framework S. Karimian Alabadi and S. Rezayi
- Optimization of the Colebrook-White Equation Based on Experimental Data S. Daryaei and M. Aelaei
- Three-Sphere Swimmer in Two Dimensions at Low Reynolds Number Condition A. Sheikholeslami and M. Rajabi
- Numerical and Experimental Study of a Wing Combined with Wing Grids in Low Reynolds Number Flows M. Sadeghi Malekabadi and A. Banazadeh
- 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 Khavi, V. Behnoud and F. Sadegh Moghanlou

تئوریف

دوره‌ی ۳۸ - ۳

شماره‌ی ۲

پاییز

۱۴۰۱

صاحب امتیاز: دانشگاه صنعتی شریف

مدیر مسئول: دکتر علی اکبر صالحی

سردبیر: دکتر محمد تقی احمدیان

سردبیرهیات تحریریه: دکتر سعید سهراب پور

مدیر داخلی: پوران خیرمندی

مدیر اجرایی: پریسا مروتی

مسئول روابط عمومی: محمد رضا یوسف خان

ویرایش: سیما تویسرکانی

حروف چینی: سانا نادری، راضیه قربانی و مریم علی کرمی

صفحه‌آرایی: غزل احمدی میرقاد

امور اجرایی: شیما آن اسدالله، مریم پورابراهیمی باوفا

طراح لوگو: زنده باد مرتضی ممیز

طرح روی جلد و ساختار صفحه‌آرایی: مصطفی اسدالله‌ی

نظرارت فنی و چاپ: پیمان فرگاهی

نقل مندرجات این مجله با ذکر مأخذ آزاد است.

مجله در ویرایش مطالب آزاد است.

نشانی: تهران / صندوق پستی ۱۱۱۵۵-۸۶۳۹

دفتر مجله‌ی علمی و پژوهشی شریف

تلفن: ۶۶۰۰۵۴۱۶۴۰۹۳

پست تصویری: ۶۶۰۱۲۹۸۳

نشانی سایت: <http://journal.sharif.ir>سایت اسپرینگر: www.globalsciencejournals.comپست الکترونیکی: pajouhesh@sharif.eduچاپ: کارگاه کرافتیک 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 محمد تقی 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 شیارز
- دکتر آریا استی
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر عبدالرضا اوحدی همدانی
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر
- دکتر احمد براری
دانشکده مهندسی مکانیک، استیتو آنتاریو
- دکتر مهرداد نقی زاده منظری
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر حسن سالاریه
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر محمد حسن سعیدی
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر سعید سهراب پور
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر امیر رضا شاهانی
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
- دکتر محمد شرعیات
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
- دکتر محمود مهرداد شکریه
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران
- دکتر مجید صفراوی
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر
- دکتر حسن ظهور
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر فیدا فلاح رجب زاده
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر هادی محمدی
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه بیریتیش کامپیو، کانادا
- دکتر علی مقداری
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر سید محمد باقر ملائک
دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر حسین نجات پیشکناری
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف
- دکتر محمد یعقوبی
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیارز
- دکتر داود یونسیان
دانشکده مهندسی راه‌آهن، دانشگاه علم و صنعت ایران

النریف

مهندسی مکانیک

هیأت مشاوران

دکتر عباس ابراهیمی

دانشکده‌ی مهندسی هوا فضا - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر محمود چهار طاقی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شاهروд

دکتر حمید رضا حیدری

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه ملایر

دکتر علیرضا داوری

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و هوا فضا - دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم

تحقیقات

دکتر رامین روشنیل

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر سید اسماعیل رضوی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه تبریز

دکتر مهدی سبزه پور

دانشکده‌ی مهندسی هوا فضا - دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر محمد حسن سعیدی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شریف

دکتر علیرضا شوشتاری

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه بوعلی سینا

دکتر مرتضی طایفی

دانشکده‌ی مهندسی هوا فضا - دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دکتر نعمت‌الله فولادی

پژوهشکده‌ی حمل و نقل فضایی - پژوهشگاه فضایی ایران

دکتر ناصر کردانی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه مازندران

دکتر آرش میرعبدالله لواسانی

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران مرکز

دکتر محمود مانی

دانشکده‌ی مهندسی هوا فضا - دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر محمد مجذوم

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و انرژی - دانشگاه شهید بهشتی

دکتر محمود مهرگان

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک - دانشگاه صنعتی شاهروд

دکتر مهدی مجاهدی

دانشکده‌ی فنی مهندسی گلپایگان - دانشگاه صنعتی اصفهان

دکتر علیرضا نوبن زاده

دانشکده‌ی مهندسی هوا فضا - دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دکتر محمد وجودی

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 ابتدکاری توانبخشی زانو علیرضا منجمی لاهیجانی، محمد رضا حائری یزدی و امیر رضا با بالحمدی
- ۹ کنترل تکرار آموز به منظور افزایش دقت انجام مانورهای تکراری در ربات‌های هوایی افشنین بنازاده و حسین سعادتمنش
- ۲۱ بررسی عددی شدت فرسایش حباب‌زایی جریان اطراف هیدروفولیم NACA^{۰۰۱۵} بر اساس دیدگاه اویلری - لاگرانزی علی کاتوزی و میراعلم مهدی
- ۲۹ رفتار مکانیکی و الکتریکی ریزمدل‌های خازنی با در نظر گرفتن اثرات اندازه سیما در باسی، امیر موسی ابازری، حامد قنبرپور، سعید افرنگ 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 - وايت بر اساس داده‌های تجربی سعید دریابی و محمد علایی
- ۵۵ شناگر سه‌گوی در دو بعد در شرایط عدد رینولدز پایین امیر شیخ شعاعی و مجید رجبی
- ۶۳ مطالعه‌ی عددی و تجربی بال ترکیبی با شبکه‌بی از بالک‌ها در جریان‌های رینولدز پایین مهیار صادقی ملک‌آبادی و افشنین بنازاده
- ۷۷ مطالعه‌ی عددی کاهش ضریب پسای استوانه با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان سید شهاب الدین صادقی و نگار نباتیان

یادداشت فنی:

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

ضمائمه:

۱۰۴ چکیده مقالات به انگلیسی

طراحی کنترل‌گر و شناساگر هوشمند تطبیقی عصبی برای دستگاه ابتكاری توانبخشی زانو

علیرضا منجمی لاهیجایی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

محمد رضا حائری بزدی * (استاد)

امیر رضا بابا‌احمدی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

دانشکده‌ی مهندسی مکاتب، پردیس دانشکده‌های فنی دانشگاه تهران

مهمتمنی مکانیک شفاف (پذیرش ۱۴۰۱) دری ۳۷-۸۰ نسخه ای، ص ۳۶-۴۰ (پژوهشی)

از دستگاه‌های حرکت مداوم غیرفعال که معمولاً دستگاه‌های CPM^۱ 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 ناقیز برآورد کرده و توصیه به توسعه‌ی قابلیت‌های آن کرده است. به همین دلیل دستگاهی ابتكاری 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 (آنلان) سیستم است که در اختیار کنترل‌گر تنسی - مشتقی - انتگرالی^۲ هوشمند تطبیقی قرار می‌گیرد تا ضرایب خود را بسته به وضعیت سامانه تحت کنترل به روزرسانی 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

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 اجراء به شکل تصادفی و در جهات مختلف قرار می‌گیرند و بدیده‌یی به نام ضربردی شدن ایجاد می‌شود. این بدیده 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 بازیابی کارکرد حرکتی بافت و مفصل نیاز به طی دو دوره‌ی درمانی وجود دارد: دوره‌ی درمانی بازیابی بازه حرکتی، و دوره‌ی درمانی بازیابی قدرت حرکتی. دوره‌ی درمانی اول شامل توانبخشی مفاصل با استفاده از حرکات غیرفعال^۳ به منظور بازگرداندن تحرک مفصل، حفظ دامنه‌ی حرکتی^۴ و انعطاف‌پذیری مفصل است.

حرکات غیرفعال می‌تواند توسط یک فیزیوتراپ یا توسط دستگاه CPM^۵ (تصویر ۱) انجام شود. دستگاه‌های حرکت مداوم غیرفعال که معمولاً نام دستگاه‌های

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۰۰/۶/۱۴، اصلاحیه ۲۱، ۱، ۲، ۳۱، پذیرش ۱۴۰۱/۲/۳۱.

DOI:10.24200/J40.22022.58757.1614

دستگاه CPM^۶ وسیله‌یی کم‌نقص و مورد اطمینان است اما همان‌طورکه از نام آن پیداست، برای دوره‌ی اول درمانی یعنی بازیابی بازه‌ی حرکتی یا حرکات غیرفعال طراحی شده است. این دستگاه‌ها تنها برای یک هدف کاملاً مشخص طراحی شده و کاربرد دارند. دستگاه‌های CPM^۷ متداول، حتی نمونه‌های خارجی با قیمت

۵. ارتباط با بیمار و داشتن بازخورد^۹ 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 توانبخشی؛
۸. قابلیت استفاده به صورت خانگی و شخصی برای بیمارانی با سن بالا و شرایط جسمی نامساعد؛
۹. کمترین نیاز به درگیری سایر قسمت‌های بدن و فشار به سایر قسمت‌ها در استفاده از دستگاه؛
۱۰. کاربرد به صورت خوابیده و نشسته (با توجه به شرایط جسمانی و روند پیشرفت بهبودی بیمار)؛
۱۱. کاهش هزینه‌ی تمام شده تا حد امکان؛



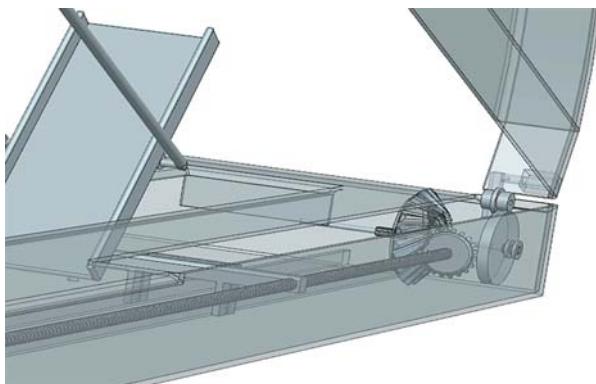
تصویر ۱. نمایی از یک دستگاه CPM متداول و نحوه کاربری آن.^[۱]

۱۲. استفاده از ساده‌ترین سازوکارها و کمترین قطعات ممکن.
- در کارهای انجام شده در این حوزه، عملده‌ی فعالیت‌ها به توسعه‌ی دستگاه‌های حرکت غیرفعال اختصاص داشته که تفاوت آن‌ها با نمونه‌های مشابه پیش از خود عمدتاً در افزایش بازه‌ی 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.^[۲] علاوه بر آن، این دستگاه به شکل دلیل کاربرد دیگری نداشته است؛ حرکت غیرفعال متداول توان طراحی شده و به همین دلیل کاربرد دیگری نداشته است؛ همین موضوع شدیداً توجیه اقتصادی آن را کاهش می‌دهد. آکدوگان و همکاران یک صندلی روباتیک هوشمند را بر اساس روش سیستم‌های خبره برای توانبخشی زانوی بیمار طراحی کردند.^[۳] گلگونه و همکاران دستگاه «CPM» با طرح متداول طراحی کردند که رابط کاربری ساده و قابل ارتباط با گوشی‌های اندروید بر آن نصب شده است.^[۴] رجستری و همکاران در پژوهشی به بهینه‌سازی سازکار بر اساس کمترین توان لازم موتور دستگاه پرداختند.^[۵] رopolai^{۱۰} 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. همه‌ی بیماران پرتوکل 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 دامنه‌ی حرکتی فعال^{۱۱} نداشته است.^[۷] شولز و همکاران از آلمان، در مطالعه‌ی (سال ۲۰۱۸) تفاوت میزان بهبودی بیماران پس از عمل جراحی تعویض مفصل زانو را با استفاده از حرکت مداوم غیرفعال (CPM) و حرکت کنترل شده‌ی فعال^{۱۲} بررسی کردند. در این تحقیق، ۵۰ بیمار مورد مطالعه قرار گرفتند و برای نیمی از آن‌ها استفاده از دستگاه CPM و برای نیمی دیگر استفاده از حرکت کنترل شده‌ی فعال، بعد از عمل جراحی تصویب شد. هر دو گروه، علاوه بر استفاده از دستگاه، تحت درمان با تمرینات متداول فیزیوتراپی نیز قرار گرفتند. تیجه‌ی این تحقیق نشان داد که روند بهبودی گروهی که از حرکت کنترل شده‌ی فعال استفاده کردند، به میزان قابل توجهی بهتر بود.^[۸] دومنت رو باک^{۱۳} و روپرت راینر^{۱۴} در سال ۲۰۱۵ در یک بررسی مروری راهکارهای کنترلی در ربات‌های توانبخشی زانو را مورد مطالعه قرار دادند. در این نوشتار اشاره شده که استفاده از هوش مصنوعی و ترکیب روش‌های کنترلی می‌تواند خوداتکایی را در ربات‌های توانبخشی ایجاد کند که باعث تحولی شگرف در سطح و حجم کاربردهای آن خواهد شد. طبق این مقاله، در

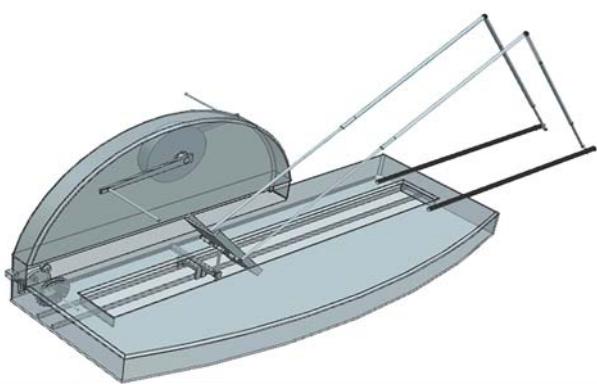
بسیار بالا، قابلیت نقش‌آفرینی در دوره‌ی بعدی درمان یعنی بازیابی قدرت حرکتی و حرکات فعال را ندارند و این بخش از درمان معمولاً به کمک فیزیوتراپ و دستگاه‌های دیگری مثل دوچرخه‌های ثابت انجام می‌گیرد. این در حالی است که علیرغم سال‌ها سابقه‌ی استفاده از این دستگاه، هاروی^۷ و همکاران در مؤسسه‌ی بین‌المللی کاکرین^۸ که یکی از بزرگترین مؤسسات دنیا در حوزه‌ی تضمیم‌گیری سلامت با ده‌ها هزار عضو در ۱۳۰ کشور جهان منجمله ایران است، در گزارشی ۱۲۵ صفحه‌یی، با استناد به اطلاعات گردآوری شده در ۲۴ مطالعه شامل ۱۴۴۵ شرکت کننده، اعلام داشتند که دستگاه «CPM» معمولی، فقد ارزش درمانگاه‌های است. این گزارش نشان می‌دهد که گرچه استفاده از «CPM» بهبود ناچیزی در درد، بازه‌ی حرکتی و کیفیت زندگی ایجاد کرده ولی عملکرد و کارایی کلی زانوی بیمار را که مجموعه‌یی از فاکتورهای متعدد مشخص شده در این گزارش است تا حدی کاهش می‌دهد. در این گزارش، توصیه شده که برای اثربخشی دستگاه‌های «CPM» حالاتی علاوه بر حالت حرکت غیرفعال، به دستگاه افزوده شود.^[۱]

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 اصلی‌ترین مشکلات ناشی از این مسئله، تحمیل هزینه‌های سینکرین ترbe درمانگاه‌های فیزیوتراپی و بیمارستان‌هاست. همین امر موجب می‌شود بخصوص در مراکز تازه تأسیس یا مراکز فیزیوتراپی در نقاط محروم‌تر، 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 می‌کنند، افرادی مسن هستند که به علت کهولت دچار آسیب شده یا نیازمند جراحی‌هایی از قبیل جراحی تعویض مفصل زانو شدند. برای این افراد، مراجعه به درمانگاه‌ها برای تکمیل دوره‌ی درمان یا حتی مراجعتی هر روزه به یک درمانگاه، برای درمان توسط شخص فیزیوتراپ یا دستگاهی که نیازمند نظارت حضوری فیزیوتراپ باشد امری مشکل است و هزینه‌های جسمانی و مادی دیگری را تحمیل می‌کند. با توجه به ملزمات ذکر شده و اولویت‌های اقتصادی، چشم انداز نگارندگان در نهایت، ارائه‌ی طرحی است با این اهداف:

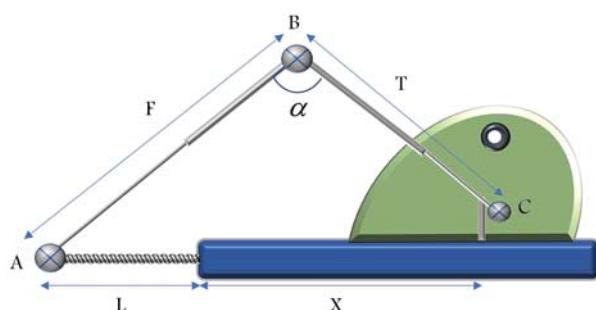
۱. انجام هر دو مرحله‌ی اشاره شده توانبخشی مفصل به صورت کامل در یک دستگاه؛
۲. جامعیت کاربرد (حتی‌الامكان) برای افزایش توجیه اقتصادی؛ به عنوان مثال داشتن امکان کاربرد به عنوان وسیله‌ی طب ورزشی برای تمرین و تقویت عضلات؛
۳. قابلیت برنامه‌ریزی و زمان‌بندی دوره‌های عملکردی؛
۴. ذخیره‌ی روند درمان و ارائه‌ی روند پیشرفت برنامه‌ی تمرینی به بیمار و پزشک؛



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



تصویر ۲. نمای کلی دستگاه.



تصویر ۴. نمایی از سازوکار (هدف، کنترل سرعت زاویه‌ی α) است.

«CPM» دستگاه شرح داده شده و در مورد بخش دوچرخه ثابت، به همین نکته اکتفا شده که از یک کنترل‌گر تابعی - مشتقی - انتگرالی^{۱۶} ساده استفاده شده است.

حال حاضر روش‌های کنترل کمکی، به ویژه کنترل امپدانس، اصلی‌ترین روش به کار گرفته شده در کنترل ربات‌های توانبخشی است. کارایی کامل این ربات‌ها بخصوص برای طی کردن یک دوره‌ی کامل توانبخشی، مستلزم ادغام روش‌های کنترلی برای پوشش بهینه‌ی مراحل مختلف توانبخشی است. همچنین توسعه‌گران اشاره کردند که روش‌های کنترلی پیشرفته‌ی افزودن خط، می‌تواند باعث تطبیق‌بازیری ربات بر اساس واکنش‌های فیزیولوژیکی بیمار شود.^[۴]

طرحی 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 توانبخشی، 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 اینجا اجتناب شده است.

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 بسته‌هایی، نسبت به رابط^{۱۷} های سازوکار ثابت نگه داشته می‌شود. α 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^{۱۸} است. با توجه به خاصیت خودقفل شوندگی 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 نیوتون در نظر گرفته شده است).

۳. ساخت افزار کنترل‌گر

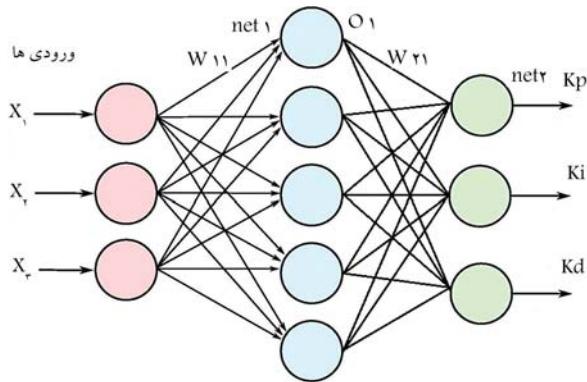
یکی از اصلی‌ترین اهداف طراحی این سیستم، قابلیت ایجاد تعامل بین دستگاه و بیمار بوده است. این تعامل در درجات مختلف مستلزم در اختیار داشتن خروجی‌های کمی از عملکرد بیمار، در عین استفاده از دستگاه، جهت تکامل سیستم کنترلی

۲. طراحی و روش‌ها

۱.۲. ساختار

با تحقیقات میدانی صورت گرفته در مرکز توانبخشی، درمانگاه‌های فیزیوتراپی و بخش فیزیوتراپی بیمارستان‌ها و به خصوص با توجه به بند ۱ اهداف پژوهش، این تیجه حاصل شد که طراحی مفهومی دستگاه، باید طرحی ارائه دهد که با یک بدنه و یک نیروی محرک، هم بتواند نقش M CPM متناول (البته با افزودن قابلیت حرکات فعلی) را ایفا کند و هم نقش یک پدال تمرینی فعال^{۱۹} را با قابلیت حفظ سرعت ثابت، برای بازیابی قدرت و تعادل حرکتی بیماران آسیب‌دیده از ناحیه‌ی مفصل، بیماران آسیب‌دیده از ناحیه‌ی سیستم عصبی و ورزشکاران آسیب دیده 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 متنهای‌الیه 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 محرک، 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 کنترلگر PID.

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

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

برای کنترل سامانه^{۲۱} می‌زمور در این مقاله، از دو بلوك شبکه عصبی استفاده می‌شود. شبکه‌ی عصبی شناساگر موازی با سیستم طراحی شده و برای شناسایی سامانه تحت کنترل و محااسبه ژاکوبین استفاده می‌شود. شبکه عصبی دوم، به منظور تنظیم ضرایب کنترلگر PID طراحی شده و از خروجی سیستم در لحظه (ولحظات) قبل یعنی $(k-1)$ ، $y_p(k)$ ، خطای سیستم یعنی $(1 - y_d(k-1))$ و $e_c(k-1) = y_d(k-1) - y_p(k-1)$ و خروجی مطلوب $y_d(k-1)$ به عنوان ورودی استفاده می‌کند. هدف اصلی کمینه‌سازی خطای $(k-1)$ مطلوب PID خروجی تولید می‌کند، در واقع تعداد نورون‌های خروجی آن برابر با ۳ است (شکل ۱).

سیگنال کنترلی مطابق رابطه 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^{۲۲} و گرادیان نزولی^{۲۳} وزن‌های خود را تنظیم می‌کند.

ورودی‌های شبکه‌ی عصبی به کار رفته عبارت‌اند از:

ورودی^۱, x , معادل خطای بین مقدار مرجع و خروجی سیستم است;

ورودی^۲, x , معادل انتگرال خطای بین مقدار مرجع و خروجی سیستم است;

ورودی^۳, معادل مشتق خطای بین مقدار مرجع و خروجی سیستم است.

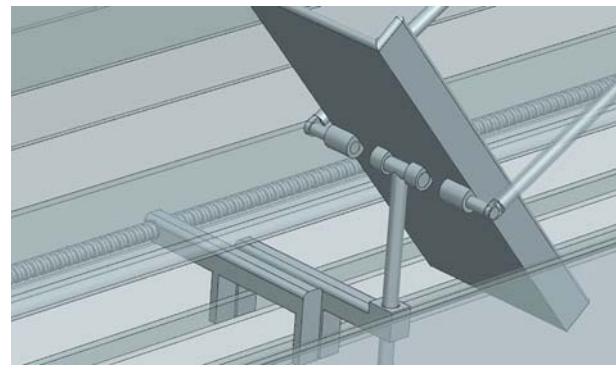
خروجی‌های شبکه‌ی عصبی مذکور نیز عبارت‌اند از:

خروجی ^{K_p} : ضریب تابسی مربوط به کنترلگر PID؛

خروجی ^{K_i} : ضریب قسمت انتگرالی مربوط به کنترلگر PID؛

خروجی ^{K_d} : ضریب قسمت مرتبه به مشتق خطای در کنترلگر PID.

وزن‌های لایه‌ی اول را w^1 و وزن‌های لایه‌ی دوم را w^2 می‌نامند. دوتابع فعال ساز نیز به صورت سیگموید^{۲۴} دوقطبی، یعنی $\left(\frac{1-e^{-x}}{1+e^{-x}}\right)$ ، 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 وارد از سوی بیمار.

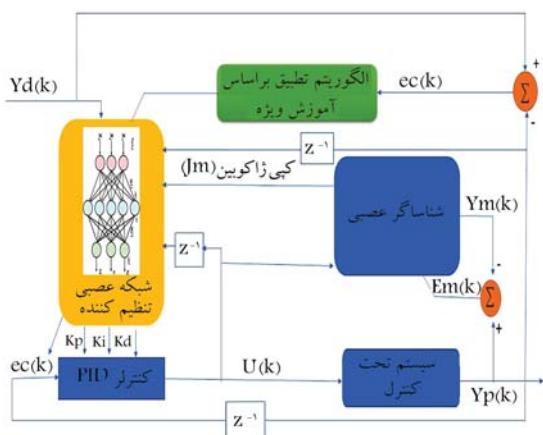
حلقه بسته است. وجود یک انکوادر^{۱۹} به منظور سنجش زاویه و سرعت زاویه‌یی که با قرار گرفتن در محل متناظر با مفصل زانوی بیمار مطابقت زاویه و سرعت زاویه‌ی را با برنامه‌ی ارائه شده از طرف درمان‌گر مورد سنجش قرار دهد، از مزایومات اولیه‌ی کنترل حلقة بسته‌ی این دستگاه است. اماًعلاوه بر آن، برای به دست آوردن 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 کشش بین دو سازه‌ی به نمایش درآمده در تصویر ۵ متنقل خواهد شد و به وسیله‌ی نیروسنجی بین این دو سازه نیز، قابل اندازه‌گیری خواهد بود. از زاویه و سرعت زاویه‌یی مفصل زانو و نیروی افقی که سازوکار استخراج آن ذکر شد، در کنترل این دستگاه استفاده شده است.

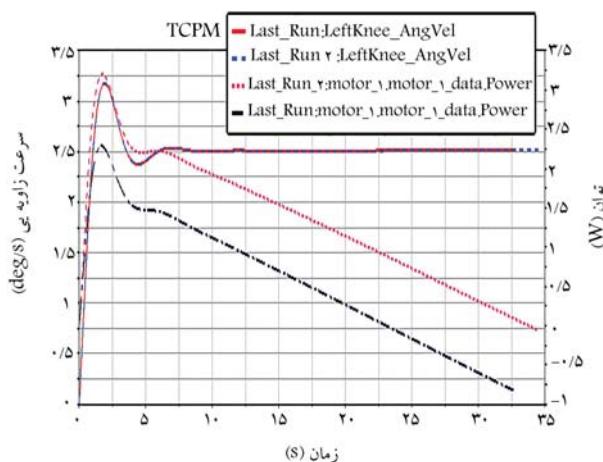
در واقع یک سیستم خبره^{۲۰} با استفاده از این نیرو و دانشی که به تشخیص درمان‌گر اعمال می‌شود، خروجی مطلوب زاویه و سرعت زاویه‌یی را تعیین می‌کند، سپس شناساگر هوشمند و کنترلگر PID - عصبی، موتور را برای رسیدن به خروجی تعیین شده کنترل می‌کند.

۴. ساختار و منطق شناساگر و کنترلگر هوشمند

امروزه در صنعت، کنترلگر PID به علت سادگی در طراحی و توأمی بالا به طور گسترده‌یی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در اغلب مواقع، تنظیم ضرایب کنترلگر به افراد خبره و ماهر سپرده می‌شود. هنگامی که فرایند تأخیر داشته باشد یا آهسته صورت بگیرد، تنظیم ضرایب کنترلگر PID بسیار دشوار و زمان بر خواهد بود. چنانچه سیستم پس از تنظیم ضرایب، تحت تأثیر عوامل غیرخطی یا عوامل دیگری نظیر اغتشاش قرار بگیرد، عملکرد سیستم حلقة 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 گسترده‌یی از بیماران جزو اهداف اولیه است. بنابراین قطعاً طراحی کنترل کننده‌یی که بتواند پایداری در هدف کنترلی اولیه (تعقیب سرعت زاویه‌یی مفصل زانو به عنوان ورودی) این کنترلگرا را علیرغم تغییر شرایط خارجی تضمین کند، مورد نیاز است. یک روش مؤثر و کارا برای نیل به این هدف، ترکیب کنترل کننده‌ی PID با الگوریتم‌های تطبیق‌پذیر 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 کنترل‌گر PID هوشمند.



نمودار ۱. عملکرد کنترل‌گر 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

وروودی سیستم کنترل در نمودار ۱، بیشترین سرعت زاویه‌ی طراحی شده برای دستگاه، یعنی $2/5$ درجه بر ثانیه است. خروجی سیستم سرعت زاویه‌ی واقعی مفصل منطبق بر مفصل زانو و توان مصرفی لحظه‌یی موتور برای به حرکت درآوردن سیستم مطابق با ورودی است. در تحلیل اول در این نمودار، جرم با 50 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 6 ثانیه، سیستم کنترلی خروجی مطلوب را دنبال می‌کند.

نمودار ۲ حالتی را نشان می‌دهد که بیمار، گشتوار نوسانی 45 نیون متر 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.

$W_u^T u$ در نظر گرفته شده که u بردار ورودی‌های شبکه عصبی است. همین خروجی یعنی $net1$ وارد تابع فعال‌ساز نخست می‌شود، یعنی $O^1 = f1(net1)$ که O^1 خروجی تابع فعال‌ساز نخست است. سپس ورودی لایه‌ی دوم (که همان خروجی لایه‌ی اول است) در ماتریس وزن‌های لایه‌ی دوم ضرب می‌شود؛ یعنی: $O^2 = f2(net2)$ در اینجا بردار خروجی لایه‌ی اول یا همان O^1 است، سپس این مقدار وارد تابع فعال‌ساز دوم می‌شود یعنی $O^3 = f3(net3)$. توضیح این مطلب ضروری است که تعداد سطرهای ماتریس w برابر با تعداد ورودی‌های اصلی شبکه عصبی، و تعداد ستون‌های آن برابر با تعداد خروجی‌های است w^2 نیز یک ماتریس است که تعداد ستون‌های آن برابر با تعداد نورون‌های شبکه عصبی (در اینجا یعنی 3 تا) و تعداد سطرهای آن برابر با تعداد نورون‌های لایه‌ی میانی است. نخ یادگیری η برابر با $1/10$ است و با آزمون و خط تغیین شده است.

حال برای تنظیم وزن‌ها تابع هزینه‌ی درجه دوم J_2 به صورت رابطه‌ی ۲ در نظر گرفته می‌شود. هدف کمینه‌سازی مریع خطای ریابی است.

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

در رابطه‌ی ۲، $y_d(k)$ خروجی مرجع و $y_p(k)$ خروجی سیستم در لحظه‌ی k است. حال برای تنظیم وزن‌ها با استفاده از گرادیان 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 زنجیره‌یی برای به روزرسانی وزن‌ها به ترتیب، روابط ۴ تا ۷ را خواهیم داشت:

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

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

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

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

پس از این که قوانین مورد نیاز برای تنظیم وزن‌های شبکه عصبی پرسپترون چندلایه به دست آمد، نیاز به تبیین بخش دیگری است تا مدل سیستم نیز به صورت 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 به صورت لحظه‌یی 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 ارائه تخمینی لحظه‌یی 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. نتیجه‌گیری

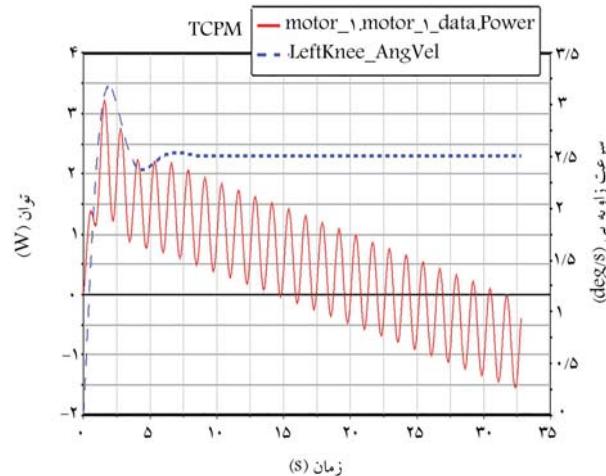
هدف در این نوشتار، طراحی و شبیه‌سازی دستگاه توانبخشی زانو به شیوه‌ی جدید و مدرن جهت افزایش کیفیت توانبخشی برای افراد بیمار بوده است. طراحی به‌گونه‌ی انجام شده که هم از نظر ساخت افزاری قابل توسعه باشد و هم مبانی ساخت افزاری آن، امکانات لازم برای توسعه‌ی کنترل‌کننده و هوشمندسازی بیشتر این دستگاه را در اختیار قرار دهد. این سیستم در این مرحله از پژوهش، عملکرد مطلوب خود را صرفاً از داشن اعمالی توسط درمان‌گران اخذ می‌کند و با ترکیب شناساگر و کنترل‌گر، عملکرد حقیقی دستگاه را برای عملکرد مطلوب منطبق می‌سازد. در پژوهش‌های آتی قصد داریم تا الگوریتم و روش شناسایی سیستم و کنترل مطرح شده را بهبود بخشیده و نقش خروجی‌های دریافتی از عملکرد بیمار را در کنترل سیستم افزایش دهیم. به‌گونه‌ی که دستگاه رفتار بیمار را یاد گرفته و خروجی مطلوب را بر اساس رفتار بیمار تنظیم کند. همچنین در گام بعدی طراحی سازوکارهای مربوطه کامل‌تر شده و جزئیات خاص، با مشورت با کادر پزشکی و سایر افراد خبره پیش برده خواهد شد و نمونه‌ی اولیه‌ی دستگاه ساخته خواهد شد.

پاپوشه‌ها

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).



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

2. <https://helpmedicalsupplies.com/products/phoenix-knee-cpm-machine>.
3. "Chattanooga Active-K", <https://www.chattanoogarehab.com/chattanooga-active-k-80-00-072-int>.
4. Adli, M.A., Taçglı, 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 هواپیما، دانشگاه صنعتی شریف

مهمنشی مکانیک شریف (پذیرش ۱۴۰۱، پژوهشی ۹۹-۱۰، نسخه ۲، سال ۱۴۰۰)

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 تنسی - مشتقاتی، به صورت موازی و برونوخط، 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 تعیین سیگنال کنترلی، تولید شده توسط کنترل تکرارآموز، به مانورهای مشابه طراحی شده است. در نهایت عملکرد این روش کنترل تکرارآموز، 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.

banazadeh@sharif.edu
hosein.saadatmanesh@yahoo.com

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

۱. مقدمه

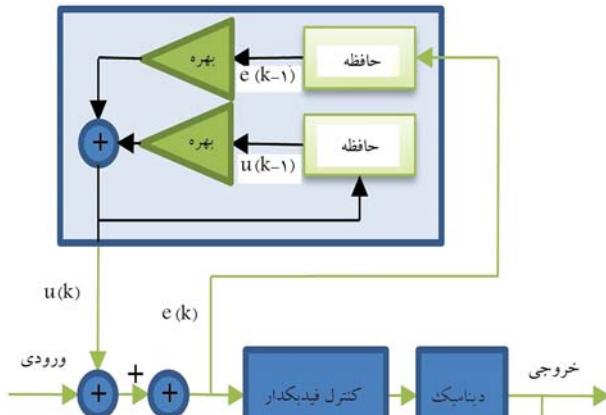
مانورها و مسیرهای تکراری وجود دارد. به همین دلیل می‌توان از همین تکراری بودن مسیر و تکراری بودن مانورها در طول مأموریت استفاده کرد و با برنامه‌ریزی، امنیت حین پرواز را افزایش داد. به منظور اجرای دقیق این مأموریت‌ها و در نتیجه افزایش امنیت حین پرواز باید یک کنترل‌کننده‌ی مناسب برای سیستم مورد نظر طراحی 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^۱ 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 می‌باشد 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 می‌باشد. بنابراین باید به دنبال طراحی کنترل‌کننده‌ی باشیم که وابستگی کم‌تری به دینامیک سیستم داشته باشد و با بتوانند خطاهای ناشی از عدم قطعیت سیستم را در طول مأموریت جبران کند. در نهایت اگر دقت تعقیب مسیر مطلوب افزایش باید، 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^۲ و همچنین روش‌های حافظه محور در ساختار سیستم

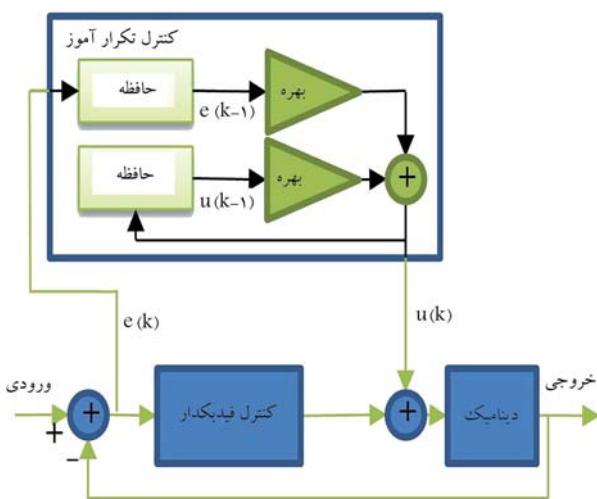
با پیشرفت علم در حوزه‌ی ربات‌های هوایی، کاربرد این ابزار در بسیاری از حوزه‌ها مشاهده می‌شود. از این ربات‌ها می‌توان در صنایع کشاورزی، صنعت نفت و پتروشیمی، پست، حمل و نقل و نقشه‌برداری استفاده کرد. در حوزه‌ی کشاورزی با مأموریت سم پاشی، بذرپاشی و پایش محصولات کشاورزی استفاده می‌شود. با استفاده از این ربات‌ها، 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 آسیب‌دیده، با بهره‌گیری از پهپادها، یک دستاورده 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 نشسته‌های 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 جایی مسافر و بار استفاده می‌شود. به عنوان مثال روزانه صدها بسته‌های 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 ۲۰/۰۶/۱۴۰۰، اصلاحیه ۲۰/۱/۱، پذیرش ۱۴۰۱/۱/۲۹.

DOI:10.24200/J40.2022.58948.1618



شکل ۱. معماری سری. [۸]

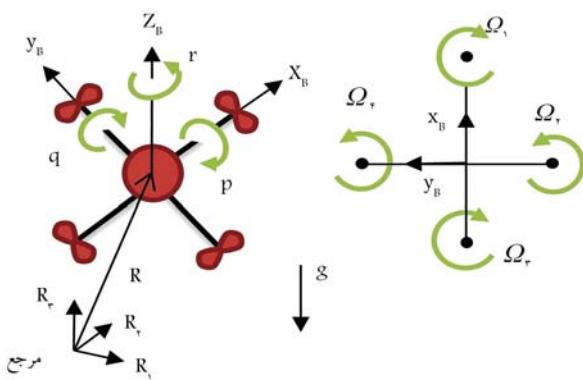


شکل ۲. معماری موازی. [۸]

شده و عملکرد بهتری در کنترل سیستم ایجاد شده است. در مطالعات بعدی،^[۱۲] از روش کنترل تکرار آموز تابسی - مشتقی به صورت موازی با کنترل تطبیقی، برای افزایش دقت تعییب مانورهای مرسوم و پرکاربرد استفاده شده است. در این نوشتار، دینامیک مورد نظر مربوط به یک پهپاد بال ثابت است. محققان از روش کنترل تکرار آموز تابسی برخط - برونو خط به صورت سری در کنار یک کنترل فیدبک دار، برای تانکر حامل سوخت، در عملیات سوختگیری هوایی خودکار یک پهپاد بال ثابت، استفاده کردند.^[۱۳] این کنترل کننده به صورت سری در کنار خلبان خودکار^۸ پهپاد قرار گرفته است. با استفاده از یک روش کنترل تکرار آموز بهینه، که بر مبنای دینامیک خطی سیستم استخراج شده، عملکرد رذیابی موقعیت یک بازوی روباتیک، در عکس العمل های سریع، بهبود یافته است.^[۱۴] کنترل تکرار آموز به صورت موازی با یک سیستم کنترل فیدبک دار از نوع تابسی - مشتقی - انتگرالی برونو خطی دقت رهگیری مسیر مطلوب در یک سیستم غیرخطی را افزایش دهنده.^[۱۵] در این روش تغییرات مسیر مطلوب به آهستگی انجام شده است.

کنترل چهارپره استفاده خواهد شد. همچنین انعطاف پذیر کردن ساختار کنترل کننده، در مانورهایی که خصوصیات آن با مانور آموزش دیده تقاضوت دارد، مورد نظر است. استفاده از کنترل کننده های آموزش پذیر در سال های اخیر برای افزایش دقت تعییب مسیر مطلوب، در سیستم های دینامیکی، که مأموریت های کنترل تطبیقی، شبکه ای می دهند، افزایش یافته است. کنترل تکرار آموز^۹ با روش های کنترل تطبیقی پارامترهای کنترلی اصلاح عصبی و کنترل تکراری^{۱۰} تقاضوت دارد. در کنترل تطبیقی پارامترهای کنترلی اصلاح می شوند، در حالی که کنترل تکرار آموز و رویدی کنترلی را اصلاح می کنند.^[۱۱] همچنین کنترل تطبیقی از اطلاعات سیگنال کنترلی، که در گذشته تولید شده، استفاده نمی کند. شاید بتوان گفت که کنترل تکرار آموز شباهت زیادی به روش کنترل تکراری دارد، با این تقاضوت که در روش کنترل تکرار آموز بعد از هر بار پایان مأموریت، سیستم به حالت اولیه باز می گردد و شرایط اولیه یکسان خواهد بود. ولی در روش کنترل تکراری شرایط اولیه در تکرار مأموریت، شرایط نهایی مرحله ای قبل است.^[۱۲] اگر در روش کنترل تکرار آموز، از اطلاعات چند تکرار قبل، حداقل دو تکرار، برای تولید سیگنال کنترلی استفاده شود، به آن روش کنترل تکرار آموز مرتبه بالا می گویند.^[۱۳] همچنین اگر از اطلاعات اجرای فعلی سیستم برای تولید سیگنال کنترلی استفاده شود، آن را کنترل تکرار آموز برخط^{۱۴} می نامند،^[۱۴] در غیر این صورت به آن کنترل تکرار آموز برونو خط^{۱۵} می گویند.^[۱۵] از طرفی، اگر برای ساختن سیگنال کنترلی در زمان^{۱۶} از اطلاعات همان زمان یا زمان گذشته استفاده شود، آن را روش علی^{۱۷} گویند.^[۱۶] در غیر این صورت به آن غیرعلی می گویند.^[۱۷] از روش غیرعلی در سیستم های با دینامیک مشخص و بدون اختشاش استفاده می شود. انواع مختلفی از روش ها در منطق کنترل تکرار آموز وجود دارد، از جمله می توان به روش های تابسی، مشتقی، تابسی - مشتقی و تابسی - مشتقی - انتگرالی اشاره کرد.^[۱۸] همچنین باید گفت در کنترل تکرار آموز از پارامتر انتگرال گیر به ندرت استفاده می شود، زیرا خود این روش به نوعی از گذشته سیستم استفاده می کند.^[۱۸] دو نوع معماري اصلی برای استفاده از روش کنترل تکرار آموز در کنار سیستم کنترل فیدبک دار وجود دارد. از روش کنترل تکرار آموز می توان به صورت معماري سری در کنار کنترل کننده فیدبک دار استفاده کرد.^[۱۹] این معماري معمولاً در سیستم هایی به کار می رود که دسترسی به کنترل کننده اصلی وجود ندارد و فقط مقدار مسیر مطلوب در دسترس است. معماري دیگری که می توان برای بلاک کنترل تکرار آموز در نظر گرفت، معماري موازی است. در این روش دسترسی به سیگنال کنترل ورودی به سیستم وجود دارد.^[۱۸] در شکل ۱ و ۲ نمایی از این دو معماري مشاهده می شود. در واقع می توان گفت، کنترل کننده فیدبک دار وظیفه هی حذف اختلالات تکراری را عهده دار است. محققان با استفاده از روش کنترل تکرار آموز تابسی - مشتقی - انتگرالی برونو خط، توانستند دقت رهگیری مسیر مطلوب در یک سیستم غیرخطی را افزایش دهند.^[۱۰] در این روش تغییرات مسیر مطلوب به آهستگی انجام

همچنین روش کنترل تکرار آموز تابسی - مشتقی غیرعلی خطی مرتبه اول، با یک سیستم کنترل فیدبک دار از نوع تابسی - مشتقی و به صورت موازی به کار رفته است.^[۱۱] این ساختار، برای کاهش خطای موجود در رذیابی 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 تکرار آموز تابسی برای تخمین عدم قطعیت کران دار استفاده کردند.^[۱۲] عدم قطعیت به دلیل نبود مدل سازی دقیق از مقاومت ناشی از هوا و ریل است. بعد از تخمین عدم قطعیت سیستم، با استفاده از روش کنترل تکرار آموز بهینه، یک کنترل کننده بر مبنای دینامیک سیستم طراحی



شکل ۳. دستگاه‌های مختصات.

کنترلی برای حالت‌های $[z \ \psi \ \varphi]$ وجود دارد. بنابراین دو حالت $[x \ y]$ تحت تأثیر سایر ورودی‌های کنترلی خواهد بود. اگر مقدار حالت ψ تقریباً برابر صفر باشد، با تغییر حالت θ و φ ، 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 θ و φ تبدیل شده و این مقادیر مطلوب وارد الگوریتم کنترل خواهد شد.

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

همچنین رابطه‌ی ۲ نشان‌دهنده‌ی ورودی‌های کنترلی است.

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

۳. کنترل مدل لغزشی

سیستمی را به صورت رابطه‌ی ۳ در نظر بگیرید:

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

که در آن، بردار $[x \ \dot{x} \ \dots \ x^{(n-1)}]^T$ است. حال کنترل‌کننده‌ی طراحی خواهد شد که $x(t)$ مسیر مطلوب $x_d(t)$ را دنبال کند. بدین منظور ابتدا 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 تعییب مسیر مطلوب برای یک دینامیک غیرخطی افزایش داده شده است. در این روش مسیر مطلوب می‌توانست، از تکراری به تکرار دیگر، اندازی تغییر کند. پژوهش‌گران با استفاده از روش کنترل تکرارآموز بر مبنای مد لغزشی^{۱۰} مقدار خطای تعییب مسیر مطلوب را در یک بازوی رباتیک، کاهش داده‌اند.^[۱۸] مشکل این روش این است که باید مقدار اولیه سیستم با مقدار اولیه مسیر مطلوب یکسان باشد. در مطالعه‌ی دیگری،^[۱۹] با ترکیب کنترل تکرارآموز بهینه^[۲۰] و کنترل پسگام^{۱۱} - مد لغزشی با سطح لغزش انتگرالی، خطای تعییب مسیر مطلوب در یک چهارپره، کاهش یافته است. همچنین از روش کنترل تکرارآموز به منظور افزایش دقت پروازگردهای چهارپره‌ها هنگام تعییب مسیرهای تکراری استفاده شده است.^[۲۱] در مطالعه‌ی یاد شده، هر پرنده تنها به اطلاعات خود و همسایگانش دسترسی خواهد داشت و مسیر مورد نظر به منظور تعییب، تنها در دسترس یک یا چند پرنده قرار خواهد گرفت. محققان از روش کنترل تکرارآموز در کنار یک روش کنترل PID فازی،^[۲۲] برای بهبود عملکرد کنترل یک چهارپره در تعییب مسیر مطلوب استفاده کرده‌اند. آنان همچنین از روش کنترل تکرارآموز برای انجام پروازگردهای چهارپره بهره‌گرفته‌اند.^[۲۳] در اینجا کنترل تکرارآموز عهده‌دار وظیفه‌ی حفظ آرایش دقیق این پروازگردهای 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،^[۲۴] با پیاده‌سازی ترکیب کنترل مدل لغزشی تطبیقی و روش کنترل تکرارآموز تنباسی - مشتقی، خطای تعییب 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 مدل لغزشی، در ساختار کنترلی یک چهارپره استفاده خواهد شد. هدف از این کار، افزایش دقت تعییب مانورهای قابل انجام با این روبات پرنده است. این مانورها، مانورهای مرسم و پرکاربردی مانند گردش هم‌سطح^{۱۲} و حلقه‌ی عمودی^{۱۳} هستند. در این روش سیستم به صورت هوشمند خطای تعییب مسیر مطلوب را تشخیص داده و آن را کاهش خواهد داد. بدین منظور کنترل تکرارآموز به صورت موازی برای بهبود عملکرد کنترل‌کننده‌ی اصلی، کنترل مدل لغزشی، در کنار آن قوارمی‌گیرد. 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 $\mathbf{R} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ و $\mathbf{a} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ است، که φ ، θ و ψ به ترتیب نشان‌دهنده‌ی زوایای اوپلر رول، پیچ و یا و می‌باشد. بنابراین مدل دینامیک غیرخطی چهارپره، با فرض کوچک بودن زوایای اوپلر و ناچیز بودن ممان اینرسی ملحنه‌ها، به صورت رابطه‌ی ۱ خواهد بود،^[۲۵] که در آن I_{zz} ، I_{yy} ، I_{xx} و m ، g ، به ترتیب نشان‌دهنده‌ی ممان‌های اینرسی چهارپره، جرم چهارپره و شتاب گرانش است. در شکل ۳ دستگاه مختصات مرجم و بدنی نمایه شده است. در رابطه‌ی ۲ نیز L ، b ، d و w به ترتیب نشان‌دهنده‌ی بازوی چهارپره تا مرکز جرم، ضربی تراست، ضربی گشتاور و سرعت دورانی موتور است. چنان‌که در رابطه‌ی ۱ مشاهده می‌شود، دینامیک سیستم شامل شش حالت است، در حالی که تنها چهار ورودی

۲.۳ عدم قطعیت

در مدل سازی سیستم های دینامیکی، به دلیل خطأ در محاسبات، صرف نظر کردن از برخی جزئیات و عدم دسترسی به برخی پارامترها، به صورت دقیق، مدل استخراج شده با خطأ همراه است. این خطأ همان عدم قطعیت است. در صورت وجود عدم قطعیت در دینامیک داخلی، رابطه‌ی ۱۲ به صورت رابطه‌ی ۱۳ بازنویسی می‌شود.

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

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

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

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 مدل سازی 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 تعیق ورودی مطلوب است. حال با ترکیب این دو روش می‌توان به کنترل کننده‌ی بهتری دست یافت که می‌تواند در هر اجرا، عمل تکراری، عملکرد خود را بهبود بخشد.

بنابراین از کنترل مد لغزشی به عنوان کنترل کننده‌ی اصلی، برای تعیق مسیر مطلوب، استفاده می‌شود. همچنین کنترل کننده‌ی تکرارآموز به روش تناوبی - مشتقی برای اصلاح سیگنال کنترلی، از یک تکرار به تکرار بعد استفاده خواهد شد. این کنترل کننده از خطأ 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 مواري و برون خط در کنار کنترل کننده‌ی 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 است و اندیس t نشان‌دهنده‌ی زمان t در شبیه‌سازی است.

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

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 مواري کنترل تکرارآموز و کنترل مد لغزشی نمایه شده است.

که در آن، λ عدد ثابت مثبت و n مرتبه سیستم است. با بسط رابطه‌ی ۴، به رابطه‌ی ۵ دست می‌یابیم:

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

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

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

با مشتق گیری از رابطه‌ی ۶، رابطه‌ی ۷ حاصل می‌شود.

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

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

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

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

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

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

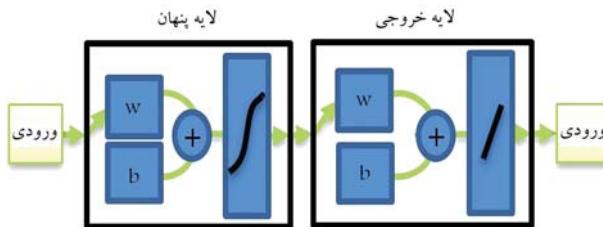
$$\dot{V} = -\eta S \text{sign}(S) = -\eta |S| \quad (10)$$

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

۱۳. 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 ۱۱ به صورت رابطه‌ی ۱۱ بازنویسی می‌شود.

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

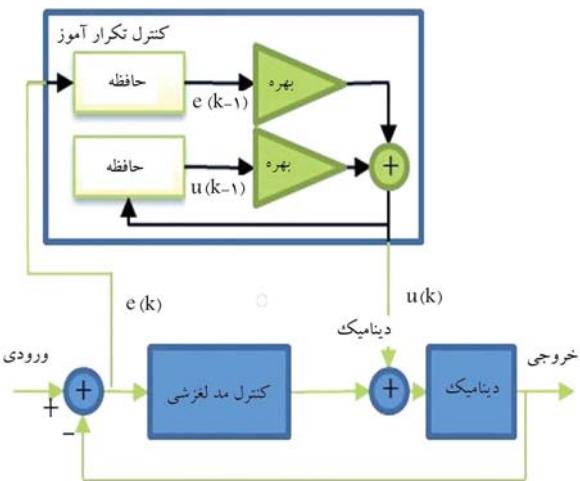


شکل ۵. ساختار شبکه‌ی عصبی پرسپترون چند لایه مورد نظر.

عصبی هستند. برای تنظیم این وزن‌ها و بایس‌ها از الگوریتم‌های آموزش شبکه‌ی عصبی استفاده می‌شود. برای آموزش این شبکه از الگوریتم لوینبرگ - مارکوارت استفاده شده است. در این روش از همان الگوریتم گردایان نزولی^{۱۷} استفاده می‌شود با این تفاوت که ضریب یادگیری به صورت تطبیقی در هین فرایند آموزش تغییر می‌کند. بدین منظور برای آموزش با ناظر^{۱۸} این شبکه‌ی عصبی، از شعاع مانور و سرعت اولیه شروع مانور، به عنوان ورودی‌های شبکه و بهره‌ی موردنیاز، به عنوان خروجی شبکه استفاده شده است. بنابراین شبکه‌ی عصبی در چند شعاع مختلف با سرعت‌های اولیه مختلف آموزش می‌بیند 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 پیچیده‌ی با باید از قبیل 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 گردایان 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 تعییرات 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 پرنسد در یک مانور خاص آموزش دیده و سیگنال ILC این آموزش در حافظه ذخیره شده، سپس این سیگنال کنترلی ذخیره شده باشد به این نکته متشابه است. 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 آموزش دوباره تکرار شود. بنابراین برای جلوگیری از هدر رفتن فرایند آموزش، در بیشترین انتباخت آموزشی متفاوت تعییم داده شود. 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 تعییرات مرکز جرم، تعییرات ممان اینرسی، تعییر 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،^{۱۹} آزمون^{۲۰} و اعتبارسنجی^{۲۱} است. به طور واضح داده‌های



شکل ۶. ترکیب موازی کنترل تکرارآموز و کنترل کننده‌ی مدل‌لغزشی.

همچنین با توجه به مطالعات انجام شده،^{۲۲-۲۴} به منظور اطمینان از همگرایی، ضرایب کنترل تکرارآموز از نوع تابعی - مشتقی به گونه‌ی تنظیم می‌شود که شوابط رابطه‌ی ۱۶ ارضاء شود. بنابراین اگر دینامیک سیستم مرتبه دوم، به صورت رابطه‌ی ۱۵ باشد، شرط همگرایی کنترل تکرارآموز، برای کاهش خطای تکراری به تکرار دیگر، به صورت رابطه‌ی ۱۶ خواهد بود. عبارت H موجود در رابطه‌ی ۱۵، نشان‌دهنده‌ی نویز یا عدم قطعیت است.

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

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

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 متر بر ثانیه اجرا شود و سیگنال کنترلی بخش تکرارآموز ذخیره شده است. حال فرض کنید که یکی از خصوصیات مانور، مثلاً شعاع مانور تعییر 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 می‌بیند تا سیگنال کنترلی تولید شده توسط بخش کنترل تکرارآموز را به مانورهای مشابه موردنظر تعیین دهد. شبکه‌ی پرسپترون چند لایه از پرکاربردترین شبکه‌های عصبی محسوب می‌شود.^{۲۰} در این شبکه تابع فعال‌سازی لایه‌ی پنهان از نوع سیگموید^{۱۲} و تابع فعال‌سازی لایه‌ی خروجی از نوع خطی است. ساختار کلی شبکه‌ی عصبی پرسپترون چند لایه، به صورت شکل ۵ است.

این شبکه در لایه‌ی اول، لایه‌ی پنهان، هشت نورون^{۱۵} و در لایه‌ی خروجی یک نورون دارد. در شکل ۵، w و b به ترتیب نشان‌دهنده‌ی وزن‌ها و بایس‌های^{۱۶} شبکه‌ی

جدول ۱. اطلاعات آموزش شبکه‌ی عصبی.

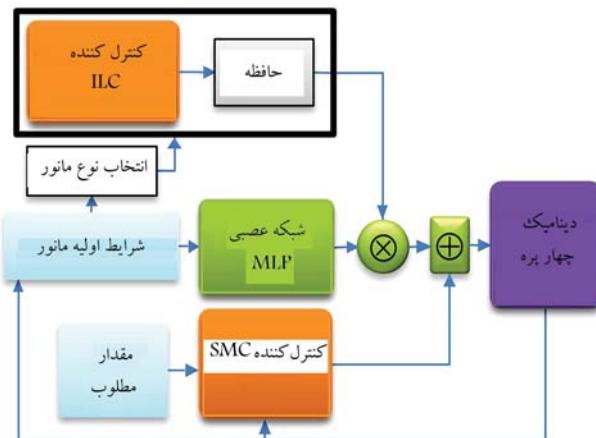
بهره	voy	بهره	voy	بهره	voy	ساعت
-۴e - ۳	۰,۶	۵e - ۳	۰,۲	۰,۰۳	۰,۴	۱
۰,۱۵	۰,۶	۰,۷۵	۰,۲	۰,۴۶	۰,۴	۳
۰,۹۵	۰,۶	۱,۰۹	۰,۲	۱	۰,۴	۵
۱,۶	۰,۶	۲,۴	۰,۲	۱,۹۵	۰,۴	۸

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

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

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

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



شکل ۶. ساختار کلی منطق سیستم کنترل.

سرعت اولیه شروع مانور و شاعر اجرای مانور است. همانطورکه در جدول ۱ مشاهده می‌شود، یک دسته اطلاعات مانور وجود دارد که مقدار بهره مرتبه 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 لونبرگ - مارکوارت، که به صورت میانگین مربعات خطأ تعریف شده، بعد از ۴۷ تکرار به مقدار ۸ - ۶,۲۸e رسانیده و الگوریتم متوقف شده است. مقدار وزن‌ها و بایس‌های شبکه‌ی عصبی پرسپترون در جدول ۲ و جدول ۳ نمایه شده است.

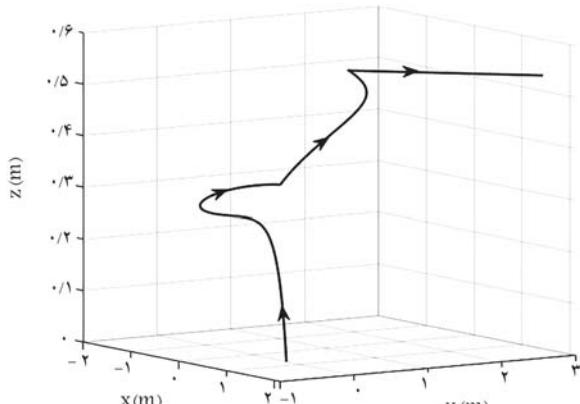
نمای کلی ساختار منطق کنترلی حاکم بر سیستم در شکل ۶ نمایه شده است. به طور کلی می‌توان گفت بعد از اتمام فرایند آموزش، سیگنال بخش ILC در حافظه ذخیره می‌شود. سپس به منظور استفاده از این سیگنال کنترلی در مانورهای مشابه، ابتدا شرایط اولیه شروع مانور و نوع مانور در اینجا تها یک نوع مانور وجود دارد که همان مانور 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 کنترل کننده‌ی 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 موقع بودن یا نبودن فرایند آموزش استفاده می‌شود ولی مانع از بیش برازش 22 نمی‌شود. در حدود ۱۵ 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 برازش استفاده می‌شود. می‌توان در حدود 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 برازش محض نشده است.

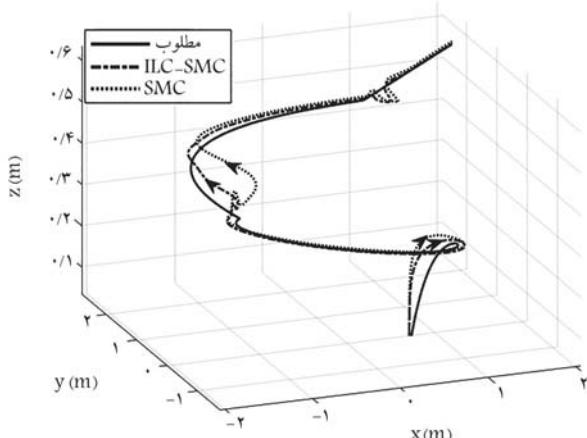
در جداول ۱ تا ۳ اطلاعات مربوط به شبکه‌ی عصبی و آموزش آن نمایه شده است. در جدول ۱، اطلاعات آموزش شبکه‌ی عصبی نمایه شده است. بهره‌های موجود در جدول، به صورت سعی و خطأ و به منظور کاهش خطای تعقیب مسیر مطلوب، هنگام استفاده از سیگنال کنترلی ذخیره شده است. در هنگام اجرای مانور حلقه عمودی، خطای تعقیب مسیر مطلوب در کانال γ بیشتر است. بنابراین در ادامه رفتار بلوك 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 اجرایشان نیز یکسان است. بنابراین تفاوت مانورهای در شتاب اجرای مانور

جدول ۴. پارامترهای دینامیک چهارپره.

m	d	b	L	I_{zz}	I_{yy}	I_{xx}	پارامتر
$0,4$	$9,1e-5$	$5,8e-3$	$0,2$	$0,02$	$0,01$	$0,01$	مقدار
kg	$kg.m^2$	$kg.m$	m	$kg.m^2$	$kg.m^2$	$kg.m^2$	واحد



شکل ۷. نمای سه بعدی مانور.



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

جدول ۵. ضرایب ترکیب روش کنترل مد لغزشی و روش تکرار آموز

ارتفاع	یاو	پیچ	رول	پارامتر
۳۰	۱۸۰	۵۰	۵۰	λ
۳۰	۱۶۰	۳۰	۳۰	η
۰,۴۵	۰,۶	۰,۳	۰,۳	P
۰,۳۲	۰,۲	۰,۱۵	۰,۱۵	D

گونه‌ای تنظیم شده‌اند که سیستم پایدار باشد و این دو کنترل کننده سارگاری مناسبی با یکدیگر داشته باشند. شرایط اولیه سیستم به صورت رابطه‌ی ۲۰ است.

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

توجه داشته باشید به منظور شبیه‌سازی عدم قطعیت، مقادیر I_{zz} , I_{yy} , I_{xx} , m و g ، با ۲۰ درصد خطأ 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 کنترل کننده 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 تشکل 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.

$$\begin{aligned} x_d &= \sin\left(\frac{t}{10}\pi + \frac{\pi}{4}\right) + 0,7 \\ y_d &= \sin\left(\frac{t}{10}\pi + \pi\right) \\ z_d &= 0,3 \end{aligned} \quad (17)$$

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.

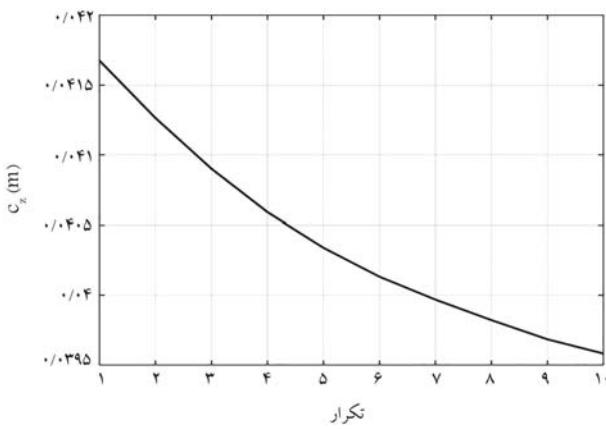
$$\begin{aligned} x_d &= -\sin\left(\frac{t}{10}\pi + \frac{\pi}{4}\right) - 0,9 \\ y_d &= -\sin\left(\frac{t}{10}\pi + \pi\right) + 0,95 \\ z_d &= 0,5t + 0,3 \end{aligned} \quad (18)$$

بخش سوم مانور:

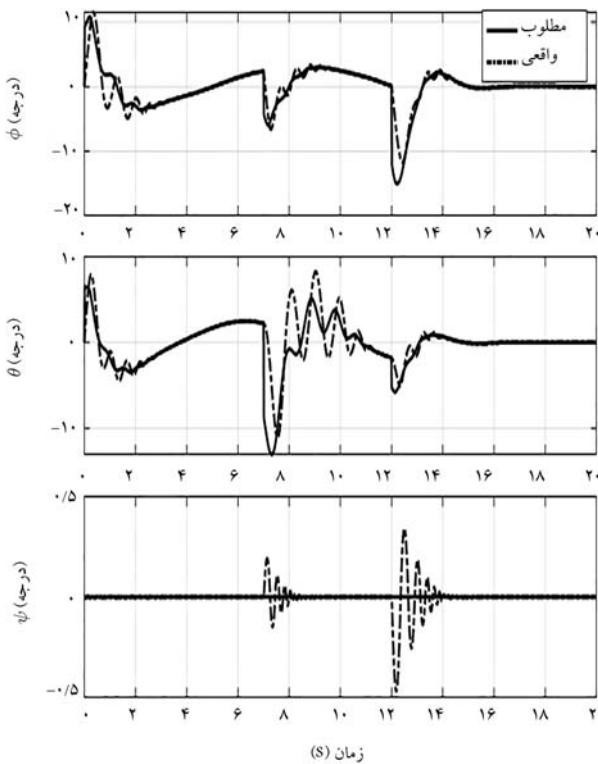
در این بخش چهارپره روی یک مسیر مستقیم بدون افزایش ارتفاع در صفحه y - x در حال حرکت است. معادله‌ی مربوط به این بخش از مانور به صورت رابطه‌ی ۱۹ است.

$$\begin{aligned} x_d &= 0,2t + 0,52 \\ y_d &= 0,2t + 0,95 \\ z_d &= 0,55 \end{aligned} \quad (19)$$

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 کنترل کننده به روش سعی و خطأ، به



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



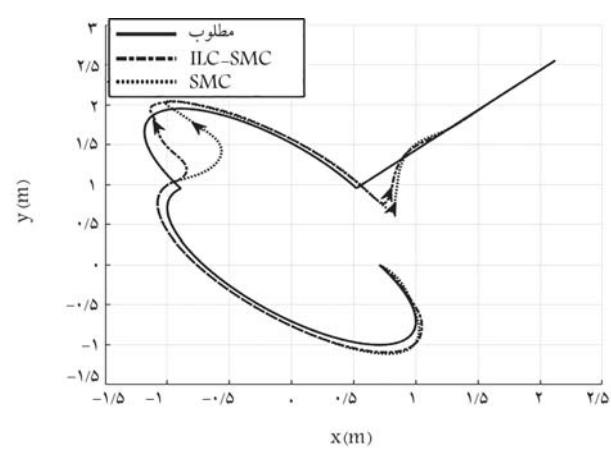
شکل ۱۳. مقایسه ورودی مطلوب و خروجی وضعیت سیستم.

حال برای بررسی انعطاف‌پذیری الگوریتم کنترل، ابتدا یک مانور مرسوم مانند حلقه عمودی، برای اجرا توسط چهار پره 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.

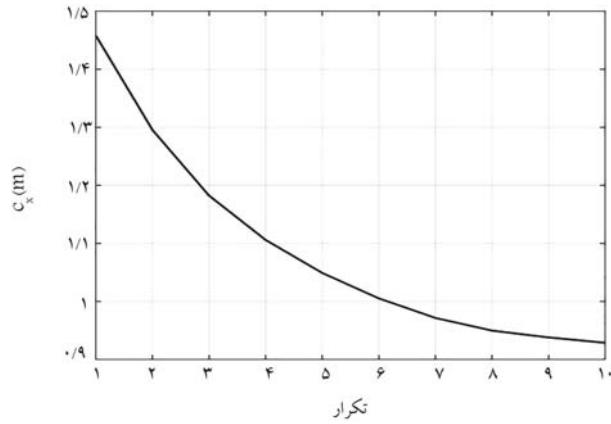
شعاع انجام مانور برابر با ۵ متر و سرعت اولیه شروع مانور برابر با $4^{\circ}/\text{س}$ متر بر ثانیه و در کانال x و z برابر با صفر است. چنان‌که در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود، این مانور در صفحه $z - y$ اجرا می‌شود.

$$\begin{aligned} x_d &= 3 \\ y_d &= r \times \sin\left(\frac{r\pi}{14}t\right) + 6 \\ z_d &= -r \times \sin\left(\frac{r\pi}{14}t + \frac{\pi}{4}\right) + 9 \end{aligned} \quad (21)$$

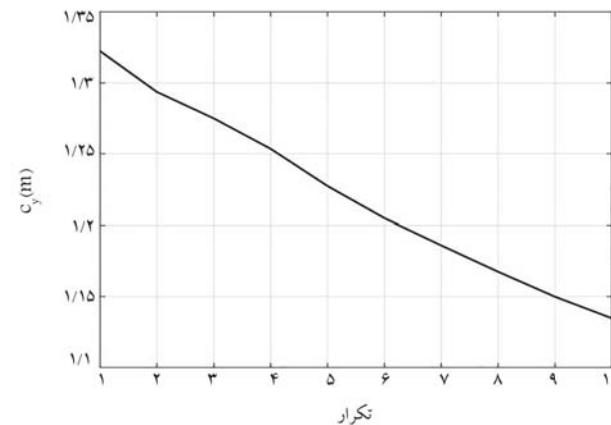
ابتدا این مانور با استفاده از سیگنال کنترلی تولید شده توسط رابطه‌ی ۱۴ و روش



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

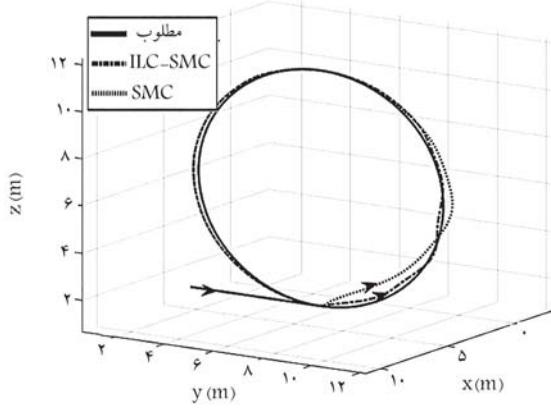


شکل ۱۰. کاهش انتگرال قدر مطلق خطا بر حسب تکرار برای حالت z .

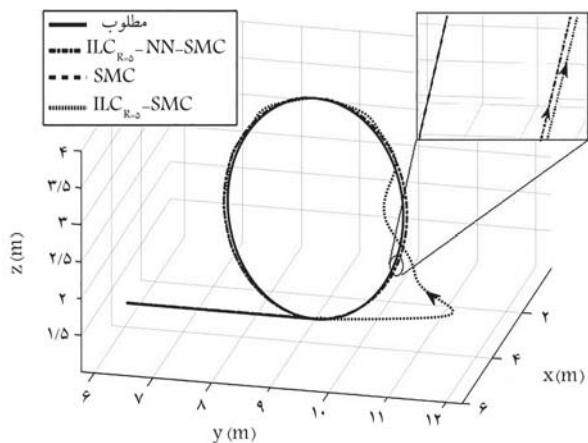


شکل ۱۱. کاهش انتگرال قدر مطلق خطا بر حسب تکرار برای حالت y .

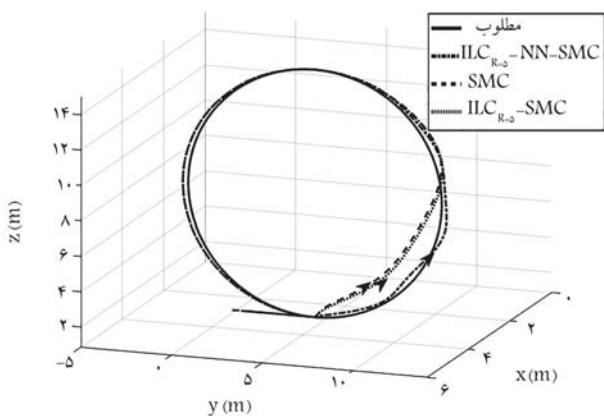
کنترل‌کننده‌ی طراحی شده در رابطه‌ی ۱۴ با کنترل مدل لغزشی ساده، رابطه‌ی ۱۳ مقایسه شده است. همانطورکه مشاهده می‌شود تعقیب مسیر مطلوب، در روش ترکیب کنترل تکرارآموز و کنترل مدل لغزشی، نسبت به کنترل مدل لغزشی ساده، بهتر انجام شده است. شکل‌های ۱۰، ۱۱ و ۱۲ کاهش انتگرال قدر مطلق خطا، x ، y و z را نشان می‌دهد. ترکیب کنترل مدل 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.

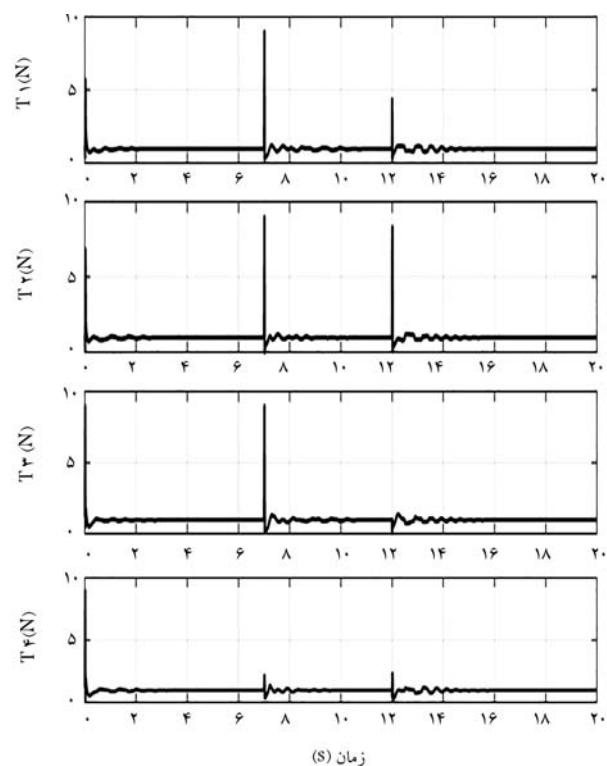


شکل ۱۷. تعقیب ورودی مطلوب برای مانور با شعاع ۱/۵ متر.

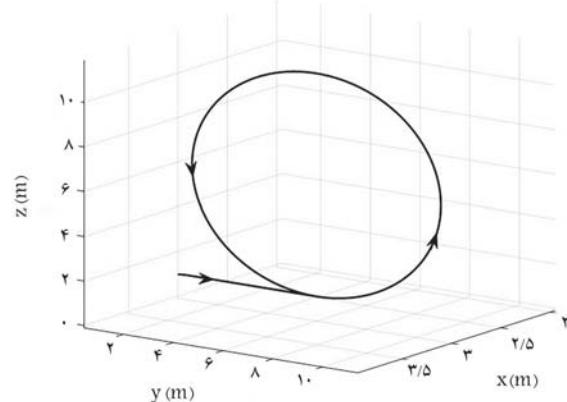


شکل ۱۸. تعقیب ورودی مطلوب برای مانور با شعاع ۷ متر.

اولیه شروع مانور در کanal y برابر با 30° متر بر ثانیه و در کاتال x و z برابر با صفر است. همچنین باید به این نکه توجه داشت که شرایط اولیه شروع این مانور با داده‌هایی که برای آموزش شبکه‌ی عصبی در نظر گرفته شده، تفاوت دارد و اگر شبکه‌ی چار بیش برازش 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 ۱۹. تراست تولید شده بر حسب زمان.



شکل ۲۰. نمای کلی مانور حلقه عمودی.

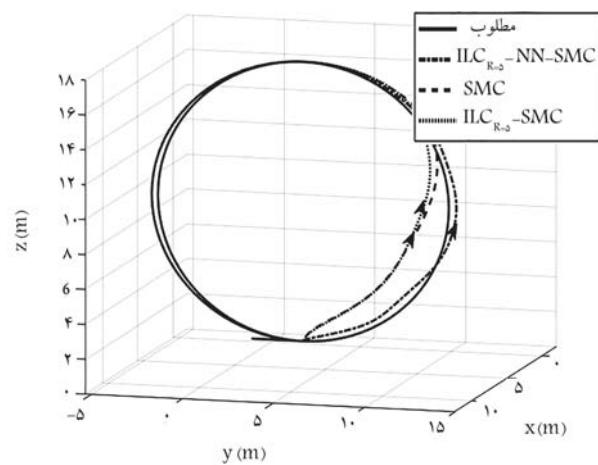
کنترل مد لغزشی ساده، رابطه‌ی ۱۳، اجرا شده و سیگنال کنترلی تولید شده توسط بخش تکرارآموز در حافظه ذخیره می‌شود. سپس از این سیگنال ذخیره شده در مانورهای مشابه استفاده خواهد شد. نتیجه‌ی این شبیه‌سازی در شکل ۱۶ نمایه شده است. همانطور که انتظار داشتیم، در این مانور نیز کنترل ترکیبی مطرح شده در رابطه‌ی ۱۴، 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 کanal y برابر با 6° متر بر ثانیه و در کاتال 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

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، دستور کنترلی بزرگ تری به سیستم اعمال شده و این باعث انحراف پرندۀ 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. همچین 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.

چنان‌که 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، مدد نظر بود. به همین دلیل در ابتدا بلور کنترل تکرارآموز به صورت موازی و برون خط به کنترل مدد لغزشی اضافه شد. روش مطرّح شده به عنوان کنترل‌کننده بر روی دینامیک چهارپره شبیه‌سازی شد. نتایج حاصله نشان داد که روش کنترلی مطرّح شده، در تعقیب ورودی مطلوب، عملکرد بهتری نسبت به روش مدد 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 - مارکوارت 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، تقاضه 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.



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

شبکه‌ی عصبی آموزش دیده وارد محدوده‌ی بیش‌برازش محض نشده است. نحوه اجرای مانور با استفاده از شبکه‌ی عصبی و کنترل مدد لغزشی، برای مانوری با شعاع ۸ متر را نشان می‌دهد. در این مانور سرعت اولیه شروع مانور در کانال y برابر با $2/0$ متر بر ثانیه و در کانال x و z برابر با صفر است. چنان‌که در شکل‌های ۱۷ تا ۱۹ مشاهده می‌شود، اگر از سیگنال کنترلی بخش ILC به صورت مستقیم در مانورهای مشابه استفاده شود، یا تأثیر نامطلوب خواهد داشت (شکل ۱۷)، یا تأثیر آن سیار کم است (شکل ۱۸). همچنین در شکل‌های مذکور اثرگذاری مشتّت حضور شبکه‌ی عصبی به منظور استفاده مجدد از سیگنال کنترلی 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 پرندۀ از مسیر مطلوب شده است. این پدیده قبل توجیه است زیرا سیگنال

پانوشت‌ها

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

(References) مراجع

1. Moore, Kevin L., *Iterative Learning Control for Deterministic Systems*, In Springer-Verlag, pp. 948-949 (1993).
2. Longman, R.W. "Iterative learning control and repetitive control for engineering practice", *International Journal of Control*, **73**(10), pp. 930-954 (2000).
3. 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).
4. Amann, N., Owens, D.H., Rogers, E. and et al. "An H_∞ approach to linear iterative learning control design", *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, **10**(6), pp. 767-781 (1996).
5. Chen, Y. and Wen, C. eds., *Iterative Learning Control: Convergence, robustness and applications*, Ed, 1th Edn, Springer London (1999).
6. Goldsmith, P.B. "On the equivalence of causal LTI iterative learning control and feedback control", *Automatica*, **38**(4), pp. 703-708 (2004).
7. 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).
8. Bristow, D.A. and Tharayil, M. "A learning-based method for high-performance tracking control", *IEEE Control Systems Magazine*, **26**, pp. 96-114 (2006).
9. 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).
10. 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).
11. 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).
12. 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-PapersOnLine*, **48**(28), pp. 368-373 (2015).
13. 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).
14. 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).
15. 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).
16. 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).
17. 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).
18. 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).
19. 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).
20. Schöllig, A. and D'Andrea, R. "Optimization-based iterative learning control for trajectory tracking", *In 2009 European Control Conference (ECC)*, pp. 1505-1510 (2009).
21. Hock, A. and Schoellig, A.P. "Distributed iterative learning control for multi-agent systems", *Autonomous Robots*, **43**(8), pp. 1989-2010 (2019).
22. Dong, J. and He, B. "Novel fuzzy PID-type iterative learning control for quadrotor UAV", *Sensors*, **19**(1), p. 24 (2019).
23. 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).
24. Norouzi, A. and Koch, C.R. "Integration of PD-type iterative learning control with adaptive sliding mode control", *IFAC-PapersOnLine*, **53**(2), pp. 6213-6218 (2020).
25. 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).
26. 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).
27. Slotine, J.J.E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall, Ed., 1th End, p. 705 (1991).
28. 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).
29. 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).
30. 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^{۰۰۱۵} بر اساس دیدگاه اویلری - لاگرانژی

علی کانوزی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

میراعلم مهدی * (دانشیار)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی

در این تحقیق برای بررسی شدت فرسایش ناشی از حباب‌زایی (کاویتاسیون)، رفتار حباب اطراف هیدروفویل دوبعدی NACA^{۰۰۱۵} با استفاده از دیدگاه اویلری - لاگرانژی شبیه‌سازی شده است. بررسی درشت مقیاس (ماکروسکوپیک) جریان حباب‌زایی توسط مدل مخلوط همگن (روش اویلری) و مسیر حرکت حباب براساس نیروهای وارد، با استفاده از قانون دوم نیوتون و توسعه کد عددی مشخص شد (روش لاگرانژی). برای ادغام نتایج به دست آمده و حل آنها از روش رانج-کوتا 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 نزد رشد حباب پیشتر شده و با افزایش شعاع حباب، شدت فرسایش افزایش می‌یابد. مکان احتمالی فرسایش در محدوده 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.

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

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

۱. مقدمه

در معرض حباب‌زایی قرار دارند - نظیر هیدروفویل، پروانه کشته، پیپ، نازل‌های پاشش سوخت و ... می‌شود. در سال ۱۹۵۵ نپ^[۱] اولین کسی بود که در تونل آب سرعت بالای دانشگاه کالیفرنیا آزمایش‌هایی در زمینه‌ی 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 حفره‌ی ثابت حباب‌زایی را نشان می‌دادند. کاتو و همکاران^[۲] 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.

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

حباب‌زایی^[۱] (کاویتاسیون)، رشد و فروریزش شدید هسته حباب هنگام قلل گرفتن در معرض تغییرات فشار زیاد در مایع است.^[۱] 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 دیگر اقسام فازی یک ماده، یعنی منحنی که فازهای جامد، مایع و گاز یک ماده را در دماهای مختلف از هم جدا می‌کند، بیان شده است.^[۲] بسیاری از سیستم‌های هیدرولیکی طراحی شده توسط مهندسین 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 ناحیه‌یی با فشار بیشتر بریند به شدت فرو میریزند. فروریزش را می‌توان مانند یک شوک در سیستم‌های مکانیکی در نظر گرفت. وقوع این شوک، باعث از بین رفت فاصله استاندارد تعییه شده بین قطعات نزدیک هم می‌شود، در نتیجه بسته به اندازه و شدت حباب‌زایی ممکن است کاهش عملکرد، سروصدای ارتعاشات و فرسایش رخ دهد. فرسایش ناشی از حباب‌زایی باعث ایجاد خسارات جدی به قطعاتی که

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

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 فرایش ناشی از برخورد موج فشاری پیش‌بینی شده است.

صورت می‌گیرد. ساگر و ال موکتار^[۵] فروریزش حباب‌زایی نزدیک سطح جامد در جریان سه بعدی را بررسی کردند. آنها از روش کسر حجمی (VoF)^[۵] 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 پارامترهای همچون زمان فروریزش، پیش‌بینی سرعت، سرعت جت نزدیک دیواره و فشار ضربه را نزدیک به آزمایشات پیش‌بینی کردند.

۲. روش عددی

۱.۲. روش عددی مربوط به جریان حباب‌زایی

برای شبیه‌سازی جریان دوفاز از مدل ترکیبی^[۶] استفاده شده است. در این مدل جریان به صورت ترکیبی همگن از دو فاز تراکم‌ناپذیر و هم‌دمای رفتار می‌کند. معادلات دیnamیکی رفتار حباب حل شده و اطلاعات مربوط به میدان فشار و سرعت در هندسه مورد نظر به صورت درشت‌مقیاس (اویلری) و بدون در نظر گرفتن جزئیات دینامیکی رفتار حباب حل شده، تخمینی از میزان و محل احتمالی وقوع فرایش ابری از عنوان سازوکار اصلی ایجاد خسارت در نظر گرفته شده است. برآسانس این مدل، ابتدا جریان حول

هندسه مورد نظر به صورت درشت‌مقیاس (اویلری) و به میدان فشار و سرعت در 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 (اگرانزی) مورد بررسی قرار گرفته و به کمک توابع موجود برای ارزیابی شدت موج فشاری متشر شده، تخمینی از میزان و محل احتمالی وقوع فرایش روی هندسه مورد نظر به دست می‌آید. آنها بازه‌هایی از اعداد حباب‌زایی را امتحان کردند و نشان دادند که پیشترین انرژی برای حباب‌ها و در نزدیکی حفره‌ی حباب‌زایی اتفاق می‌افتد. مائدا و کولونیوس^[۷] روش اویلری - لاگرانزی برای حباب‌زایی ابری ناشی از امواج فشاری قوی را شبیه‌سازی کردند، آنها برای کاهش محاسبات فاز پیوسته را از حالت سه بعدی به دو بعدی تبدیل کرده و معادله‌ی حجم متوسط را برای دینامیک حباب گستته به کار برده‌اند و نوشتند که این روش قادر است اندازه‌های مختلفی از دینامیک حباب‌زایی ابری را در برگیرد. راستوف و همکاران^[۸] نیز برای روش اویلری - لاگرانزی فروریزش درشت‌مقیاس ابر حباب‌زایی (۱۲۵۰۰ حباب گازی) را شبیه‌سازی کردند و دریافتند که فریکانس 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 همسایکی آنها تحت تأثیر قرار می‌گیرد و در نهایت دریافتند که نزدیکی حباب‌زایی را در هندسه می‌تغییر می‌کند. پاکیوه و همکاران^[۹] با روش اویلری - لاگرانزی فروریزش تک حباب هوا نزدیک دیواره‌ی قابل تغییر شکل ناشی از ضربه‌ی امواج پرفسیور شکل دیواره و پیش‌بینی این نتیجه رسانیدند که روش یک طرفه در نشان دادن تغییر شکل دیواره و پیش‌بینی دقیق نیروی واردۀ ناتوان است. همچنین در بررسی روش دوطرفه نشان دادند که دامنه‌ی نیروی واردۀ در طول تغییر شکل دیواره معادل ۹/۹ درصد میرا می‌شود. اثمر میرایی 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 ناوبر-استوکس^[۱۰] (روش اویلری) و رفتار ریز‌مقیاس حباب در جریان به وسیله دینامیک حباب (روش لاگرانزی) روی هیدروفیل ۱۵ NACA^{۰۰} انجام شد، تا اثرات واقعی جریان برای پیش‌بینی شروع حباب‌زایی^[۱۱] و فرایش مطالعه شود. میدان جریان توسط نرم افزار فلاؤنت حل شده، توزیع سرعت و فشار به دست آمده، ورودی برنامه‌یی که در مطلب نوشته شده است، قرار می‌گیرد. با حل عددی معادلات دیفرانسیل مربوط به حرکت حباب و تغییر شعاع حباب، دینامیک حباب شبیه‌سازی می‌شود. دینامیک حباب برخلاف شبیه‌سازی‌های انجام شده و فروریزش حباب‌ها را نیز نشان می‌دهد، لذا میزان انتشار امواج فشاری و تخمین محل فرایش 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.

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

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

$$-\nabla P + \nabla \cdot [\mu_m (\nabla v_m + \nabla v_m^T)] + \rho_m g (2)$$

در این مدل v_m و P به ترتیب سرعت و فشار جریان همگن و ρ_m چگالی مخلوط m گرانیوی مخلوط هستند. مدل حباب‌زایی استفاده شده در این تحقیق مدل اسکنر و سویر^[۱۰] است. برای به دست آوردن دقیق انتقال جرم مایع به بخار معادله‌ی کسر حجمی بخار عبارت است از:

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

که عبارت کلی جرم چشممه عبارت است از:

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

شکل نهایی این مدل چنین است:
اگر $p_v \geq p$ باشد:

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

اگر $p_v < p$ باشد:

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

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

۲. روش عددی مربوط به حباب حباب‌زایی

۲.۱. شبیه‌سازی نوسانات حباب

رفتار حباب برخاسته از گردانی فشار ناشی از جریان است. معادله‌ی اصلاح شده رایلی - پلیست - کیلر - هرینگ^[۱۱] رفتار تراکم‌پذیر حباب هنگامی که سرعت فروریزش حباب نزدیک سرعت صوت می‌شود و نیز سرعت لغزش بین حباب و مایع متحرك 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 می شود:

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

که k_l و k_d ثابت های تناسب، انتگرال و مشتق کنترل کننده هستند و به ترتیب مقدار آنها $0/075$ و $0/01$ است. مقدار TOL بسته به شرایط مسئله متغیر است و عدد $1/0$ برای موضوع مورد بررسی ما جواب های قابل قبولی ارائه کرده است.

۳.۲. ارزیابی موج فشاری و شدت فرسایش حباب زایی

بعد از عبور از ناحیه کم فشار و رشد حباب، فشار محیطی سبب فروبریش حباب می شود. در طول فرایند فروبریش امواج شوک^{۲۱} به سیال ساطع می شود. امواج فشاری موجب فشار ضربه^{۲۲} شده و به سطح ماده آسیب می زند و باعث فرسایش سطح می شود. فشار در مابع در فاصله r از مرکز حباب به صورت زیر است:

$$p(r, t) = p_0 + \rho \left(-\frac{f'}{r} - \frac{f''}{2r^2} - \frac{1}{2c} \left(\frac{f'''}{cr^2} + \frac{2ff'}{r^3} \right) \right) \quad (13)$$

f و f' مشتق تابع f است.^[۱۶]

بر اساس معادله ارائه شده توسط سویاما و همکاران^[۲۳] انرژی از طرف هر ضربه به صورت زیر محاسبه می شود:

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

در این I_i و A_i به ترتیب از راست به چپ انرژی آکوستیک، مدت زمان وارد شده و مساحت مؤثrend. p_i فشار ضربه ای وارد شده بر سطح دیواره است که از رابطه ای $1/3$ به دست می آید. در صورتی که المان های c ، ρ و τ_i را ثابت فرض کنیم، با انتگرال گیری از عبارت به دست آمده رابطه^{۱۵} استخراج می شود:

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

در نهایت انرژی کلی ضربات ناشی از حباب زایی که حاصل ابیشت تمامی ضربات روی یکدیگر است، از رابطه^{۱۶} به دست می آید:

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

۳. بررسی نتایج

جزیره^{۱۵} و حرکت حباب اطراف هیدروفویل دو بعدی NACA^{۰۰۱۵} به طول وتر 70 mm بررسی شد. شبکه^{۱۶} C گونه اطراف هیدروفویل قرار داده شده است (شکل ۱).

استقلال از شبکه برای سه شبکه با گره های 30×35 ، 30×40 و 40×50 بررسی شد که در نتایج به دست آمده تغییرات زیادی با این سه شبکه مشاهده نشد. لذا برای اطمینان خاطر شبکه دوم برای ادامه بررسی ها 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:

$$(1 - \frac{\dot{R}}{C}) R \ddot{R} + (\frac{3}{2} - \frac{\dot{R}}{2C}) \dot{R}^2 = \frac{1}{\rho} (1 + \frac{\dot{R}}{C} + \frac{R}{C} \frac{d}{dt}) [p_v + p_{g^*} (\frac{R^*}{R})^{CK} - P_{avg}] - \frac{2\gamma}{R} + \frac{4\mu}{R} \dot{R} + \frac{1}{4} (U_{avg} - U_b)^2 \quad (7)$$

در معادله^۷ C ، ρ ، γ و μ به ترتیب نمایانگر سرعت در مابع چگالی مابع، تنش سطحی و گرانزوی R ، \dot{R} و P_{avg} به ترتیب از راست به چپ شعاع، سرعت دیواره و شتاب حباب هستند. p_v فشار بخار و p_{g^*} فشار اولیه حباب هستند. P_{avg} و U_{avg} متوسط فشار و سرعت اطراف حباب خواهد بود و U_b ضریب پلی تروپیک گاز است.

۲.۲. شبیه سازی حرکت حباب

حرکت حباب بر اساس معادله^۷ دوم قانون نیوتون شبیه سازی می شود. یکی از راهکارهای کاهش هزینه محاسباتی دیدگاه لاگرانژی استفاده از مدل فاز گستته (DPM) است. در این روش سیال به عنوان یک محیط پیوسته در نظر گرفته می شود، در حالی که فاز گستته با ردبایی تعداد زیادی از ذرات در میدان جریان محاسبه شده، حل می شود. ماسکی و رابطی^{۱۵} معادله^۷ حرکت حباب را ارائه دادند که نیروهای اعمال شده عبارت اند از:

$$\rho_b \nabla_b \frac{d\vec{U}_b}{dt} = \nabla_b (\rho_b - \rho) g \vec{j} + \nabla_b \nabla \vec{p} \\ + \frac{1}{2} \rho A_b C_d (\vec{U} - \vec{U}_b) \left| \vec{U} - \vec{U}_b \right| \\ + \frac{1}{2} \rho \nabla_b \left(\frac{d\vec{U}}{dt} - \frac{d\vec{U}_b}{dt} \right) \quad (8)$$

در معادله^۸، اندیس b مربوط به حباب و بقیه موارد مربوط به سیال متوجه است. ∇_b حجم حباب $\frac{1}{3}\pi R^3$ و A_b سطح حباب μR^2 است. C_d ضریب درگ است که به صورت تجربی توسط هاپمن و مورتن^[۱۶] به دست آمده است:

$$C_d = \frac{24}{Re_b} (1 + 0.197 Re_b^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re_b^{1.38}) \quad (9)$$

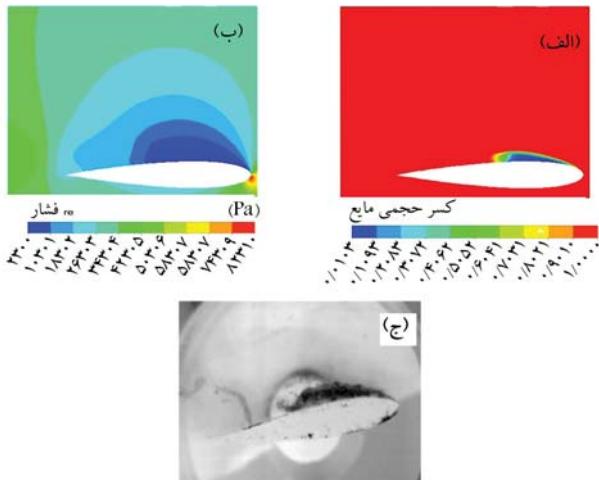
که عدد Re_b عدد رینولدز حباب است:

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

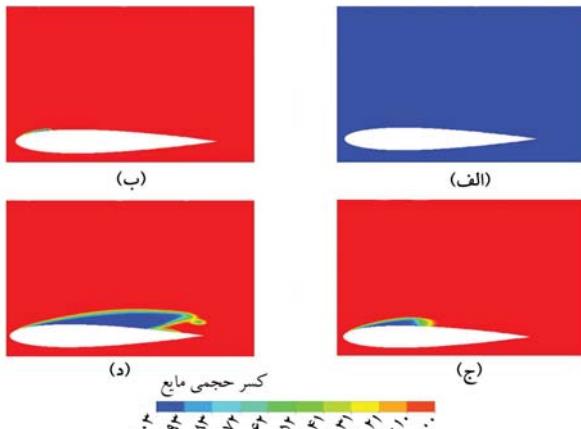
v گرانزوی سینماتیک است. نیروهای موجود در سمت راست تساوی به ترتیب عبارت اند از: نیروی شناوری، نیروی ناشی از گردایان فشار، نیروی پسا و نیروی جرم افزوده که در اثر شتاب حباب در سیال ایجاد می شود.

۳.۲.۲. حل معادله^۷ دیفرانسیلی و گام زمانی متغیر معادلات^۷ و ^۸ یک مجموعه معادلات دیفرانسیلی معمولی (ODE) را تشکیل می دهند. برای حل این معادله از روش رانج کوتای مرتبه^{۱۷} چهار با گام زمانی متغیر استفاده شده است. استفاده از گام زمانی متغیر سرعت حل این معادله را بسیار کاهش داده است. چنان که هریرو و انر^{۱۹} (۱۹۹۱ میلادی) اشاره کردنده که برای حل معادلات ODE می توان از کنترل کننده PID^{۲۰} برای کنترل گام زمانی استفاده کرد. در این روش تابع e_n برای تغییر شعاع تعریف شده است:^[۱۵]

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



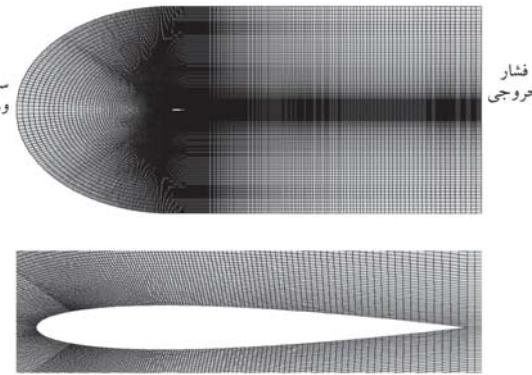
شکل ۲. مقایسه‌ی: (الف) توزیع کسر حجمی مایع؛ ب) توزیع فشار؛ ج) نتایج تجربی برای هیدروفولیم ۱۵.NACA^{۰۰}.^[۱۸]



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 آنچه که در همین رابطه اعداد حباب‌زایی (انتقالی) و سوپرحباب‌زایی آغازین، حباب‌زایی توسعه‌یافته (زیرحباب‌زایی و حباب‌زایی انتقالی) می‌شود. در هر کدام شرایط خاصی از حباب‌زایی را دارند، انتخاب شده و (شکل ۳) کسر حجمی مایع مربوط به هر کدام از اعداد را نشان می‌دهد. طبق آنچه که بیان شد در شکل ۳ الف جریان تک فارم مشاهده می‌شود. شکل ۳ ب شروع حباب‌زایی رخ داده است. در شکل ۳ ج حباب‌زایی توسعه‌یافته^{۲۱} و در شکل ۳ د سوپرحباب‌زایی^{۲۲} 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 فوریزش حباب برای شعاع‌های اولیه $50 \mu\text{m}$ ، $100 \mu\text{m}$ و $200 \mu\text{m}$ شبیه‌سازی شد.

در نمودارهای شکل ۴ محور عمودی نسبت شعاع حباب به شعاع اولیه و محور افقی، طول و تر در مسیر حرکت حباب است. شکل ۴ الف مربوط به شعاع اولیه $50 \mu\text{m}$ است. فرایند رشد حباب در این شعاع نسبت به شعاع‌های دیگر بسیار کمتر است، طوری که در حالت $\sigma = 5$ بعد از طی مسیری از طول و ترازویش شعاع نزدیک به ۸ برابری را به صورت لحظه‌یی احساس کرده، در حالت $\sigma = 5$ 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 پسان ^۲	ضریب برآ ^۱
۱	۳۰۳۵۰	۰/۰۳۹۹	۰/۳۱۵
۲	۷۸۶۰۰	۰/۰۴۱۷	۰/۳۱۸
۳	۱۵۶۵۰۰	۰/۰۴۲۸	۰/۳۲۳
درصد خط شبکه ۱ و ۳	درصد خط شبکه ۱ و ۳	%۷/۲۶	%۲/۵۳

^۱lift coefficient

^۲drag coefficient

۱ صحت مطالب گفته شده را نشان می‌دهد. شرایط مرزی اعمال شده، سرعت ورودی $20 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ با زاویه‌ی حمله‌ی 7° درجه و فشار خروجی^{۲۴} برای هیدروفولی هستند. برخورد سیال با دیواره‌های هیدروفولی بدون لغزش در نظر گرفته شده است. در نواحی نزدیک به دیواره، از شبکه‌بندی لایه‌مرزی به منظور رویت هرچه بهتر گرادیان‌ها استفاده شده است. اولین گره کنار دیواره طوری قرار گرفته است که $y^+ < 50$ باشد. به علت وجود گرادیان‌های شدید در جریان از مدل آشفتگی $\epsilon = k$ برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده شده است. برای شبیه‌سازی جریان دوفاز از مدل مخلوط^{۲۷} استفاده شده است.

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

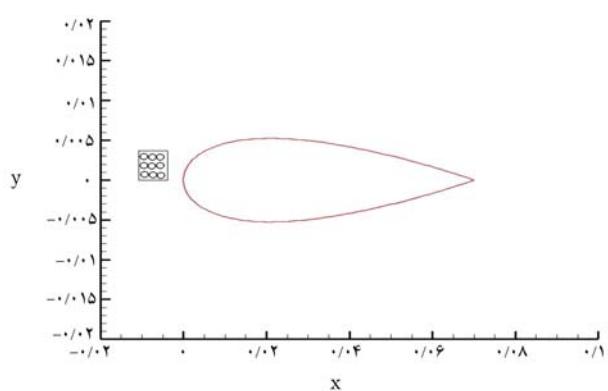
عدد حباب‌زایی نیز به صورت زیر تعریف شده است:

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

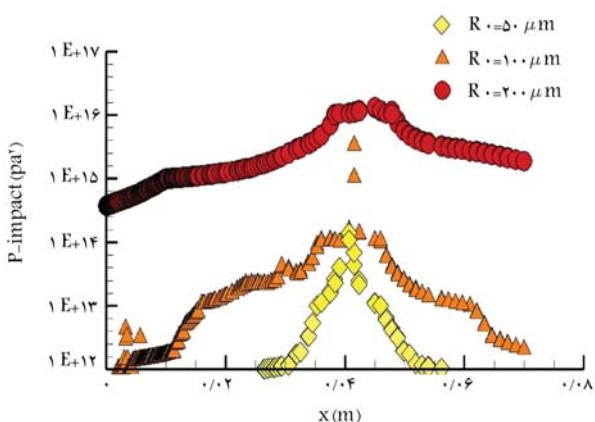
که در آن، P_{in} فشار ورودی، P_v فشار بخار، ρ_{in} چگالی سیال و U_{in} سرعت ورودی هستند.

۱.۳. بررسی رفتار حباب

در این بخش رفتار حباب برای اعداد حباب‌زایی مختلف بررسی شده است. هر جریانی - 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 هرحال، هرگاه عدد حباب‌زایی کاوش یابد، فرایند هسته‌زایی^{۲۸} در برخی از اعداد حباب‌زایی خاص در ابتدا رخ می‌دهد که به عدد حباب‌زایی آغازین^{۲۹} 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^{۳۲} شوند و این دلالت می‌کند که وقوف آغازین حباب‌زایی برای جریان با هسته‌های بزرگ‌تر بهتر قابل مشاهده است.

۲.۳. پیش‌بینی کمی فرسایش حباب‌زایی

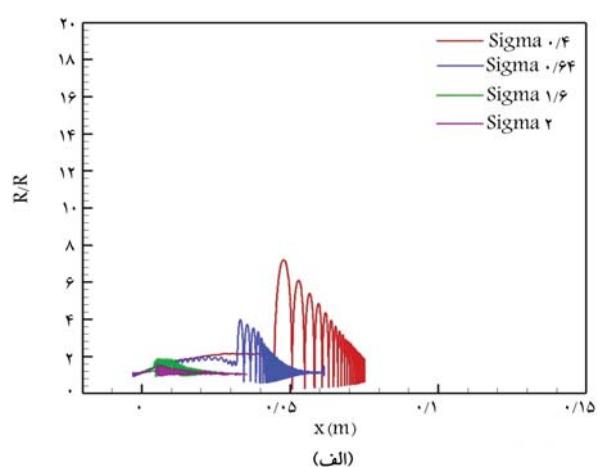
در این قسمت پیش‌بینی کمی فرسایش حباب زایی حول هیدروفویل مورد نظر بررسی می‌شود. شعاع حباب در طول مسیر بسته به گردایان فشاری در حال تغییر برآورد می‌شود، اما مشخص است که فقط برخی از این تغییرات به عنوان فوریزیش ثالثی شده و مابقی، نوسانات عادی حباب هستند؛ لذا دو شرط کلی به عنوان شروط فوتوپلزی، در نظر گرفته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

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

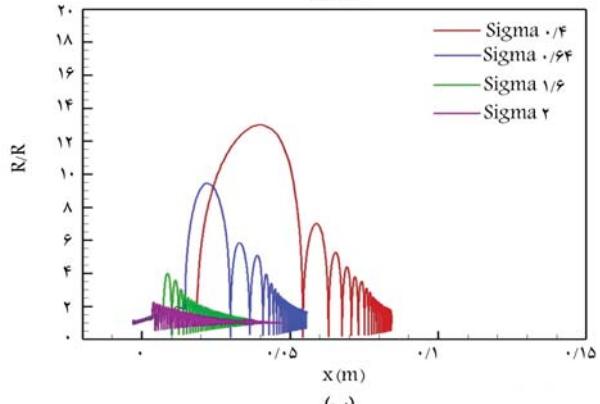
۲. فشار داخلی حباب سشتر از ۱ Mpa باشد.

برای بررسی اثرات شعاع اولیه بر میران فرسایش سه دسته ۵۰ تابی حباب در نزدیکی بیهوده از هیدروفوپل رها شده تا رفتار آنها مطالعه قرار گیرد. شکل ۵ شماتیک دسته حباب های رها شده را نشان می دهد.

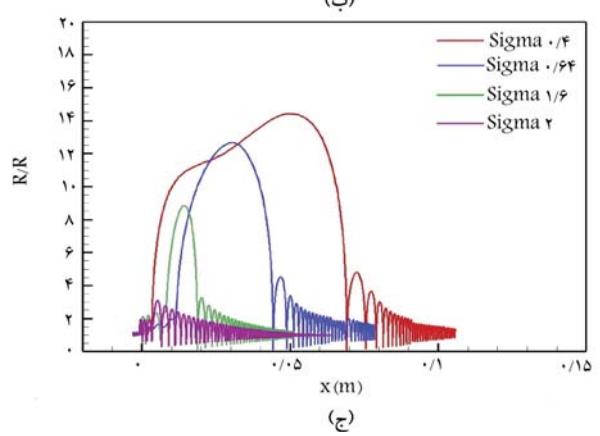
در شکل ۶ مجموع قدرت ضربات وارد شده به سطح مکش 34 هیدروفویل به تفکیک اندازه حباب‌ها برای $0/94 = \sigma$ نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، با بزرگ‌تر شدن شعاع اولیه قدرت فرسایش حباب‌ها نیز زیاد می‌شود، به طوری که قدرت فرسایش حباب‌ها با شعاع اولیه μm 200 تقریباً 5 ده برابر قدرت



(الف)



x(n)



مختلف برای شعاع‌های اولیه.

که برای $\sigma = 2$ حباب اطراف شعاع اولیه خود فقط نوسان می‌کند. به همین
نسبت افزایش شعاع در شعاع اولیه μm ، نسبت به حالت قابلی بیشتر
است (شکل ۴ ب). در حالت آخر بیشترین افزایش شعاع مشاهده می‌شود. برای
 $\sigma = 0$ افزایش نزدیک به 15 برابری، $\sigma = 0/64$ افزایش نزدیک به 13 برابر
 $\sigma = 1/6$ افزایش 9 برابری و $\sigma = 2$ افزایش 3 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 منطقه‌ای حباب زایی بیشتر به عدد حباب زایی حساس می‌شود، یعنی
برای شعاع‌های اولیه کوچک‌تر تغییرات جزئی عدد حباب زایی ممکن است رشد
متغیر حباب را نامتعادل کند. همچنین این موضوع برداشت می‌شود که زمان پاسخ

همکاران^[۲۳] نیز در مقاله‌ی که نزخ سوراخ‌های ایجاد شده در اثر فرسایش روی هیدروفویل ۱۵ NACA^{۰۰} بررسی کردند، به این نتیجه رسیدند که محتمل‌ترین مکان بین ۶۰ تا ۸۰ درصد از طول وتر است که با نتایج تحقیق هم‌خوانی نسبتاً خوبی دارد. ایشان در تحقیقی دیگر روی هیدروفویل ۱۱/۷ Clark Y توزیع انرژی وارد شده برای چند عدد حباب‌زایی مختلف را نشان دادند که برای عدد حباب‌زایی ۶/۶ که شرایطی مانند شرایط پژوهش را دارد، اوج انرژی را در محدوده‌ی ۶۰ درصدی طول وتر بیان کردند.^[۲۴]

در شکل ۷ موقوفیت 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 پراکنده‌گی 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 پراکنده‌گی فشار در سطح هیدروفویل می‌شود. افزایش تعداد فروریزش در دو محدوده‌ی مشخص شده ۱-۱۰ Gpa و ۱۰-۱۰۰۰ Mpa افزایش شعاع هم‌خوانی دارد، به طوری که هم در محدوده‌ی ضعیف تعداد فروریزش بیشتر شده و هم در محدوده‌ی قوی. صحبت مطلب گفته شده مبنی بر این که ناحیه‌ی انتهایی ۳۸-۰ m از طول وتر، محتمل‌ترین منطقه برای وقوع فرسایش است، نیز در تمامی شکل‌های موجود در شکل ۷ (الف) (ج) مشاهده می‌شود.

۴. نتیجه‌گیری

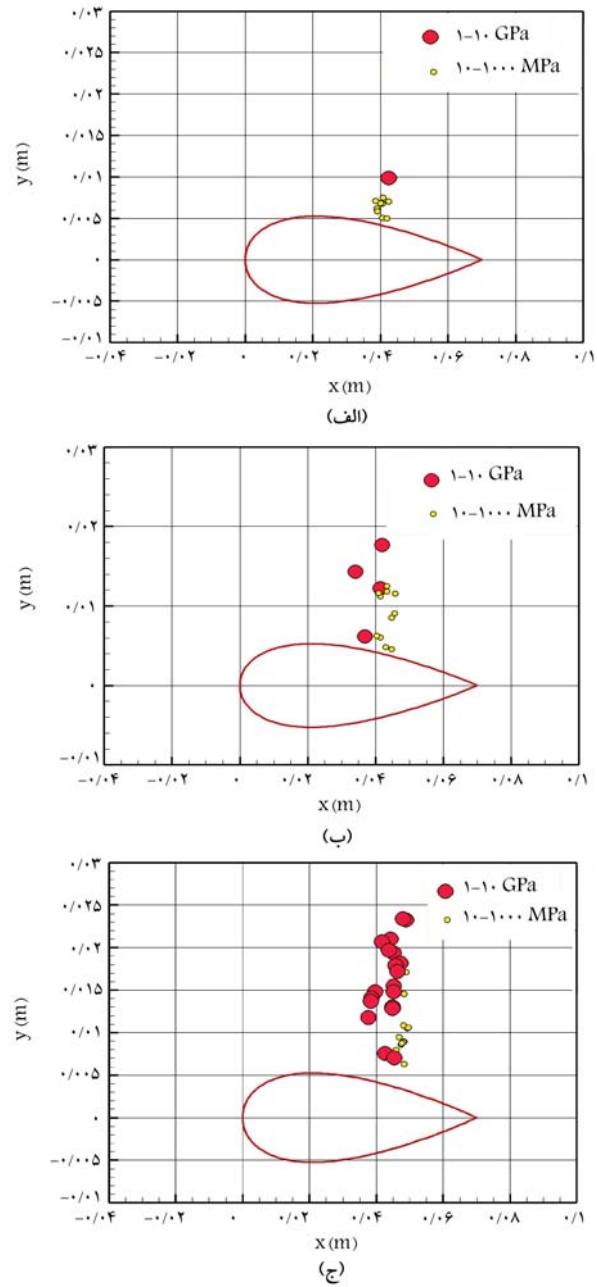
دینامیک حباب با استفاده از دیدگاه اویلری - لاگرانژی بر روی هیدروفویل NACA^{۰۰} ۱۵ بررسی شد. با استفاده از روش رانج کاتای مرتبه‌ی چهار توانستیم دیدگاه اویلری را با دیدگاه لاگرانژی جفت کرده و استفاده از گام زمانی متغیر سرعت حل را بسیار بالا ببریم. در این مقاله برای اعداد حباب‌زایی و شعاع اولیه مختلف، مسیر 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 نواوری‌های این پژوهش محسوب می‌شوند و نتایج آن عبارت است از:

۱. فرایند هسته‌زایی در اعداد حباب‌زایی آغازین نزخ می‌دهد و شروع حباب‌زایی با هسته‌های بزرگ‌تر بهتر قابل مشاهده است.
۲. با کاهش عدد حباب‌زایی، نزخ رشد شعاع حباب بیشتر می‌شود. در عدد حباب‌زایی ۴/۴ برای شعاع $200 \mu\text{m}$ مقدار افزایش ۱۴/۴ 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 پراکنده‌گی توزیع در سطح هیدروفویل نیز بیشتر می‌شود. به این صورت که برای حباب با شعاع اولیه $200 \mu\text{m}$ بیشینه مقدار موج فشاری $9/18 \text{ Gpa}$ در 63 m درصدی طول وتر هیدروفویل رخ داده است.

فهرست علامت

$$V(\frac{\text{m}}{\text{s}}) \quad \text{سرعت}$$

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



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

فرسایش حباب‌ها با شعاع $200 \mu\text{m}$ و نسبت به حباب‌های $50 \mu\text{m}$ به 100 برابر می‌رسد. طبق تحقیقات اوچایی و همکاران^[۲۰] و برگلمن و همکاران^[۲۱] 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 38 m از طول وتر است. بر اساس تحقیق نپ در سال ۱۹۵۲ در مورد حباب‌زایی ثابت روی هیدروفویل^[۲۲] 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

$P(N/m^4)$	فشار	$G(m/s^4)$	شتاب گرانش
$F(N)$	نیرو	$R(m)$	شعاع حباب
$\rho \left(\frac{Kg}{m^3} \right)$	چگالی	k	ضریب ثابت، ثابت پلی‌تروپیک
α	کسر حجمی	Re	عدد رینولدز
$v(m^4 s^{-1})$	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

منابع (References)

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).
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. KazukiMaeda and TimColonius. “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. ,Gigliotti, 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).

16. Keller, J.B. and Kolodner, I.I. " Damping of under-water 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> 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

سیدا دریاسی (کارشناس ارشد)
پژوهشکده میکروالکترونیک، دانشگاه ارومیه

امیرمهوسی ابادزی * (استادیار)

حامد قنبرور (دانشجوی کارشناسی)
گروه هندسی مکانیک، دانشکده فنی، دانشگاه ارومیه

سعید افربنگ (دانشیار)
پژوهشکده میکروالکترونیک، دانشگاه ارومیه

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

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، پهنهای 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 گردابان‌های مرتبه بالا بررسی می‌شود. همچنین، به منظور مطالعه‌ی جامع، فاکتورهای الکتریکی ساختار ریزمبدل خازنی از جمله ضریب توزیع 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.

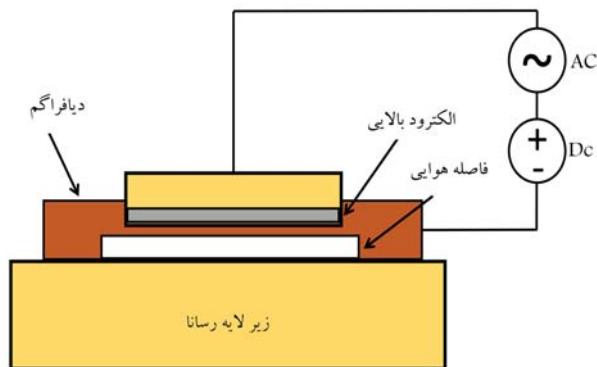
وازگان کلیدی: تصویربرداری پزشکی، سیستم‌های میکروالکترومکانیکی، ریزمبدل خازنی، تئوری گردابان‌های مرتبه‌ی بالا.

۱. مقدمه

مورد استفاده قرار گرفت، قادر به ارسال و دریافت امواج در زنج فرکانس $50\text{--}500\text{ مگاهرتز}$ تا 300 مگاهرتز می‌باشد. با توجه به زنج فرکانس‌های مختلف، نوع تصویربرداری و کاربرد آن متفاوت می‌باشد.^[۵-۶] 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 بالاکمک بزرگی به ایجاد تصاویر پزشکی با کیفیت و دقت بالا و هزینه بسیار کم نسبت به سایر روش‌ها می‌کند. تصویربرداری با سونوگرافی که حدود 25 درصد از روش‌های تصویربرداری بالینی را تشکیل می‌دهد، یکی از امن‌ترین ابزارهای تصویربرداری در کلینیک‌های پزشکی می‌باشد. این مبدل‌های فرماحتی از نظر ساختاری انواع گوناگونی دارند که از جمله پرکاربردترین آنها در حوزه پزشکی می‌توان به مبدل‌های پیزو الکتریک و الکترواستاتیک اشاره کرد.^[۷-۸] 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 و سیع تر

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.^[۹-۱۰] این تکنولوژی با استفاده از امواج مختلف برای کاربردهای گوناگون انجام می‌گیرد. اما تصویربرداری با امواج فرماحتی به دلیل اینمی بالا حمل و نقل آسان و هزینه کم نسبت به سایر روش‌ها بیشترین استفاده 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 فرماحتی که در سال ۱۹۷۰ در حوزه پزشکی

* نویسنده مسئول
تاریخ: دریافت ۲۳ آبان ۱۴۰۰، اصلاحیه ۳، ۱۴۰۰، پذیرش ۱۲۰۰، ۱۴۰۰.



شکل ۱. شماتیکی از مبدل نوع CMUT.

است. چرا که پهنانی 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 بیشینه‌ی انتقال انرژی در سیستم می‌شود. در واقع تصویر باوضوح بالا، با بیشینه‌ی 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 30 مگاریل (مگاریل) به طور قابل توجهی بالاتر از امپدانس اکوستیک سیال معمولی مانند آب $1/5 \text{ مگاریل}$ ^[۱۲] و یا امپدانس بافت‌های نرم انسان مانند چربی (6 مگاریل) ^[۱۳] 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.^[۴] از این رو، با بیشینه‌ی انتقال انرژی موثر در سیستم، ضریب انتقال الکتریکی سیستم بهبود خواهد یافت؛ این بدان معنی است که CMUT پهنانی باند وسیع تر و حساسیت بالاتر را در مقایسه با سایر روش‌ها ایجاد می‌کند.

محدوده فرکانسی، یک مستانه مهمی است که در طراحی وسایل پژوهشکی از جمله CMUT باید مورد توجه قرار گیرد. زیرا این پارامتر وضوح تصویر و موارد کاربرد این دستگاه را به طور مستقیم تعیین می‌کند.^{[۱۴] - [۱۵]} همچنین افزایش فرکانس ترنزیدوسر 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 پژوهشکی و مخصوصاً در تصویربرداری که مستقیماً با بدن انسان در تماس هستیم، ولتاژ بالا خطربناک است، از این رو بهترین راهکار طراحی یک پروب در ابعاد میکرو می‌باشد که قادر به انتقال و دریافت امواج فرماصوت با فرکانس بالا بدون افزایش ولتاژ باشد. امروزه این اهداف با طراحی و مدل‌سازی CMUT‌ها می‌سرشده است. بنا بر مزیت‌های ذکر شده و اهمیت این تکنولوژی، ریزمبدل‌های خازنی امروزه کاربرد سیار 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 درنظر گرفتن کاربرد وسیع این سازه‌ها در صنایع امروزی، مدل‌سازی و شبیه‌سازی این سازه‌ها اهمیت پیدا می‌کند. از طرفی چون تئوری‌های کلاسیک مکانیک با مقایه‌یمی که جهت مدل سازی به کار می‌برند، اثرات اندازه در آنها ظاهر نمی‌شود، در این مقاله با به کار بردن تئوری گرایان کرنش نشان داده‌یم که ابعاد و سایز مبدل چه تأثیراتی می‌تواند در رفتار استاتیکی و دینامیکی این سازه از لحاظ مکانیکی و همچنین روی ضریب تزویج الکترومکانیکی، فشار خروجی و حساسیت حسگر داشته باشد.

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

۲. پارامترهای موثر مبدل‌های خازنی

۲.۱. حساسیت گیرنده

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

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 ترنزیدوسر خازنی تیز شناخته می‌شود، در دوره‌های اخیر از جمله موضوعاتی بوده که بیشترین تحقیقات را در زمینه مهندسی پژوهشکی به خود جلب کرده است.^[۷] ایده استفاده از ریزمبدل‌های خازنی در ابتدا توسط هالر و خوری یوکاب در سال ۱۹۹۴ مطرح شد.^[۸] این مبدل شامل چندین جزء در یک آرایه می‌باشد که هر یک از این آرایه‌ها از چندین واحد خازنی کوچک تشکیل شده است. ساختمان اصلی CMUT شکل ۱ مشتمل از یک الکترود متحرک (دیافراگم) و یک الکترود ثابت است. با اعمال ولتاژ به این دو الکترود، خازنی به وجود می‌آید که با تغییر فاصله الکترودها مقدار آن تغییر می‌کند.^[۹] ولتاژ خارجی که بر الکتریکی بین صفحات را تأمین می‌کند، با استفاده از یک مدار مجتمع که پمپ ولتاژ یا پمپ بار نامیده می‌شود، تولید می‌شود. بخش اصلی تشکیل‌دهنده دستگاههای تصویربرداری فرماصوتی، مبدل فرماصوتی به منظور ارسال و دریافت امواج فرماصوتی می‌باشد. اعمال فشار آکوستیکی در قسمت گیرنده و اعمال بار الکترواستاتیکی متغیر با زمان در قسمت فرستنده منجر به تغییر فاصله بین الکترودها 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 مدد فرستنده، با اعمال جریان AC با فرکانس $1\text{ میلیمتر} \times 1\text{ میلیمتر}$ و شدت ولتاژ مشخص، می‌توان صفحه‌ی متحرک مبدل را بر اساس هدفی که دارد، تحریک و متعش کرد. با ایجاد ارتعاشات کنترل شده روی صفحه‌ی متحرک، می‌توان موج صوتی با دامنه و فرکانس مشخص تولید کرد. در مدد گیرنده، صفحه‌ی متحرک مبدل، با دریافت موج صوتی از محیط تحت بررسی، متعش 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، بنا برای هر گونه تغییرات در این صفحه می‌تواند با تغییرات خازن کالبیره شود.

این ساختار در مقایسه با سایر مبدل‌های مکانیکی از جمله مبدل‌های پیزوالکتریک و یا مبدل‌های الکترومغناطیسی، از پروسه ساخت ساده‌تری برخوردار است. همچنین پاسخ سریع در برابر ارتعاشات ضریب‌بهی، پایین بودن سطح نویز، سایز کوچک، مصرف انرژی کم، کارایی انتقال بالا و حساسیت مجامعت مسازی با پروسه‌های سیماس (CMOS) را دارند.^[۱۰-۱۲] یکی دیگر از مزیت‌های این تکنولوژی که باعث جلب نظر بسیاری از محققان در زمینه‌های مهندسی پژوهشکی شده است، وسیع و خطی بودن پهنانی باند

برق برگشته می‌توان مقدار سیگنال AC را اندازه‌گیری کرد. در حالت گیرنده، ورودی فشار اکوستیک 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^[۱۷]:

$$(1) \quad S_{Rx} = \left| \frac{I}{P_r} \right|$$

جریان در مذکورنده به صورت زیر محاسبه می‌شود:

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

که در آن ε_0 ثابت گذردهی خلا A مساحت دیافراگم، V_{dc} ولتاژ بایس، g_0 فاصله هوازی و w جابه‌جایی صفحه می‌باشد که در ادامه به بررسی آن خواهیم پرداخت.

۲.۲. فشار خروجی اکوستیک

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

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

که در آن \dot{A} نز 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 ρ چگالی سیال و c مبنای سرعت صوت در محیط انتشار می‌باشد. نز جریان حجمی اکوستیکی در رابطه ۳ به صورت زیر محاسبه می‌شود:

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

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

۳.۲. ضریب تزویج الکترومکانیکی

ترنسدیوسر وسیله‌یی است که انرژی‌ها را به یکدیگر تبدیل می‌کند. در CMUT تبدیل انرژی الکتریکی به مکانیکی و برعکس اتفاق می‌افتد. از این رو یکی دیگر از پارامترهای مهم CMUT، ضریب تزویج 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.^[۱۹]

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

۳. تحلیل مکانیکی CMUT

بررسی رفتار مکانیکی میکرو ترانسدیوسرهای خازنی بدون در نظر گرفتن اثرات مقیاس اندازه می‌تواند منجر به خطا زیادی در پیش‌بینی رفتار آنها باشد؛ چراکه با توجه به تحقیقات و آزمایشات موجود، رفتار ساختارهای میکرونی وابسته به اندازه می‌باشد.^[۲۰-۲۱] طبق نتایج مقالات منتشر شده، در ساختارهای میکرونی زمانی که

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 پیچش و خمی که بر روی میکرو/نانوسازه‌ها انجام شده است، نشان داده است که رفتار و خواص مکانیکی ریزساختارها به اندازه آنها وابسته است.^[۲۲-۲۰] نلاش‌ها و تحقیقات زیادی برای عملیاتی این رفتار صورت گرفته است.^[۲۴] مشخص شده است که رفتار وابسته به اندازه یکی از ویژگی‌های ذاتی یک ماده است و هنگامی که ضخامت ساختارها باشد، اثرات اندازه قابل ملاحظه بوده و باستی در بررسی رفتار استاتیکی و دینامیکی در نظر گرفته شوند.^[۲۵] تئوری کلاسیک الاستیتیک به دلیل در نظر نگرفتن پارامتر مقیاس اندازه در میدان الاستیک نمی‌تواند رفتار مکانیکی این سیستم را به طور دقیق پیش‌بینی کند. از این رو تئوری‌های مرتبه بالا مکانیک جهت مطالعه‌ی دقیق رفتار مکانیکی و الکترومکانیکی آنها گسترش یافته‌اند. این مقاله هم در راستای مطالعات پیشین، به بررسی رفتار میکروصفحه دایره‌یی به عنوان جز متحرک از یک میکرو/نانومبدل خازنی پرداخته است. به دلیل وجود اثرات اندازه، مدل سازی 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 مدل سازی ریاضی و استخراج معادلات حاکم بر سیستم، ساختار خازنی هر یک از واحدهای فرستنده و گیرنده مبدل فرآصوتی مورد نظر به صورت دو میکروصفحه دایره‌یی مواعیز (متحرک و ثابت) با یکدیگر در نظر گرفته شده است. با اعمال ولتاژ توسط معنی تعزیه 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 مساله صادق است. چنانچه انرژی کرنش یک محیط الاستیک با در نظر گرفتن گرادیان‌های مرتبه اول و دوم کرنش پیوسمیم به شکل زیر خواهد بود.^[۲۶]

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

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 ایزوتوب بر اساس ضرایب لامه به شکل زیر است:

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

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 جابه‌جایی‌های کوچک، معادله حاکم برای دیافراگم بر اساس مدل گرادیان مرتبه بالا به صورت زیر بیان می‌شود^[۲۷]:

$$(8) \quad D \left[1 + 12 \left(\frac{l}{h} \right)^2 \right] \nabla^4 w - D l^* \nabla^6 w + \rho h \frac{\partial^4 w}{\partial t^4} + C \frac{\partial w}{\partial t} = F$$

طرف راست معادله (F) نیروی الکترواستاتیک اعمالی است که با استفاده از طرف راست معادله $(F) = V_{dc} + V_{ac}$ قابل بیان است. در رابطه ۸، w جابه‌جایی که

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

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

ψ را می‌توان با استفاده از تابع پایه‌بی^(r) به صورت زیر تقریب زد:

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

ضرایب مجهول α_i با حل N معادله جبری فوق محاسبه می‌شوند. با به دست آوردن ضرایب α_i , ψ نیز برای دیافراگم دایره‌بی 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.^[۲۹] 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 به 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 دیافراگم دایره‌بی قابل محاسبه است. با اعمال روش گلرکین و با انتخاب تابع وزنی مناسب (r) و انتگرال‌گیری از آن، رابطه دینامیکی دیافراگم به شکل زیر به دست می‌آید:

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

$$K_{ij}^c = \int_0^r \nabla^r \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr$$

$$C_{ij} = \int_0^r \beta \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr$$

$$K_{ij}^{nc} = 12 \left(\frac{\ell}{h} \right)^2 \int_0^r \nabla^r \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr$$

$$K_{ij}^{ne} = - \left(\frac{\ell}{R} \right)^2 \int_0^r \nabla^e \varphi_i(r) \varphi_j(r) dr$$

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

$$\nabla^r = \nabla^e \nabla^r = \frac{\partial^r}{\partial r^r} + \frac{2}{r} \frac{\partial^r}{\partial r^r} - \frac{1}{r^r} \frac{\partial^r}{\partial r^r} + \frac{1}{r^r} \frac{\partial}{\partial r} \quad (17)$$

۴. بی بعدسازی

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

$$\begin{aligned} \hat{W} &= \frac{w}{g}, \quad \hat{R} = \frac{r}{R}, \quad \beta = \frac{C R^r}{\sqrt{\rho h D}} \\ \alpha_1 &= \frac{\varepsilon \cdot R^r}{t D g^r}, \quad \hat{t} = \frac{t}{t^*}, \quad t^* = R^r \sqrt{\frac{\rho h}{D}} \end{aligned} \quad (18)$$

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

$$\begin{aligned} & \left[1 + 12 \left(\frac{\ell}{h} \right)^2 \right] \nabla^r w - \left(\frac{\ell}{R} \right)^2 \nabla^e w + \\ & \frac{\partial^r w}{\partial t^r} + \beta \frac{\partial w}{\partial t} = \frac{\alpha_1 (V_{dc} + V_{ac})}{(1-w)^2} \end{aligned} \quad (19)$$

۵. حل عددی

روش‌های حل تحلیلی معادلات حاکم بر مسئله، به عملت غیرخطی بودن معادلات سیار پیچیده و زمان برخواهد بود. بدین منظور در حل معادلات استاتیکی، Step by Step Linearization Method:^[۲۱] روش خطی‌سازی گام به گام^(v) و در حالت دینامیکی، روش رانگ - کوتا مرتبه ۴ استفاده می‌شود. با توجه به کامل‌گیردار بودن دیافراگم، شرایط مرزی حاکم بر مسئله در معادله عبارت اند از:

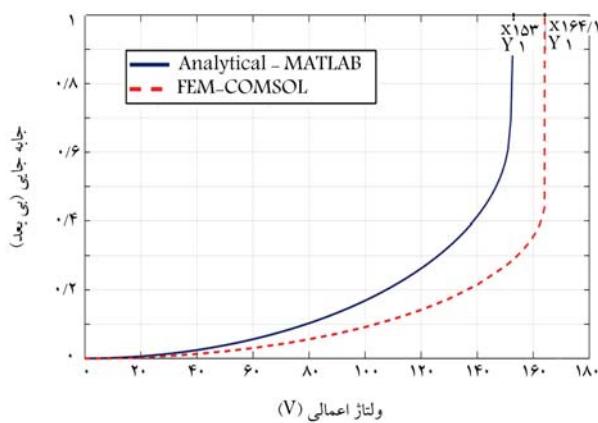
$$\begin{aligned} W(R, t) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial r} W(R, t) &= 0 \\ \frac{\partial^r}{\partial r^r} W(R, t) &= 0 \end{aligned} \quad (20)$$

تابع شکل زیر شرایط مرزی دیافراگم دایره‌بی کامل‌گیردار را ارضا می‌کند:

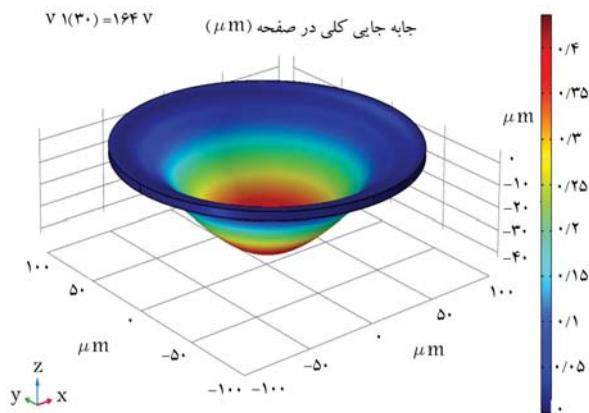
$$\begin{aligned} \varphi_n(r) &= 1 - \left(\frac{2 n^r \pi^r}{n^r \pi^r - \Lambda} \right) \left(\frac{r}{R} \right)^r + \\ & \left(\frac{n^r \pi^r}{n^r \pi^r - \Lambda} \right) \left(\frac{r}{R} \right)^r + \\ & \left(\frac{\Lambda (-1)^n}{n^r \pi^r - \Lambda} \right) \cos \left(\frac{n \pi r}{R} \right), \\ n &= 1, \dots, N \end{aligned} \quad (21)$$

جدول ۱. مشخصات فیزیکی و ابعاد هندسی ساختار.

مقدار	كمیت	نماد
$100 \mu\text{m}$	شعاع	R
$5 \mu\text{m}$	ضخامت	h
$8/85 \text{ pF/m}$	ضریب هوا	ϵ_0
169 GPa	مدول یانگ	E
$0/3$	ضریب پواسون	v
$1 \mu\text{m}$	فاصلهٔ هوازی	g
223 Kg/m^3	چگالی	R



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



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

ترتیب اختلاف ۷ درصد میان نتایج دو روش ملاحظه می‌شود. دلیل این اختلاف در نظر نگرفتن اثر میدان‌های لبه‌ی (Fringing Effect) در روش حل عددی است که به منظور ساده‌سازی استخراج معادلات و تحلیل آنها این امر صورت گرفته است. در شکل ۳ در ولتاژ نزدیک به ناپایداری کشنندگی، میزان خمن دیافراگم نشان داده شده است. نقاط قرمز رنگ بیشترین میزان جابجاگی را دارند که مرکز دیافراگم بوده و لبه‌های دیافراگم که به تکیه‌گاه متصل هستند هیچگونه جابجاگی نداشته‌اند و با رنگ آبی نشان داده شده‌اند.

۲.۱.۶. تأثیر اثر اندازه بر رفتار استاتیکی سازه با آنالیز میزان کشنندگی همان‌گونه که در معادله ۱۱ مشاهده می‌شود، در معادلات حاکم بر ساختار بر مبنای تئوری گرایدیان مرتبه بالا زمانی که مقیاس طول سازه با ضخامت و شعاع آن قابل مقایسه باشد، می‌توان ترم‌های h/r و R/r را بررسی نمود، به طوریکه در ضخامت

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

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

جهت استخراج پاسخ فرکانسی سیستم، q را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$q_i = A_i \sin(wt - \varphi_i)$$

$$q_i = A_i e^{-iwt} \cdot e^{-i\varphi_i} = A_i e^{-i\varphi_i} (e^{-iwt}) \quad (18)$$

$$q_i = \bar{A}_i e^{-iwt} \quad (18)$$

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

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

در فرم ساده‌تر می‌توان معادله بالا را به صورت زیر نشان داد:

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

و در نهایت با در نظر گرفتن

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

می‌توان رابطه‌ی زیر را برای استخراج پاسخ فرکانسی سیستم نوشت:

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

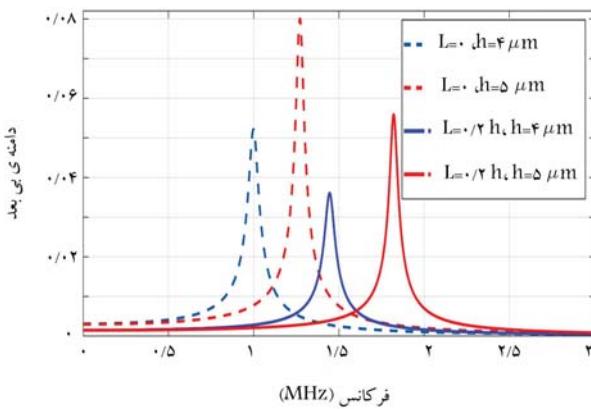
۶. نتایج و تفسیر آنها

جدول ۱ مشخصات فیزیکی و ابعاد هندسی دیافراگم سیلیکانی مورد بررسی در این مطالعه را نشان می‌دهد. صحبت مدل‌سازی و نتایج عددی به دست آمده در نرم‌افزار MATLAB با نتایج تحلیل المان محدود نرم‌افزار COMSOL مقایسه شده است. یکی از پارامترهای مهم در تحلیل سیستم‌های مربعش تحلیل میزان پایداری آنهاست که محدوده عملکرد آنها را نشان می‌دهد. در واقع به واسطه اعمال ولتاژ به دیافراگم والکترود پاییسی، سختی سیستم کاهش می‌یابد و زمانی که ولتاژ اعمالی به مقدار مشخصی برسد، سیستم ناپایدار می‌شود و دیافراگم به سرعت بر روی الکترود پاییسی سقوط می‌کند؛ به این ولتاژ مشخص ولتاژ کشنندگی گفته می‌شود.

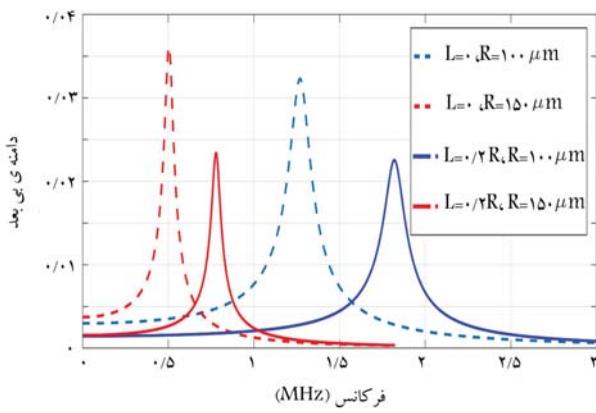
۱.۶. تحلیل استاتیک

۱.۶.۱. مقایسه با نرم افزار کامسول

شکل ۲ میزان ولتاژ کشنندگی استاتیکی برای دیافراگم مربعش از جنس سیلیکان در مبدل التراسونیک مطالعه شده را نشان می‌دهد. مطابق نتایج عددی دیافراگم در ولتاژ ۱۵۳ به محدوده ناپایداری استاتیکی خود می‌رسد. این در حالی است که مطابق نتایج تحلیل المان محدود این ناپایداری در ولتاژ ۱۶۴ رخ می‌دهد. بدین



شکل ۵. پاسخ فرکانسی به ازای ضخامت‌های مختلف با در نظر گرفتن اثر ترم اندازه $(\varrho = ۰/۲h)$ و بدون در نظر گرفتن اثر اندازه $(\varrho = ۰)$.



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 ϱ/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 $(\varrho/h = \varrho = ۰)$ و دیگری بدون در نظر گرفتن آن $(\varrho = ۰)$ در شکل ۵ آورده شده است. همان‌طور که در این شکل نشان داده است با در نظر گرفتن اثر اندازه، با افزایش و کاهش قابل توجهی پیدا کرده‌اند.

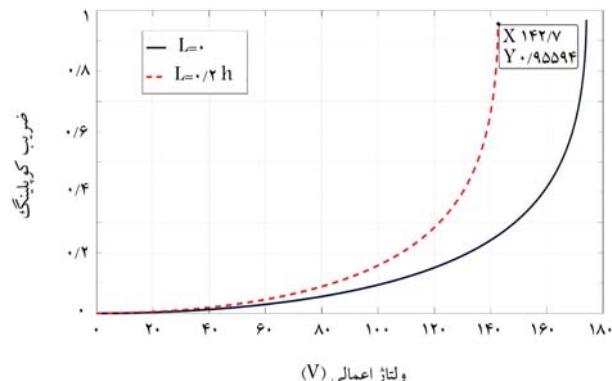
همچنین برای بررسی اثر ϱ/h بر روی فرکانس اصلی میکروصفحه، نمودار پاسخ فرکانسی تحت ولتاژ بایاس به ازای شعاع‌های مختلف برای تئوری کلاسیک و گرادیان مرتباً بالا در شکل ۶ رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در نظر گرفتن اثرات اندازه باعث تغییرات قابل توجهی در میزان فرکانس CMUT‌ها خواهد داشت و این مساله در تحلیل رفتار این سیستم‌ها باستی 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 می‌توانند اثرات قابل توجهی بر روی پارامترهای اصلی سیستم یک ریزابزار داشته باشد.

جدول ۲. ولتاژ کشنده محاسبه شده برای شعاع‌های مختلف $(\varrho = ۰/۲h)$.

شعاع	با در نظر گرفتن اثر ϱ/h	بدون در نظر گرفتن اثر ϱ/h
$R = ۵\mu\text{m}$	۵۷۲/۰۰	۷۰۴/۰۰۰
$R = ۸\mu\text{m}$	۲۲۲/۹۰	۲۷۲/۴۰
$R = ۱۵\mu\text{m}$	۶۳/۵۰	۷۷/۴۰
$R = ۵۰\mu\text{m}$	۵/۹۰	۷/۱۰

جدول ۳. ولتاژ کشنده محاسبه شده برای ضخامت‌های مختلف $(\varrho = ۰/۲h)$.

ضخامت	با در نظر گرفتن اثر ϱ/h	بدون در نظر گرفتن اثر ϱ/h
$h = ۲\mu\text{m}$	۳۶/۳	۴۴/۱
$h = ۴\mu\text{m}$	۱۰۲/۲	۱۲۴/۵
$h = ۸\mu\text{m}$	۲۸۸/۶	۳۵۳/۸
$h = ۱۰\mu\text{m}$	۴۰۳/۲	۴۹۶/۴



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

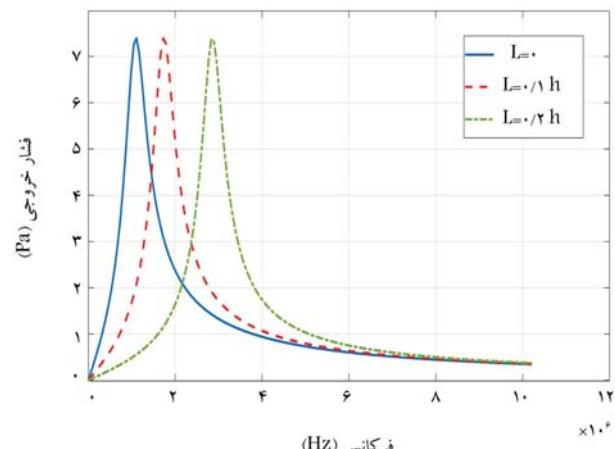
و شعاع‌های مختلف نقش مهمی در رفتار دیالافراگم دارند. در جداول ۲ و ۳ هنگامی $\varrho = ۰/۲h$ می‌باشد، با در نظر گرفتن مقادیر مختلف شعاع و ضخامت به ترتیب، اثر گرادیان مرتبه‌ی بالا بر روی ولتاژ کشنده استاتیکی آورده شده است. همان‌گونه که جدول ۲ و ۳ نشان می‌دهد، اثرات اندازه در میزان ولتاژ کشنده موردن.

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

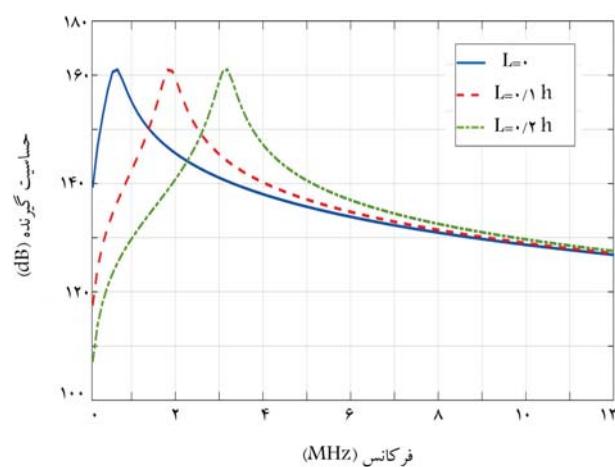
تاکنون در کارهای انجام شده، K_T^* که ضریب تزویج الکترومکانیکی می‌باشد، بر اساس نظریه کلاسیک بیان شده است. به همین دلیل در این تحقیق K_T^* در یک ساختار میکرونی با در نظر گرفتن اثر اندازه بر اساس نظریه گرادیان شده است عملکرد این پارامتر تابعی از ولتاژ می‌باشد و با افزایش ولتاژ مقدار K_T^* نیز افزایش می‌باید و در نهایت در ولتاژ کشنده مقدار K_T^* به یک می‌رسد.

۷. نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا درباره ویژگی‌ها و خصوصیات مبدل‌های میکروماشین کاری 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. حساسیت‌گیرنده و میزان فشار خروجی اکوستیک تولید شده توسط ساختار و همچنین ضریب توزیع محاسبه شده است. مدل مکانیکی براساس نظریه گرادیان 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 بالارفتن میزان سختی سیستم می‌شود و به دلیل افزایش میزان سختی سیستم، ولتاژکشندگی 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 ولتاژکشندگی و همچنین فرکانس طبیعی سیستم موثرند. 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 آخر این تحقیق، پاسخ فرکانسی CMUT تحت یک نیروی الکترواستاتیک هارمونیک برای تئوری‌های کلاسیک و گرادیان مرتبه بالا نسبت به ضخامت و شعاع‌های مختلف ارائه شده است. در واقع با به کار بردن تئوری گرادیان مرتبه بالا در آنالیز رفتار مکانیکی 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., Shourcheh, SD., 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, AM. 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, TG., Le, LH. "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, MI. and Khuri-Yakub, BT. "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).

مدل‌سازی یک سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس با ترکیب نتایج حل عددی در بستر نیمه‌تحلیلی

سعید کربیان علی‌آبادی*

صابر رضایی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه تربیت مدرس

مهمنگی مکانیک شفیع (پذیرش ۱۴۰۲، پژوهشی)
دوری ۳-۸، شماره ۱۰، ص. ۳۷۶-۳۹۶ (پژوهشی)

در این تحقیق، تولید شیشه و شبیه‌سازی جریان سه‌بعدی در سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس، یکی از سامانه‌های نوین انرژی باد، به صورت عددی بررسی شده است. از نتایج حل عددی، در بستر نیمه‌تحلیلی (مدل آبرودینامیکی شبیه‌پایا) به منظور مدل‌سازی و تخمین مشخصه‌های عملکردی سیستم مذکور استفاده شده و با ایجاد یک جفت سازی خارج از خط (کوپلینگ آفلاین)، نتایج حاصل از حل عددی به عنوان ورودی‌های کد تحلیلی BIM به کار رفته است. یک توربین باد بهینه و اختصاصی برای به کارگیری در بخش ونتوری سیستم اینولوکس، طراحی و راهه شده است. با به کارگیری ضرایب تصحیح نوک پره و تصحیح توبی پرانتل و نیز ضرایب اصلاح دنباله‌ی برتون و گلوارت به منظور پوشش اثرات سه‌بعدی، رفتار ضرایب توان و ضرایب نیرو ارائه شده است. یک مطاله‌ی جامع بر حسب لامبدا (نسبت سرعت نوک پره) و طول پر بعد از نیز صورت گرفته است. نتایج اعتبارسنجی هر دو شیوه‌ی حل عددی و تحلیلی نشان می‌دهد که هر دو شیوه‌ی انتخاب شده، با داده‌های مرجع مطابقت دارند. بر پایه‌ی همین دستاوردها می‌توان 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 شرود فراهم سازد. با هدف مقایسه‌ی ضرایب تصحیح دنباله‌ی آشتفه، بر اساس نتایج که توسعه داده شده، اختلاف مدل برتون و مدل گلوارت در تخمین ضرایب توان همواره از ۱۵ درصد کمتر است.

karimian@modares.ac.ir
saberrezayi@modares.ac.ir

وازگان کلیدی: انرژی باد، سیستم اینولوکس، حل عددی، کد نیمه‌تحلیلی، تصحیح پرانتل، ضرایب تصحیح دنباله.

۱. مقدمه

جریان را در بخش ورودی اینولوکس تأمین می‌کند، دوماً جریان خروجی از بخش انتهایی اینولوکس باید با آن هماهنگ باشد. مفهوم اینولوکس توسط علایی و اندرئوپولوس^[۱] مطرح شد. این طرح ادعا می‌کند که با کاهش هزینه‌های نصب و نگهداری توربین‌های بادی مرسوم، تحول عظیمی در صنعت انرژی باد ایجاد کرده است.

علایی و همکارانش^[۲] همچنین توربین‌های بادی متواالی 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 می‌یابد. صداقت و همکارانش^[۳] برای توربین‌های پوشش‌دار سه محفظه‌ی تخلیی به شکل‌های استوانه‌ی، نازل مانند و دیفووزر مانند به صورت سه‌بعدی طراحی کرده و سپس آن‌ها را برای جریان‌های خارجی افقی و عمودی، به صورت تحلیلی و عددی مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق برای محفوظه‌ی نازل مانند مشاهده شد که در قسمت ورودی نازل به علت ایجاد یک ناحیه‌ی

طراحی پره‌های توربین‌های بزرگ و متداول امروزی هم از نظر آبرودینامیکی و هم از نظر مکانیکی کاری دشوار و پیچیده است و از طرفی تعمیر و نگهداری آن‌ها هزینه‌ی بسیاری را تحمل می‌کند. در صورتی که پره‌های توربین به کار رفته در سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس در دسترس‌تر است و چون ابعاد کوچک‌تری دارند، تعمیر و نگهداری آن‌ها نیاز به صرف انرژی و هزینه‌ی چندانی نخواهد داشت. شبیه‌سازی عملکرد سیستم اینولوکس به دلیل اثر متقابل بدنه‌ی سیستم، جریان باد و پره‌های توربین، نسبتاً پیچیده بوده و همچون بسیاری از مسائل مهمنسی نیازمند دینامیک سیالات محاسباتی^[۴] است. اخیراً مطالعات گستردگی‌بی‌ در مورد مدل‌سازی 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 ۲۵ آگوست ۱۴۰۰، اصلاحیه ۲۸، ۱۰، ۱۴۰۰، پذیرش ۱۲، ۲۴ آگوست ۱۴۰۰

DOI:10.24200/J40.2020.59289.1626

۲. معادلات حاکم

۱.۲. معادلات حاکم بر نظریه‌ی BIM

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

همچنین فرض می‌شود حجم معیار جریان در پایین دست بالا دست صفحه روتور گسترش یافته است. علاوه بر آن، هیچ نیروی خارجی بر سیال در بالا دست و پایین دست جریان اعمال نمی‌شود پس فشار استاتیکی بازیابی شده به فشار جریان آزاد می‌رسد. تنها نیروی تولید شده در صفحه‌ی روتور، نیروی پیشرانه است که از افت اندازه حرکت حاصل می‌شود و در تمام سطح دیسک یکنواخت است. جریان گذرنده از صفحه‌ی روتور تورین بادی در شکل ۱ آورده شده است. در نهایت می‌توان با استفاده از قانون برنولی، نیروی پیشران را مطابق رابطه‌ی ۱ استخراج کرد:

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

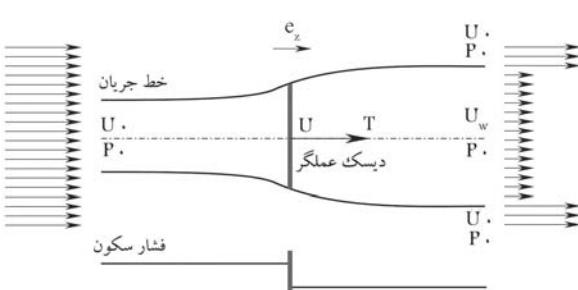
که در آن a ضریب القابی محوری است. برخلاف مفهوم دیسک عملگر، در نظریه‌ی اندازه حرکت، اندازه حرکت زاویه‌ی ایجاد شده توسط دیسک عملگر چرخشی است که به آن گشتاور گفته می‌شود. جریان پشت روتور را نیز که مخالف جهت چرخش روتور می‌چرخد، چرخش دنباله می‌نامند. اگر انرژی جنبشی مورد نیاز جهت چرخش دنباله از انرژی به دست آمده از دیسک عملگر کم شود، پس کار مفید کاهش می‌باید. چرخش دیسک عملگر مؤلفه‌ی مماسی را به وجود می‌آورد. تراست در یک المان حلقوی را می‌توان توسط معادله‌ی ۲ نشان داد.

$$dT = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 r^3 [4a'(1+a')] (2\pi r dr) \quad (2)$$

که در آن a' ضریب القابی مماسی بوده و به صورت $\frac{a}{2} = a'$ تعریف می‌شود. سرعت زاویه‌ی چرخش روتور و Ω سرعت زاویه‌ی چرخش جریان است. با استفاده از قانون بقاعی تکانه زاویه‌ی گشتاور روتور و توان تولیدی را می‌توان به صورت زیر به دست آورد.

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

$$dP = \frac{1}{2} \rho A U_{\infty}^3 \left[\frac{\lambda}{\lambda'} a' (1-a) \lambda_r^3 d\lambda_r \right] \quad (4)$$



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

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

اکور 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 مدل‌سازی سه‌بعدی مورد بررسی و تحلیل قرار داده و در نهایت طراحی بهینه‌ی برای این سیستم ارائه کرده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که بیشترین سرعت در بخش ونتوری زمانی حاصل می‌شود که بدنه سیستم اینولوکس باجهت باد زاویه‌ی بین ۴۵ تا ۴۵ درجه داشته باشد. بهات و همکارانش^[۸] با کاهش قطر بخش ونتوری اینولوکس و استفاده از سه پره تورین داخل بخش ونتوری، به بررسی عملکرد و توان خروجی سیستم به روش عددی و با استفاده از مدل‌سازی سه‌بعدی پرداختند. آن‌ها دریافتند که اگر قطر بخش ونتوری سیستم اینولوکس موجود را به یک مقدار بهینه کاهش دهند، سرعت جریان در تورین‌های دوم و سوم و در نتیجه توان خروجی این تورین‌ها افزایش می‌یابد.

صنعت ارزی باد همچنان می‌باشد بر اساس هزینه با منابع تولیدی مرسوم رقابت کند. اگرچه هزینه ارزی باد در چند دهه گذشته به طرز چشمگیری کاهش یافته است اما پروژه‌های بادی باید بتوانند از نظر اقتصادی با کمترین هزینه برای تولید برق رقابت کنند. هرچه مدل‌سازی تورین‌های بادی با دقت بیشتری انجام پذیرد، این رقابت سودمندتر خواهد بود. اساس مدل‌سازی تورین‌های بادی نظریه‌ی BIM است که توسط گلاؤرت^[۹] ارائه شده است.

هسیانو و همکارانش^[۱۰] سه مدل مختلف از تورین‌های بادی محور افقی را مورد بررسی قرار دادند و دریافتند که تورین بادی با پره‌هایی با توزیع وتر و زاویه‌ی پیچش بهینه شده بیشترین ضریب توان را تولید می‌کند. کربیان و همکارانش^[۱۱-۱۳] با استفاده از نظریه‌ی BIM به بررسی و مدل‌سازی عملکرد تورین‌های بادی مختلف در شرایط پایا و نایابا پرداختند و نشان دادند که نظریه‌ی BIM توانایی قابل توجهی در این خصوص دارد. طحانی و همکارانش^[۱۴] با استفاده از نظریه‌ی BIM و پس از خطی‌سازی توزیع وتر و زاویه‌ی پیچش، نتیجه گرفتند که ۶۰ تا ۶۴ درصد وتر و ۳۰ تا ۳۷ درصد پره بهترین نقاط برای اعمال خطی‌سازی هستند.

در پژوهش حاضر با تأکید بر استفاده از هر دو بستر عددی و تحلیلی، به مدل‌سازی و بررسی پارامتری سیستم جاذب انرژی بادی اینولوکس و نیز تورین بادی تعیینه 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 بهوسیله حل عددی مدل شده و خروجی‌های این حل به عنوان ورودی‌های کد نیمه‌تحلیلی نظریه‌ی BIM در نظر گرفته شده‌اند. سپس با استفاده از نتایج حاصل از نظریه‌ی مذکور به بررسی تأثیر ضرایب مختلف اصلاح نظریه‌ی BIM و تغییرات پارامترهای آیرودبیلامیکی بر حسب سرعت نوک پره و نیز در راستای پره پرداخته شده است.

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

مدل	ضریب القابی محوری پیشran اصلاح شده	ضریب نیروی بحرانی
گلوآرت [۴]	$0,2$	$4a(1 - \frac{(5-2a)}{r}F)$
برتون و همکاران [۱۷]	$0,2262$	$1,816 - 4(\sqrt{1,816} - 1)(1-a)$

پس از این که نظریه‌های تکانه والمان پره به طور کامل تشریح شدند، حال می‌توان آنها را ترکیب و روابط مورد نیاز را استخراج کرد. به این ترتیب که نیروی پیشran 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 پیشran، گشتاور و توان پرداخت:

$$T = B \sum_{i=1}^N F_{n_i} \quad (8)$$

$$Q = B \sum_{i=1}^N F_{t_i} r_i \quad (9)$$

$$P = \Omega B \sum_{i=1}^N F_{t_i} r_i = \Omega Q \quad (10)$$

۲. معادلات حاکم بر سیستم اینولوکس

از آن‌جاکه در سیستم جاذب ارزی باد اینولوکس فیزیک مسئله با آنچه در تورین‌های بادی متداول متصور می‌شود تفاوت دارد، بنابراین لازم است در بررسی این سیستم برخی ملاحظات نظری اضافه شود. لذا معادلات بقای جرم و ارزی و معادلات مومنتوم خطی و زاویه‌ی بروی یک حجم کشتر برای میدان سیال غیر لزج، تراکم ناپذیر و متقاضی به فرم انتگرالی و به صورت زیر خواهد بود.^[۲-۳]

$$\oint_A \rho V \cdot dA = 0 \quad (11)$$

$$\oint_A u_z \rho V \cdot dA = T - \oint_A P dA \cdot e_z \quad (12)$$

$$\oint_A \rho V \cdot dA = 0 \quad (13)$$

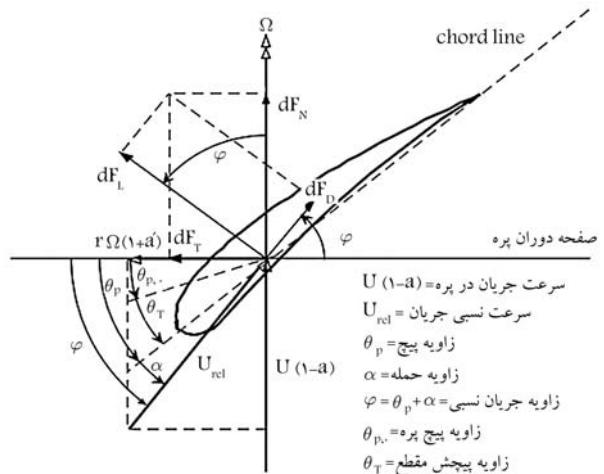
$$\oint_A r u_\theta \rho V \cdot dA = Q_T \quad (14)$$

$$\oint_A \left[\frac{P}{\rho} + \frac{1}{2} \|V\|^2 \right] \rho V \cdot dA = P \quad (15)$$

که در این معادلات $(u_r, u_\theta, u_z) = V$ بردار سرعت، r شعاع، A بردار مساحت سطح کنترل، ρ چگالی هوا، e_z بردار یکمی 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 وندری سیستم جاذب ارزی باد اینولوکس و محل دقیق قرارگیری تورین در این بخش از سیستم نشان داده شده است.

اگر سرعت متوسط باد قبل از پره برابر U 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 آن‌جاکه آنتالپی دبی جرمی جریان آزاد برابر $\frac{P}{\rho}$ است، لذا جریان بیان می‌شود که در آن P فشار کل و برابر $\frac{1}{2} \rho V^2$ است، لذا جریان



شکل ۲. جزئیات نیروهای آیرودینامیکی وارد بر پره.

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 براین است که هیچ برهمنکش آیرودینامیکی بین المان‌ها وجود نداشته باشد. در نهایت با انتگرال‌گیری در راستای پره می‌توان نیرو و ممان کل وارد بر 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 پیشran و گشتاور وارد بر هر المان نیز چنین محاسبه خواهد شد:

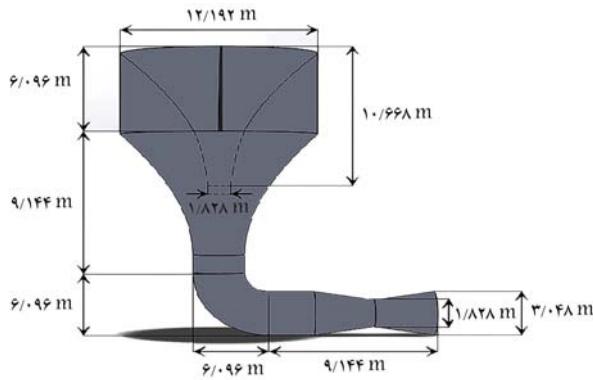
$$dQ = \sigma \pi \rho \frac{(1-a)^2 U_\infty^2}{\sin^2 \phi} (C_L(\sin \phi) - C_d(\cos \phi)) r dr \quad (5)$$

$$dT = \sigma \pi \rho \frac{(1-a)^2 U_\infty^2}{\sin^2 \phi} (C_L(\cos \phi) + C_d(\sin \phi)) r dr \quad (6)$$

گرداهای 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 گرداهای نوک هر پره، نیرو و گشتاور باید تعديل شوند. در واقع اصلاح پرائل اثر عدم پیوستگی دیسک دوران را لحاظ می‌کند. ضریب اصلاح پرائل به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F = \left[\frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(e^{-\frac{B}{r} \frac{R-r}{r \sin(\phi)}} \right) \right] \left[\frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(e^{-\frac{B}{r} \frac{r-R_{h,y,b}}{r \sin(\phi)}} \right) \right] \quad (7)$$

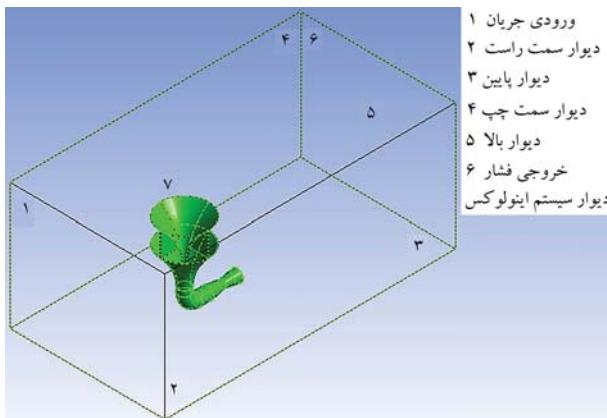
برای مقادیر ضریب القابی محوری بزرگ‌تر از 5° نظریه‌ی تکانه بی‌اعتبار شده و نمی‌تواند پیش‌بینی درستی از ضریب نیروی پیشran تورین باد ارائه دهد. بنابراین نیاز است که اصلاحاتی به روابط به دست آمده اعمال شود. برای این منظور روابطی توسط گلوآرت [۴] و برتون [۱۷] ارائه شده که در جدول ۱ آورده شده است.



شکل ۴. ابعاد سیستم اینولوکس.

جدول ۲. مشخصات هندسی سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس.

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

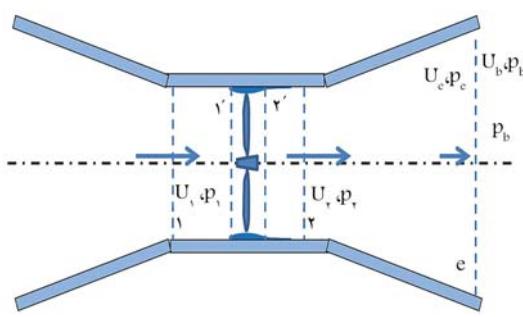


شکل ۵. دامنهٔ حل مسئله (ابعاد به متر هستند).

شبکه تولید شده در نزدیکی دیوارهای کوچک‌تر باشد تا حل عددی از اعتبار بیشتری برخوردار شود. در شکل ۵ دامنهٔ 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 $10^{180 \times 37}$ باشد. با انتخاب این شبکه هزینهٔ حل عددی برای دستیابی به مناسب‌ترین نتیجه کمینه می‌شود.

همچنین شرط مرزی سرعت در ورودی، شرط مرزی فشار (فشار خروجی برابر شبکه اتسافر 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، به‌گونه‌ی 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 په می‌رسد. جریان داخل کanal، شامل سه بخش متغیرکننده، ونتوری و دیفیوزر، می‌تواند به عنوان جریان داخل یک نازل - دیفیوزر در نظر گرفته شود که در آن گوگاه نازل دقیقاً جایی است که پره قرار دارد و سطح مقطع آن برابر A^* است؛ $A^* = A_1 - A_T$ مساحت تصویر شده‌ی پره‌ها روی صفحه عمود بر جهت جریان است.

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

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

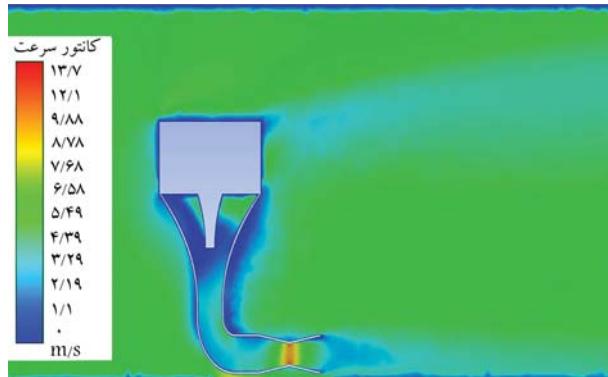
۳. پیاده‌سازی حل عددی

۱.۳. معرفی هندسه سیستم اینولوکس

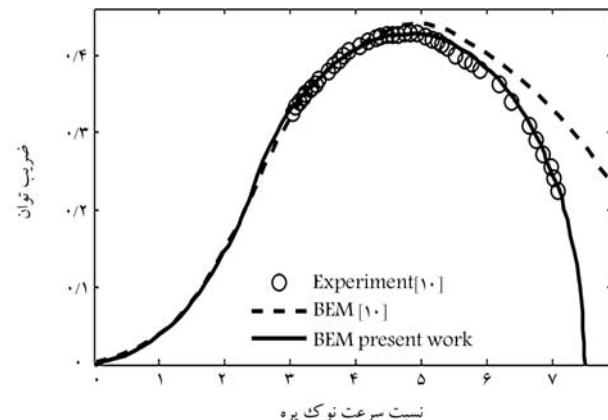
شکل ۴ ابعاد هندسه سه‌بعدی سیستم توربین بادی اینولوکس مورد مطالعه را نشان می‌دهد. ابعاد واقعی هندسه نیز در جدول ۲ آورده شده است. همان‌گونه که در شکل ۴ ملاحظه می‌شود، سیستم توربین بادی اینولوکسی طوری طراحی شده است که جریان باد را از تمام جهات، یعنی در یک دامنه‌ی 360° درجه‌ی، جذب می‌کند و بنابراین نیازی 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 تعییه شده در سطح زمین و داخل کanal افقی سیستم توربین بادی اینولوکس، تاییده می‌شود.

۲.۰. 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 دیوارهای و اثرات آن، سعی شده است که



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



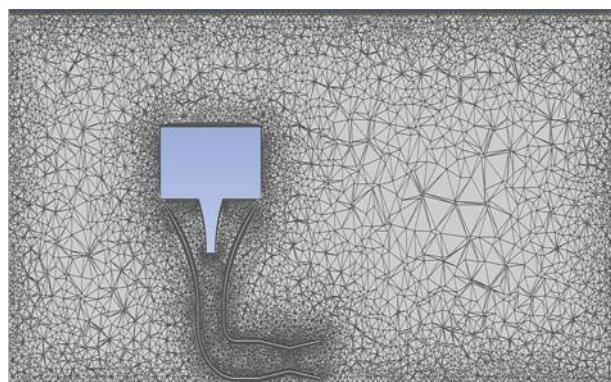
شکل ۸. مقایسه‌ی ضریب توان بر حسب لامبدا برای کار حاضر با نتایج موجود.^[۱۰]

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 تعیینه شده داخل سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس حسن 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^[۱۰] استفاده شده است. هندسه در نظر گرفته شده برای این منظور توربین بهینه شده توسط رفنسن 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 بر حسب سرعت نوک پره حاصل از کد BIM طراحی شده در کار حاضر، با در نظر گرفتن تأثیر ضرایب اصلاح نوک پره و توپی پلاتل و نیز تصحیح گلواارت، با نتایج تجربی و تحلیلی موجود^[۱۰] ارائه شده که نشان‌دهنده‌ی تافق قابل ملاحظه‌ی نتایج است.



شکل ۶. نمای رویویی از شبکه ایجاد شده برای سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس.

جدول ۳. مقایسه نتایج کار حاضر با مقاله^[۱۰] به منظور اعتبارسنجی حلگر.

علایی و اندرئوپولوس ^[۱۰] کار حاضر	
کیفیت شبکه	علایی
سرعت باد ورودی (m/s)	۶,۷۱
سرعت در ونتوری (m/s)	۱۰,۸۴۵
نسبت سرعت	۱,۶۱۶۲
درصد خطای نسبی	۲,۳۱

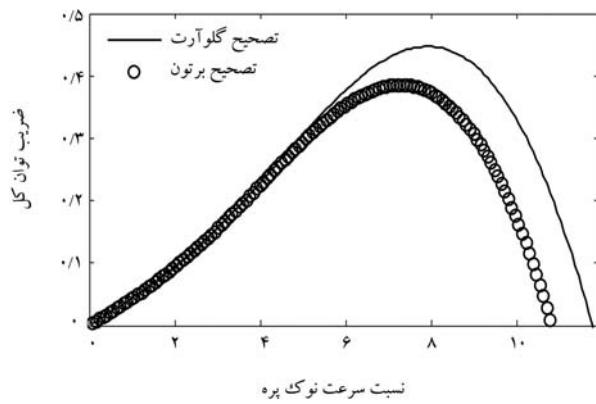
۳.۳. اعتبارسنجی حل عددی

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 علایی و اندرئوپولوس^[۱۰] 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^[۱۰] برای میانگین سرعت جریان باد در بخش ونتوری و همچنین نسبت سرعت در جدول ۳ آورده شده است.

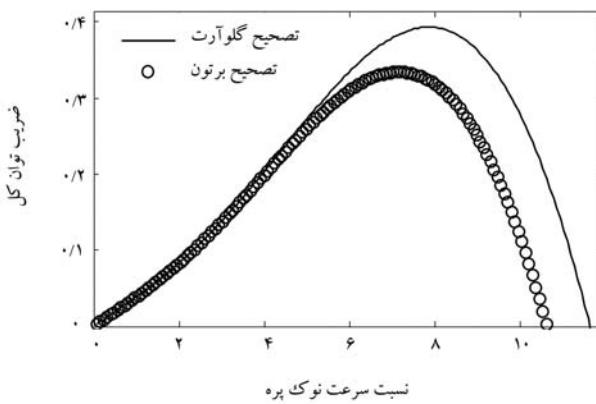
چنان‌که ملاحظه می‌شود، نتایج حاصل از کار حاضر با دقت بسیار بالای و با حدود ۲ درصد خطای نسبی با نتایج حاصل از مدل با کیفیت عالی^[۱۰] مطابقت دارد.

۴.۳. نتایج حل عددی

حال که هندسه سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس و شرایط مرزی حاکم بر مسئله به طور 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 به عنوان پارامتر ورودی کد نیمه‌تحلیلی 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 بادی سرعت جریان ورودی ۶,۷۱ متر بر ثانیه در شکل ۷ آورده شده است. ملاحظه می‌شود که سرعت جریان در بخش ونتوری به طور چشمگیری زیاد شده است. این افزایش سرعت نسبت به سرعت جریان آزاد هوا، باعث می‌شود که سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس را بتوان به عنوان یک نوآوری مؤثر در حوزه‌ی



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



شکل ۱۱. ضریب توان بر حسب لامبدا برای تصحیح گلوآرت و برتون و با فرض ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل.

۳.۴. مطالعه‌ی پارامتری بر حسب لامبدا

به منظور تحلیل پارامترهای ایرودینامیکی دخیل در توربین باد بر حسب لامبدا، پس از انجام فرایند استقلال از شبکه، ۱۰۰ المان روی هر پره فرض شده است. در شکل ۱۰ نموداری از مقایسه‌ی تغییرات ضریب توان بر حسب 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. چنان‌که ملاحظه می‌شود 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 بیشینی می‌کند. بیشینه ضریب توان در تصحیح گلوآرت برابر $457/0$ بوده و در لامبدا $7/929$ رخ می‌دهد. در صورتی که بیشینه ضریب توان در تصحیح برتون برابر $3/93$ بوده و در لامبدا $7/194$ اتفاق می‌افتد.

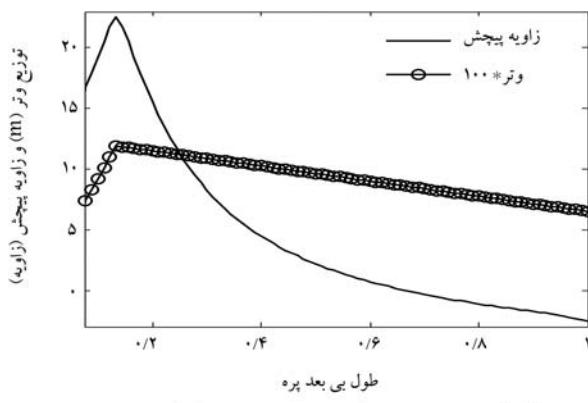
در شکل ۱۱ نمودار تغییرات ضریب توان بر حسب لامبدا برای دو تصحیح گلوآرت و برتون و با در نظر گرفتن ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل برای هر دو حالت آورده شده است. چنان‌که ملاحظه می‌شود، مقدار بیشینه ضریب توان نسبت به حالتی که فقط ضریب اصلاح نوک پره اثر داده شده است، به علت افت ناشی از اعمال ضریب اصلاح بخش توپی کاهش یافته است. در این حالت بیشینه ضریب توان در حالت تصحیح گلوآرت برابر $3813/0$ بوده و در لامبدا $7/876$ رخ می‌دهد. در صورتی که بیشینه ضریب توان در تصحیح برتون

جدول ۴. اطلاعات مربوط به توربین مرجع.^[۱۸]

مشخصه	مقدار
تعداد پره	۳
طول هر پره	$8192/0$ متر
قطر روتور	$17336/0$ متر
قطر توپی	$952/0$ متر

جدول ۵. اطلاعات ایرفویل S822 - NREL در عدد رینولدز 50000 .^[۲۰]

مشخصه	مقدار
N_{crit}	۹
$(C_L/C_D)_{max}$	$14.7/0$
α_{opt}	$5.75/0$
$C_{L,\alpha_{opt}}$	$8582/0$
$C_{D,\alpha_{opt}}$	$9090/0$



الف) توزیع وتر و توزیع زاویه‌ی پیچش بهینه در راستای پره؛



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

شکل ۹. نمودار توزیع وتر و زاویه‌ی پیچش بهینه و شمای کلی پره طراحی شده.

۲.۴. هندسه‌ی پره‌های توربین

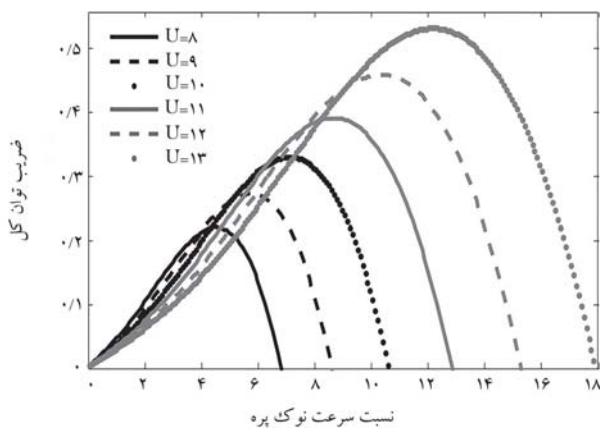
مشخصات مربوط به توربین طراحی شده به منظور بهره‌گیری در بخش ونتوری سیستم اینولوکس با توجه به نتایج ارائه شده توسط دسخون و همکارانش،^[۱۸] که از طریق ستر حل عددی به طراحی توربین برای سیستم اینولوکس پرداخته بودند، در نظر گرفته شده است. این اطلاعات در جدول ۴ گزارش شده‌اند.

تانجیر و سومرز^[۱۹] برای پره‌های با طول زیر 5 متر ایرفویل NREL-S822 را پیشنهاد کرده‌اند که به عملت طول کم پره‌ها در این مقاله از همین ایرفویل برای تمام مقاطع پره (به جز بخش توپی که از ایرفویل دایرویی برای آن استفاده شده) بهره گرفته شده است. در جدول ۵ داده‌های مربوط به ایرفویل NREL-S822 در عدد رینولدز 50000 ،^[۲۰] که محدوده‌ی عملکردی توربین کار حاضر با توجه به سرعت جریان باد و هندسه‌ی پره‌ها است، آورده شده‌اند.

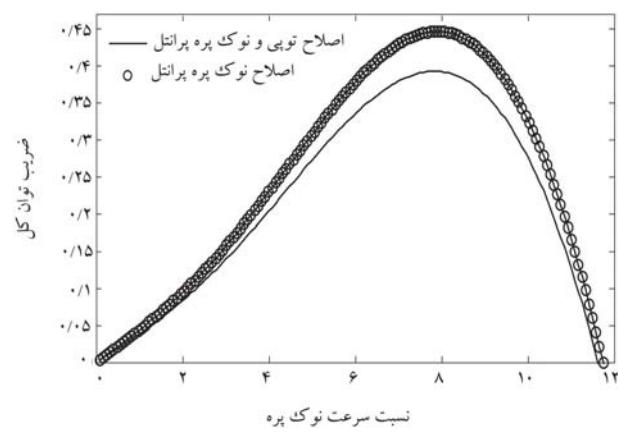
در نهایت نمودار توزیع وتر و زاویه‌ی پیچش بهینه و نیز شمای کلی پره‌های طراحی شده به صورت شکل ۹ به دست می‌آید.

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

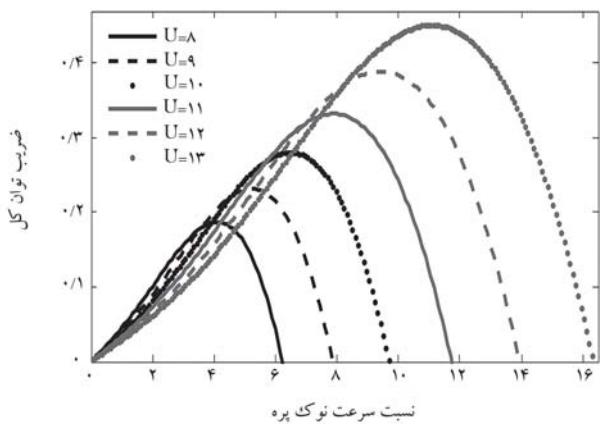
مدل	لامبدا در ضریب توان بیشینه	ضریب توان بیشینه
تصحیح گلوآرت و اثر اصلاح نوک پره	۰,۴۵۷	۷,۹۲۹
تصحیح گلوآرت و اثر اصلاح نوک پره و توپی	۰,۳۸۱۳	۷,۸۷۶
تصحیح برتون و اثر اصلاح نوک پره	۰,۳۹۳	۷,۱۹۴
تصحیح برتون و اثر اصلاح نوک پره و توپی	۰,۳۳۵	۷,۱۹۴



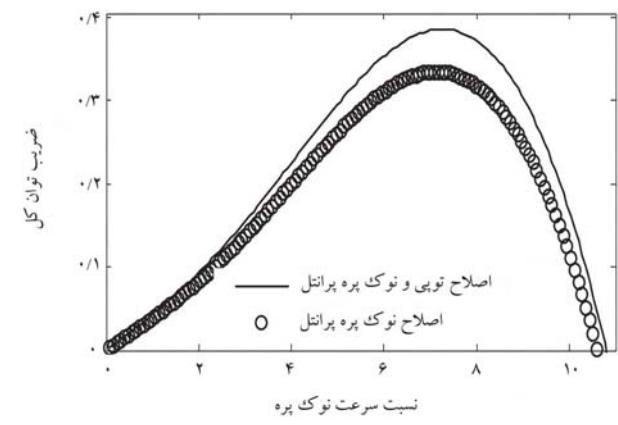
شکل ۱۴. ضریب توان بر حسب لامبدا برای سرعت‌های باد مختلف (متر بر ثانیه) و با فرض تصحیح گلوآرت و ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل.



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



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



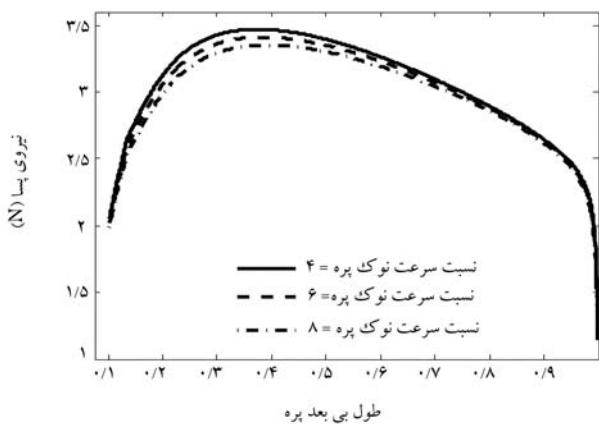
شکل ۱۳. مقایسه‌ی ضریب توان بر حسب لامبدا برای ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل و با فرض تصحیح برتون.

شده است. مشهود است که لامبدا‌ای 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.

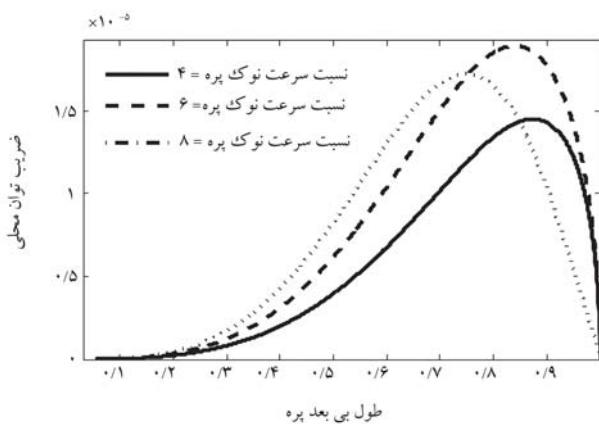
در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ مقایسه‌ی ضریب توان بر حسب نسبت سرعت نوک پره برای سرعت‌های باد مختلف و با در نظر گرفتن تصحیح گلوآرت و برتون و ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل برای تعداد پره ۳ آورده شده است. چنان‌که به وضوح ملاحظه می‌شود، با افزایش سرعت جریان بادی که به پره‌های توربین می‌تابد، مقدار ضریب توان بیشینه 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.

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

در جدول ۶ مقایسه‌ی ضریب توان برای دو تصحیح گلوآرت و برتون و اثر ضریب اصلاح نوک پره و اثر توأم ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل آورده شده است.



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



شکل ۱۷. ضریب توان در راستای ییره برای لامیداهای مختلف.

راستای طول پره را برای این نقطه رسم کرد. با فرض 55° المان روی هر پره می‌توان به بررسی دقیق نحوه تغییرات کمیت‌های مختلف در راستای پره پرداخت.

در شکل ۱۶ که در آن تغییرات نیروی پسا در راستای طول بیان شده بود، برای لامبداهاي مختلف آورده شده است، ملاحظه می‌شود که با افزایش لامبدا، نیروی پسا دچار کاهش می‌شود. ضمناً به وضوح قابل ملاحظه است که نیروی پسا در ابتدای پره صعودی بوده و پس از رسیدن به یک نقطه بیشتر در نقاط ابتدایی پره، نزولی می‌شود. افزایش نیروی پسا در نقاط ابتدایی در واقع به عمل افزایش طول و تر (مطابق شکل ۹) در این نواحی است. همچنین چون نقاط ابتدایی پره در محدوده ای استاندار 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 لامپدارهای مختلف دیده می‌شود. در ابتدا با افزایش لامپدا، مقدار بیشینه ضریب توان محلی افزایش یافته و از نوک پره دور می‌شود. اما با رسیدن به یک لامپدای مشخص روند تغییرات عکس می‌شود. همین روند درخصوص تغییرات ضریب توان بر حسب لامپدا نیز وجود داشت. با افزایش لامپدا، مقدار ضریب توان در ابتدا بیشتر شده و سپس پس از عبور از یک بیشینه موضعی، کاهش می‌ابد. همچنین با توجه به این که نقاط ابتدایی پره بیشتر در معرض استمال قرار دارند، بنابراین سهم کمتری در تولید توان خواهند داشت. در نتیجه انتظار می‌رود که بیشینه ضریب توان در نقاط انتهایی پره اتفاق بفتد.

نمودار نیروی پره در راستای لامیداهای مختلف در شکل ۱۸ مشاهده شد.

جدول ۷. ضریب توان بیشینه برای تصحیح گلوار و با فرض اثر ضریب اصلاح نوک پره و توپی پرانقل برای سرعت‌های باد مختلف.

سرعت باد (m/s)	ضریب توان بیشینه	لاصبدای در ضریب توان بیشینه
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 پیشینه برای تصحیح برتون و با فرض اثر تقام ضریب اصلاح نوک یه و تویی برانقل برای سرعت‌های باد مختلف.

سرعت باد (m/s)	ضریب توان بیشینه	لامبدا در ضریب توان بیشینه
۸	۰/۱۸۷۴	۴/۰۷۹
۹	۰/۲۳۱۴	۵/۲۵۷۴
۱۰	۰/۲۷۹۷	۶/۵۲۶۵
۱۱	۰/۳۲۲۳	۷/۸۸۶۱
۱۲	۰/۳۸۹۳	۹/۴۲۷۱
۱۳	۰/۴۵۰۶	۱۱/۰۵۸۷

جدول ۹. نقطه‌ی طراحی توربین طراحی شده.

مقدار	مشخصه
۱۰،۸۴۵	سرعت چریان باد (متر بر ثانیه)
۳	تعداد پره
۰،۳۸۱۳	ضریب توان
۷،۸۷۶	لامپدا
۹۶	سرعت دوگانه، (دور بی دقتنه)

۴.۴. مطالعه‌ی با امتی و حسب طبقه‌ی رعد و برق

چنان که مطرح شد، سیستم جاذب ارزی باد اینولوکس توانایی قابل توجهی در افزایش راندمان جذب ارزی از جریان باد دارد و می‌تواند حدوداً ۶۶ درصد سرعت جریان باد آزاد را افزایش دهد. با افزایش سرعت جریان بادی که به پرهای توربین تابیده می‌شود، مقادیر پارامترهای آبرودینامیکی 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 لامبدای مشخص برای بررسی پارامترهای آبرودینامیکی مختلف در امتداد طول بی‌بعد 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 دقیق‌تر قرار داد. جدول ۹ اطلاعات مربوط به نقطه طراحی توربین بادی طراحی شده در کار حاضر را نشان می‌دهد.

با مشخص بودن نقطه‌ی بهینه‌ی طراحی، می‌توان نمودار پارامترهای مختلف در

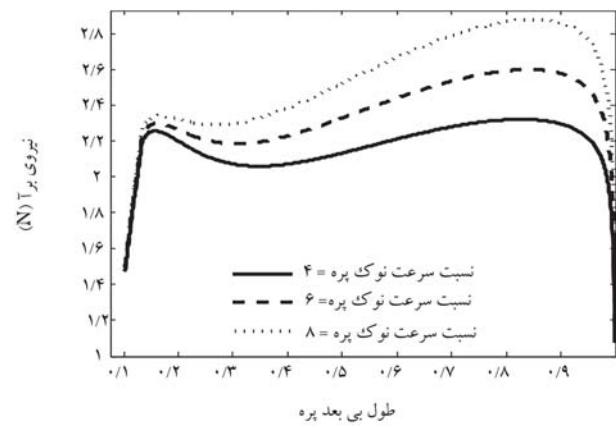
۵. نتیجه‌گیری

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 نظریه‌ی BIM استفاده شد. در ادامه نیز با احتساب هندسه سیستم جاذب انرژی باد اینولوکس مبتنا و با اعمال ضرایب اصلاح نوک پره و توپی پرانتل و نیز ضریب تصحیح دنباله آشفته گلواارت، یک توربین باد مناسب جهت قرارگیری در بخش ونتوری این سیستم، طراحی شد. مهم‌ترین نتایج استخراج شده از پژوهش حاضر عبارت‌اند از:

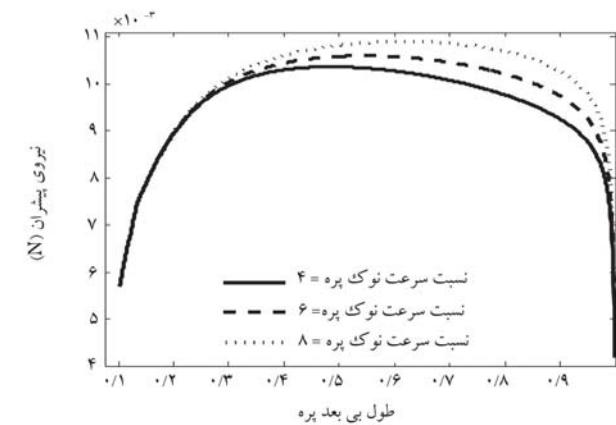
- هر دو بستر حل عددی و تحلیلی انتخابی توانی قابل توجهی با نتایج پیشین داشته و از این رو نتایج به دست آمده قابل انتکا خواهد بود؛
- با استفاده از تحلیل عددی و سه‌بعدی سیستم اینولوکس به دست آمد که سیستم اینولوکس قادر است حدوداً به میزان ۶۶ درصد سرعت جریان باد آزاد را افزایش داده و جریان با سرعت پیشتری را به پره‌های توربین باد مستقر شده در بخش ونتوری تحویل دهد؛
- در بخش تحلیلی و برای اعتبارسنجی کد نظریه‌ی BIM از ضریب تصحیح دنباله آشفته گلواارت استفاده شده. به منظور مقایسه‌ی سایر ضرایب تصحیح با ضریب تصحیح گلواارت و برتون صورت گرفت. نتایج نشان می‌دهد که تصحیح ضرایب تصحیح گلواارت و برتون صورت کارانه‌تر عمل کرده و نتایج کمتری از آن برتون به نسبت تصحیح گلواارت 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 لامبایدی متناظر آن را به ترتیب $0,878$ و $0,913$ برابر کمتر پیش‌یابی می‌کند.

نمادها

- A : مساحت (متر مربع)؛
 F : ضریب اتفاف پرانتل؛
 a : ضریب القابی محوری؛
 a' : ضریب القابی مماسی؛
 C_L : ضریب برآ؛
 C_D : ضریب پسا؛
 $(C_L/C_D)_{\max}$: نسبت ضریب برآ به پسای پیشینه؛
 C_P : ضریب توان؛
 L : نیروی برآ (نیوتون)؛
 D : نیروی پسا (نیوتون)؛
 P : توان (وات)؛
 T : نیروی محوری (نیوتون)؛
 Q : گشتاور (نیوتون 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 لامبایداهای مختلف.



شکل ۱۹. نیروی پیشran در راستای پره برای لامبایداهای 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 $1,445$ متر به پیشینه‌ی موضعی می‌رسد. مقدار نیروی برآ در این نقطه برابر $2,29$ نیوتون است. سپس نیروی برآ به علت تغییر در روند تغییرات وتر و افزایش احتمال وقوع استال، کاهش یافته و در شعاع $0,2797$ به کمترین مقدار خود می‌رسد. که در آن نیروی برآ برابر $2,165$ نیوتون است. در ادامه نمودار روند صعودی به خود گرفته و در شعاع $0,7537$ به $2,552$ نیوتون متر به پیشینه مقدار خود بعنی $2,056$ 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 پیشتر و نیروی برآ کمتر است.

شکل ۱۹ نمودار نیروی پیشran را در راستای پره برای لامبایداهای مختلف (۴، ۶ و ۸) ارائه می‌کند. در ابتدا دیده می‌شود که نیروی پیشran صعودی است و این صعود با شبیه نسبتاً تنیدی صورت می‌گیرد که به دلیل افزایش طول وتر در نقاط ابتدایی هر پره است. نیروی پیشran پس از رسیدن به مقدار $1,5056$ نیوتون در شعاع بی بعد توزیع وتر و کاهشی شدن آن نسبت داد. با انتگرال‌گیری از رابطه‌ی 8 می‌توان به تغییر روند توزیع وتر و کاهشی شدن آن نسبت داد. با انتگرال‌گیری از رابطه‌ی 8 می‌توان به تغییر روند کل نیروی پیشran روتور را در هر لامبایدی محاسبه کرد. مثلاً در نقطه‌ی بهینه‌ی طراحی، مقدار نیروی پیشran توربین باد طراحی شده با فرض 3 پره، $21,912$ نیوتون به دست می‌آید.

λ :	نسبت سرعت نوک پره:
R_{hub} :	شعاع توبی (متر):
Re :	عدد رینولدز:
B :	تعداد پره:
α :	زاویه حمله (درجه):
θ :	زاویه پیچش (درجه):

θ_{opt} : زاویه پیچش بهینه (درجه):

ϕ : زاویه جریان (درجه):

ρ : چگالی (کیلوگرم بر متر مکعب):

η : بازده:

σ : ضریب استحکام یا صلابت:

ω : 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. Anahysis 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 - وايت بر اساس داده‌های تجربی

سعید دریابی (کارشناس ارشد)

محمد عالی^{*} (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوا فضا، دانشگاه هواپی شهد ستاری

مهمنگی مکانیک شفیع (پژوهش ۱۴۰) دوری ۳-۸، شماره ۱، ص ۴۷-۵۵ (پژوهشی)

اصطکاک در توزیع سرعت، تشن برشی، لایه‌ی مرزی، افت انرژی و فرسایش نقش مهمی دارد. درافت فشار ضریب اصطکاک رابطه‌ی مستقیم با عدد رینولدز در جریان‌های آرام، توربولنسی و انتقالی از آرام به توربولنسی دارد. به دلیل کاربردهای گستردگی 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 تطبیق کاملی با داده‌های تجربی حاصل نشد. هدف این تحقیق بهبود معادله‌ی کلبروک و ارائه‌ی معادله‌ی با دقت بیشتر در ناحی رینولدزی گستردگی ترا اتفاق 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 خطوط در روابط مختلف در تمامی ناحی رینولدزی است. در $5/63\%$ از بازه‌های رینولدزی، معادله‌ی تحقیق از آخرین معادلات ارائه شده دقت بیشتری دارد.

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

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

۱. مقدمه

خود به دست آورده بود معادله‌ی دقیق‌تر ارائه کرد.^[۵] اما تمامی معادله‌های ارائه شده برای لوله‌هایی کاربرد داشتند که در آنها از زبری سطح لوله صرف نظر شده بود. ون کارمن (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 $\frac{D}{D}$ نشان داده شد. کلبروک و وايت^[۶] هم نشان دادند که برای نسبت‌های زبری مختلف می‌توان معادله‌ی دقیق‌تری محاسبه کرد.^[۶]

مودی^[۷] (۱۹۴۴) معادله‌ی محاسبه شده را به صورت نمودار ترسیم کرد.^[۷] 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 وايت (۱۹۴۴) بر اساس تجربیات شخصی خود دریافت که تعیین زبری یک لوله، کاری بسیار دشوار و طاقت فراساست. 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.^[۸]

در دهه‌های گذشته چندین تقریب برای معادله‌ی کلبروک و وايت 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

در گذشته تجزیه و تحلیل جریان در داخل لوله‌های رسوب گرفته، اندازه‌گیری میزان اصطکاک و محاسبات مربوط به لوله‌های دایره‌ی و غیردایره‌ی و همچنین شناخت نوع جریانی که درون لوله‌ها به وجود می‌آمد، از اهمیت بسیاری در بین مهندسان برخوردار بود.^[۹] آیی که به وسیله‌ی خطوط لوله انتقال می‌باشد 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. ژولوس ویزباخ^[۱۰] 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.^[۱۱] ویلیام دارسی^[۱۲] (۱۸۷۵) همگام با ویزباخ مطالعاتی در این خصوص انجام داد و به لطف نتایجی که رینولدز^[۱۳] به دست آورده بود موفق به محاسبه‌ی ضریب اصطکاک یا همان ثابت ویزباخ شد^[۱۴] که برای جریان‌های آرام تا رینولدز $10^3 \times 2$ قابل ارجاع و مسیب پیشرفت‌های خوبی بود. پس از آن بلانیوس^[۱۵] (۱۹۱۳) برای لوله‌های صیقلی (بدون زبری) برای رینولدز $10^3 \times 4 \times 10^3 \times 8$ معادله‌ی ارائه کرد.^[۱۶]

در نهایت ون کارمن^[۱۷] (۱۹۳۰) با داده‌هایی که نیکورادزه^[۱۸] از آزمایش‌های

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۲۹ آبان ۱۴۰۰، اصلاحیه ۲۳، پذیرش ۲۱ آبان ۱۴۰۰

DOI:10.24200/J40.2022.58681.1611

۳. معرفی و تحلیل معادلات مختلف

نیکورادزه (۱۹۳۲-۳) 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 غشوش انجام شد.^[۱۲]
 جوزف و ینگ^[۱۳] با داده‌های نیکورادزه نشان دادند که عدد رینولدز و ضربی اصطکاک در جریان توربالانتسی در لوله‌ی صیقلی با داده‌های جریان آرام در لوله‌ی زبر همچواني دارد.^[۱۴] کلبروک و مودی (۱۹۳۷)^[۱۵] بر روی نتایج نیکورادزه در تابعی انتقال جریان از آرام به غشوش 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.^[۱۶]

معادله‌های ۱ تا ۴ در محدوده‌های رینولدز مشخص با دقتی بسیار زیاد و

قابل قبول برای داده‌های به دست آمده از زاگارولا در ذیل ارائه شده است.^[۱۷]
 از دهه‌ی ۷۰ و ۸۰ میلادی با استفاده از رایانه‌های پیشرفت، حل معادلات با روش صریح^[۱۸] امکان‌پذیر شد. حل‌های دشوار و پیچیده^[۱۹] و حتی با دقت بالا^[۲۰] نیز به راحتی امکان‌پذیرند. علی‌رغم فراوانی و تعداد معادله‌های ریاضی برای محاسبه‌ی ضربی اصطکاک، تعداد محدود و پرکاربردی که در علوم مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند در معادلات ۵ تا ۱۶ نشان شده است.^[۱۱] دقت برخی از آن معادلات در محدوده‌های رینولدزی مختلف در مرجع^[۲۱] ذکر شده است.

ضریب اصطکاک و محدوده رینولدز (مطابق با زاگارولا):

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

$$\lambda = 4,1 \times 10^{-16} \times Re^4 \quad (2)$$

$$\lambda = 0,351 \times Re^{-0,255} \quad (3)$$

$$\lambda = 0,118 \times Re^{-0,125} \quad (4)$$

نمونه‌بی از روابط کاربردی:
 کلبروک (۱۹۳۷)

$$\lambda = \frac{0,25}{\log \left(\frac{\varepsilon}{2,7D} + \frac{2,51}{Re\sqrt{\lambda}} \right)} \quad (5)$$

یک (۱۹۶۳)

$$\frac{1}{\lambda} = -2 \log \left(\frac{\varepsilon}{2,715D} + \frac{15}{Re} \right) \quad (6)$$

بار (۱۹۷۱)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left(\frac{\varepsilon}{2,715D} + \frac{5,51}{Re^{0,842}} \right) \quad (7)$$

چرچیل (۱۹۷۳)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left(\frac{\varepsilon}{2,715D} + \left(\frac{Y}{Re} \right)^{0,9} \right) \quad (8)$$

جین (۱۹۷۶)

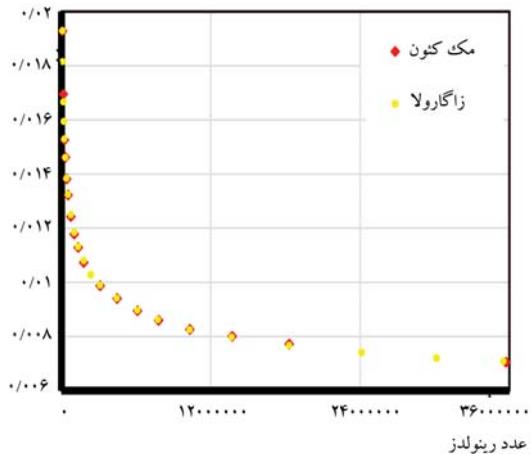
محقق پیشنهاد شده است که معروف‌ترین آنها معادلات چرچیل^[۹] (۱۹۷۳)، سوامی و جین^[۱۰] (۱۹۸۳)، هالند^[۱۱] (۱۹۷۶)، شیخ^[۱۲] (۲۰۱۵)، آفر-آلابی^[۱۳] (۲۰۱۶)، وطنخواه^[۱۴] (۲۰۱۸) و عزیزی و همکاران^[۱۵] (۲۰۱۸) است. به هر حال تلاش برای ارائه‌ی یک راه حل ساده و کامل برای ضربی اصطکاک از اهمیت عملی بخوردار خواهد بود. 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^[۱۶] (با هزینه محاسباتی کمتر) پیشنهاد کردند.^[۱۷] اما بر اساس تجزیه و تحلیل مقایسه‌ی انجام شده در بین ۴۲ معادله‌ی صریح مختلف ارائه شده برای برآورد ضربی اصطکاک کلبروک، راه حل نیازکار^[۱۸] (۲۰۱۹) دقیق‌ترین معادله است.

۲. مشاهدات آزمایشگاهی

داده‌هایی که در این تحقیق از آنها بهره گرفته شده‌اند مریبوط به نتایج دو آزمایش مستقلی است که به دوروش در دانشگاه پرینستون^[۱۹] به کوشش زاگارولا-مک‌کتون-اسمیت و دانلی^[۲۰] در $10^7 \times 10^4$ (Re^{۳,۵۵۴})^[۲۱] و $10^7 \times 10^4$ (Re^{۳,۵۷۲۲۴})^[۲۲] در $7,4345 \times 10^4$ (Re^{۳,۵۷۲۲۴})^[۲۳] انجام شده است. هر دو داده در شکل ۱ رسم و با یکدیگر مقایسه شده است. در دانشگاه ارگان^[۲۴] نیز آزمایش مشابهی توسط سوانسون^[۲۵] 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، دی‌اسکید کربن، اکسیژن و هگرافولواید سولفور در نظر گرفته شده بود و برای رینولدزهای بالا نیز از هلیوم مایع استفاده شده بود. لوله‌ها وزنی در حدود یک انس^[۲۶] داشتند.

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.^[۱۲]



شکل ۱. مقایسه‌ی داده‌های مرجع.

$$10^{-6} \langle Re \rangle^{10^8} \times 10^5 \times 10^3 \langle Re \rangle^{10^8}$$

(۱۷)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left(\frac{\varepsilon}{2,715D} + \left(\frac{6,943}{Re} \right)^{0.9} \right) \quad [25]$$

سوانح (۱۹۷۶)

معادله‌ی کلبروک یک رابطه‌ی ضمنی^{۲۵} است که نیاز به یک حل عددی تقریبی یا یک راه حل تحلیلی دقیق برای تخمین عامل اصطکاک دارد. میکاتا و والچاک^{۲۶} (۲۰۱۷) پیشنهاد وجود سه نوع راه حل برای معادله‌ی کلبروک را ارائه کردند. راه حل های نسل اول مطابق تقریب‌ها و بر اساس تنظیم منحنی‌ها با داده‌های به دست آمده از معادله‌ی کلبروک است. راه حل های نسل دوم مطابق با راه حل های ارائه شده توسط برکیج^{۲۷} (۲۰۱۱) بر اساستابع دبلیو لامبرت، راه حل بود^{۲۸} (۲۰۱۷) با استفاده از تابع جابه‌جایی، راه حل بری و همکاران^{۲۹} (۲۰۰۰) و در نهایت راه حل پیشنهادی وینیتسکی^{۳۰} (۲۰۰۳) ارائه می‌شود. راه حل های نسل سوم با تخمین و بر اساس راه حل های تحلیلی دقیق با معادله‌ی کلبروک مطابقت دارد.^[۳۱]

همه‌ی معادله‌های ارائه شده و مورد استفاده فقط در یک باره خاص، از دقت با از خطای کمتری برخوردارند. بنابراین ارائه‌ی معادله‌یی که بازه رینولدزی پیشتری را پوشش دهد کاربرد فراوان‌تری خواهد داشت. در این تحقیق سعی شده است که همه‌ی نواحی رینولدزی که امکان بیشترین خطأ در آنها وجود دارند، مخصوصاً در نواحی رینولدزی بالا و محدوده‌هایی که کاربردی ترند، مشخص شوند و معادله در آن قسمت‌ها تصحیح شود.

به کمک نرم‌افزار مهندسی گراف^{۳۲} (برنامه‌ی متن باز^{۳۳}) 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 معادله‌یی که انتظام شکست و خطأ در معادلات گذشته و تأثیر ضرایب عددی از شناخت نقاط شکست و خطأ در معادلات گذشته و تأثیر ضرایب عددی و توانی در معادلات لگاریتمی، معادله‌ی دقیق‌تری ارائه شود. بدین منظور برای جایگزینی با معادله‌ی وطنخواه^{۳۴} (۲۰۱۸)، عزیزی^{۳۵} (۲۰۱۹) و نیازکار^{۳۶} (۲۰۱۹) آخرین معادله‌ی دقیق حاضر، یعنی معادله‌ی^{۳۷} (۲۰۱۸) برای برخی از نواحی رینولدزی ارائه می‌شود.

$$\lambda = \left(\frac{1,325}{\left[\ln \left(\frac{\varepsilon}{4,2D} + \frac{5,74}{Re^{0.9}} \right) \right]^2} \right) + 0,000234$$

$$4 \times 10^5 \langle Re \rangle^{3 \times 10^7} \times 10^{-6} \langle \varepsilon \rangle^{0.105} \quad (18)$$

۵. نتایج و بحث

میزان انتظام معادله‌ی تحقیق حاضر با هر سه داده‌ی آزمایشگاهی پرینسپون (راگارولا - مک‌کتون - اسپیت و دانلی)، مک‌کتون - لی - ژیانگ - موریسون و اسپیت و دانشگاه ارگان (سوانسون) و همچنین مقدار دقت آن با معادله‌ی کلبروک 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 توامًا مقایسه و ترسیم شده‌اند. به‌طور مشخص

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left(\frac{\varepsilon}{2,74D} + \frac{5,74}{Re^{0.9}} \right) \quad [26]$$

هالند (۱۹۸۳)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -1,8 \log \left(\left(\frac{\varepsilon}{2,7D} \right)^{0.11} + \frac{6,9}{Re} \right) \quad [27]$$

شیخ (۲۰۱۵)

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

آفر - آلبی (۲۰۱۶)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2 \log \left\{ \frac{\varepsilon}{2,75D} - \frac{1,975}{Re} \left[\ln \left(\left(\frac{\varepsilon}{2,93D} \right)^{0.92} + \frac{7,627}{Re + 3959} \right) \right] \right\} \quad [29]$$

وطنخواه (۲۰۱۸)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = 0,8686 \ln \left(\frac{0,3984 Re}{\left(S - 0,645 \right) / S + 0,39 } \right) \quad [30]$$

$$S = 0,12262 \operatorname{Re} \left(\frac{\varepsilon}{D} \right) + \ln (0,3984 Re) \quad [31]$$

عزیزی (۲۰۱۸)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = 1,805 \log \left(\frac{\left(\frac{\varepsilon}{D} \right)^{0.108}}{4,267} + \left(\frac{5,164}{Re^{0.966}} \right) \right) \quad [32]$$

نیازکار (۲۰۱۹)

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = A - \frac{(B-A)}{C-B+A} \quad [33]$$

$$A = -2 \log \left(\frac{\frac{\varepsilon}{D}}{\frac{\varepsilon}{D} + \frac{4,057}{Re^{0.944}}} \right)$$

$$B = -2 \log \left(\frac{\frac{\varepsilon}{D}}{\frac{\varepsilon}{D} + \frac{1,01A}{Re}} \right)$$

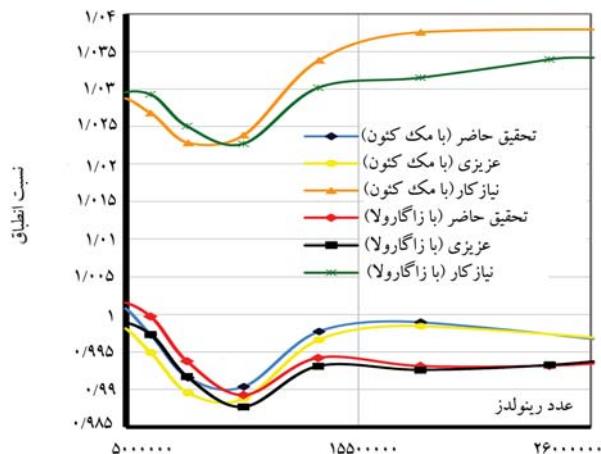
$$C = -2 \log \left(\frac{\frac{\varepsilon}{D}}{\frac{\varepsilon}{D} + \frac{1,01B}{Re}} \right) \quad [34]$$

(۱۶)

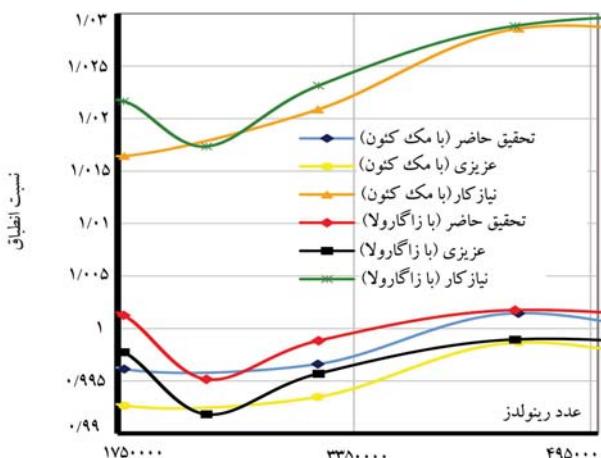
۴. بهبود معادله

معادله‌ی ۱۷ شکل صریح معادله‌ی کلبروک - واابت، رایج‌ترین معادله برای محاسبه‌ی مقدار λ را نشان می‌دهد.^[۳۲]

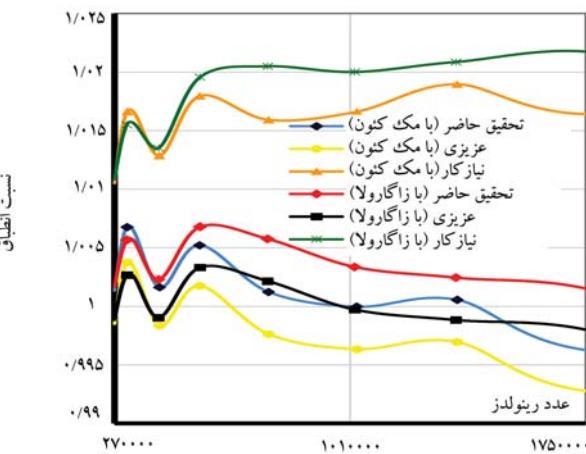
$$\lambda = \frac{1,325}{\left[\ln \left(\frac{\varepsilon}{4,2D} + \frac{5,74}{Re^{0.9}} \right) \right]^2}$$



شکل ۴. معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در $(Re \times 10^6) / 2,5 \times 10^7$.



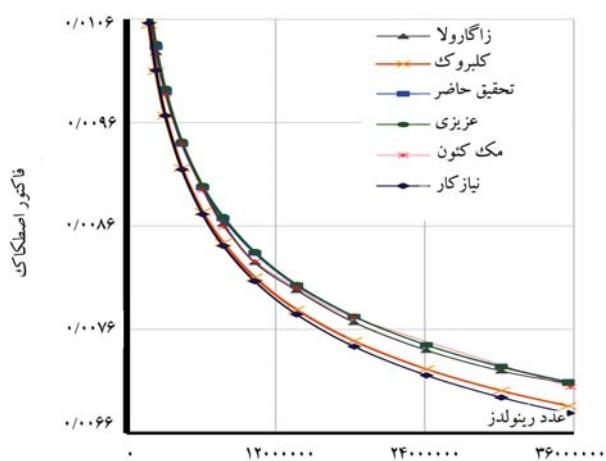
شکل ۵. معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در $(Re \times 10^6) / 5 \times 10^6$.



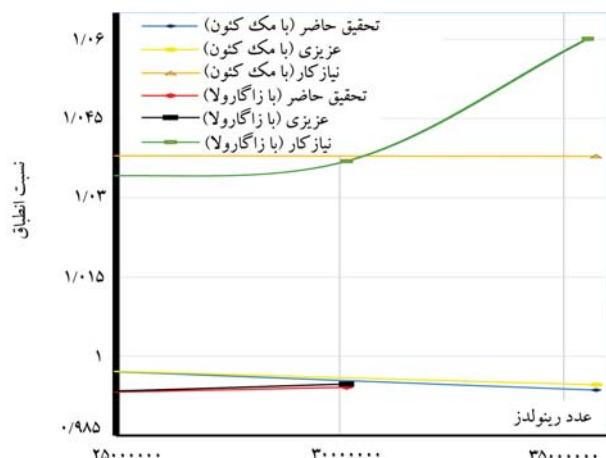
شکل ۶. معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در $(Re \times 10^6) / 1,75 \times 10^5$.

$10^5 \times 10^6 \times 10^3 \times 1131 \times 10^4 \times 10^3 \times 3,1131 \times 10^4$ از داده‌های ارگان استفاده می‌شود. در شکل ۸ با بررسی داده‌های زاگارولا و مک‌کتون در محدوده $1,75 \times 10^5 \times 10^7 \times 3,554 \times 10^6$ دقت معادله‌ی تحقیق حاضر، به معادله‌های نیازکار و عزیزی نشان داده می‌شود.

چنان‌که در شکل ۹ نشان داده شده، داده‌های ارگان در محدوده $2,7 \times 10^5 \times 10^6 \times 10^4 \times 2,7 \times 10^5 \times 10^7$ با داده‌های زاگارولا



شکل ۲. معادله‌ی کلبروک، تحقیق حاضر و عزیزی با داده‌های تجربی.



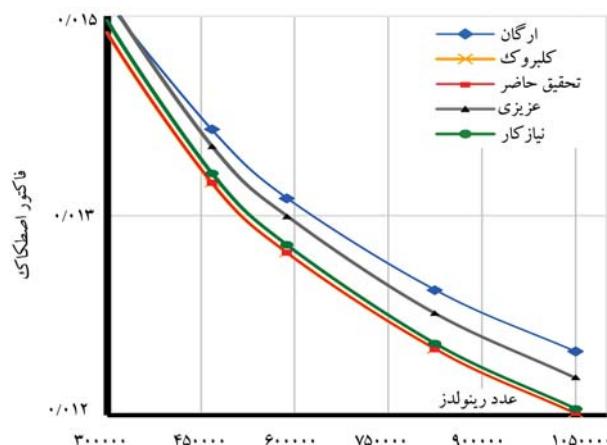
شکل ۳. معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در $(Re \times 3,554 \times 10^7) / 2,5 \times 10^7$.

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

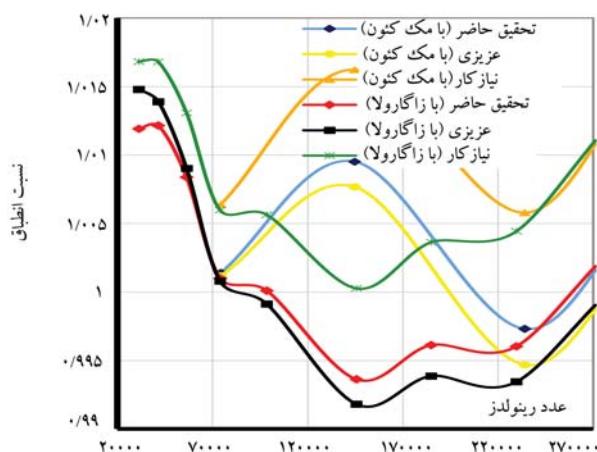
در شکل ۳ و در محدوده $10^7 \times 3,554 \times 10^6 \times 2,5 \times 10^7$ معادله‌ی تحقیق حاضر با داده‌های زاگارولا و مک‌کتون همخوانی و اطمینان کمتری نسبت به معادله‌ی عزیزی دارد. اما در محدوده رینولدزی $10^7 \times 3,554 \times 10^6 \times 3,1131 \times 10^4$ دقت در بازه $10^5 \times 2,7 \times 10^4 \times 3,1131 \times 10^4$ است که همخوانی درست و دقیقی ارائه نمی‌دهد ولی در سایر نواحی از معادله‌ی نیازکار دقت و اطمینان بیشتری نشان می‌دهد.

در شکل‌های ۴ و ۵ نتایج حاصله در محدوده $10^7 \times 2,7 \times 10^5 \times 10^6 \times 2,7 \times 10^5 \times 10^6 \times 10^4$ نشان می‌دهد که داده‌های زاگارولا و مک‌کتون همخوانی و اطمینان بیشتری با معادله‌ی تحقیق حاضر نسبت به معادله‌ی عزیزی و نیازکار دارد.

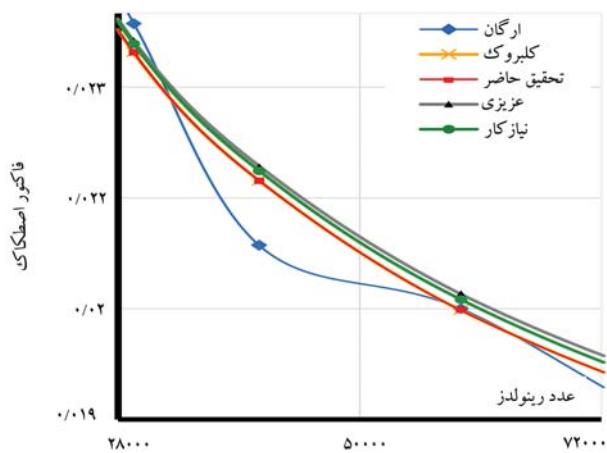
در شکل‌های ۶ و ۷ نتیجه و همخوانی مشخصی با بررسی نمودارهای ترسیم شده در محدوده رینولدزی $10^6 \times 10^6 \times 10^3 \times 10^3 \times 10^3 \times 3,1131 \times 10^4 \times 10^5 \times 10^5 \times 10^5$ به عبارت دیگر معادله‌ی تحقیق حاضر در $10^6 \times 10^6 \times 10^4 \times 10^4 \times 10^4 \times 2,7 \times 10^5 \times 10^5 \times 10^5$ با داده‌های مک‌کتون در $10^5 \times 2,7 \times 10^4 \times 3,1131 \times 10^4 \times 10^4 \times 2,7 \times 10^5 \times 10^5 \times 10^5$ با داده‌های زاگارولا اطمینان بیشتری دارند. بنا برای در این تحقیق برای بررسی دقیق‌تر در محدوده



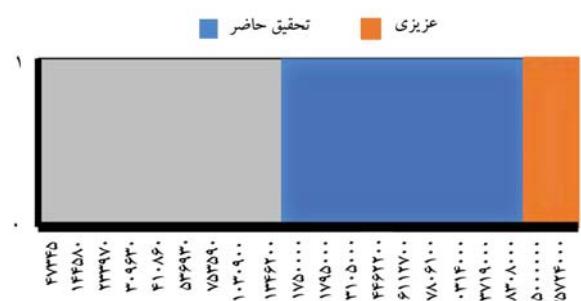
شکل ۱۰. میزان دقت نسبت به زاگارولا ($1.7 \times 10^6 / Re(2.4 \times 10^7)$).



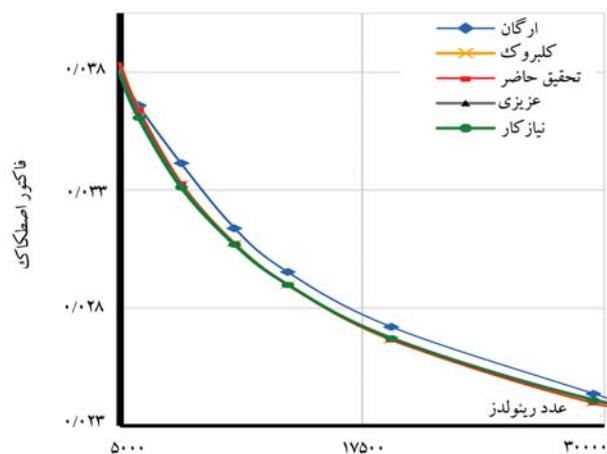
شکل ۷. معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در ($3.113 \times 10^4 / Re(2.7 \times 10^5)$).



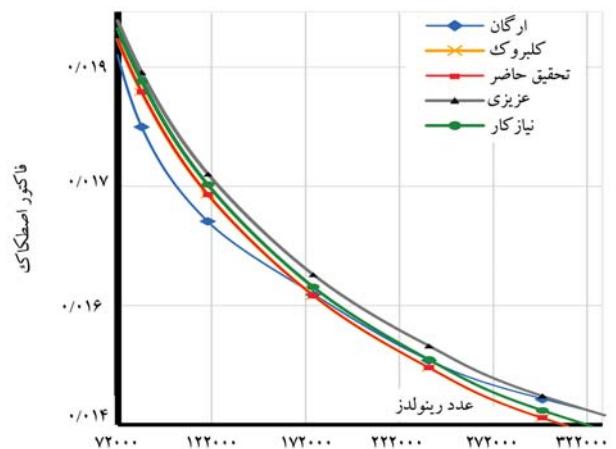
شکل ۱۱. میزان دقت نسبت به زاگارولا ($7.2 \times 10^4 / Re(2.8 \times 10^5)$).



شکل ۸. دقت معادله‌ی عزیزی و تحقیق حاضر در $(1.75 \times 10^7 / Re(3.554 \times 10^4))$.



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



شکل ۹. میزان دقت نسبت به زاگارولا ($3.554 \times 10^7 / Re(2.4 \times 10^6)$).

$10^5 / Re(3.5 \times 10^4)$ تطابق بیشتری با معادله‌ی تحقیق حاضر نسبت به معادله‌ی عزیزی و نیازکار دارد.

در شکل ۱۵ مشاهده می‌کنیم که در محدوده‌ی $10^5 / Re(1.05 \times 10^4)$ 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 $2.8 \times 10^4 / Re(2.8 \times 10^5)$ دقت معادله‌ی تحقیق حاضر را نشان می‌دهد. همچنانی نتایج حاصله از نمودارهای ترسیم شده شکل‌های ۱۲ و ۱۳ در محدوده معادله‌ی تحقیق حاضر نسبت به معادله‌ی عزیزی و نیازکار را نمایش می‌دهند.

۶. نتیجه‌گیری

برای ارائه معادله بی که میزان افت فشار در لوله بی 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 ارائه معادله و با روش محاسبه‌ی افت فشار انجام گرفته بود، معرفی شد. سپس با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی معتبر سعی در بهینه‌سازی معادله‌ی کلبروک و انتخاب روش راه حل تحلیلی و تخمین، معادله‌ی ارائه شد 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 عزیزی و نیازکار) در نواحی مختلف رینولدزی انجام شد و میزان خطای هر محدوده مورد بررسی قرار گرفت. در $5 \times 10^3 \leq Re \leq 10^7$ از نواحی داده‌های رینولدزی $10^7 \times 10^3 \leq Re \leq 10^6$ انتباق بسیار زیادی با معادله‌ی تحقیق حاضر وجود دارد و تنها در 36.5% معادله‌ی عزیزی از دقت بیشتری برخوردار است. در بررسی انتباق معادله‌ی نیازکار نیز از ابتدا جز در نواحی محدودی، دقت معادله‌ی این تحقیق پیشتر بود. نتیجه‌ی نهایی درین پژوهش علاوه بر بهبود معادله‌ی کلبروک، به دلیل محاسبه‌ی درست و دقیق ضریب اصطکاک، باعث کاهش تحمیل هزینه‌های فراوان و همچنین کاهش اتفاف انرژی در لوله‌های انتقال سیالات به کاربران و محققان می‌شود.

فهرست علامی

• علامی انگلیسی

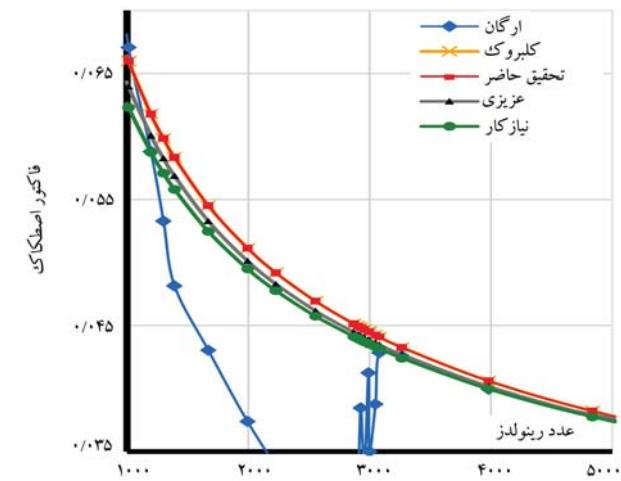
- D : قطر لوله;
- g : ثابت گرانش;
- h_l : تابع سیال;
- m : طول لوله;
- L : عدد رینولدز;
- v : سرعت نسبی سیال $\frac{m}{s}$.

• علامی یونانی

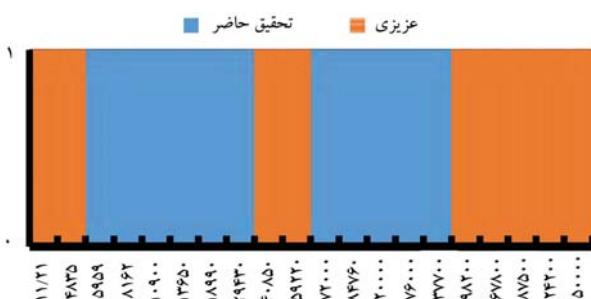
- λ : ضریب اصطکاک (ثابت و یزباج);
- ρ : چگالی $\frac{kg}{m^3}$;
- ε : زبری سطح m .

پانوشت‌ها

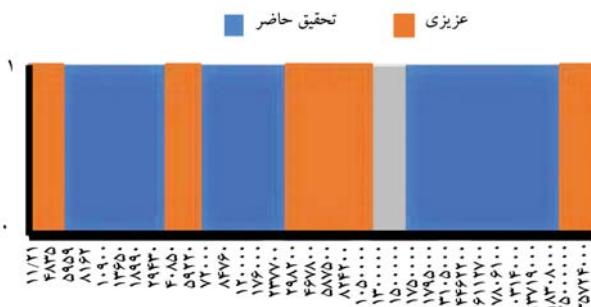
1. Julius Weisbach
2. Darcy
3. Reynolds



شکل ۱۳. میزان دقت نسبت به زاگارولا ($Re(5 \times 10^3 \leq Re \leq 10^7)$).



شکل ۱۴. دقت معادله‌ی تحقیق حاضر و عزیزی در ($10^6 \leq Re \leq 10^7$).



شکل ۱۵. دقت معادله‌ی تحقیق حاضر و عزیزی در ($10^7 \leq Re \leq 10^8$).

$10^4 \leq Re \leq 10^7$ ترسیم شده است. (بازه خاکستری در تحقیق حاضر با زاگارولا و ارگان همخوانی بیشتر و با مکانیون تطبیق کم‌تر دارد).

4. Blasius
5. Von Karman
6. Nikuradse
7. Colebrook & White
8. Moody
9. Churchill

10. Swamee & Jain
11. Haaland
12. Sheikh
13. Ofor & Alabi
14. Vatankhah
15. Azizi et al
16. non integer powers
17. Niazzkar
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

(References) مراجع

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 Maschinene 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, Forschg. Arb. Ing. Wes.*, Berlin. (1913).
5. Kármán, T.V. "Mechanische ahnlichkeit 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. Niazzkar, 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 سیخ شاعی^{*} (داشجوی کارشناسی ارشد)

مجید رجی (استادیار)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

شناگرهای میکروسکوپی همانند باکتری‌ها، برای جایه‌جایی از سازوکارهایی بهره می‌گیرند که خلاف غریزه انسان برای شنا کردن است. این روش‌ها، قیود نظریه‌ی اسکالپ را از رضاء می‌کند. هدف اصلی این پژوهش، ارائه مدلی برای شناگرهای مصنوعی است به طوری که یک مدل احتمالی برای توضیح شناگرهای طبیعی نیز باشد. شناگر مورد بررسی، از سه گویی که در آرایش مثاشی قرار دارند تشکیل شده است. با داشتن دو درجه آزادی این شناگر می‌تواند، تنها در یک بعد حرکت داشته باشد؛ این امر با تعییر طول دو لینک آن و با توالی مناسب امکان‌پذیر می‌شود. ضمن به دست آوردن سرعت شناگر، اثر متغیرهای هندسی مثلث بسرعت نهایی آن نیز مطالعه شده است. همچنین نشان خواهیم داد که درین حالت وابستگی متغیرهای سرعت همانند وابستگی آن در حالتی است که کره‌ها در آرایش خطی قرار دارند. در پایان نوع شناگر از جهت پوشش‌یا پول بودن مورد بررسی قرار گرفته شده است.

واژگان کلیدی: عدد رینولدز پایین، رینشتاگر، جایه‌جایی در عدد رینولدز پایین، رینربات.

sheikhshoaei.amir@gmail.com
majid.rajabii@iust.ac.ir

۱. مقدمه

اعداد رینولدز پایین حرکتی نخواهد داشت. بنابراین تلاش برای طراحی رینشتاگرهای 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 جایه‌جایی دارند.^[۱] ساده‌ترین آنها سازوکار سه لینک پارسل و سازوکار سه گویی گلستانیان و نجفی است.^[۲] که با در نظر گرفتن جایه‌جایی محدود نسبی سه‌گویی که با دو لینک به یکدیگر متصل شده‌اند، حرکت می‌کند. این دو سازوکار در شرایط مختلف به صورت گستردگی مطالعه شده‌اند.^[۳-۸] 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.^[۹] سازوکارهای دیگر که در یک بعد حرکت می‌کنند عبارت‌اند از: دو گویی کشسان که تعییر حجم و فاصله دارند،^[۱۰] سازوکار سه گویی با در نظر گرفتن زاویه‌ی متغیر بین لینک‌های آن،^[۱۱] سازوکار دو گویی کشسان و صلب که لینک میانی متصل کننده‌ی آن متجرک است.^[۱۲] و سازوکار یک دیسک که در آن تعییر شکل دیسک به دلیل اتفاق اززی در یک سیکل متفاوت است.^[۱۳] به همین صورت برخی از سازوکارهایی که در بیش از یک بعد امکان حرکت را فراهم می‌کنند عبارت‌اند از: سازوکار چهار پاره‌یی جلالی، که متشکل از چهار دیسک و یک لینک است.^[۱۴] شناگر سه گویی در آرایش مثاشی که لینک‌ها همانند اصلاح مثالت قرار گرفته‌اند.^[۱۵] و گویی‌هایی با آرایش هرمی که با لینک‌های متجرک به یکدیگر متصل شده‌اند.^[۱۶] در یک دسته‌بندی متفاوت می‌توان این شناگرها را بر اساس نوع عملکر آنها

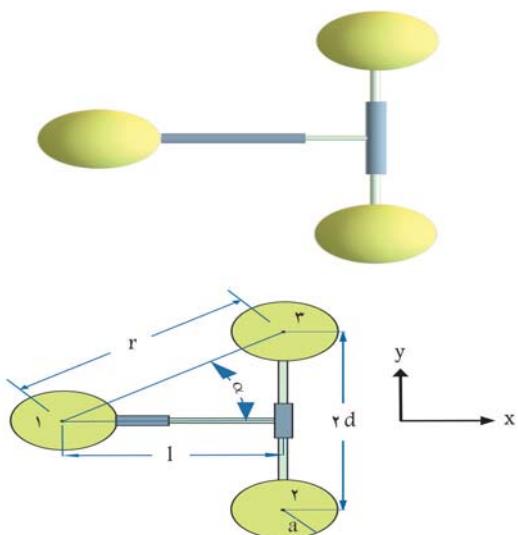
شناگرهای میکروسکوپی در بخش وسیعی از محیط‌های قابل زیست، از رودهی انسان گرفته تا اقیانوس‌ها، حضور دارند.^[۱۷] این موجودات با توجه به ابعاد کوچک و سرعت پایین حرکتشان، در محیط‌هایی با اعداد رینولدز پایین حرکت می‌کنند.^[۱۸] در سیالی که این رینشتاگرها را احاطه کرده، نسبت نیروهای لختی به نسبت نیروهای لرجتی عدد بسیار پایینی است و منجر می‌شود که بیشتر سازوکارهایی که به صورت روزمره برای شنا کردن با آنها آشنا هستیم در این رژیم ناکارآمد باشند و در بسیاری از موارد موجب هیچ حرکتی نشوند.^[۱۹] مطالعه‌ی فیزیک حاکم بر این شناگرها برای طراحی و ساخت رینشتاگرهای مصنوعی می‌تواند مفید و الهام‌بخش باشد.

به دلیل کاربردهای گوناگونی که رینشتاگرها در صنایع مهندسی و پژوهشی دارند، مدل‌های زیادی برای رینشتاگرها ارائه شده است.^[۲۰] در این میان، مطالعات برای طراحی و آزمایش رینشتاگرهایی که با تعییر شکل بدن خود حرکت می‌کنند با سرعت زیادی رو به افزایش است.^[۲۱] شناگرهای اعداد رینولدز پایین برای حرکت، باید بر قید نظریه‌ی اسکالاپ فائق آیند.^[۲۲] این نظریه که توسط پارسل در سال ۱۹۷۷ تبیین شد، بیان می‌دارد که مجموعه‌ی حرکت‌های متقاضن در زمان یک رینشتاگر، موجب جایه‌جایی آن نخواهد شد. بنابر این نظریه، یک صدف میکروسکوپی که با داشتن یک درجه آزادی محکوم به حرکت رفت و بگشتنی متقاضن در زمان است، در

* نویسنده مسئول

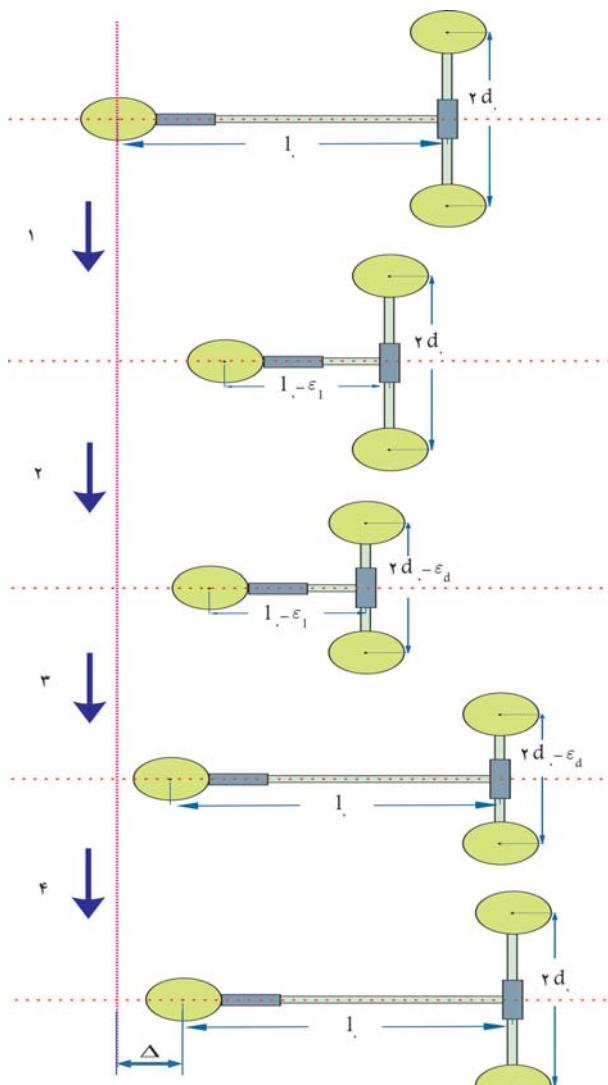
تاریخ: دریافت ۲۰، ۱۴۰۰، ۹/۱، اصلاحیه ۱۷، پژوهش ۱۴۰۱، ۱/۲۹

DOI:10.24200/J40.2022.59047.1622



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

در اینجا شناگری با سه‌گوی در نظر گرفته شده است. در این شناگر، در حالی که دو کرهٔ آن با یک لینک متحرک به یکدیگر متصل شده‌اند، کرهٔ سوم با لینکی که عمود منصف لینک اول است به دو کره اول مربوط می‌شود. این شناگر می‌تواند مدلی برای ریزشناگرهای باشد که یک طرف آنها بزرگ‌تر از طرف دیگر است. در این حالت سازوکار پیش رو را می‌توان مدل 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 شناگر آن به صورت تحلیلی محاسبه خواهد شد.



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

۲. توصیف چرخهٔ 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 لخت xyz فرض شده است. و در طول تحقیق به آن لینک عمودی گفته می‌شود. همانند شکل ۱ کرهٔ بالانی با شماره ۳ و کرهٔ پایینی با شماره ۲ در نظر گرفته می‌شود. اکنون کرهٔ دیگری که با شماره ۱ نامگذاری شده است را طوری در نظر بگیرید که توسط لینکی، به وسط لینک دو کره دیگر متصل شده باشد؛ همچنین بر آن عمود بوده و در امتداد محور x دستگاه مختصات xyz باشد. این لینک نیز لینک ۱ در نظر گرفته شده است. با تغییر طول لینک‌های این شناگر به صورتی که تقارن زمانی نداشته باشد و با توجه به نظریهٔ اسکالپ، این شناگر امکان حرکت خواهد داشت. در این مطالعه، با در نظر گرفتن طول‌های $l = l$ و $d = d$ برای حالت ابتدایی شناگر، حرکات زیر برای یک چرخهٔ 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 $\varepsilon_1 - l$ به طول نهایی خود، $\varepsilon_1 - l$ ، برسد؛

۲. طول لینک افقی ثابت باقی می‌ماند، اما طول لینک دیگر با سرعت ثابت W کاهش می‌یابد، تا پس از کاهش به میزان ε_d ، به طول نهایی خود، $d - \varepsilon_d$ ، برسد؛

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

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

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

که مشاهده می‌شود، میران جابه‌جایی این شناگر پس از طی یک چرخه‌ی کامل، به میزان Δ خواهد بود. در بخش بعدی این جابه‌جایی محاسبه خواهد شد.

با حل سیستم معادلات بدست آمده در بخش قبل سرعت شناگر محاسبه و در ضمیمه ارائه شده است. پس از ساده‌سازی معادله‌ی به دست آمده برای سرعت شناگر در ضمیمه و با فرض کوچک بودن شعاع شناگر نسبت به فاصله‌ی میان کره‌ها ($l \ll d$)، می‌توان معادله‌ی حاصله را تنها با در نظر گرفتن جملات تا مرتبه‌ی $\frac{a}{r}$ ، ساده کرد. که در اینجا $r = \sqrt{l^2 + 4d^2} = 1$ با دو کره دیگر است (شکل ۱). همچنین با فرض کوچک بودن جابه‌جایی نسبی کره‌ها ($\varepsilon_l, \varepsilon_d \ll l, d$) و در نظر گرفتن جملات تا مرتبه‌ی $\frac{\varepsilon_d}{r}$ و $\frac{\varepsilon_l}{r}$ عبارت به دست آمده را ساده می‌کنیم. با انتگرال‌گیری از سرعت شناگر، جابه‌جایی شناگر، Δ ، مطابق رابطه‌ی محاسبه می‌شود:

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

یا با در نظر گرفتن α به عنوان نصف زاویه میان دو بردار v_{12} و v_{13} (شکل ۱) عبارت فوق را به صورت زیر می‌توان بازنویسی کرد:

$$\Delta = ca \left(\frac{\varepsilon_d}{r} \right) \left(\frac{\varepsilon_l}{r} \right), \\ c = \left(\frac{1}{12 \sin(\alpha)^2} + \frac{\sin(\alpha)^2 - 5 \sin(\alpha) \cos(\alpha)^2}{3} \right) \quad (10)$$

با توجه به عبارت فوق سرعت شناگر به سادگی از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود.

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

رابطه‌ی ۱۰ نشان می‌دهد که جابه‌جایی شناگر به صورت خطی به شعاع کره و نیز به تغییر طول هریک از لینک‌ها وابسته است. توجه کنید وابستگی خطی این پارامترها کاملاً نتیجه‌ی متشابه با شناگر خطی گلستایان و نجفی را دارد که در مطالعات پیشین [۴۶] چنین گزارش شده است (نماد پارامترها تغییر داده شده‌اند):

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

که در آن γ میزان تغییر طول لینک‌هاست. مقایسه‌ی این دو رابطه نشان می‌دهد، که تنها تفاوت در این شناگرها (زمانی که جملات تا مرتبه‌ی اول تنها در نظر گرفته شده باشند)، ضریب آنهاست. در رابطه‌ی (۱۰)، ضریب جابه‌جایی شناگر، c ، تنها تابعی از زاویه‌ی اصلی مثلث حاصل از این سه کره است. در نمودار شکل ۳ ضریب c به عنوان تابعی از زاویه‌ی α رسم شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود، این تابع دو بار تغییر علامت می‌دهد. یکبار در زاویه‌ی $\alpha = 2\pi/2$ و بار دیگر در زاویه‌ی $\alpha = 61/5$. همچنین در زاویه‌ی $\alpha = 38/7$ این ضریب به کمترین میزان خود می‌رسد، که در واقع بیان‌گر بیشترین میزان اندازه‌ی ضریب حرکت برای حرکت در جهت عکس محور افقی است.

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

که مشاهده می‌شود، میزان جابه‌جایی این شناگر پس از طی یک چرخه‌ی کامل، به میزان Δ خواهد بود. در بخش بعدی این جابه‌جایی محاسبه خواهد شد.

۲.۲. سینماتیک و دینامیک

اگر بردارهای یکه‌ی متناظر با هریک از محورهای مختصات xyz را با (v_1, v_2, v_3) نمایش دهیم و همچنین v_1, v_2 و v_3 بردارهای سرعت متناظر با هریک از کره‌ها باشند. آن‌گاه برای مراحل اول و سوم حرکت خواهیم داشت:

$$v_3 - v_1 = \pm Wi \quad (1)$$

$$v_2 - v_1 = \pm Wj \quad (2)$$

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

$$v_3 - v_2 = \pm Wk \quad (3)$$

که در روابط فوق، سمت راست معادله در فاز دوم منفی و در فاز چهارم مثبت است. با صرف نظر کردن از لختی کره‌ها و در نظر گرفتن خطی بودن معادلات استوکس حاکم بر جریان سیال، به طور کلی رابطه‌ی ۴ میان سرعت و نیروی وارد شده به هر کره برقرار است: [۴۷]

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

در رابطه‌ی ۴، F_j نیروی وارد شده به کره‌ی j ام و G_{ij} تانسور اوسین است که چنین تعریف می‌شود:

$$i = j \neq$$

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

و برای $j \neq i$:

$$G_{ij} = \frac{1}{8\pi\mu} \left(\frac{I}{|r_{ij}|} + \frac{r_{ij} \otimes r_{ij}}{|r_{ij}|^3} \right) \quad (6)$$

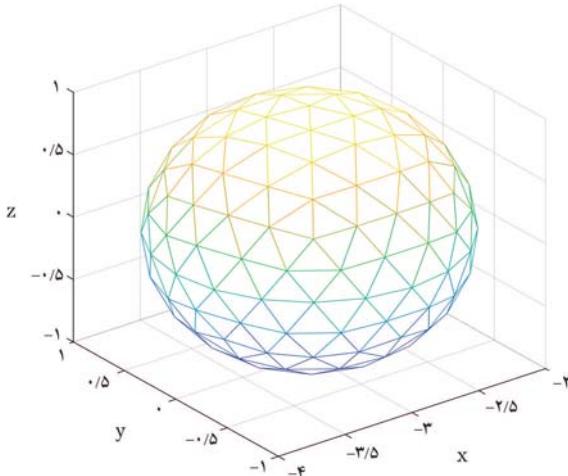
که در آن، μ ضریب لزجت سیال و r_{ij} بردار مکان متصل‌کننده مرکز کره i ام به کره j ام است و چنین محاسبه می‌شود:

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

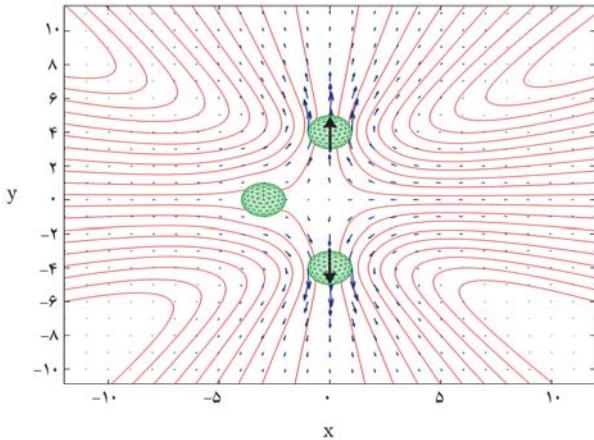
با توجه به این که جرم شناگر ناچیز است، مجموع نیروهای داخلی آن باید صفر باشد. [۴۸] به عبارتی دیگر داریم:

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

معادلات ۱ تا ۸ یک سیستم معادلات خطی را تشکیل می‌دهند که با حل آنها می‌توان سرعت شناگر را به دست آورد.



شکل ۵. نمایی از مشبندی مثلثی کرده. به دلیل تعداد بالای المانها، شکل نهایی بسیار مشابه کره است.

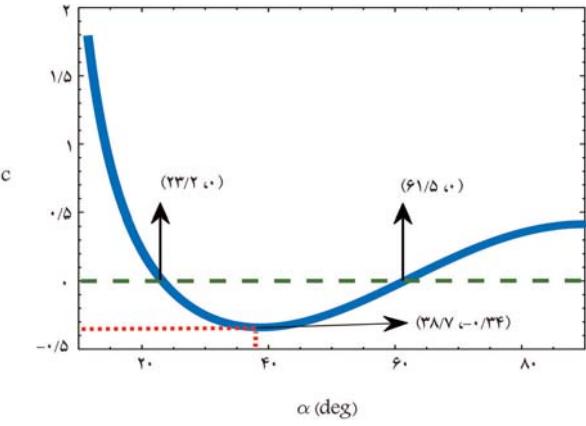


شکل ۶. میدان جریان و سرعت شناگر در فاز چهارم. فلش‌های آبی رنگ بیان‌گر بردارهای سرعت هستند و فلش‌های مشکی رنگ جهت حرکت دو کره را نشان می‌دهند.

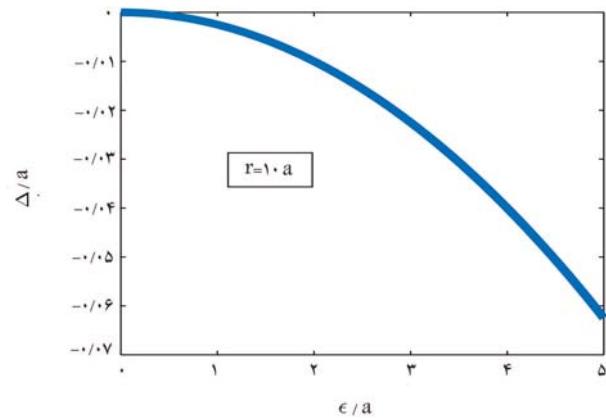
شکل ۵ نمایی از مشبندی کرده را نشان می‌دهد. در سطح هر مثلث تشن وارد به سطح ثابت فرض شده است. توجه داشته باشید که با توجه به برگشت‌پذیر بودن رزیم استوکس (یا خطی بودن معادلات استوکس)، خطوط جریان در دو فاز اول و سوم و همچنین دو فاز دوم و چهارم دارای روند یکسانی خواهد بود و تنها جهات بردار سرعت متفاوت است. بنابراین برای یافتن ماهیت شناگر تنها کافی است میدان سرعت و جریان در دو فاز برسی شود. در شکل ۶ میدان سرعت در فاز چهارم، و در شکل ۷ میدان سرعت در فاز اول داده شده است.

چنان که در شکل ۶ بیداست، سیال از جلو و عقب شناگر به سمت شناگر مکیده می‌شود؛ 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 پوشر می‌شود.

شکل ۷ حالت پیچیده‌تری را برای فاز اول نشان می‌دهد. چنان که مشاهده می‌شود، در این حالت میدان حاصل مطابق هیچ‌کدام از تعاریف پوشر و پولر نیست و در این حالت شناگر خشی خواهد بود. متعاقباً شناگر در فاز سوم نیز خشی خواهد بود.



شکل ۳. ضریب جابه‌جایی شناگر، C ، بر حسب نصف متغیر زاویه‌ی اصلی مثلث حاصل از سه کرده (در اینجا برای نمایش بهتر واحد زاویه از رادیان به درجه تغییر داده شده است).



شکل ۴. جابه‌جایی شناگر بر حسب میزان تغییر طول لینک بدنی آن.

۳. ماهیت شناگر: پوشر یا پولر؟

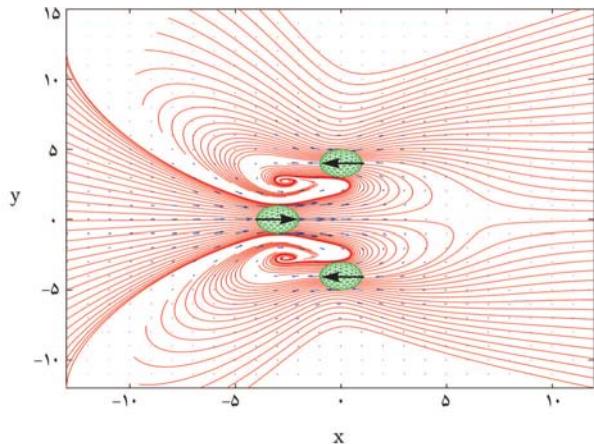
ریزاندامگان و ریزشناگرها بر اساس سازوکار پیش‌رانش خود می‌توانند از نوع پوشر یا خشمی باشند.^[۲۶] این موضوع بدان جهت حائز اهمیت است که در بسیاری از موارد مشاهده‌ی مستقیم سازوکار حرکتی ریزشناگرها ممکن نیست و با شناخت جریان حاصل از آنها می‌توان به ماهیت نوع حرکت آنها و اطلاعاتی درباره‌ی شناگر دست یافت. به عنوان مثال باکتری‌ها از دو قسمت اصلی تشکیل شده‌اند: تازک و بدنی‌بی کره‌بی شکل. تازک آنها با چرخش خود سیال را به عقب پمپ می‌کند. در عین حال نیروی برابر با نیروی تولید شده توسط تازک از طرف سیال به بدن آنها وارد می‌شود و در نتیجه، بدنی باکتری سیال را به جلو می‌راند. در این مثال سیال از دو طرف شناگر وارد شده و به عقب و جلو پمپ می‌شود، به همین دلیل به این نوع شناگر پوشر گفته می‌شود. اگر سیال از دو طرف شناگر خارج شده و از عقب و جلو مکیده شود، به شناگر پولر گفته می‌شود. این موضوع برای شناگرهای مختلف، مانند شناگر خطی سه کره، توضیح داده شده است.^[۲۸] در اینجا برای مشخص کردن ماهیت این شناگر نیاز است که به جریان ایجاد شده در اطراف آن در هر فاز بینگریم. برای یافتن میدان جریان و سرعت شناگر از روش المان مرزی محدود استفاده می‌کنیم.^[۲۹] در اینجا هر کره را با 320×320 المان سطحی مدل‌سازی می‌کنیم. 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 جایه‌جایی 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) خستی و در دو فاز دیگر (دوم و چهارم) پوشیده باشد.



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)

1. Ghanbari, A. "Bioinspired reorientation strategies for application in micro/nanorobotic control", *Journal of Micro-Bio Robotics*, **16**(2), pp. 173-197 (2020).
2. 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).
3. Purcell, E. "Life at low Reynolds number", *American Journal of Physics*, **45**(1), pp. 3-11 (1977).
4. Peyer, K.E., Zhang, L. and Nelson, B.J. "Bio-inspired magnetic swimming microrobots for biomedical applications", *Nanoscale*, **5**(4), pp. 1259-1272 (2013).
5. 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).
6. Lauga, E. and Powers, T. "The hydrodynamics of swimming microorganisms", *Reports On Progress In Physics*, **72**(9), p. 096601 (2009).
7. Najafi, A. and Golestanian, R. "Simple swimmer at low reynolds number: three linked spheres", *Physical Review E*, **69**(6), p. 062901 (2004).
8. 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).
9. Avron, J., Gat, O. and Kenneth, O. "Optimal swimming at low reynolds numbers", *Physical Review Letters*, **93**(18), p.186001 (2004).
10. Tam, D. and Hosoi, A. "Optimal stroke patterns for purcell's three-link swimmer", *Physical Review Letters*, **98**(6), p.068105 (2007).
11. 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).
12. 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.
13. 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).
14. Avron, J., Kenneth, O. and Oaknin, D "Pushmepullyou: an efficient micro-swimmer", *New Journal of Physics*, **7**, pp. 234-234 (2005).
15. 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.
16. Nasouri, B., Khot, A. and Elfring, G.J. "Elastic two-sphere swimmer in stokes flow", *Physical Review Fluids*, **2**(4), p.043101 (2017).
17. 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).
18. 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:

$$\begin{aligned}\tilde{V} = & -W(2(24ad(d^r + l^r)^r \\& - 18a^r d^r (d^r + l^r)^{(r/r)} \\& - 36a^r d^5 l - 32d^r (d^r + l^r)^r \\& - 72a^r d^r l^r + 36a^r d^r l^r + 24ad^r (d^r + l^r)^{(r/r)} \\& + 24ad^r l (d^r + l^r)^{(r/r)} \\& + 48ad^r l^r (d^r + l^r)^{(r/r)} - 36a^r dl^r (d^r + l^r)^{(r/r)} \\& + 9a^r d^r l (d^r + l^r)^{(r/r)})) \\& /(3(d^r + l^r)^r (20ad + 3a^r - 32d^r - (24a^r d^r) \\& /(d^r + l^r)^{(r/r)} + (32ad^r) \\& /(d^r + l^r)^{(r/r)} + (64ad^r l^r)/(d^r + l^r)^{(r/r)} \\& -(48a^r dl^r)/(d^r + l^r)^{(r/r)} \\& +(24a^r d^r l^r)/(d^r + l^r)^r))\end{aligned}$$

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

مهار صادقی ملک‌آبادی (کارشناس ارشد)

افشین بنازاده * (دانشیار)

دانشکده‌ی مهندسی هواپیما، دانشگاه صنعتی شریف

هدف از این مقاله، به کارگیری شبکه‌یی از بالک‌ها (بالک شبکه‌یی) به منظور شکستن گردابه‌ها و کاستن شدت آشفتگی در نوک بال به منظور کاهش پسای القایی است. در این پژوهش دو پارامتر کلیدی یعنی زاویه هفتی و زاویه پس‌گرای بالک‌ها مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. زاویه‌ی هفتی بالک، با افزایش فاصله بین گردابه‌های کوچک نوک هر بالک، از هم‌افزایی آنها جلوگیری کرده است. چیزی بهینه، چینشی متقاضی با زاویه‌ی هفتی ۲۰ درجه برای بالک اول و با شبیب کاهشی ثابت تا زاویه‌ی هفتی ۲۰ درجه برای بالک آخر به دست آمده است. با افزایش زاویه‌ی پس‌گرای مجموعه بالک‌ها مشاهده می‌شود که پسای القایی کاهش و راندمان آئرودینامیکی تا حدود ۱۵٪ افزایش یافته است. پس از آن، زاویه پس‌گرای مجموعه با کاهش دهانه بالک‌ها از بالک وسط به سمت لبه‌ی حمله و ذوار بال تنظیم شده است. این حالت که چینشی مشابه بال بیضوی دارد افزایش چشمگیری (در حدود ۵۰٪) در عملکرد آئرودینامیکی بال به وجود آورده است.

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

mahyarsadeghi12@yahoo.com
banazadeh@sharif.edu

۱. مقدمه

سالیان زیادی است که تحقیقات گستره‌یی پیرامون کاهش پسای بال و کاهش مصرف سوخت و افزایش مسافت پرواز صورت گرفته است. حال آن که پسای القایی بخش عمده‌یی از پسای بال را به ویژه در اعداد رینولدز پایین تشکیل می‌دهد و جزو مهمترین عوامل تأثیرگذار در راندمان آئرودینامیکی هواییا محسوب می‌شود.^[۱] کاهش پسای، مزیت‌های دیگری چون افزایش ظرفیت حمل بار و سرعت قابل دستیابی بیشتر را نیز در پی دارد.^[۲] پسای القایی، ارزی جنبشی فراهم می‌آورد که ناشی از تمايل جریان به نشت کردن از اطراف بال است. این جریان، حرکتی حلقوی در امتداد پایین دست بال القاء می‌کند، یعنی گردابه‌های 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 بیان گر اهمیت پسای القایی در سرعت‌های پایین است.^[۳] پسای القایی در حدود ۴۰ درصد از پسای کل در شرایط پروازی کروز و ۸۰ درصد پسای کل در شرایط برخاست پرندۀ را شامل می‌شود.^[۴] یکی از راهکارهای مرسوم در کاهش پسای القایی، افزایش نسبت منظری به وسیله افزایش دهانه بال است که اسپیلمن^۱ برای اولین بار آن را پیشنهاد داد. افزایش بیش از حد دهانه بال باعث بروز ضعف‌های

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۲۰/۱۱/۱۱، اصلاحیه ۱۸/۲/۱، پذیرش ۱۴۰۱/۳/۱

DOI:10.24200/J40.2022.59894.1631

که راندمان عملکردی برای هریک از بالک‌ها به ترتیب برای الگوهای مورب، ترکیبی و شکافدار نسبت به بال معيار افزایش یافته است.^[۱۱] در سال ۲۰۲۰ نادری زیاد و همکاران بررسی عددی تأثیر سه نوع بالک مختلف بر عملکرد آبرودینامیکی جریان در عدد رینولدز پایین را بررسی کردند. آنها مشاهده کردند که برای بالک‌های ترکیبی و پژوهی، به طور میانگین عملکرد آبرودینامیکی نسبت به بال بدون بالک ۱۰ درصد افزایش داشته و همچنین، بالک تکشاخه تأثیر به سرایی بر کاهش قدرت هسته‌ی مرکزی گردابه‌ها دارد.^[۱۲] در سال ۲۰۲۱، دشپنده^۰ و همکاران، تأثیر بالک‌ها بر روی عملکرد آبرودینامیکی یک پهپاد را با انجام آزمون تولن باد و پرواز واقعی در اعداد رینولدز کمتر از ۲۰۰ هزار بررسی کردند. آنها برای درک مشخصه‌های میدان جریان نوک بال از روش سرعت سنجی تصویر ذرات استریوسکوپی^{۱۱} با وجود بالک استفاده کردند. همچنین، با انجام آزمون نیزه‌ی نیزه برای اینجا به سپا ۱۵ تا ۱۲ درصد نسبت به حالت بال بدون بالک افزایش یافته و نیز در حالت پرواز واقعی ۱۵ درصد بهبود عملکردی داشته است.^[۱۳] در این پژوهش سعی خواهد شد با استفاده از رویکرد عددی و تجربی گونه‌ی خاصی از خانواده‌ی بالک‌ها با نام «بالک شبکه‌ی» مورد تحقیق قرار گیرد و تأثیر آن در اعداد رینولدز پایین بررسی شود. هدف از این پژوهش شناخت سازوکار شبکه‌ی از بالک‌ها و مشاهده‌ی کاهش قابل ملاحظه‌ی پسای القایی است که به واسطه‌ی گستته شدن گردابه‌های بزرگ نوک بال و تولید گردابه‌های ضعیف‌تر انجام می‌شود.

۲. تشریح مسئله

در این پژوهش، تمرکز روی شبکه‌ی از بالک‌ها و بررسی تأثیر آن در اعداد رینولدز پایین است که اساساً از نوک بال پندگانی نظری عقاب اقتباس شده است. هندسه‌ی این نوع بالک به صورت مجموعه‌ی از بالهای بسیار نازک و کوچک و غالباً دارای ایرفویل متقاض است. برای طراحی هندسه‌ی اولیه از نظریه‌ی خط برآزای پرانتل و روابط ارائه شده توسط فیلیپس و همکاران^[۲۴]، استفاده شده است. در این پژوهش، از ایرفویل ناکا ۵۰۱۲ برای مقطع بالک و ایرفویل ناکا ۲۴۱۲ برای مقطع بال با مشخصات هندسی مندرج در جدول ۱ استفاده شده است.

همچنین پارامترهای تأثیرگذار در چیشن بالک‌ها نیز مورد توجه قرار گرفته است. میزان تأثیر تغییرات پارامتر مورد نظر بر پسای القایی یا همان حساسیت سنجی نیز بررسی شده و با توجه به نتایج ارائه شده توسط مطالعات کتس و همکاران^[۲۵]، مورد ارزیابی قرار گرفته است. در ادامه با توجه به نتایج لی و همکاران^[۲۶]، محدوده وسیع و بهینه برای زاویه‌ی هفتی مورد تحلیل قرار گرفته است. در ادامه حالات مختلف چیشن 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٪ و بیشینه زاویه‌ی پیچش در نوک هر بالک برابر با ۴/۱۰ درجه است.

جدول ۱. مشخصات هندسه‌ی بال مرجع.^[۲۵]

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

همراه با بالک نسبت به بال مرجع باعث بهبود شیب منحنی برآ و مقدار برآ می‌شود. همچنین، با افزایش زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، گردابه‌ی اصلی گستته شده و به گردابه‌های کوچک‌تر تقسیم می‌شود که خود منجر به تضعیف اثر فرووزش می‌شود. در پژوهشی دیگر، لاروج^۰ و همکاران در مطالعه‌ی تجربی خود از آرایش‌های مختلف بالک بر روی بال استفاده کردند. در ابتدا با استفاده از الگوی خطی پرانتل - مانک^۹ نشان دادند که پسای القایی تا حدود ۵۰ درصد نیز کاهش می‌یابد.^[۱۷] 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)^۷ پسای القایی را نسبت به الگوی پرانتل - مانک کمتر می‌کند.^[۱۸] در سال ۲۰۰۵، کاتالووا^۸ نشان داد گردابه‌های نوک بال را با استفاده از اجزای کوچک ایرودبینامیک و نیز تغییر جهت جریان آن، می‌توان به گردابه‌های کوچک‌تر تبدیل کرد و باعث کاهش چشمگیر پسای القایی می‌شود.^[۱۹] زیرا^۹ با بهینه‌سازی آیرودبینامیک بالدر سرعت‌های مادون صوت و تأثیر طراحی بالک‌ها در بالهای صفحه‌یی و غیرصفحه‌یی توسط رویکرد نظری و تجربی نشان داد که پسای کاهش می‌یابد و راندمان آبرودینامیکی نیز بهینه می‌شود.^[۱۵] در سال ۲۰۰۸، نیکولووسی^{۱۰} و همکاران، با طراحی چندین شبکه‌یی از بالک‌ها و استفاده از پنل متند و نصب آن روی یک بال پیش‌یوی^{۱۱}، افزایش عملکرد بال با شبکه‌یی از بالک‌ها و اندیشه دیگر بالک را مورد بررسی قرار دادند.^[۱۶] در سال ۲۰۱۲، بنازاده و همکاران، با استفاده از نصب شبکه‌یی از بالک‌ها روی یک بال مستطیلی بدون زاویه‌ی پس‌گرا^{۱۲} با ایرفویل FX76mp ۱۶۰ و تحلیل عددی آن در جریان رینولدز ۷۶ میلیون، نشان دادند که نسبت برآ به پسای بال حدود ۱۴٪ و ضریب اسودال بال حدود ۲۴٪ افزایش و بهبود یافته است.^[۱۳] همچنین، در سال ۲۰۱۴، همکاران با تحقیق تجربی بر روی تأثیر تعداد بالک و شیوه چینش 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.^[۱۷] در جدیدترین پژوهش‌ها، در سال ۲۰۱۷ آرا^{۱۳} 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 بال وجود دارد، عملکرد بهتری ارائه می‌شود.^[۱۸] همچنین، هلال^{۱۴} و همکاران تأثیر بالک‌های چشمگیری را بر روی بال مستطیلی به صورت سه‌بعدی و به کمک روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی بررسی کردند. هدف آنها نیز محاسبه و تخمین مشخصه‌های آبرودینامیکی بال مستطیلی بوده است. در این پژوهش بالک‌های چشمگیری در زوایای حمله و نسبت‌های باریک‌شوندگی^{۱۵} مختلف نیز مورد بررسی قرار گرفتند. نتایج آنها نشان داد که بال همراه با بالک راندمان ایرودبینامیک را حدوداً ۵ تا ۱۰ درصد نسبت به بال بدون بالک افزایش می‌دهد. همچنین، واستنگی زاویه‌ی حمله را در مراحل مختلف پروازی نشان دادند و بیان کردند که بهترین عملکرد در زاویه‌ی حمله ۴ درجه اتفاق می‌افتد.^[۱۹] در سال ۲۰۱۹، آرا و همکاران، مشخصه‌های ایرودبینامیک ناکا ۴۴۱۲ همراه با بالک را به صورت تجربی بررسی کردند. آنها نیز مشاهده کردند که عملکرد آبرودینامیکی به طور چشمگیری بهبود یافته است.^[۱۰] در سال ۲۰۲۰ چشمگیر^{۱۷} 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^{۱۸}، بالک چشمگیری (مورب) و بالک شکاف دار^{۱۹} 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 شکاف دار بیشترین و برای مدل مورب کمترین است. همچنین، آنها مشاهده کردند

جدول ۲. چیزهای پیشنهادی بالک شبکه‌بی.

پارامتر	مقدار
نسبت باریک شوندگی (TR)	۰/۳۵۷
نسبت منظری (AR)	۳۸/۶۵
نسبت برآ ایرفویل	۰/۲۱۰۵۲
بیشینه زاویه توانیست (درجه)	۴/۱۰۴
توزیع زاویه توانیست نرمال شده	$w(z) = 1 - \frac{\sqrt{1 - (\frac{z}{L})^2}}{1 - (1 - TR) \frac{z}{L} }$ ۰، ۲۰، ۴۰
زاویه سوئیت بالک شبکه‌بی (درجه)	
زاویه بالک شبکه‌بی (درجه)	$C_1 = ۰, ۰, ۰, ۰, ۰$ $C_2 = -۲۰, -۵, ۱۰, ۲۵, ۴۰$ $C_3 = -۲۰, -۱۰, ۰, ۱۰, ۲۰$ $C_4 = -۲۰, -۱۵, -۱۰, -۵, ۰$

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

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g + F_i \quad (۳)$$

در رابطه‌ی ۳، ρ فشار، z_i نیروی سطحی، g_i شتاب جاذبه و F_i نیروهای خارجی هستند.

• معادلات حاکم بر پسای القای

گردابه‌های پراکنده شده از لبه‌ی فرار برای یک بال صفحه‌بی به میزان برآ بستگی دارند و نیروی پسا زمانی که توزیع برآ به صورت بیضوی باشد، کمینه خواهد بود.

[۱] پسای کمینه به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$D_{i,min} = \frac{L^2}{\pi q b^2} \quad (۴)$$

بال‌هایی 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 برآ غیربیضوی بیشتر از یک خواهد بود.

[۲] پسای کلی یک بال نیز به صورت مجموع پسای پروفیل و پسای القایی محاسبه می‌شود. با استفاده از مدل فون‌مایسنس می‌توان این دو نوع نیروی پسا را به صورت جداگانه بررسی کرد. با توجه به معادله‌ی 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.

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

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

۳. رویکردها و روش‌ها

در این بخش به رویکرد نظری، تجربی، روش حل عددی و اعتبارسنجی تحلیل‌ها می‌پردازیم.

۱.۱. رویکرد نظری

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

• معادله‌ی بقای جرم

نرخ زمانی تغییر جرم در یک حجم کترلی از جمع جرم جريان ورودی به حجم کترلی و نرخ تولید جرم در داخل حجم کترلی به دست می‌آید. در حالت حدی و زمانی که حجم کترلی به نهایت کوچک شود داریم:

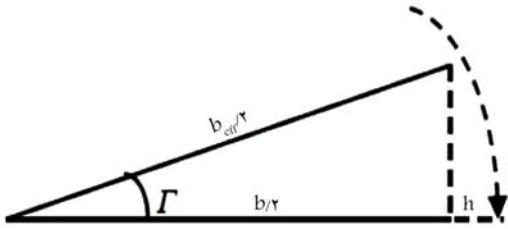
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j)}{\partial x_j} = ۰ \quad (1)$$

در این معادلات، m چگالی سیال، t زمان، x_j مختصات مکانی در راستای x و z سرعت حرکت سیال در راستای مختصات مکانی است. رابطه‌ی ۱ در واقع رابطه‌ی بقای جرم برای سیال تراکم‌پذیر است. ترم اول رابطه نشان‌دهنده‌ی نرخ تغییر چگالی سیال در زمان و ترم دوم نشان‌دهنده‌ی گرادیان جرم در راستای سه مختصه‌ی مکانی است. این معادله در واقع فرم دیفرانسیلی معادله‌ی بقای پیوستگی است. در حل عددی از فرض جریان تراکم ناپذیر استفاده شده است. بدون ترم ایجاد چشممه معادله‌ی ۱ چنین ساده می‌شود:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = ۰ \quad (2)$$

• معادله‌ی بقای مومنتوم

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



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]

$$\frac{b}{\gamma} = \frac{b_{eff}}{2} \cos \Gamma \quad (15)$$

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

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

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 دهانه 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 پیچش بالک نیز می‌تواند در کاهش میزان پسای القایی کل بال تأثیرگذار باشد. با استفاده از معادله‌ی گردش حول بال و نظریه‌ی خط برآرای پرانتل، طبق معادله‌ی زیر، می‌توان مقدار بهینه زاویه‌ی پیچش بالک را به صورت نظری محاسبه کرد.

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

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

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

که در این رابطه، Ω بیشترین میزان پیچش در طول بال است. با توجه به معادله‌ی حاصل، مقدار بهینه Ω برای بالک بدون نسبت باریک‌شوندگی برابر است با^[۲۴]:

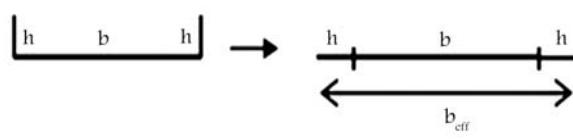
$$w(z) = 1 - \sqrt{1 - \left(\frac{\gamma z}{b} \right)^2} \quad (20)$$

برای بالک بدون نسبت باریک‌شوندگی (TR)، توزیع بهینه پیچش عبارت خواهد بود از^[۲۵]:

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

برای بال با نسبت باریک‌شوندگی خطی (TR)، توزیع بهینه پیچش به صورت معادله‌ی ۲۲ خواهد بود.^[۲۶]

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



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

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

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

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

- بررسی پارامترهای تأثیرگذار در طراحی بالک شبکه‌یی

در این بخش به بررسی دقیق تر 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 ارائه شده است.^[۲۷]^[۹]

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

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

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

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 باستی 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]

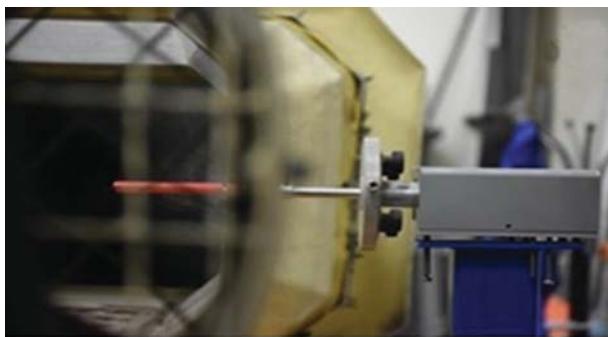
$$CL = \pi A R A_\gamma = Constant \quad (12)$$

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

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

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

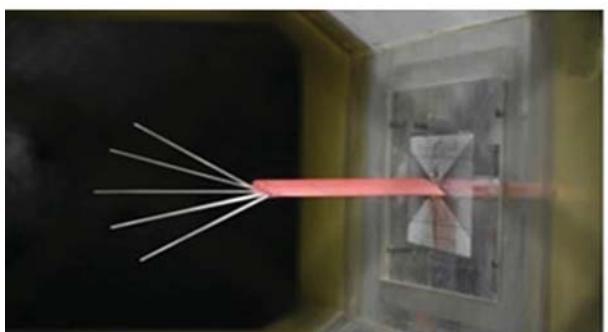
از طرفی مقدار b نیز باید بدون تغییر باقی ماند زیرا بر روی میزان نیروی برآ تأثیر خواهد داشت؛ بنابراین پارامتر قابل بررسی از نظر هندسی، تنها طول بالک‌های دوم به بعد خواهد بود، زیرا طول بالک اول باید برای تأمین طول دهانه بال یکسان، ثابت در نظر گرفته شود. حال هرچه طول بالک‌های دوم به بعد کمتر باشد، با توجه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



الف) نحوه‌ی قرارگیری مدل و اتصال به بالاتس؛



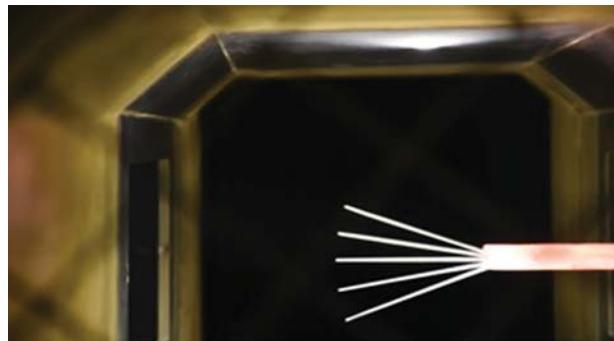
ب) نمای عمودی بال همراه با بالک بیضوی؛



ج) نمای از پشت بال همراه با بالک بیضوی.

شکل ۴. مجموعه تنظیمات آزمون بالاتس نیرویی.

است بهره‌گیری شده است. این مدل علیرغم دقت بالا برای کاربردهای هوافضایی و آنرودینامیکی، 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 ناحیه‌ی از لایه‌ی مرزی است که تحت تأثیر لزجت قرار دارد. در مطالعات صورت گرفته، مشاهده شده که با این مدل نظر سایر روش‌های عددی الگوسازی جریان آشفته، می‌توان نتایج نزدیکتری به نتایج آزمایشگاهی در محاسبه نیروی بر، 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، گرانزوی $22 (\mu_T)$ به صورت معادله‌یی از گرانزوی گردابه‌یی (v_T) و مقدار میانگین آن و همچنین یک معادله‌ی دمپینگ (f_{vT}) مطابق معادله‌ی 26 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:

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

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

در نهایت با توجه به روابط موجود مقدار بهینه بیشترین پیچش برحسب ضریب برا [۲۸] برابر است با:

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

۲.۳. رویکرد تجربی

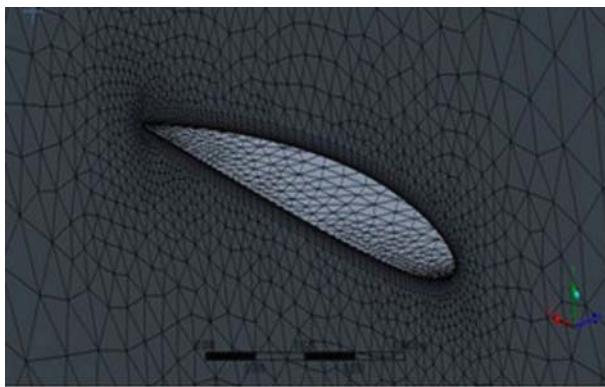
در این تحقیق مطابق با شکل ۳، آزمایش‌های تجربی در تونل باد مادون‌صوت دانشگاه صنعتی شریف با ابعاد محفظه‌ی آزمون $30 \times 30 \times 30$ سانتی‌متر مربع و در شرایط زوایای حمله $4, 6, 8, 14, 20$ درجه و سرعت 20 متر بر ثانیه صورت گرفته است. ساخت مدل توسط چاپگر سه‌بعدی انجام شده و برای بهبود در تایج استخراجی 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 پایایی 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 بالاتس نیرویی در زوایای نام برد 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 شبیه‌ی سیمپل 22 ، حلگر فشار مینا، شدت آشفتگی 5 درصد، دقت گسیسته‌سازی مرتبه دو برای فشار و مومنتوم و داده‌های ورودی به عنوان مرجع محاسباتی استفاده می‌شود. برای شبیه‌سازی شبکه‌یی از بالک‌ها از مدل توربولانسی اسپلارلت آلماراس 23 ، که دارای یک معادله‌ی آشفتگی



شکل ۶. شبکه محسوباتی حول بال (دید از طرف شرط مرزی صفحه تقاضن).



شکل ۷. الگوی بالک در چینش زاویه‌ی هفتی C^3 و $Sweep = 0^\circ$ در نرم‌افزار XFLR5

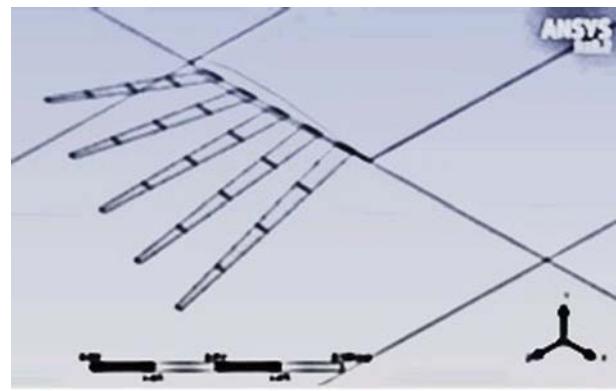
نظر حجم و تعداد سلول‌های مورد ارزیابی قرار داد. برای این کار، با توجه به پارامترهای مختلف در تعیین تعداد سلول‌های ناحیه‌ی سیالاتی، سه حالت مختلف ارائه شده است. تعداد سلول‌های ارائه شده در هر حالت نسبت به حالت قبلی به صورت تقریبی 10% افزایش داشته است. تعداد سلول‌ها در هر حالت از شبکه محسوباتی به ترتیب 1407269 , 14072693 , 3363893 و 6958312 است. با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی، اختلاف نتایج حاصل برای ضرایب برآ و پسا بال کمتر از 5% بوده و به همین دلیل شبکه‌ی محسوباتی 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 صحبت نتایج نداشته است. نتایج حاصل از بررسی استقلال شبکه در جدول ۵ اورده شده است (به عنوان نمونه ضریب برآ و پسا در حالت دوم به ترتیب 0.702811076 و 0.5072190 به دست آمده است).

• روند شبیه‌سازی در نرم‌افزار XFLR5

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 XFLR5 تنها به منظور برآورده 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 آئرودینامیکی از بیشترین حالت ممکن در تعداد شبکه در نرم‌افزار XFLR5 استفاده شده است.

جدول ۳. پارامترهای الگوسازی آشفتگی اسپالارت آلمارس.

K	$0/4$
C_{b1}	$0/1355$
C_{b2}	$0/622$
C_{v1}	$7/1$
C_{w1}	$\frac{C_{b1}}{K^4} + \frac{1+C_{b2}}{\sigma_v T}$
C_{w2}	$0/3$
C_{w3}	۲
prandtl Number	$0/667$



شکل ۵. بالک شبیه‌سازی شده در آرایش C^3 .

جدول ۴. نوع و مقدار شرایط مرزی شبکه محسوباتی.

شرط مرزی	نوع	مقدار
ورودی سرعت	Velocity inlet	$10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 80^\circ \text{ m/s}$
صفحه تقاضن	Symmetry	-
خروجی فشار	Pressure outlet	0 (Pa)
بال	Wall	-
شرایط عملیاتی	-	$0^\circ 1325 \text{ (Pa)}$

$$\mu_T = \rho v_T = \rho \bar{v} f_V(X) \quad (26)$$

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

$$f_V(X) = \frac{X^4}{X^4 + C_V^4} \quad (27)$$

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

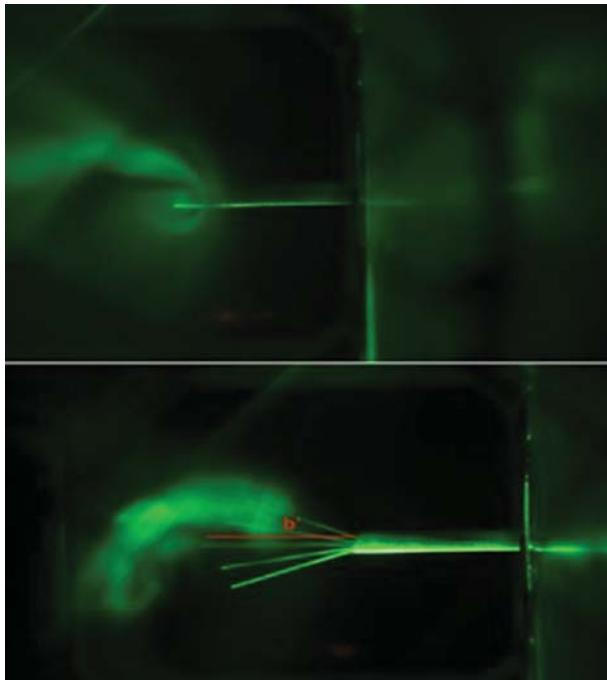
در ادامه، ناحیه‌ی سیالاتی و همچنین بال همراه با بالک شبیه‌سازی شده در حالت آرایش نوع سوم در شکل ۵ نشان داده شده است. همچنین، نوع هر یک از شرایط مرزی در جدول ۴ ارائه شده است.

• استقلال از شبکه

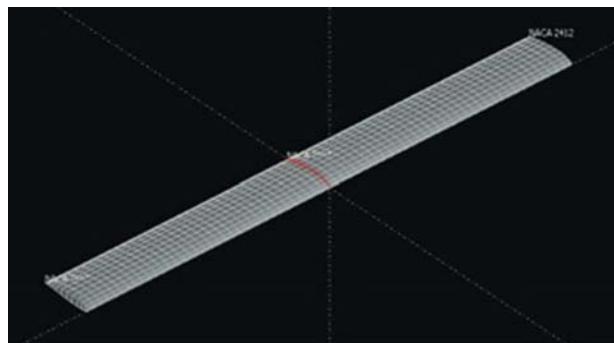
در این پژوهش شبکه محسوباتی حول بال مطابق با شکل ۶ در نظر گرفته شده است. در یک تحلیل عددی سیالاتی یک مدل، باید شبکه‌ی محسوباتی مورد نظر را از

جدول ۵. استقلال از شبکه.

حالت شبکه	تعداد سلول	C_L	C_D	% ΔC_L	% ΔC_D
حالت ۱	۱۴۰۷۳۶۹	۰/۶۳۰۷۴	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.



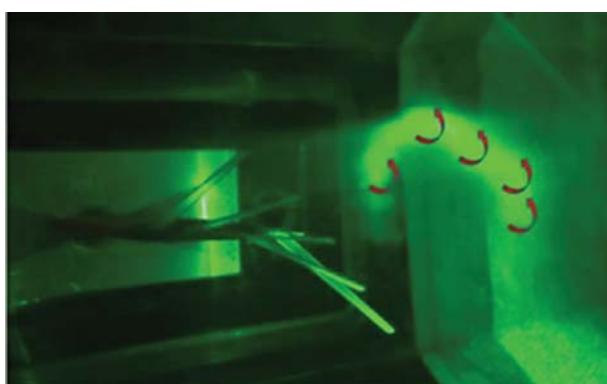
شکل ۸. شبکه‌بندی بال مرجع در نرم‌افزار XFLR5.

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 سلول‌ها گرفته شده است. برای شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار XFLR5 روش‌های مختلفی وجود دارد که شامل LT^{۲۶}, VLM^{۲۵}, VLM^۱ و Panel Method است. پس از شبیه‌سازی اولیه، نتایج حاصل از روش VLM^۱ بیشترین تطبیق را با حل عددی در نرم‌افزار ANSYS 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 صحبت مفروضات فیزیکی مدل عددی و ریاضیات اعمالی آن مقدار شود. همان‌طور که از شکل‌های ۹ و ۱۰ آزمون تجربی بر می‌آید، گردابه‌ی بزرگ تشکیل شده حول بال ساده (بال بدون بالک)، به گردابه‌ای 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^[۲۹] (شکل ۹ و مقدار مشخص شده‌ی b در آن). لذا، معادل این است که نسبت مظری افزایش یافته و این مهم خود نمایانگر افت فروزانش و لذا پسای القایی وابسته به آن با افزودن المان بالک است.

در ادامه، برحسب مطالعه تجربی صورت گرفته در این پژوهش، کمیت ضربی 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 مشاهده‌ی تجربی است. اندک اختلاف موجود هم قابل قبول است که می‌تواند ناشی از فرضیات اعمال شده در شبیه‌سازی عددی باشد.

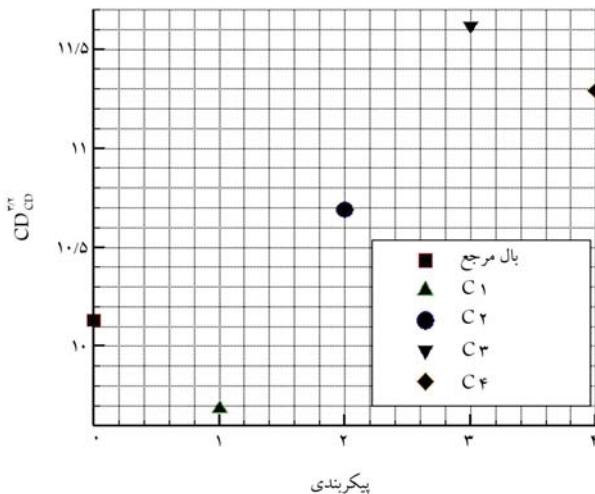


شکل ۱۰. آزمون آشکارسازی دود از نمای کنار تونل برای بال به همراه بالک در حالت زاویه‌ی هفتی بهینه.

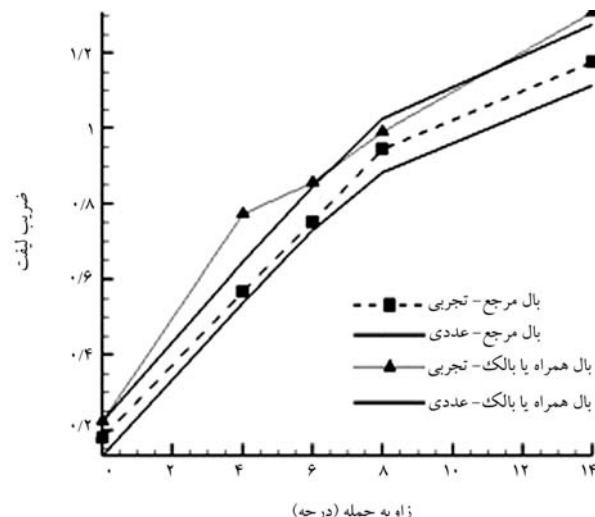
برای توزیع زاویه‌ی هفتی بالک‌ها در نظر گرفته شده است. در حالت C_1 ، زاویه‌ی هفتی تمامی بالک‌ها صفر درجه است. در حالت‌های C_2, C_3, C_4 مقدار کمینه زاویه‌ی هفتی 20° درجه انتخاب شده و در هر حالت با شبیه‌سازی متفاوت این زاویه برای بالک‌های دیگر افزایش خواهد یافت. با توجه به وابستگی بیش از حد ضربی برآ به 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 چینش‌های مختلف بالک برای نصب در نوک بال به آن اضافه شده است. با افزایش زاویه‌ی هفتی

۴. نتایج

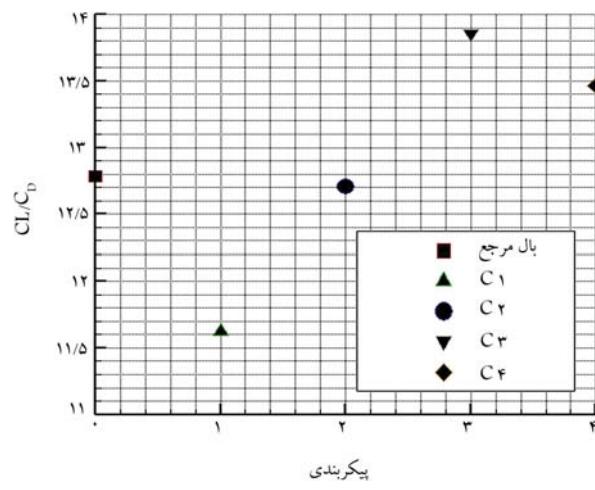
همان‌طور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، در این پژوهش چهار حالت مختلف



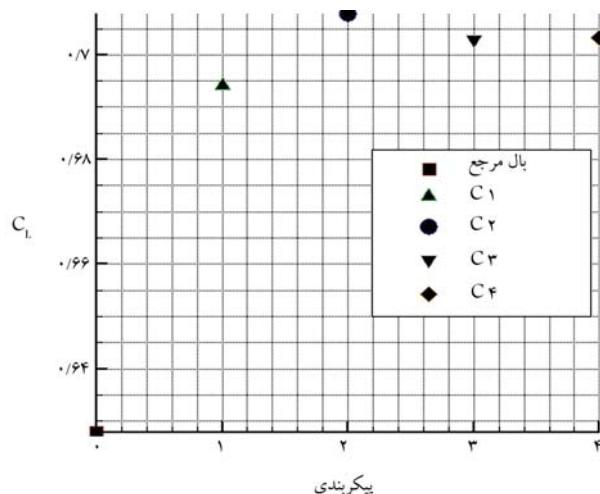
شکل ۱۳. عملکرد بال برای چینش مختلف بالک‌ها از نظر زاویه‌ی هفتی.



شکل ۱۱. اعتبارسنجی تحلیل عددی یا نتایج تجربی حاصله.



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

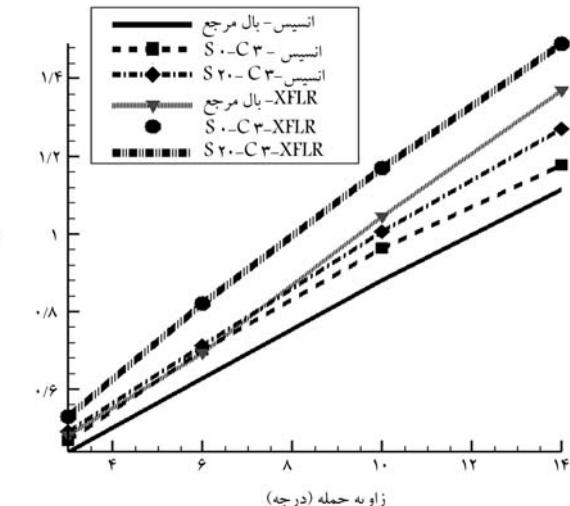


شکل ۱۲. ضریب برآ در چینش مختلف زاویه‌ی هفتی بالک‌ها.

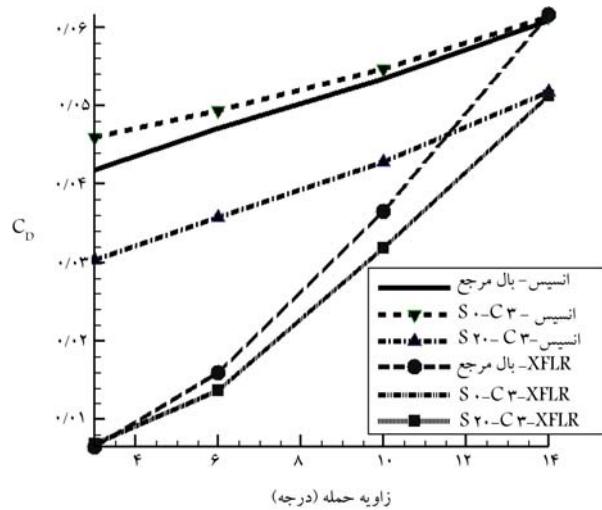
صفر درجه برای تمامی بالک‌ها، مقدار ضریب برآ کمتر خواهد بود. در چینش‌های C_۱ و C_۴، C_۲ و C_۳ با توجه به مقدار بیشینه زاویه‌ی هفتی بالک اول، مقدار ضریب برآ، تغییر چندانی نداشت و در تیجۀ پارامتر اصلی تغییر ضریب برآ چینش زاویه‌ی هفتی بالک‌های اولیه از طرف لبه‌ی حمله است. همچنین با توجه به کاهش شبیه تغییرات زاویه‌ی هفتی از C_۴ به C_۱، می‌توان گفت هر چه شبیه تغییرات زاویه‌ی هفتی بالک‌ها بیشتر باشد، شبیه افزایش ضریب برآ نیز بیشتر خواهد بود و این مستلزم تأثیر زاویه‌ی هفتی در تغییرات ضریب برآی بال سازگار است.

از طرفی، باید توجه داشت که افزایش ضریب برآ با افزایش نسبت منظری بال و افزودن بالک‌ها امری طبیعی بوده و مستلزمی مهم تأثیر افزودن بالک به بال، در کاهش میزان پسا القایی است. از این رو، باید تأثیر چینش‌های پیشنهادی بر عملکرد بال و 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، گرددابه‌های 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 آیرودبیامیکی 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. (عملت انتخاب زاویه‌ی ۶ درجه برای مقایسه‌ی عملکرد بال در چینش مختلف زاویه‌ی هفتی و ایرفویل‌ها در پرنده‌های مداومت بالا^۷، زاویه‌ی حمله‌یی است که راندمان آیرودبیامیکی بهینه حاصل شود. همچنین، تمرکز این پژوهش بر روی هوایپماهایی با موتورهای ملخی و سرعت‌های پروازی پایین بوده است که نیازمند افزایش $\left(\frac{C_{L/2}}{C_D}\right)_{max}$ جهت دستیابی به مداومت بیشینه است).

در شکل ۱۲، مقدار ضریب برآ برای چینش مختلف زاویه‌ی هفتی ارائه شده است. همان‌طورکه مشخص است با اضافه شدن بالک‌ها، مقدار ضریب برآ از ۱۰٪ تا ۱۳٪ افزایش یافته است. در حالت C_۲، با افزایش بیشینه زاویه‌ی هفتی بالک‌ها، مقدار ضریب برآ از تمامی حالات ارائه شده بیشتر بوده و در حالت زاویه‌ی هفتی



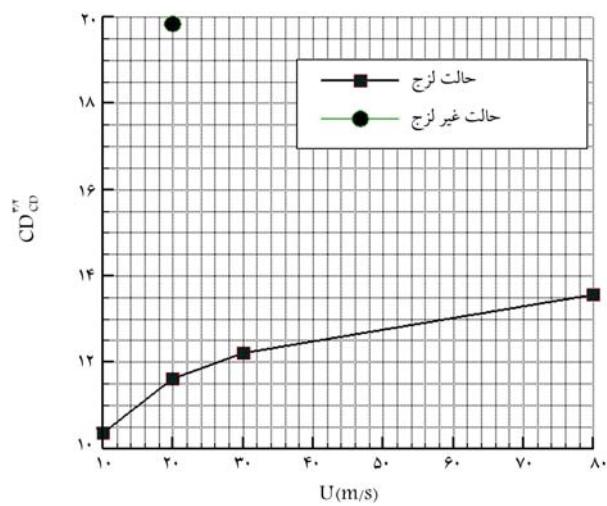
شکل ۱۶. مقایسه‌ی ضریب برآ برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR5.



شکل ۱۷. مقایسه‌ی ضریب پسا برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR5.

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 XFLR5 عدم توانایی آن در محاسبه صحیح میران افت پسای بال در حالت زاویه‌ی پس‌گرا ۲۰ درجه است که به همین دلیل با در نظر نگرفتن افت پسا با وجود جریان غالب و سیکون، افزایش عملکرد بال در 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 XFLR5، مقدار پسا کمتر شده است. علت این عدم توانایی نرم‌افزارهای با پایه‌ی «پلن مت» در محاسبه‌ی پسای ناشی از گرانزوی جریان است. بنابراین استفاده از نرم‌افزارهای حاصل برای دست آوردن توزیع برآ مناسب بوده، اما برای به دست آوردن ضریب پسا پیشنهاد نمی‌شود. در نهایت نسبت ضریب برآ به پسا که مشخص کننده راندمان آئرودینامیکی بال است در شکل ۱۸ ارائه شده است. روند تغییرات این راندمان در نرم‌افزار XFLR5 به صورتی صحیح پیش‌بینی شده است، اما به علت مقدار اندازه کم ضریب پسای محاسبه شده، نسبت ضریب برآ



شکل ۱۵. اثر سرعت جریان بر عملکرد بال در چینش بالک در حالت C2.

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 C1، از حالت بال اولیه نیز کمتر شده است و این مسئله وابستگی مهم عملکرد بال به همراه بالک، به چینش و زاویه‌ی هفتی بالک را نشان می‌دهد. حالت C1 نشان می‌دهد، اگرچه با افزودن بالک ضریب برآ بال افزایش یافته است، اما افزایش پسای اصطکاکی و پسای القایی ناشی از افزایش برآ، به طورکلی عملکرد بال را کاهش داده است. بنابراین چینش زاویه‌ی هفتی C2 با طرحی متقاض عملکردی بهینه داشته و به عنوان حالت بهینه انتخاب می‌شود.

در ادامه، بررسی اثر بالک بر عملکرد بال در رژیم‌های جریان مختلف با چینش C2، در شکل ۱۵ مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که مشخص است، با افزایش رینولدز جریان، شبیه‌منحنی 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 چینش C2 و توزیع بهینه‌ی زاویه‌ی هفتی توسط نرم‌افزارهای تجاری ANSYS و XFLR5 و همچنین نتایج تجربی و آزمون توبل با مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

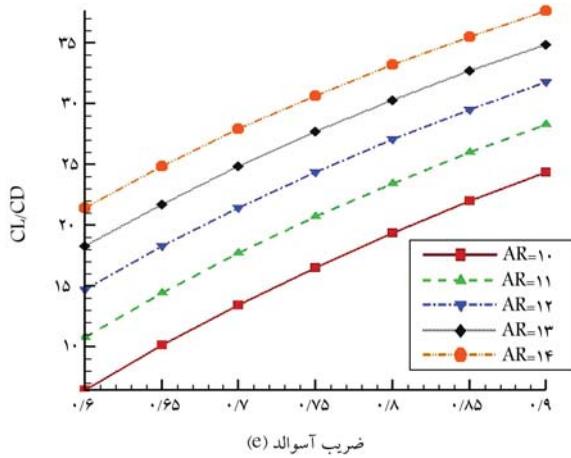
• نتایج تحلیل‌های عددی

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، گشاویر پیچشی صفر (همچنین رفتار خطی) و زاویه‌ی قبل از واماندگی هستند.

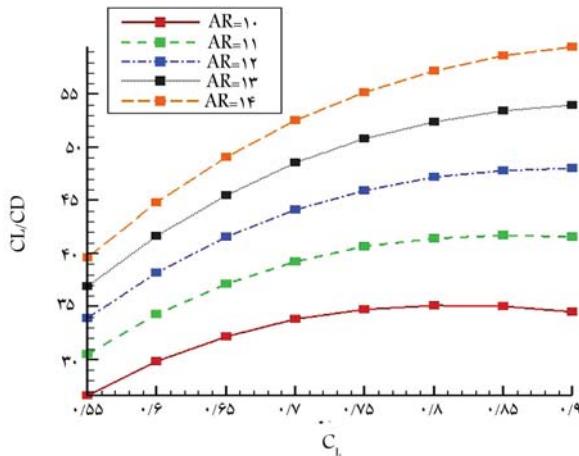
در شکل ۱۶، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی در حالت بال مرجع، حالت چینش زاویه‌ی هفتی بهینه و همچنین حالت چینش پس‌گرا ۲۰ درجه، در دو نرم‌افزار XFLR5 و ANSYS ارائه شده است. همان‌طور که مشخص است تطابق خوبی در نتایج حاصل برای ضریب برآ وجود داشته و نتایج مورد نظر برای زاویه‌ی حمله طراحی دارای خطای اندکی هستند. 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 آئرودینامیکی بال.

CL	$0/6\text{--}0/9$
AR	$10\text{--}15$
e	$0/6\text{--}0/9$
CL (Baseline Wing)	$0/6979$
CD (Baseline Wing)	$0/04912$

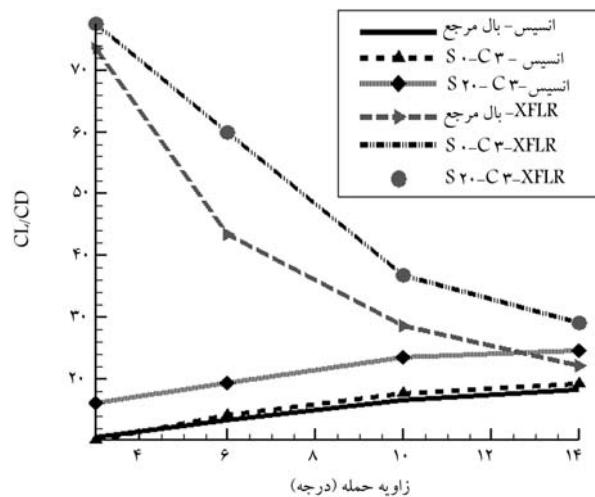


شکل ۲۰. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا نسبت به بال مرجع با تغییر نسبت منظری از 10 الی 14 و ضریب اسوالد از $0/6$ تا $0/9$ و ضریب برآی ثابت $0/6$.

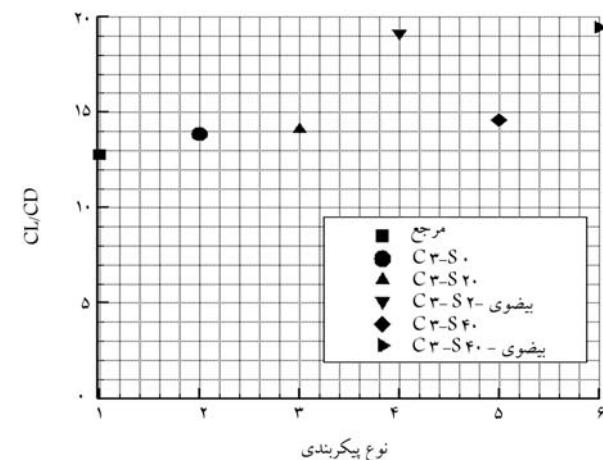


شکل ۲۱. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا نسبت به بال مرجع با تغییر نسبت منظری از 10 الی 14 و ضریب برآ از $0/6$ تا $0/9$ و ضریب اسوالد ثابت $0/6$.

به حالت پسگرایی صفر افزایش یافته است. این تغییر در زاویه‌ی پسگرایی تا افزایش عملکرد بال تا حدود 6% در حالت پسگرایی 40 درجه، تأثیر مثبتی داشته است. به منظور بررسی صحت نتایج ارائه شده، با در نظر گرفتن محدوده مشخصی از ضریب برآ، نسبت منظری و ضریب اسوالد بال، درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا بررسی خواهد شد که نتایج حاصل از آن در شکل‌های 20 تا 22 نشان داده شده است. مقدار ضرایب آئرودینامیکی بال مرجع و محدوده‌ی انتخاب شده برای موارد اشاره شده در جدول 7 ارائه شده است. مقادیر انتخاب شده برای بال مرجع نتایج شبیه‌سازی عددی در زاویه‌ی حمله‌ی 6 درجه و سرعت جریان آزاد 20 متر



شکل ۱۸. مقایسه‌ی نسبت ضریب برآ به پسا برای حل نرم‌افزار ANSYS و XFLR5.



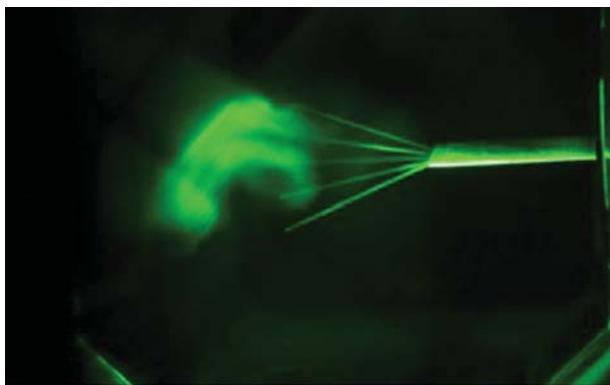
شکل ۱۹. بررسی اثر زاویه‌ی پسگرایی بر عملکرد بال در انواع چینش C₂.

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

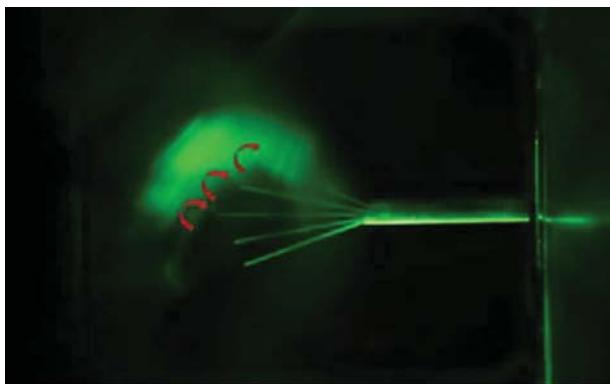
C_L/C_D	% Increase in C_L/C_D w.r.t the Base Wing
Base	$12/7840.9$
$C_2 - S_0$	$13/8561.7$
$C_2 - S_{20}$	$14/0.884$
$C_2 - S_{20} - \text{Elliptic}$	$19/140.3$
$C_2 - S_{20}$	$14/60.201$
$C_{20} - S_{20} - \text{Elliptic}$	$19/4610.9$

به پسا دارای خطای زیادی با حل نرم‌افزار ANSYS دارد. همچنین، در ادامه‌ی بررسی‌ها، عملکرد بال همراه با بالک برای چینش C₂ در زوایای پسگرایی مختلف بررسی شده که نتایج آن مطابق با جدول 6 و شکل 19 ارائه شده است.

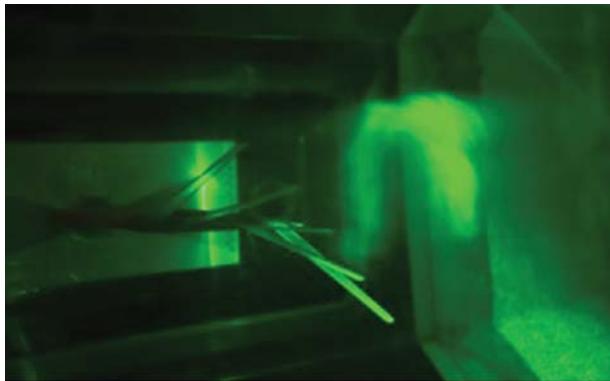
همان‌طورکه مشاهده می‌شود، جایه‌جایی بالک‌ها و مقدار زاویه‌ی پسگرایی چینش آنها، تأثیر به‌سزایی در عملکرد بال داشته است. با افزایش زاویه‌ی پسگرایی، مقدار نسبت برآ به پسا افزایش یافته و عملکرد بال در زاویه‌ی پسگرایی 20 درجه، حدود 2% نسبت



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 پس‌گرای بیضوی.

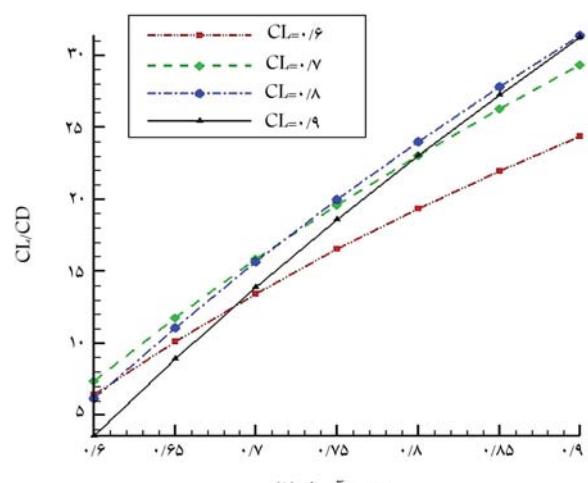


شکل ۲۶. آزمون آشکارسازی دود از نمای کناری تونل برای بال به همراه بالک در حالت زاویه پس‌گرای بیضوی.

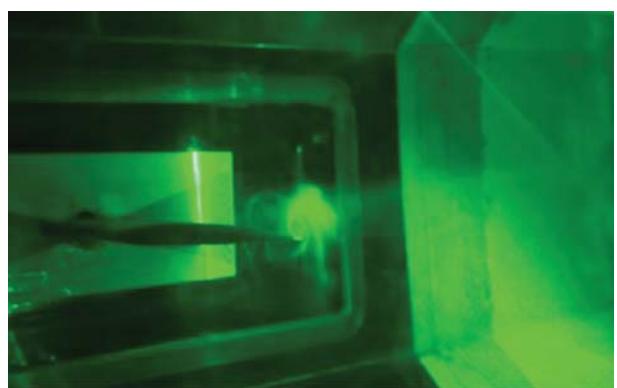
تجربی بر می‌آید، گردابه‌ی بزرگ تشکیل شده حول بال بدون بالک، به گردابه‌های کوچکتری شکسته شده که از یکدیگر فاصله گرفته‌اند که این مهم خود نمایانگر تأثیر افت پسای القایی با افزودن المان بالک است.

۵. نتیجه‌گیری

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



شکل ۲۲. نمایش نتایج درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا 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 ثانیه است. با تغییر ضریب برآ، نسبت منظری و ضریب اسوالد، حالاتی به دست آمده که نتایج آن با درصد افزایش راندمان آئرودینامیکی در ادامه ارائه شده است. چنان که مشخص است با افزایش نسبت منظری در هر حالت، درصد افزایش نسبت ضریب برآ به پسا 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 آئرودینامیکی 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 کناری تونل برای بال همراه با بالک در حالت زاویه 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 شکل‌گری 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 پس‌گرای بیضوی از نماهای کنار و پشت لبه فرار نشان می‌دهد. همان‌طور که از تصاویر آزمون

Ci:	چینش مختلف بالک	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 گونه‌یی طراحی شده که کمترین میزان پسا القایی را داشته باشد. پس از طراحی بالک‌ها، سه چینش مختلف برای بررسی اثر بالک بر عملکرد بال مرجع موردنظر بررسی قرار گرفته است.
D:	نیروی پسا	در چینش اول، چهار آرایش مختلف از زاویه هفتی برای بالک‌ها در نظر گرفته شده است، در هر حالت، شبیه 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 چینشی 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 چینش دوم، زاویه‌ی پس‌گرای بالک‌ها، به اندازه ۲۰ و ۴۰ درجه انتخاب شده است، به گونه‌یی 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 آنرودینامیکی بال حدود ۴٪ افزایش یافته است. با توجه به مدل بال پیضوی و توایی این نوع بال در کاهش پسا القایی، چینشی جدید در حالت سوم ارائه شده است و زاویه‌ی پس‌گرا از بالک و سطح در نظر گرفته شده است. در این حالت بالک و سطح 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 آنرودینامیکی بال به همراه بالک به حدود ۵٪ درصد افزایش نسبت به بال اولیه برسد؛ بنابراین می‌توان گفت، طراحی شبکه‌یی از بالک‌ها (بالک شبکه‌یی) فرآیندی پیچیده بوده و در صورت شناخت کافی پارامترهای کلیدی و انجام حساسیت‌سنجی، شبکه‌یی از بالک‌ها (بالک شبکه‌یی) یک وسیله‌ی بسیار کارآمد در افزایش راندمان آنرودینامیکی بال خواهد بود.
L:	نیروی برآ	
b:	طول بال	
LE:	لبه‌ی حمله	
TE:	لبه‌ی فرار	
c:	طول وتر مقطع بال	
V _∞ :	سرعت جریان آزاد	
TR:	نسبت باریک‌شوندگی	
AR:	نسبت منظری	
g:	شتاب گرانش	
p:	فشار	
u:	مؤلفه‌ی سرعت افقی	
q:	فسار دینامیکی	
e:	نسبت اسوالد یا ضریب بازده دهانه‌ی بال	
s:	نصف طول بال (نیمه اسپن)	
h:	طول بالک	
w:	پیچش بهینه‌ی بال	
CL, a:	شبیه برآ مقطع بال	
علائم یونانی		
r _∞ :	چگالی هوای آزاد	
μ_{∞} :	لزجت دینامیکی جریان آزاد	
s:	تابع توزع پیچش	
Ω:	پیچش کل	
v:	لزجت سینماتیکی	
α_v :	زاویه‌ی سرعت	
α :	زاویه‌ی حمله	
τ:	نیروی سطحی برشی	
Γ:	گردش حول بال	

فهرست علائم

- R_e: عدد بین بعد رینولدز
- Cl: ضریب برآ
- Cd: ضریب پسا

پانوشت‌ها

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)

1. Thiede, P. "Aerodynamic drag reduction technologies", *Proceedings of the CEAS/DragNet European Drag Reduction Conference*, 19-21 June 2000, Potsdam, Germany (2000).
2. 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).
3. 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).
4. Marec, J.-P. "Drag reduction: A major task for research", In *Aerodynamic drag reduction technologies*, ed: Springer, pp. 17-27 (2001).
5. Spillman, J. "The use of wing tip sails to reduce vortex drag", *The Aeronautical Journal*, **82**, pp. 387-395, (1978).
6. 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).
7. 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).
8. Whitcomb, R.T. "Method for reducing aerodynamic drag", *NASA CP 2211 Dryden Symposium* (1981).
9. 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).
10. Nazarinia, M., Soltani, M.R. and Ghorbanian, K. "Experimental study of vortex shapes behind a wing equipped with different winglets" (2006).
11. 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).
12. 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).
13. 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).
14. 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).
15. Zimmer, H. "The aerodynamic optimization of wings at subsonic speeds and the influence of wingtip design. Thesis" (1987).
16. 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).
17. 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).
18. 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).
19. 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).
20. 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).
21. 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).
22. 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).
23. 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).
24. Chen, T. and Katz, J. "Induced drag of high-aspect ratio wings", In *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 38 (2004).
25. Naca 2412. www.airfoil.tools.com.
26. Gerontakos, P. and Lee, T. "Effect of winglet dihedral on a tip vortex", *Journal of aircraft*, **43**, pp. 117-124 (2006).
27. Nita, M. and Scholz, D. "Estimating the oswald factor from basic aircraft geometrical parameters", *German Aerospace Congress 2012*, Berlin, Germany (2012).
28. 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.
29. 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 شهاب الدین صادقی^{*} (دانشجوی کارشناسی ارشد)

نگار نباتیان (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی

مهمنشی مکانیک پسای
دوری ۳-۸۰ نسخه اول
ص. ۱۴۰ (پژوهشی)
پیشنهاد (پژوهشی)
۱۷۷-۱۷۶

در این مطالعه با بهره‌گیری از کنترل غیرفعال جریان ضریب پسای استوانه کاهش داده شده است. با تنصیب یک صفحه‌ی کنترل در دو ارتفاع و در فواصل طولی مختلف در بالا دست جریان، ممنوع جریان ورودی به استوانه و در نتیجه مقاومت جریان لایه‌ی مرزی در برابر گردید. فشار نامطاب افزایش می‌یابد که باعث تغییر در جداشی 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 (کوینتی) باشد، سطح بالا دستی 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 پسای در رینولدزهای زیر بحرانی روند مشابهی دارد. در نهایت با بررسی ترمودینامیک سیال مشخص شد تولید آنتروپی با ضریب پسای رابطه‌ی مستقیم دارد.

seyeds.sadeghi@mail.sbu.ac.ir
n_nabatian@sbu.ac.ir

واژگان کلیدی: ضریب پسای، کنترل غیرفعال، جاری شدن گردابهای، تولید آنتروپی.

۱. مقدمه

غیرفعال برخوردارند. هرچند که استفاده از آنها به دستگاه‌های پیچیده‌ی مکانیکی و هزینه‌ی تعمیرات و نگهداری بیشتری نیاز دارد.^[۲] این در حالی است که استفاده از کنترل کننده‌های غیرفعال به دلیل سادگی در فرایند و عملکرد مناسب همواره مورد استفاده بوده است. کنترل کننده‌های غیرفعال با ایجاد تغییرات در هندسه یا اضافه کردن ابرازهای دیگر در بالا دست یا پایین دست بالاف بادی در نیروی اعمالی به سازه تأثیرگذارند.^[۴] به همین دلیل تحقیقات گستره‌ی در خصوص کنترل کننده‌های غیرفعال همچون قرار دادن یک جسم ثانویه در بالا دست استوانه یا ایجاد شیار در طول محور تقارن استوانه انجام شده است.^[۵] کاربردهای گستره‌ی جریان عبوری از استوانه در صنعت در محدوده رینولدز $10^3 \times 10^0 \leq Re \leq 10^{10}$ است، در رینولدزهای بالاتر از سطح بحرانی که جریان سیال آشفته می‌شود و ضریب پسای افت می‌کند هدف این مطالعه نیست.

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 شیارهایی روی سطح استوانه، جریان لایه‌ی مرزی را از آرام به آشفته تبدیل کرده و با تعویق در جداشی جریان، ضریب پسای استوانه را تا ۱۶ درصد کاهش دادند.^[۶] گائو و همکاران در یک اندازه‌گیری تجربی با قرار دادن یک میله‌ی کنترل در بالا دست 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.^[۷] گویا با قرار دادن یک استوانه‌ی کنترل در فضای بین لایه‌های برشی جدا شده از استوانه

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

* نویسنده مسئول
تاریخ: دریافت ۱۲/۹/۱۴۰۰، اصلاحیه ۷/۱/۱۴۰۰، پذیرش ۱۷/۱/۱۴۰۰
DOI:10.24200/J40.2022.60014.1632

جریان آشفته به روش متوسطگیری رینولدز عبارت است از:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} +$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\bar{\rho} \bar{u}'_i \bar{u}') \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho C_P T u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} (k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i}) + \mu \varphi \quad (3)$$

$$k_{eff} = k_{lam} + k_{turb} \quad (4)$$

که در آن ρ چگالی، φ الالف انرژی به واسطه‌ی لزجت، p فشار استاتیکی، t زمان، C_P ظرفیت گرمایی و پیله در فشار ثابت، T دمای سیال، k_{eff} ضریب هدایت مؤثر، u_i ضریب هدایت حرارتی سیال، k_{turb} ضریب هدایت حرارتی آشفته‌ی u_i ، m مؤلفه‌ی افقی سرعت و w سرعت در مؤلفه‌ی قائم است. چنان که اشاره شد، برای حل عددی از معادلات ناویر-استوکس متوسطگیری شده به روش رنزو^۵ استفاده می‌شود. عبارت تنش رینولدز $\bar{\rho} \bar{u}'_i \bar{u}'_j$ مطابق با معادلات ۵ و ۶ با استفاده از مدل آشفته‌ی دو معادله‌ی sst که قادر به شبیه‌سازی جریان با گردابیان فشار معکوس و جداش جریان است، محاسبه شده است.^[۱۷, ۱۸]

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \quad (5)$$

$$G_k - Y_k + S_k \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \quad (6)$$

$$G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (6)$$

که در آن G_k تولید انرژی جنبشی آشفته‌ی ω تولید گردابه، Γ_k و Γ_ω به ترتیب ترم نفوذ مؤثر برای k و ω ، Y_k و Y_ω به ترتیب ترم الالف برای k و ω به واسطه‌ی آشفته‌ی D_ω ترم انتشار متقابل، S_k و S_ω یک چشممه یا منبع که توسط کاربر مقابل تعریف است.^[۱۹]

۲.۱.۲. معادلات حاکم برای محاسبه‌ی نزخ 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.^[۲۰] در این راستا برای محاسبه‌ی نزخ تولید آنتروپی از معادله‌ی ۷ استفاده شد:^[۲۱]

$$\dot{S} = \left(\frac{k_{eff}}{T^4} (\nabla T)^2 \right) + \left(\frac{\mu}{T} \varphi + \frac{\mu}{T} \varphi' \right) \quad (7)$$

که در آن φ و φ' عبارت‌اند از:

$$\varphi = 2 \left[\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial y} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial y} \right)^2 \quad (8)$$

$$\varphi' = 2 \left[\left(\frac{\partial u'_i}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u'_j}{\partial y} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x} + \frac{\partial u'_j}{\partial y} \right)^2 \quad (9)$$

عبارت $\left(\frac{k_{eff}}{T^4} (\nabla T)^2 \right)$ در معادله‌ی ۷ بیان گر نزخ تولید آنتروپی به واسطه‌ی انتقال حرارت است. از آنجا که این شبیه‌سازی در شرایط هم‌دماست، از تولید آنتروپی به

اصلی به بررسی عددی کاهش ضریب پسا برداخت. وجود استوانه‌ی کترلی در پایین دست باعث کاهش جاری شدن گردابه‌ها از سطح استوانه اصلی و کاهش در ضریب پسا تا ۱۵ درصد شد.^[۲۲]

تسویه‌ی در یک اندازه‌گیری تجربی نشان داد قراردادن یک استوانه‌ی کترلی در بالادست استوانه اصلی، روشی ساده برای کاهش همچنین تغییر قطر استوانه‌ی کترلی از ۱۲ تا ۲۵ میلی‌متر پرداخت و بیشترین کاهش در ضریب پسا را در حالتی که قطر استوانه‌ی کترلی $25/\sqrt{25}$ قطر استوانه اصلی باشد مشاهده کرد.^[۲۳] استفاده از کترل‌کشندۀ‌های غیرفعال در توربوماشین‌ها باعث افزایش راندمان آنها می‌شود. از جمله این روش‌ها ایجاد یک شکاف زاویه‌دار در مقطع ایرفویل است. با این روش جریان سیال از سطح پروفیل شکاف با سطح مکش انتقال

یافته و موجب تقویت مومنتوم لایه‌ی مرزی و تضعیف در جدایش می‌شود.

در این راستا شهاتا با ایجاد یک شکاف زاویه‌دار در مقطع ایرفویل و تعیین زاویه‌ی بهینه برای آن، باعث کاهش تولید آنتروپی، کاهش تولید نویز آبودینامیکی و افزایش راندمان در

توربین ولز تا ۱۵٪ شد.^[۲۴] در مطالعه‌ی دیگر دیانکار با قراردادن یک استوانه‌ی

کترلی در مجاور استوانه اصلی، دنباله‌ی پایین دست استوانه را کاهش داده و

چاری شدن گردابه‌ها از طرفین استوانه را به نصف کاهش داد.^[۲۵] بورسلی به منظور

کترل چاری شدن گردابه‌ها با ایجاد دو شکاف در طرفین بالا و پایین استوانه ضریب

پسا را تا ۱۵٪ کاهش داد.^[۲۶] ایما و همکاران در مطالعات شان با تغییر در ضریب

انتقال حرارت استوانه جدایش جریان در لایه‌ی مرزی را به تعویق انداخته و موجب

کاهش در ضریب پسای استوانه و تضعیف در جاری شدن گردابه‌ها شدند.^[۲۷] شنگ

و همکاران با استقرار دو استوانه‌ی کترلی چرخان در پایین دست و طرفین استوانه اصلی

اصلی باعث تقویت مومنتوم لایه‌ی مرزی و کاهش ضریب پسای استوانه اصلی

شدند. آنها همچنین دریافتند با افزایش سرعت چرخش استوانه‌های کترل، ناسلت

متوسط و در نتیجه نزخ انتقال حرارت از استوانه نیز افزایش می‌یابد.^[۲۸]

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 و سایل نقلیه موجب کاهش توان الالفی و مصرف سوخت به

دلیل کاهش پسای آبودینامیکی می‌شود. همچنین تعییه‌ی صفحه‌ی تخت در

مکان مناسب مقابله پایی پل‌ها یا دریجه‌ی سد که جریان با رینولدز بالا

وجود دارد، می‌تواند در جهت کاهش پسا کارآمد باشد.^[۲۹] در این مطالعه برای

کاهش ضریب پسای استوانه دو بعدی 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 مختلف 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

پسای استوانه انتخاب و نتایج تحلیل شد. همچنین در این مطالعه به بررسی

ترمودینامیک سیال و ارتباط تولید آنتروپی استوانه با ضریب پسا برداخته شده

است.^[۳۰]

۲. حل عددی معادلات و شرایط مرزی

۲.۱.۲. معادلات حاکم

۲.۱.۱.۲. معادلات حاکم بر جریان سیال

معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی حاکم بر جریان گذرا و دو بعدی، برای رزیم

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 گرادیان های شدید در نزدیکی استوانه و صفحه، تراکم المان های شبکه در آن نواحی افزایش یافت که با دور شدن از صفحه و استوانه این تراکم کاهش می یابد. با توجه به نوع مدل آشفتگی جهت دست یابی به نتایج دقیق از $y^+ \leq 1$ در نزدیکی دیواره استوانه استفاده شد و ارتفاع اولین سلول لایه مرزی از طریق معادلات زیر برابر با $m = ۲۲۱ / ۰۰۰۰۰$ به دست آمد.

$$C_f = (2 \log (Re_d) - ۰/۶۵)^{-۱/۲} \quad (12)$$

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

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

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

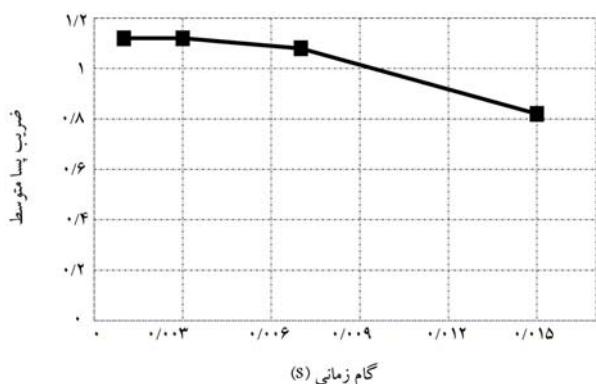
در این روابط C_f , τ_w , u_* , μ به ترتیب ضریب اصطکاک سطحی^۱, تنش برشی دیواره^{۱۱}, سرعت اصطکاکی^{۱۲} و لزجت دینامیکی است.

۳. شرایط مرزی

برای این مطالعه عددی از نرم افزار انسیس فلوئنت و حل گرگذرا و فشار مبنا استفاده شده است. شرط مرزی سرعت یکنواخت ($u = u_\infty = ۱۲/۵ m/s$, $v = ۰$) برای مرز رودی و شرط مرزی فشار محیط ($p = p_\infty$) برای مرز خروجی در نظر گرفته شد. برای دیواره های 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. گستینه سازی مرتبه دوم برای تمام معادلات انتخاب و از شرط همگرایی^۶ برای باقی مانده های تمام متغیرها استفاده شد. در نهایت مطابق با شکل ۳ جهت بررسی استقلال از گام زمانی، عدد $Re = ۴۶۳۰۰$ به عنوان گام زمانی برای این مطالعه انتخاب شد.

جدول ۱. نتایج استقلال از شبکه برای استوانه تنهای در رینولدز 46300 .

C_D	تعداد المان	شبکه
۱/۱۱۶	۴۷۰۰۰	تراکم ۱
۱/۱۲۴	۹۴۰۰۰	تراکم ۲
۱/۱۴۲	۱۴۱۰۰۰	تراکم ۳
۱/۱۴۰	۲۱۵۰۰۰	تراکم ۴



شکل ۳. استقلال از گام زمانی برای استوانه تنهای در رینولدز 46300 .

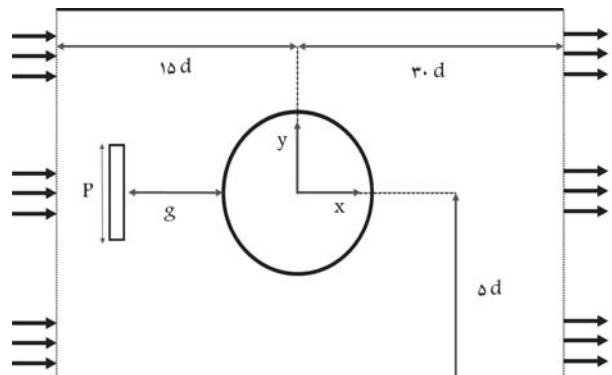
واسطه ای انتقال حرارت صرف نظر می شود. در عبارت دوم $\frac{\mu}{T}$ بیان گر تولید آنتروپی به واسطه ای اثرات لزجت جریان و $\frac{\epsilon}{T}$ مربوط به تولید آنتروپی به واسطه ای نوسانات آشفتگی آشفتگی^۷ است. حل گرهای عددی روزن قادر به محاسبه ای مستقیم نوسانات آشفتگی نیستند. از این جهت برای محاسبه ای نزخ تولید آنتروپی به واسطه ای نوسانات آشفتگی در مطالعات مختلفی از دو رابطه $\dot{S}_{turb} = \frac{\rho \epsilon}{T} = \frac{\mu_{eff}}{T}$ استفاده شده است.^{۱۳} که در آن ϵ و μ_{eff} به ترتیب نزخ اتفاف آشفتگی^۸ و لزجت آشفتگی^۹ است. بنابراین معادله ای نزخ تولید آنتروپی به شکل رابطه ای^{۱۰} ساده می شود و با وارد کردن معادله مربوطه در نرم افزار انسیس محاسبات مربوطه انجام می گیرد. همچنین تولید آنتروپی کل از طریق رابطه ای^{۱۱} محاسبه شد.

$$\dot{S} = ۲ \frac{\mu}{T} \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u_j}{\partial y} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial u_i}{\partial x} + \frac{\partial u_j}{\partial y} \right)^2 + \frac{\rho \epsilon}{T} \quad (10)$$

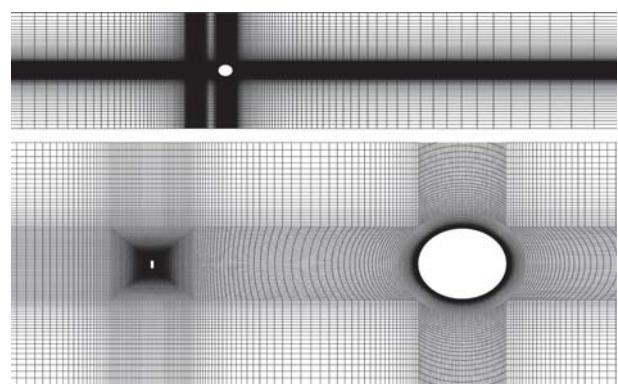
$$S_{tot} = \int \int \dot{S} dy dx \quad (11)$$

۲.۲. استقلال از شبکه

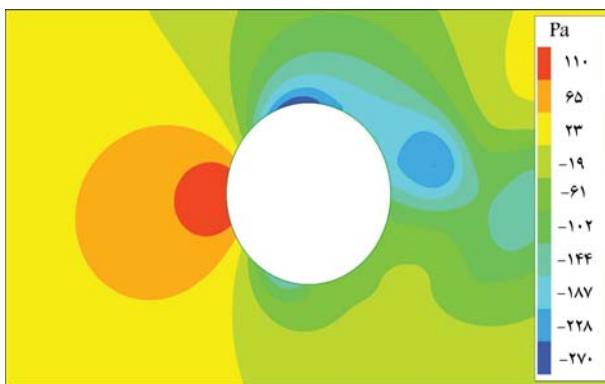
برای این مطالعه عددی از یک دامنه مستطیلی به ابعاد $40d \times 10d$ استفاده شد به طوری که دامنه محاسباتی حداقل تأثیر را بر نتایج حاصله داشته باشد؛ قطر استوانه $d = ۰/۰۵۵۴ m$ است. در شکل ۱ مشخصات ابعادی شبکه محاسباتی جریان حول استوانه و صفحه نشان داده شده است. در شکل ۲ شبکه سازمان یافته ای چندبالوکی اطراف استوانه و صفحه نشان داده شده است. برای انتخاب شبکه متناسب، چندین شبکه با تراکم مختلف در رینولدز $Re = ۴۶۳۰۰$ بررسی و



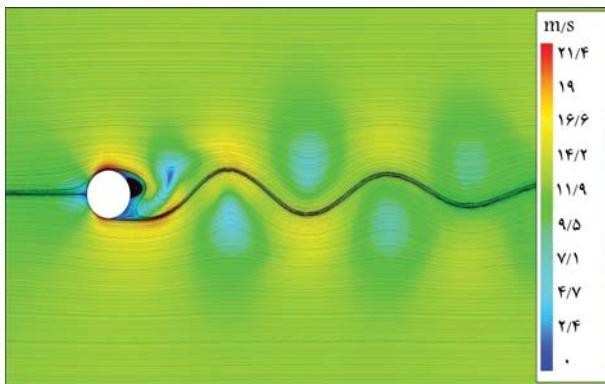
شکل ۱. ابعاد هندسی شبکه محاسباتی.



شکل ۲. شبکه محاسباتی چندبالوکی و سازمان یافته برای حل جریان.



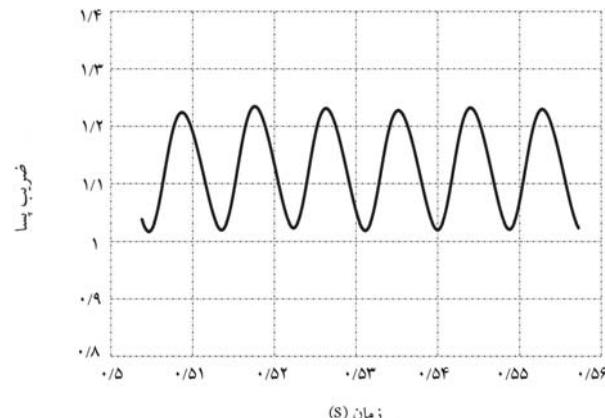
شکل ۶. اختلاف فشار گستردۀ در طرفین استوانه در رینولدز ۴۶۳۰۰.



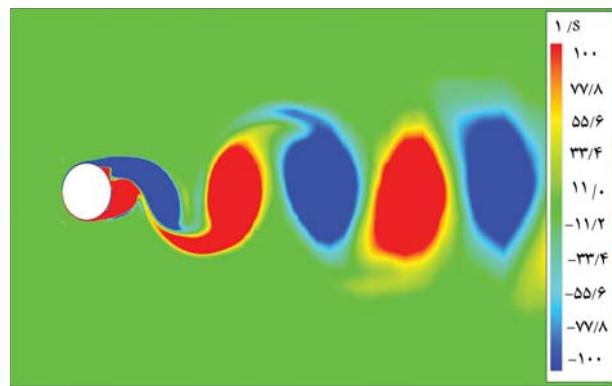
شکل ۷. کانتور سرعت و خطوط جریان برای استوانه در رینولدز ۴۶۳۰۰.

جدول ۲. ضریب پسا متوسط در جریان حول استوانه در رینولدز ۴۶۳۰۰.

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



شکل ۴. نوسانات ضریب پسا در جریان حول استوانه در رینولدز ۴۶۳۰۰.



شکل ۵. کانتور گردابه برای استوانه در رینولدز ۴۶۳۰۰.

۲.۳. استوانه به همراه صفحه‌ی کنترل در بالادست

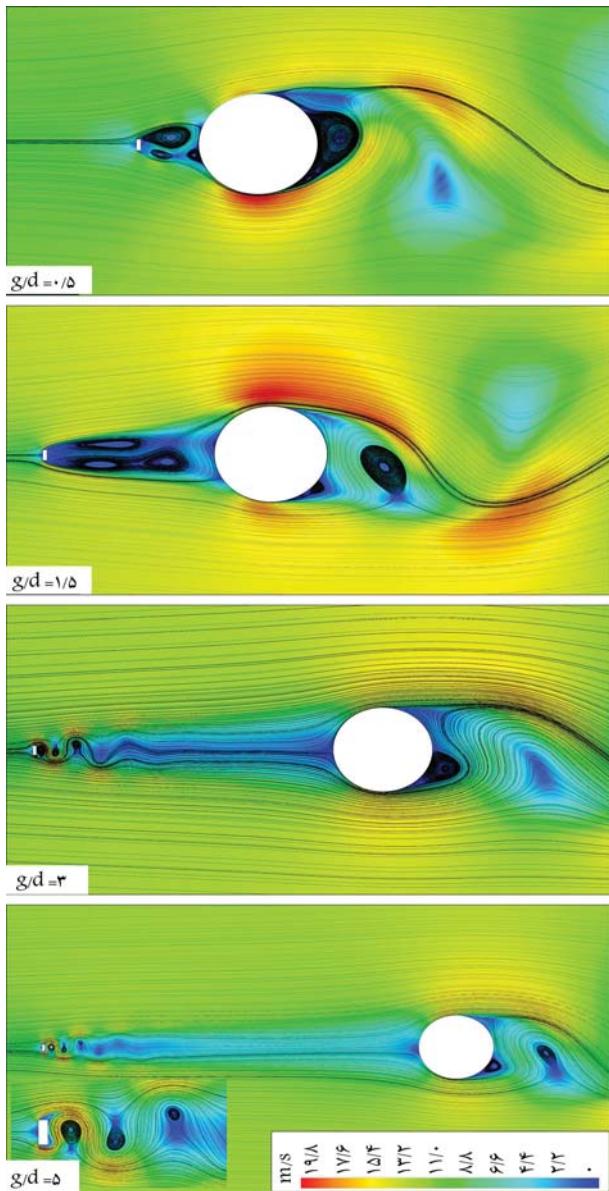
در این مطالعه دو حالت مختلف $P/d = 0/34, 0/11$ و $g/d = 0/5, 1/5, 3/0, 5/0$ به منظور بررسی اثر تغییرات رینولدز صفحه از استوانه بررسی شده است. همچنین به منظور بررسی اثر تغییرات رینولدز بر روند تغییرات ضریب پسا، این مطالعه‌ی عددی در پنج رینولدز ۳۱۴۸۴، ۳۸۸۹۲، ۳۸۱۱۶ و ۵۳۷۰۸، ۴۶۳۰۰ به بررسی روند کاهشی ضریب 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 پایین دست صفحه‌ی کنترل نقش اساسی در ساختار جریان بین صفحه و استوانه را ایفا می‌کند. در الگوی اول و تا زمانی که نسبت طولی $1/5 \leq g/d \leq 3/0$ برقرا باشد، پدیده‌ی جاری شدن گردابه‌ها از سطح صفحه اتفاق نخواهد افتاد و یک دنباله از سطح صفحه تا در 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 گردابه‌یی فون کارمن در آن اتفاق نمی‌افتد اصطلاحاً جریان حفره (کویتی) نامیده می‌شود (شکل ۸ الف). با افزایش فاصله‌ی طولی به $g/d = 5/0$ و $6/0$ 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)، مجاور 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. چنان‌که در شکل

۳. ارائه‌ی نتایج و اعتبارسنجی

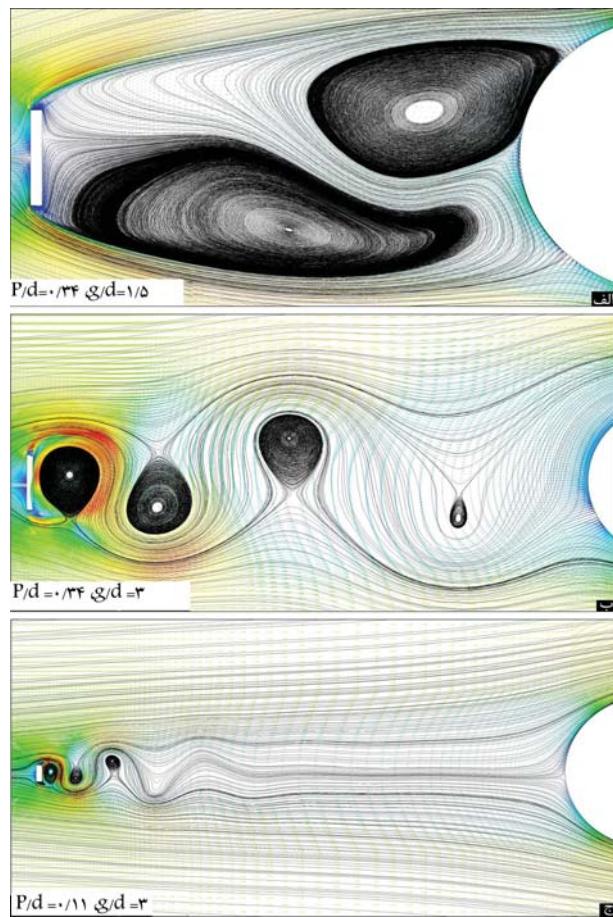
۳.۱. استوانه‌ی تنها

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.^[۱۵] در ابتدا جریان هوای گذرنده از روی سطح استوانه در عدد $Re = 46300$ مورد بررسی قرار گرفت. ضریب نیروی پسا متناظر در شکل ۴ ناشی از جدا شدن تابوی 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 پایین دست استوانه مقدار منفی و بسیار کمتری دارد. این اختلاف فشار بالا در سطح 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 هم تراز سرعت برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت های مختلف طولی در 11° .
 P/d .

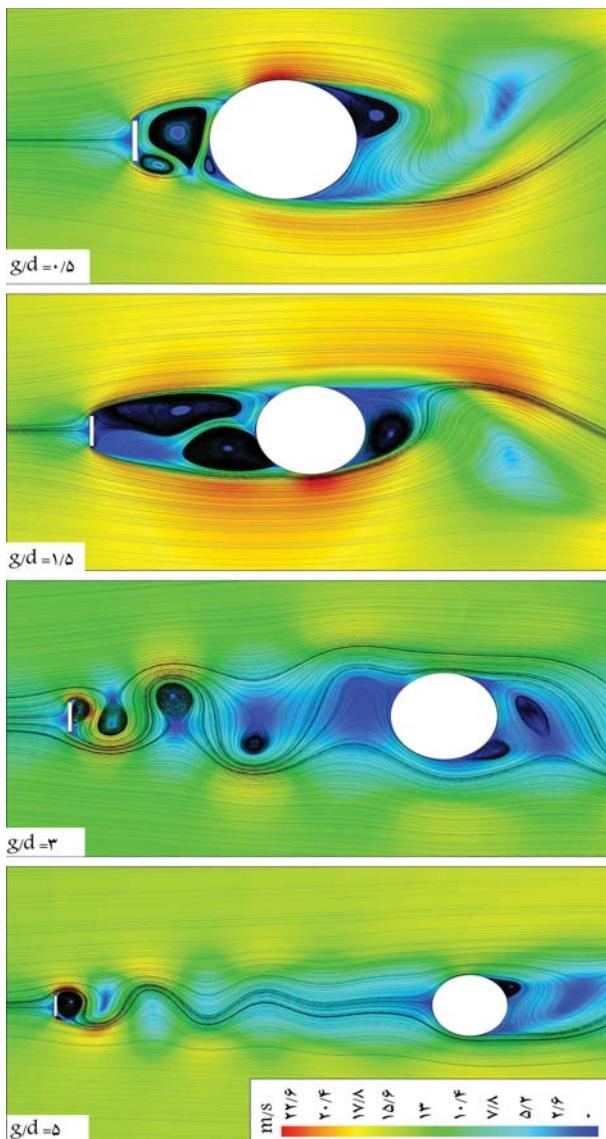
توزيع ضریب فشار روی سطح استوانه نهایتاً باعث کاهش نیروی فشاری خالص روی استوانه در جهت جریان و در نتیجه کاهش ضریب پسای استوانه می‌شود. هر چند کاهش ضریب پسای برای صفحه‌ی کنترل با ارتفاع $P/d = 0/11$ شدت کمتری اتفاق می‌افتد. به این دلیل که اختشاشات کمتری مابین صفحه و استوانه ایجاد می‌شود و گردابه‌های جاری شده به واسطه‌ی صفحه‌ی بالادست استوانه در طول مسیر میرا شده و به جریان یکنواخت در نزدیکی استوانه تبدیل می‌شوند. شکل‌های ۸ و ۹ آشناگی جریان برای دو حالت ارتفاع متفاوت صفحه برای فاصله طولی یکسان را نشان می‌دهند. چنان‌که در ادامه اشاره خواهد شد ضریب پسای استوانه در حالت استفاده از صفحه‌ی بزرگ تر ناچند برابر کاهش می‌باشد. طبق نتایج تجربی در این رینولدز جدایش جریان برای استوانه‌ی تنها در سطح بالادست استوانه و در محدوده $\theta = 75^\circ$ اتفاق می‌افتد. درحالی که با ایجاد اختشاش در جریان ورودی به استوانه جدایش جریان به تعویق افتاده و در سطح پایین دست استوانه رخ می‌دهد.



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

برای حالت $P/d = 0$ دیده می‌شود، در $1/5$ گردابه‌ها متقاضن نیستند، اما زمان برای جدایش کافی نیست. در حالت $1/5$ $g/d = 0$ گردابه‌های پایینی رشد کرده و جریان متقاضن ترمی شود. هرچند که به دلیل فاصله‌ی کم صفحه‌ی کنترالی با استوانه، زمان جدایش جریان فراهم نیست و همچنان در ناحیه‌ی حفره (کویتی) قرار دارد. کانتور هنوز گردابه برای استوانه با صفحه‌ی کنترال در حالت‌های مختلف طولی در شکل ۱ نشان داده شده است. برای حالت $P/d = 0$ مطابق با شکل ۱۱، در $1/5$ g/d اعاده گردابه‌های تشکیل شده به دلیل ارتفاع بیشتر سطح کنترالی، بزرگ‌تر بوده و خطوط جریان و توزیع فشاری متقاضن بیشتری در بالا داشت و پایین دست جریان نسبت به حالت $1/1$ $P/d = 0$ دارند. چنان‌که در شکل‌های 10 و 12 از میزان گردابه هم مشخص است، در $1/4$ $P/d = 0$ قادرت گردابه‌ی بیشتری نسبت به حالت $1/1$ $P/d = 0$ وجود دارد. درحالی که در $1/1$ $P/d = 0$ در فواصل بیشتر سطح کنترالی با استوانه، گردابه‌ها میرا شده و تقریباً جریان به حالت جریان یکنواخت در بالا دست استوانه نزدیک می‌شود (شکل ۸ ب، ج).

مطابق با شکل ۱۳ در جریان حفره‌یی، ضریب فشار در محدوده‌ی مهم $\leq 30^\circ$ به نسبت استوانه‌ی تنها با شبیه 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 مشتمل می‌شود. این در حالی است که ضریب فشار در سطح پایین دستی استوانه به علت تعویق پیشتر در جدایش جریان افزایش می‌یابد. این تغییرات در

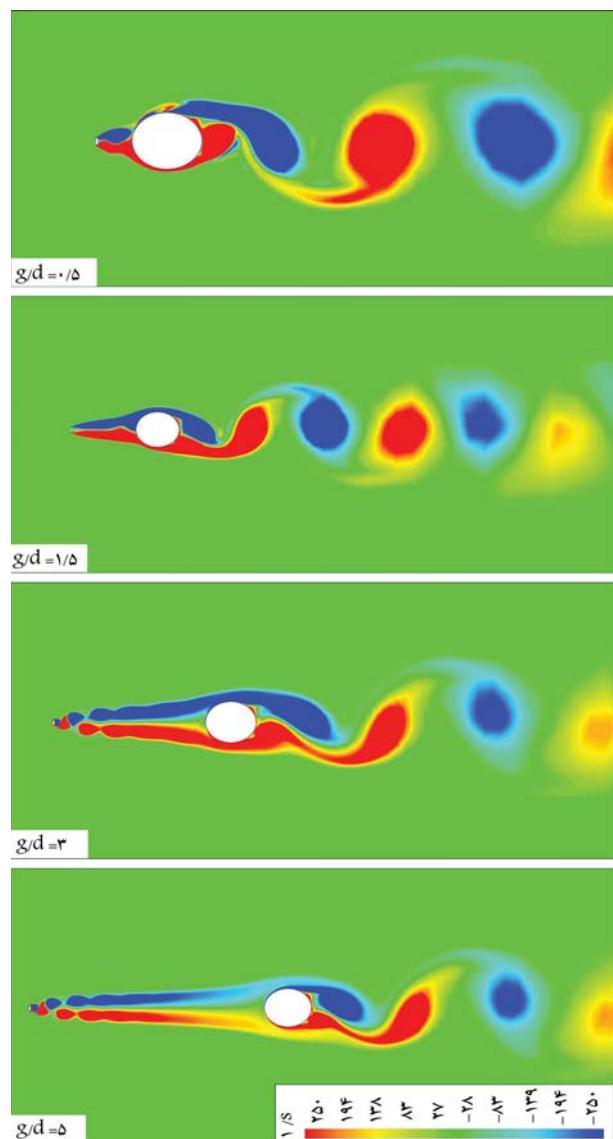


شکل ۱۱. کانتور هم تراز گردابه برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت های مختلف طولی در $P/d = ۰/۳۴$

جدول ۳. مقایسه‌ی جدایش جریان بر روی استوانه در $Re=46300$

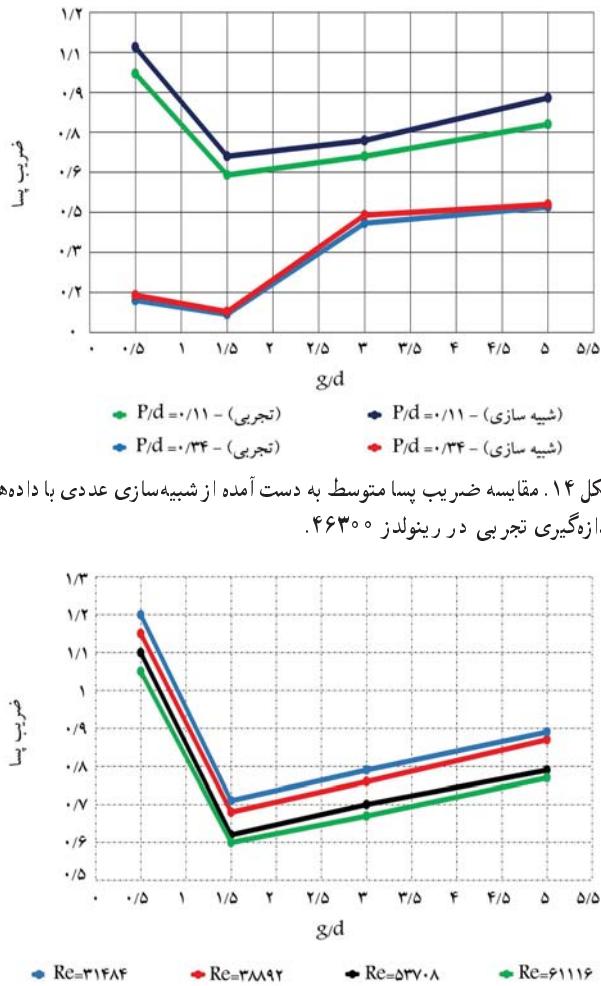
g/d	زاویه‌ی جدایش در $P/d = ۰/۱۱$	زاویه‌ی جدایش در $P/d = ۰/۳۴$
۰	۷۵°	۷۵°
۰/۵	۱۰۱°	۱۰۱°
۱/۵	۱۰۲°	۱۰۵°
۳/۱۰	۹۴°	۱۰۱°
۵/۱۰	۹۳°	۱۰۴°

صفحه ارائه شده است. در محدوده‌ی رینولدزهای زیر بحرانی $30000 \leq Re \leq 60000$ به دلیل ثابت بودن الگوی جریان و مطابق با جدول ۳ در عدم تغییر ویژه زاویه جدایش، محدوده‌ی تغییرات ضریب پسا با توجه به شکل‌های ۱۵ و ۱۶ اندک و از همان الگوی کاهشی اولیه پیروی می‌کنند. چنان‌که از نتایج جدول‌ها مشخص است در $P/d = ۰/۱۱$ جدایش جریان

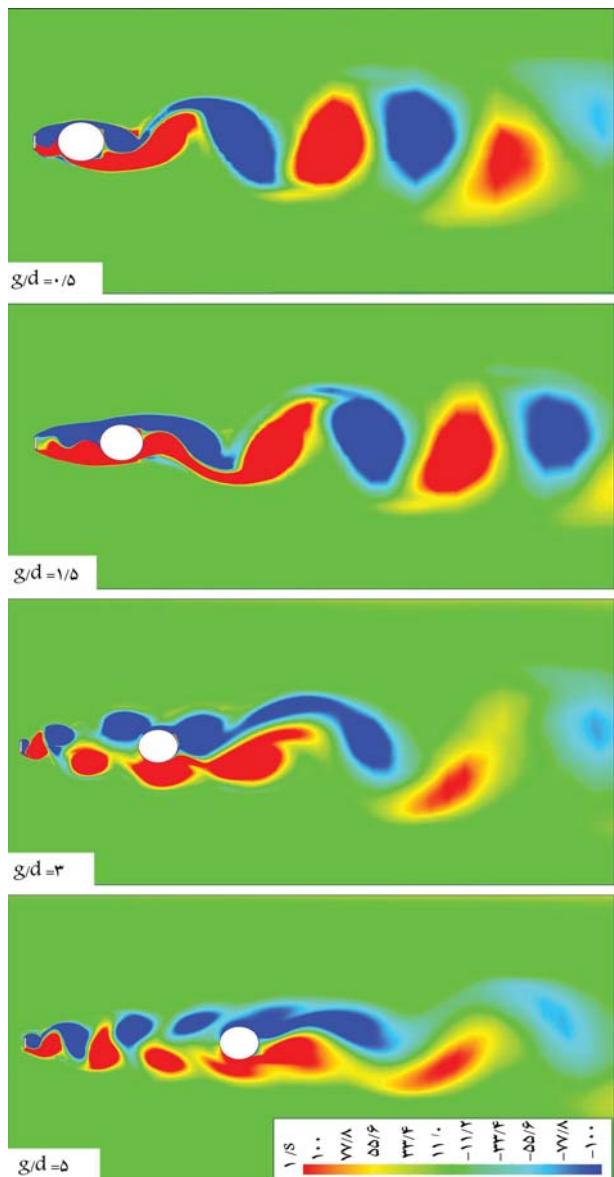


شکل ۱۰. کانتور هم تراز گردابه برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت های مختلف طولی در $P/d = ۰/۱۱$

مطابق با جدول ۳ و شکل ۱۴ در بهینه‌ترین حالت جدایش $\theta = 105^\circ$ به تعویق می‌افتد که منجر به کاهش بیشتر ضریب پسا می‌شود. بیشترین کاهش در ضریب پسا برای دو حالت مختلف ارتفاع صفحه $P/d = ۰/۱۱$ و $۰/۳۴$ در فاصله‌ی طولی $g/d = ۱/۵$ ایجاد شد و نوع جریان نیز حفظ شد. ضریب پسا برای استوانه در این حالت به ترتیب $0/068$ و $0/059$ به دست آمد. همان‌طور که در شکل ۱۱ آمده است، تقارن جریان نسبت به محور افقی و بزرگتر بودن گردابه‌ها باعث رسیدن به کمترین ضریب پسا در $P/d = ۰/۳۴$ مطابق با شکل ۱۴ می‌شود. در $g/d = ۳/۱۰$ و $۵/۱۰$ 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 ۱۴ نتایج در حالت وجود صفحه‌ی کنترل با نتایج تجربی در رینولدز 46300 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 شبیه‌سازی عددی با داده‌های اندازه‌گیری تجربی در رینولدز ۴۶۳۰۰.



شکل ۱۵. مقایسه ضریب پسا متوسط استوانه با صفحه کنترل در رینولدزهای مختلف برای حالت‌های متفاوت طولی در $P/d = 0.11$.

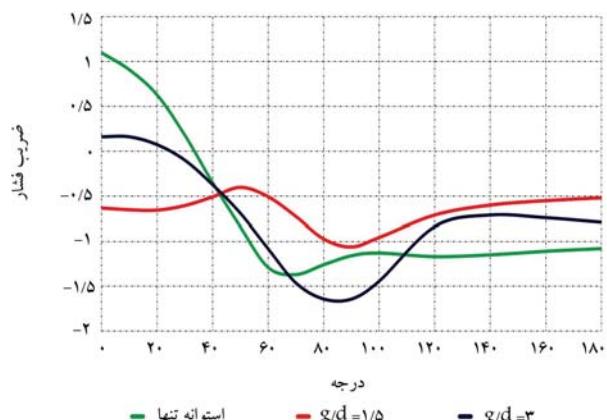
جدول ۴. مقایسه جدایش جریان بر روی استوانه در $Re=31484$

g/d	زاویه‌ی 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°

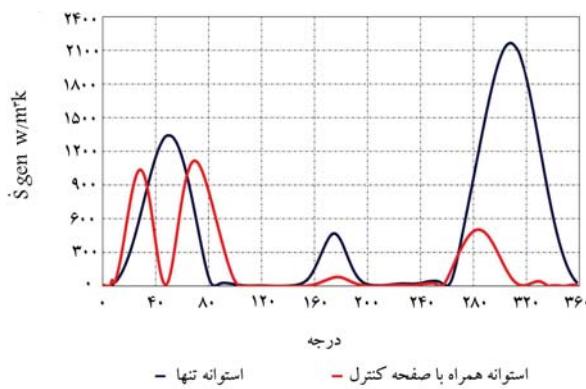
جدول ۵. مقایسه جدایش جریان بر روی استوانه در $Re=61116$

g/d	زاویه‌ی 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°

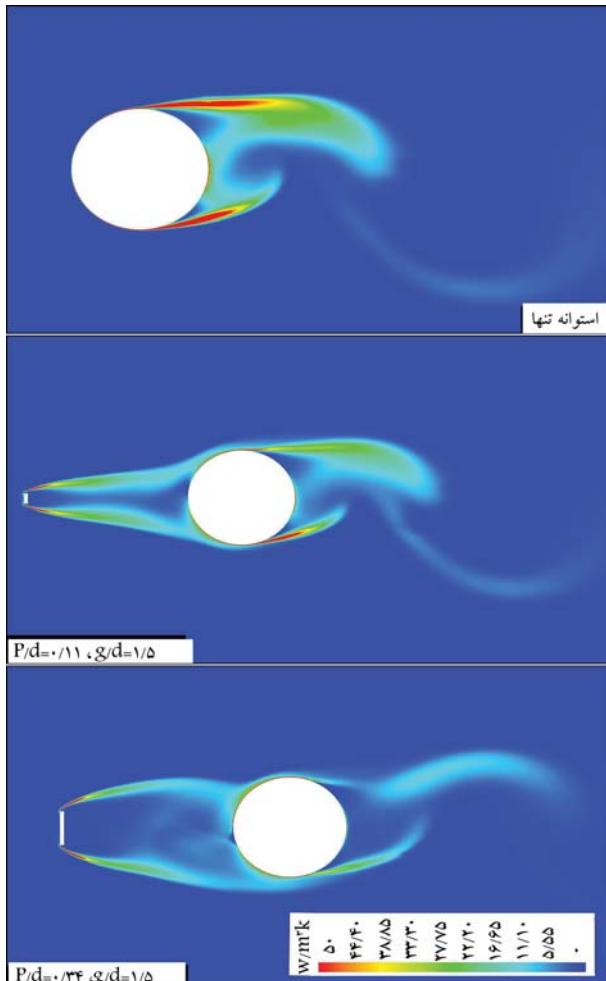
شکل ۱۲. کانتور همتراز گردابه برای استوانه به همراه صفحه کنترل در حالت‌های مختلف طولی در $P/d = 0.34$.



شکل ۱۳. ضریب نشار روی سطح استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی همراه با صفحه کنترل در دو حالت مختلف $P/d = 0.34$.

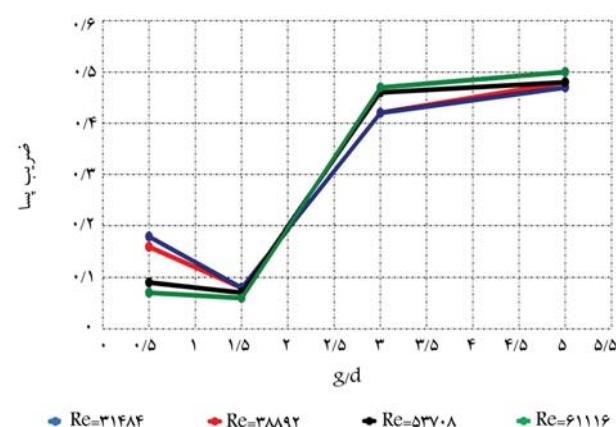


شکل ۱۸. نزخ تولید آنتروپی روی سطح استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی با کمترین ضریب پسا.

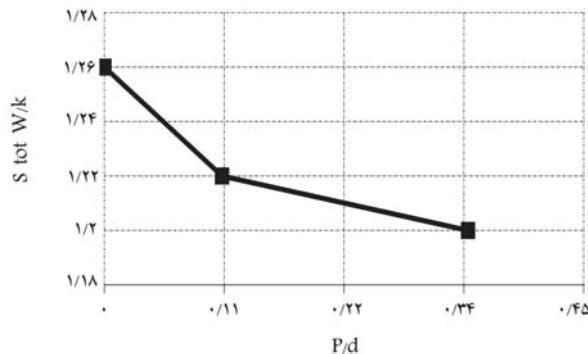


شکل ۱۹. کانتور هم‌تاز تولید آنتروپی برای استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی همراه با صفحه کنترل.

با قرار دادن یک صفحه‌ی کنترل هر چند کوچک در بالا دست جریان، ضریب پسای استوانه به شدت کاهش می‌یابد. وجود صفحه‌ی کنترل در بالا دست استوانه باعث افزایش مومنتوم جریان ورودی به استوانه و در نتیجه مقاومت بیشتر جریان لایه‌ی مرزی در برابر گرادیان فشار نامطلوب و در نهایت تاخیر در جدایش جریان از سطح استوانه می‌شود. این تأخیر در جدایش جریان موجب افزایش فشار در



شکل ۲۰. مقایسه ضریب پسای متوسط استوانه با صفحه‌ی کنترل در رینولدزهای مختلف برای حالت‌های متفاوت طولی در $P/d = 0/34$.



شکل ۲۱. تولید آنتروپی کل برای ۳ وضعیت استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی همراه با صفحه‌ی کنترل در $P/d = 0/34$.

در زاویه‌ی کمتری اتفاق می‌افتد که یک عامل مهم برای افزایش ضریب پسای فشاری نسبت به حالت $P/d = 0/34$ است.

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 نزخ تولید آنتروپی روی سطح استوانه برای ۳ وضعیت استوانه‌ی تنها و استوانه‌ی همراه با صفحه‌ی 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 ارتقای صفحه به دست آمده بود. تولید آنتروپی کل و نزخ 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 هم‌تاز 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

در وضعیت $P/d = 1/5$ و $g/d = 34/100$ به وقوع پیوست و ضریب پسای استوانه کاهش پسای استوانه می‌کند. روند کاهشی ضریب پسای استوانه در جریان با رینولزهای مختلفی با توجه به یکسان بودن الگوی جریان و عدم تغییر ویژه در راویه‌ی جدایش، یکسان است. با کاهش ضریب پسای تولید آنتروپی نیز کاهش پیدا کرد و مشخص شد نیروی پسای استوانه به شکل مستقیم به تولید آنتروپی وابستگی دارد.

سطح پایین دست 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 آبودینامیکی بهتری را ایجاد می‌کند. در این حالت، فشار سطح بالادستی استوانه کاهش بیشتری پیدا می‌کند و متعاقباً ضریب پسای با شدت بیشتری افت پیدا می‌کند. در چیدمان بهینه‌ی صفحه‌ی کنترلی با استوانه که جریان حفره تشکیل می‌شود، بیشترین کاهش در ضریب پسای

پانوشت‌ها

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 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 $k-\varepsilon$ turbulence model and corresponding entropy production," *Entropy* (2016). DOI: 10.3390/e18040121.

تحلیل انرژی، اگزرسی و اگزرسی - اقتصادی چرخه‌ی تولید توان بر پایه‌ی انرژی زمین‌گرمایی و خورشیدی مستقل

مهمنگی مکانیک شریف، پاییز ۱۴۰۱
دوری ۳۷-۸۳، شماره ۱، ص. ۷۸-۹۶، پاییز
(پاییز)

محمد وجدي * (استادیار)

دانشکده‌ی فنی و هندسی، دانشگاه حقوق اردبیلی

نیما قاسم‌زاده خاوهی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

دانشکده‌ی هندسی مکانیک، دانشگاه تبریز

وحید بهنود (کارشناس)

فرهاد صادق مخانلو (استادیار)

دانشکده‌ی فنی و هندسی، دانشگاه حقوق اردبیلی

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 زمین‌گرمایی و خورشیدی استفاده شده است. بررسی با دیدگاه‌های انرژی و اگزرسی برای چرخه‌ی انجام گرفته و بر اساس قوانین اول و دوم ترمودینامیک میزان کارلی 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 مخصوص تعیین شده است. نتایج نشان‌گر بیشترین تخریب اگزرسی به ترتیب در کلکتور خورشیدی، اوپراتور دمبالا و کنداسور چرخه است. بیشترین راندمان قانون دوم مربوط به توربین پرفشار است، در حالی که توربین کم فشار بیشترین مقدار درصد فاکتور اگزرسی اقتصادی را دارد. هزینه‌ی متوسط تولید برق بر اساس توان تولیدی دو توربین کم فشار و پرفشار برابر $\frac{28/32}{GJ} \cdot \frac{\$}{kwh}$ به دست آمده است.

vajdi@uma.ac.ir
nimaghazemzadeh1998@gmail.com
vahidbehnoosh76@gmail.com
f_moghanlou@uma.ac.ir

وازگان کلیدی: انرژی خورشیدی، انرژی زمین‌گرمایی، تحلیل اقتصادی، انرژی،
اگزرسی.

۱. مقدمه

دادند که نتایج این تحلیل‌ها نشان داد که هزینه‌ی خالص سیستم قدرت بهینه شده، ۴۷۶۰۰۰ دلار و هزینه‌ی تولید برق، ۰،۰۸۹ دلار به‌ازای هر کیلووات ساعت است. جوشو و همکاران^[۵] با تتفیق گرما از منبع خورشیدی با نیروگاه زمین‌گرمایی، خروجی توان را با هزینه‌ی کم افزایش دادند. در این تحقیق بازده تبدیل انرژی خورشیدی به برق $24/3\%$ به دست آمد.

در سال ۱۸ بهزادی و همکاران^[۶] یک چرخه‌ی یکپارچه با انرژی زمین‌گرمایی و خورشیدی را از منظر انرژی، اگزرسی و اگزرسی - 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 اگزرسی و هزینه‌ی واحد کل سیستم بهینه شده به ترتیب $12/31\%$ و ۳۵ دلار بر گیگا‌ژول به دست آمد.

کالیسه و همکاران^[۷] یک چرخه‌ی ترکیبی مشتمل از منبع زمین‌گرمایی و خورشیدی را از منظر اگزرسی و اگزرسی - اقتصادی مورد ارزیابی قرار دادند؛ نتایج تحقیقات آنها نشان داد که بازده کل اگزرسی 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 فرازینده‌ی مورد توجه قرار گرفته‌اند. منابع انرژی تجدیدپذیر از جمله انرژی خورشیدی و زمین‌گرمایی هنوز در مرحله‌ی توسعه قرار دارند.^[۸] چرخه‌ی رانکین آلی یک فناوری ابتداء شده و قابل اعتماد برای تبدیل انرژی، بهویژه بهره‌برداری از منابع دماپایین مانند زمین‌گرمایی و خورشیدی است.^[۹] 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.^[۱۰]

در سال ۲۰۱۷ ۲۰ خالد و همکاران^[۱۱] 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 ۱۲/۱۲، پذیرش ۱۴۰۰/۱۲/۲۳

DOI:10.24200/J40.2022.56887.1569

هزینه‌ی تخریب اگزرسی و ۱۲,۸۳ دلار بر ساعت هزینه‌ی تولید توان بود. آیزو و همکاران^[۱۶] در سال ۲۰۲۱ عملکرد یک چرخه‌ی 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، ۶۶,۰۲ کیلووات بود، همچنین کل تولید هیدروژن ۹۸۰,۷۱ گرم در یک روز بود.

در تحقیق حاضر یک چرخه‌ی رانکین آلی با منابع انرژی زمین گرمایی و خورشیدی معرفی شده و از دیدگاه انرژی، اگزرسی و اگزرسی - اقتصادی مورد بررسی قرار گرفته است. چرخه به گونه‌ی 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 نجی پرداختند که در کار حاضر این دو منبع کاملاً مستقل از هم دیگر بوده و عدم کارایی یک منبع روی تولید توان توسط منبع دیگر تأثیر نمی‌گذارد. همچنین تأثیر تغییر پارامترها مانند دمای اوپراتورها و اختلاف دمای پیچ اوپراتورها بر عملکرد چرخه نیز بررسی شده است. برای تحلیل چرخه از نرم افزار EES استفاده شده است.

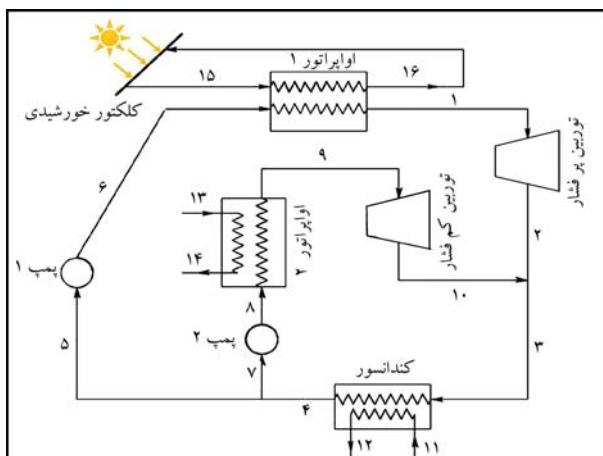
۲. شرح سیستم و فرضیات

شکل ۱ طرح کلی چرخه‌ی تولید توان از منابع زمین گرمایی و خورشیدی را نشان می‌دهد برای تولید توان از چرخه‌ی رانکین آلی با سیال عامل R۱۲۳ استفاده شده است.

مطابق شکل ۱ آب در کلکتور خورشیدی تا دمای ۱۵۵ 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 کنdensor تبدیل به مایع اشباع شده و توسط پمپ ۱ به اوپراتور ۱ بر می‌گردد. از آب به عنوان سیال خنک کاری در کنdensor استفاده می‌شود.

در قسمت دیگر، اوپراتور ۲ (اوپراتور کم فشار) با آب گرم حاصل از منبع زمین گرمایی با دمای ۹۰ درجه سلسیوس، بخار اشباع تولید نموده و باعث تولید توان در توربین کم فشار می‌شود. یک کنdensor مشترک برای هر دو توربین پرفشار و کم فشار در نظر گرفته شده که می‌تواند برای هر دو چرخه ایقای نقش کند. داده‌های ورودی برای شبیه‌سازی چرخه در جدول ۱ آورده شده است.

این چرخه می‌تواند هم زمان با دو منبع و یا فقط با یکی از آن‌ها کار کرده و توان



شکل ۱. چرخه‌ی تولید توان با منابع زمین گرمایی و خورشیدی مستقل.

۵۰٪ و در بخش سرمایش بین ۱۶٪ تا ۲۰٪ خواهد بود. همچنین نتایج اگزرسی - اقتصادی نشان می‌دهد که هزینه‌ی تولید الکتریسیته در بخش آب سرد بین ۱۷۲۲,۰ تا ۱۴۷۵,۰ یورو با ازای هر کیلووات ساعت است. عالی و همکاران^[۱۷] تحقیقات اگزرسی و اگزرسی - اقتصادی را با طراحی یک چرخه‌ی ترکیبی بر مبنای چرخه‌ی رانکین آلی و یک چرخه‌ی فاش بازی برای نیروگاه زمین گرمایی مشکل شهربانی انجام دادند که نتایج حاصل از مطالعات آنها نشان داد که اگر فقط از چرخه‌ی فاش بازی برای اگزرسی - اگزرسی به دست آید، ولی اگر چرخه‌ی رانکین آلی با چرخه‌ی فاش استفاده شود، بازده کلی اگزرسی ۵۲,۵۶٪ و هزینه‌ی تولید الکتریسیته ۴,۹۰۱ دلار بر گیگاژول به دست می‌آید. بازده کلی اگزرسی رانکین آلی با چرخه‌ی فاش بازی بر گیگاژول شود، بازده کلی اگزرسی به مقدار ۵۴,۸۷٪ بهبود می‌یابد و هزینه‌ی تولید الکتریسیته به مقدار ۵,۰۶۸ دلار بر گیگاژول خواهد رسید. بهنام و همکاران^[۱۸] عملکرد یک سیستم تولید هم زمان 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 ۵,۶۲۲ kg/s، توان ۱۶۱,۵ kW و بار حرارتی ۲۴۶ بود. در سال ۲۰۱۶ دویقو و همکاران^[۱۹] تحلیل ترمودینامیکی یک چرخه‌ی رانکین آلی با منبع زمین گرمایی و کلکتورهای خورشیدی سهموی را انجام دادند که نتایج این تحلیل نشان داد که ترکیب این سیستم‌ها توان خروجی سیستم را افزایش، اما بازده الکتریکی و بازده اگزرسی سیستم را کاهش می‌دهد. المسافی^[۲۰] تحلیل اگزرسی و اگزرسی - 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 اگزرسی و افزایش ۲ درصدی هزینه در بخش تولید الکتریسیته می‌شود. قلای زاده و همکاران^[۲۱] تحلیل ترمودینامیکی و ترمو اقتصادی یک چرخه‌ی تولید توان متعدد از توربین گازی و توربین بخار را بر مبنای سوخت بیوگاز مورد ارزیابی قرار دادند که نتایج ارزیابی آنها نشان می‌دهد که چرخه‌ی طراحی شده قابلیت تولید توان به مقدار ۱۳۶۸ kW را دارد، همچنین در این ارزیابی مشخص شد که هزینه‌ی تولید توان ۱۷,۲ دلار بر گیگاژول خواهد بود. تیپستی و فیاسچی^[۲۲] یک سیستم تولید هم زمان گرما و توان با محرک زمین گرمایی و خورشیدی را از منظر ترمومقایسه کردند. نتایج بهینه‌سازی نشان می‌دهد که بیشینه مقدار توان الکتریکی تولید شده مربوط به چرخه‌ی ORC فشار دوگانه است. همچنین چرخه‌ی کالینا کمترین مقدار هزینه‌ی تولید الکتریسیته به کمترین مقدار خود می‌رسد. شوکتی و همکاران^[۲۳] چرخه‌های رانکین آلی (ORC)^[۲۴] پایه، چرخه‌ی رانکین آلی با فشار دوگانه، چرخه‌ی رانکین آلی مایع دوگانه و کالینا را برای نیروگاه زمین گرمایی از منظر اگزرسی - اقتصادی مقایسه کردند. نتایج بهینه‌سازی نشان می‌دهد که بیشینه مقدار توان الکتریکی تولید شده مربوط به چرخه‌ی ORC فشار دوگانه است. همچنین چرخه‌ی کالینا مرت کوراگوکلو و همکارش^[۲۵] تحلیل اگزرسی، اگزرسی و زیست محیطی یک سیستم نسل جدید خورشیدی را برای تولید توان، گرمایش، سرمایش، آب داغ و تولید هیدروژن در سال ۲۰۲۱ انجام ۲۰۲۱. سیستم پیشنهادی آنها شامل چرخه‌ی توربین گازی خورشیدی، چرخه‌ی کالینا، چرخه‌ی رانکین آلی، چرخه‌ی تریل جذبی تک اثر، الکترولایزر و دو هیتر آب داخلی بود. نتایج مطالعه آنها نشان داد که سیستم پیشنهادی آنها دارای بازده اگزرسی ۵۵,۵۷٪ و بازده اگزرسی ۴۵,۴۵٪ بود. مشاوروتی و همکاران^[۲۶] یک سیستم جدید انرژی زمین گرمایی مبتنی بر چرخه‌ی کالینا، نمک زدایی اسمز معکوس و الکترولیت تقویت شده با ترمولکتریک را از منظر انرژی، اگزرسی و اگزرسی اقتصادی مورد بررسی قرار دادند نتایج تحقیقات آنها نشان داد که سیستم پیشنهادی دارای ۳۲۸,۲ کیلووات تخریب اگزرسی، ۱۸,۴ دلار بر ساعت

جدول ۲. معادلات بقای جرم و انرژی اجزای چرخه.

بقای انرژی	بقای جرم	جزء
$\dot{Q}_{evap1} = \dot{m}_1(h_1 - h_6)$	$\dot{m}_1 = \dot{m}_6$	اوپراتور ۱
$\dot{Q}_{evap1} = \dot{m}_{15}(h_{15} - h_{16})$	$\dot{m}_{15} = \dot{m}_{16}$	
$\dot{Q}_{evap2} = \dot{m}_8(h_9 - h_8)$	$\dot{m}_8 = \dot{m}_9$	اوپراتور ۲
$\dot{Q}_{evap2} = \dot{m}_{13}(h_{13} - h_{14})$	$\dot{m}_{13} = \dot{m}_{14}$	
$\dot{W}_{HPT} = \dot{m}_1(h_1 - h_2)$	$\dot{m}_1 = \dot{m}_2$	توربین پر فشار
$\dot{m}_2 h_2 + \dot{m}_{10} h_{10} = \dot{m}_3 h_3$	$\dot{m}_2 + \dot{m}_{10} = \dot{m}_3$	
$W_{LPT} = \dot{m}_9(h_9 - h_{10})$	$\dot{m}_9 = \dot{m}_{10}$	توربین کم فشار
$\dot{W}_{pump1} = \dot{m}_5(h_6 - h_5)$	$\dot{m}_5 = \dot{m}_6$	پمپ ۱
$\dot{W}_{pump2} = \dot{m}_7(h_8 - h_7)$	$\dot{m}_7 = \dot{m}_8$	پمپ ۲
$\dot{Q}_{cond} = \dot{m}_3(h_3 - h_4)$	$\dot{m}_3 = \dot{m}_4$	کندانسور
$\dot{Q}_{cond} = \dot{m}_{11}(h_{12} - h_{11})$	$\dot{m}_{11} = \dot{m}_{12}$	
$\dot{Q}_{coll} = \dot{m}_{16}(h_{15} - h_{16})$	$\dot{m}_{16} = \dot{m}_{15}$	کلکتور خورشیدی

معادلات بقای جرم و بقای انرژی برای هر یک از اجزای چرخه در جدول ۲ آورده شده است. بازده آیزنترویک تمامی توربین‌ها و پمپ‌ها 85% فرض شده است. بیشترین کار برگشت‌پذیر که می‌تواند هنگام رسیدن جریان به حالت مرده حاصل شود، اگررژی است.^[۱] حالت مرده یعنی حالتی با کمینه‌ی انرژی ممکن و با دما و فشاری برابر با دما و فشار محیط و سرعت صفر و ارتفاع مرجع Z .^[۱۶] اگررژی فیزیکی هر جریان از رابطه‌ی 3 به دست می‌آید:

$$\psi = (h - h_{\infty}) - T_{\infty}(s - s_{\infty}) \quad (3)$$

که زیرنویس $^{\circ}$ مربوط به خواص ترمودینامیکی حالت مرده است. تعادل نرخ اگررژی برای یک جزء سیستم به عنوان یک حجم کنترل به صورت زیر نوشته می‌شود:^[۲۰]

$$\sum \dot{E}_i + \sum \dot{Q}_{cv} (1 - \frac{T_{\infty}}{T_k}) = \dot{W}_{cv} + \sum \dot{E}_e + \dot{E}_L + \dot{E}_D \quad (4)$$

که در آن $\sum \dot{E}_i$ و $\sum \dot{E}_e$ به ترتیب مجموع نرخ اگررژی‌های ورودی به حجم کنترل و خروجی از آن را نشان می‌دهد. $\sum \dot{E}_D$ و $\sum \dot{Q}_{cv}$ نیز بیان‌گر اتفاف اگررژی و تخریب اگررژی در طی فرایند هستند. علاوه بر این $((1 - T_{\infty}/T_k))$ و \dot{W}_{cv} به ترتیب اگررژی متناهی با انتقال حرارت و کار از مرز حجم کنترل است. همچنین \dot{E} به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{E} = \dot{m}\psi \quad (5)$$

به منظور تجزیه و تحلیل عملکرد سیستم از دیدگاه قانون دوم و محاسبه‌ی بازده قانون دوم، شناخت سوخت و محصول برای هریک از اجزای سیستم ضروری است. محصول، خروجی مفید یک جزء سیستم را نشان می‌دهد، در حالی که سوخت به معنای منبعی است که برای تولید محصول مورد نیاز است.^[۱۱] اختلاف بین اگررژی سوخت و محصول بیان‌گر اگررژی تخریب شده در طول فرایند است و به صورت زیر نشان داده می‌شود:

$$\dot{E}_F = \dot{E}_P + \dot{E}_D \quad (6)$$

که \dot{E}_F و \dot{E}_P به ترتیب جریان نرخ اگررژی محصول و سوخت هر جزء و \dot{E}_D تخریب اگررژی است. اگررژی سوخت و محصول اجزاء و تعادل اگررژی کلیه‌ی اجزای چرخه در جدول ۳ مشخص شده است.

جدول ۱. داده‌های ورودی به منظور شبیه‌سازی چرخه.

پارامتر	نماد	مقدار	مرجع
فشار محیط	P_{∞} (kPa)	101	[۱۸]
دماهی محیط	T_{∞} ($^{\circ}C$)	20	[۱۸]
دماهی اوپراتور ۱	T_{evap1} ($^{\circ}C$)	120	[۱۸]
دماهی اوپراتور ۲	T_{evap2} ($^{\circ}C$)	80	-
اختلاف دماهی پیچیج اوپراتور ۱	ΔT_{pinch1} ($^{\circ}C$)	5	[۲]
اختلاف دماهی پیچیج اوپراتور ۲	ΔT_{pinch2} ($^{\circ}C$)	5	[۲]
دماهی کندانسور	T_4 ($^{\circ}C$)	30	-
دماهی سیال خورشیدی ورودی	T_{15} ($^{\circ}C$)	150	[۱۸]
فشار سیال خورشیدی ورودی	P_{15} (kPa)	475	[۱۸]
دماهی سیال زمین گرمایی ورودی	T_{12} ($^{\circ}C$)	90	[۱۸]
فشار سیال زمین گرمایی ورودی	P_{12} (kPa)	70	[۱۸]
دماهی آب به کندانسور	T_{11} ($^{\circ}C$)	20	-
دماهی آب خروجی از کندانسور	T_{12} ($^{\circ}C$)	25	-
توان تولیدی توربین پرفشار	\dot{W}_{HPT} (kW)	100	-
توان تولیدی توربین کم فشار	\dot{W}_{LPT} (kW)	50	-
دماهی خورشید	T_{sun} (K)	4500	[۱۸]

تولید کنند. 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 بوشنی می‌شود؛
 - انتقال حرارت فقط در داخل اوپراتورها و کندانسور صورت می‌گیرد و اتصالات حرارتی مسیرهای انتقال سیال قابل صرف نظر است.^[۱۷]
 - توربین‌ها و پمپ‌ها بازده آیزنترویک دارند.^[۱۸]
 - تحلیل در شرایط پایا صورت گرفته است.^[۱۸]
- ### ۳. روش تحلیل و معادلات حاکم
- برای چرخه‌ی تولید توان مستقل، تحلیل انرژی، اگررژی و اگررژی - اقتصادی با استفاده از نرم افزار EES حل گر معادلات مهندسی) انجام می‌شود. جزئیات تحلیل و معادلات حاکم به شرح زیر است:
- #### ۱.۱.۳. 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 به صورت حالت پایا - جریان پایا معادلات به صورت 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. اگررژی سوخت و محصول و تعادل اگررژی اجزای چرخه.

تعادل اگررژی	اجزای اگررژی محصول	اجزای اگررژی سوخت	جزء
$\dot{E}_{D,evap1} = (\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16}) - (\dot{E}_1 - \dot{E}_6)$	$\dot{E}_1 - \dot{E}_6$	$\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16}$	اوپرатор ۱
$\dot{E}_{D,evap2} = (\dot{E}_{13} - \dot{E}_{14}) - (\dot{E}_9 - \dot{E}_8)$	$\dot{E}_9 - \dot{E}_8$	$\dot{E}_{13} - \dot{E}_{14}$	اوپرатор ۲
$\dot{E}_{D,HPT} = (\dot{E}_1 - \dot{E}_2) - \dot{W}_{HPT}$	\dot{W}_{HPT}	$\dot{E}_1 - \dot{E}_2$	توربین پرفشار
$\dot{E}_{D,LPT} = (\dot{E}_9 - \dot{E}_{10}) - \dot{W}_{LPT}$	\dot{W}_{LPT}	$\dot{E}_9 - \dot{E}_{10}$	توربین کم فشار
$\dot{E}_{D,pump1} = \dot{W}_{pump1} - (\dot{E}_6 - \dot{E}_5)$	$\dot{E}_6 - \dot{E}_5$	\dot{W}_{pump1}	پمپ ۱
$\dot{E}_{D,pump2} = \dot{W}_{pump2} - (\dot{E}_8 - \dot{E}_7)$	$\dot{E}_8 - \dot{E}_7$	\dot{W}_{pump2}	پمپ ۲
$\dot{E}_{D,cond} = (\dot{E}_3 - \dot{E}_4) - (\dot{E}_{12} - \dot{E}_{11})$	$\dot{E}_{12} - \dot{E}_{11}$	$\dot{E}_3 - \dot{E}_4$	کندانسور
$\dot{E}_{D,coll} = \left(\dot{Q}_{in,coll} \left(1 - \frac{T_0}{T_{sum}} \right) \right) - (\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16})$	$\dot{E}_{15} - \dot{E}_{16}$	$\dot{Q}_{in,coll} \left(1 - \frac{T_0}{T_{sum}} \right)$	کلکتور خورشیدی

هر جزء در جدول ۴ نشان داده است. برای ارزیابی عملکرد سیستم از دیدگاه اگررژی - اقتصادی، برخی متغیرها از جمله هزینه‌ی واحد سوخت (CF)، هزینه‌ی واحد محصول (c_P)، نرخ هزینه‌ی تخریب اگررژی (\dot{C}_D) و ضریب اگررژی - اقتصادی (f_k) چنین تعریف می‌شوند:^[۲۱، ۲۰]

$$c_{F,k} = \frac{\dot{C}_{F,k}}{\dot{E}_{F,k}} \quad (14)$$

$$c_{P,k} = \frac{\dot{C}_{P,k}}{\dot{E}_{P,k}} \quad (15)$$

$$\dot{C}_{D,k} = c_{F,k} \dot{E}_{D,k} \quad (16)$$

$$f_k = \frac{\dot{Z}_k}{\dot{Z}_k + \dot{C}_{D,k}} \quad (17)$$

۳.۳. کلکتور خورشیدی

برای تحلیل کلکتور خورشیدی و محاسبه مساحت مورد نیاز برای کلکتور، از رابطه‌ی ۱۸ استفاده می‌شود:

$$\eta_{coll} = A - B \frac{T_{avg} - T_0}{G_{tot}} - C \frac{(T_{avg} - T_0)^2}{G_{tot}} \quad (18)$$

که در آن η_{coll} بازده کلکتور، G_{tot} مجموع تابش مستقیم و پراکنده روی سطح شبیب دار کلکتور T_{avg} میانگین دمای ورودی و خروجی به کلکتور و A , B و C ثوابت مربوط به تست کلکتور است.^[۲۲]

$$A = ۰,۶۱۲ \quad (19)$$

$$B = ۰,۵۴ \quad (20)$$

$$C = ۰,۰۰۱۷ \quad (21)$$

گرمای ورودی به کلکتور از طریق تابش خورشید و بازده از روابط زیر به دست می‌آیند:^[۱۸]

$$\dot{Q}_{in,coll} = G_{tot} A_{coll} \quad (22)$$

$$\eta_{coll} = \frac{\dot{Q}_{coll}}{\dot{Q}_{in,coll}} \quad (23)$$

بازده قانون دوم برای هر جزء سیستم از رابطه‌ی ۷ به دست می‌آید:

$$\eta_{II} = \frac{\dot{E}_P}{\dot{E}_F} \quad (7)$$

بازده قانون اول و بازده قانون دوم برای چرخه نیز از روابط ۸ و ۹ به دست می‌آید:

$$\eta_{I,cycle} = \frac{(\dot{W}_{HPT} + \dot{W}_{LPT}) - (\dot{W}_{pump1} + \dot{W}_{pump2})}{\dot{Q}_{in,coll} + \dot{Q}_{evap1}} \quad (8)$$

$$\eta_{II,cycle} = \frac{\dot{W}_{HPT} + \dot{W}_{LPT}}{\dot{E}_{F,coll} + \dot{E}_{F,evap1}} \quad (9)$$

۲.۳. تحلیل اگررژی - اقتصادی

تحلیل اگررژی - اقتصادی ترکیبی از اگررژی و اصول اقتصادی است که برای ارزیابی بهتر سیستم انجام می‌شود. برای هر جزء نرخ هزینه‌ی ورود و خروج جریان اگررژی

نرخ هزینه‌ی انتقال کار و گرما و همچنین هزینه‌ی اولیه و سرمایه‌گذاری در نظر گرفته می‌شود.^[۱۶] معادله موازنۀ هزینه برای اجرای سیستم به شکل زیر نوشته می‌شود:^[۱۸]

$$\sum \dot{C}_{e,k} + \dot{C}_{w,k} = \sum \dot{C}_{i,k} + \dot{C}_{q,k} + \dot{Z}_k \quad (10)$$

$$\dot{C} = c \dot{E} \quad (11)$$

که \dot{C} نرخ هزینه و c هزینه‌ی واحد اگررژی است. \dot{Z}_k نیز نرخ هزینه برای جزء است که از رابطه‌ی ۱۲ به دست می‌آید:

$$\dot{Z}_k = \frac{Z_k \cdot CRF \cdot \varphi}{N} \quad (12)$$

در رابطه‌ی ۱۲ هزینه‌ی اولیه برای خریداری جزء k , φ ضریب نگهداری که 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]

$$CRF = \frac{i(1+i)^n}{(1+i)^n - 1} \quad (13)$$

که در آن i و n به ترتیب نرخ سود برابر با ۱۲٪ و عمر مفید چرخه برابر ۲۰ سال است.^[۱۸]

جدول ۴. معادلات موازنه هزینه و روابط کمکی و قیمت اولیه اجزای چرخه.^[۱۸]

روابط کمکی	موازنہ ہزینہ	قیمت اولیہ	جزء
$c_{15} = c_{16}$	$\dot{C}_1 + \dot{C}_{16} = \dot{C}_6 + \dot{C}_{15} + \dot{Z}_{\text{evap}1}$	$Z_{\text{evap}1} = (7000) + (360)(A_{\text{evap}1})^{0.8}$	اوپر انور ۱
$c_{13} = c_{14}$	$\dot{C}_9 + \dot{C}_{14} = \dot{C}_8 + \dot{C}_{13} + \dot{Z}_{\text{evap}2}$	$Z_{\text{evap}2} = (7000) + (360)(A_{\text{evap}2})^{0.8}$	اوپر انور ۲
$c_{13} = 1.3(\frac{\$}{GJ})$			
$c_1 = c_2$	$\dot{C}_2 + \dot{C}_{w,HPT} = \dot{C}_1 + \dot{Z}_{HPT}$	$Z_{HPT} = (6000)(\dot{W}_{HPT})^{0.7}$	توربین پر فشار
$\dot{C}_2 + \dot{C}_{10} = \dot{C}_3$			
$c_9 = c_{10}$	$\dot{C}_{10} + \dot{C}_{w,LPT} = \dot{C}_9 + \dot{Z}_{LPT}$	$Z_{LPT} = (6000)(\dot{W}_{LPT})^{0.7}$	توربین کم فشار
$\frac{\dot{C}_{w,pump1}}{\dot{W}_{pump1}} = \frac{\dot{C}_{w,pump2}}{\dot{W}_{pump2}}$	$\dot{C}_6 = \dot{C}_{w,pump1} + \dot{C}_5 + \dot{Z}_{pump1}$	$Z_{pump1} = (3540)(\dot{W}_{pump1})^{0.71}$	پمب ۱
$\frac{\dot{C}_{w,pump2}}{\dot{W}_{pump2}} = \left(\frac{\dot{C}_{w,hpt}}{\dot{W}_{hpt}} + \frac{\dot{C}_{w,lpt}}{\dot{W}_{lpt}} \right) / 2$	$\dot{C}_8 = \dot{C}_{w,pump2} + \dot{C}_7 + \dot{Z}_{pump2}$	$Z_{pump2} = (3540)(\dot{W}_{pump2})^{0.71}$	پمب ۲
$c_{11} = 0$			
$c_3 = c_4$	$\dot{C}_4 + \dot{C}_{12} = \dot{C}_3 + \dot{C}_{11} + \dot{Z}_{cond}$	$Z_{cond} = (7000) + (360)(A_{cond})^{0.8}$	کندانسor
$c_{sun} = 0$	$\dot{C}_{15} = \dot{C}_{16} + c_{sun} \dot{E}_{F, coll} + \dot{Z}_{coll}$	$Z_{coll} = (567)(A_{coll})$	کلکٹور خورشیدی

جدول ۵. اعتبارسنجی روش حل.

جزء	تخریب اگزرسی (kW)	کار حاضر مرجع [۱۸]	کار حاضر مرجع [۱۸]	بازده (%)
توبیین	۱۰,۳	۱۰,۳	۱۰,۲۹۲	۱۰,۲۹
پمپ	۰,۲۵	۰,۷۲۵	۰,۸۷۰۳	۰,۸۷
اوپراتور	۱۲,۲۳	۱۲,۸	۰,۸۹۲۲	۰,۸۸۷
کنداشمور	۲۶,۰۹	۲۶,۹	۰,۵۰۸۳	۰,۵۰۸
کالکتور خورشیدی	۶۲۰,۹	۶۲۰,۳	۰,۱۵۴۵	۰,۱۵۵
زمین گرمایی	۱/۳۲	۱/۳۲	۰,۸۸۸	۰,۸۸۸

که Q_{coll} نزخ انتقال گرما در کلکتور و A_{coll} مساحت مورد نیاز کلکتور خورشیدی است.

در مبدل‌های حرارتی (اوپرаторها و کندانسور) مساحت مورد نیاز برای انتقال حرارت از طریق رابطه‌ی 24 میلیمتر^2 محاسبه می‌شود:

٥. نتائج و بحث

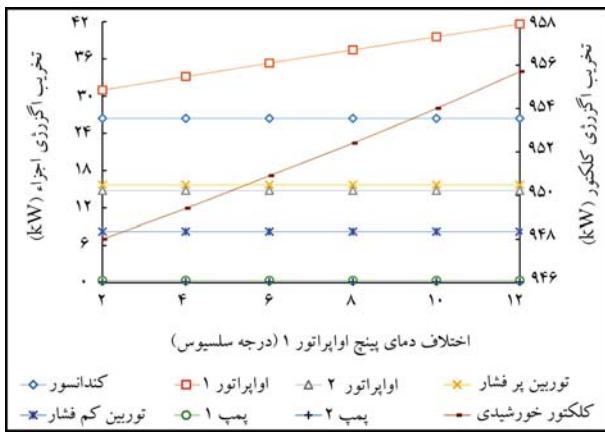
استفاده از روابط مربوط به انرژی، اگزرسی و اگزرسی - اقتصادی و داده‌های ورودی، جرخه پیشنهادی شیوه‌سازی شده و نتایج تحلیل انرژی، اگزرسی و اگزرسی - اقتصادی جرخای چرخه در جدول ۶ آمده است. با توجه به نتایج شیوه‌سازی بیشترین مقدار تخریب اگزرسی در کل چرخه مربوط به کلکتور خورشیدی است. به دلیل اتفاق حرارتی بیان در کلکتور خورشیدی، مقدار تخریب اگزرسی آن نیز زیاد است.^[۱۸] همچنین نزدیکی در کلکتور خورشیدی نسبت به سایر اجزاء بیشترین مقدار را دارد. شکل ۲ میزان تخریب اگزرسی در اجزای چرخه ای رانکین آلسی را نشان می‌دهد. اوپرатор ۱ و پس از کنندسور بیشترین مقدار تخریب اگزرسی را دارند که به دلیل فرایندهای دما ثابت را این دو دستگاه است. کمترین مقدار تخریب اگزرسی نیز مربوط به پمپ‌ها است. بازده قانون اول و قانون دوم چرخه به ترتیب $8/82\%$ و $4/45\%$ به دست می‌آید. در بین اجزای چرخه، کلکتور خورشیدی کمترین و توربین پروفشار بیشترین بازده قانون دوم را دارند. اوپرатор ۱ و کلکتور خورشیدی به ترتیب کمترین و بیشترین مقدار ضریب اگزرسی - اقتصادی را دارند، زیرا کلکتور خورشیدی به دلیل راندمان نزدیکی پمپ، اتفاق حرارتی، بالای، دارد.

٤۔ اعتبار سن جی

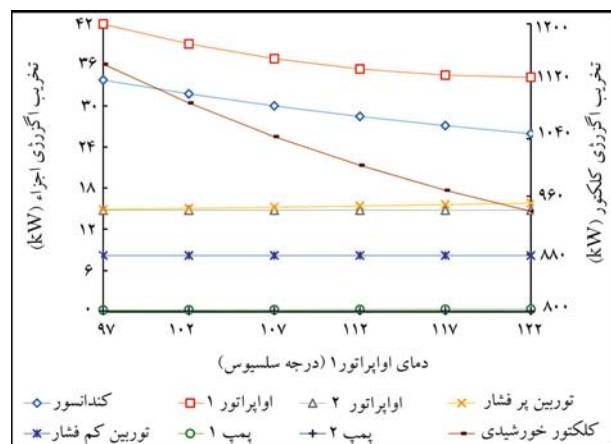
جهت اعتبارسنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی توسط نرم‌افزار EES از مرجع [۱۸] استفاده شده است. چرخه‌ی مورد استفاده در مرجع [۱۸] براساس معادلات فوق الذکر تحلیل شده و نتایج استخراج شده است. مقایسه‌ی نتایج با مرجع [۱۸] در جدول ۵ نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود بین نتایج به دست آمده در کار حاضر و نتایج مرجع تطابق بسیار خوبی وجود دارد که بیان‌گر دقت قابل قبول روش تحلیل است.

جدول ۶. نتایج انرژی، اگزرزی و اگزرزی - اقتصادی چرخه‌ی پیشنهادی.

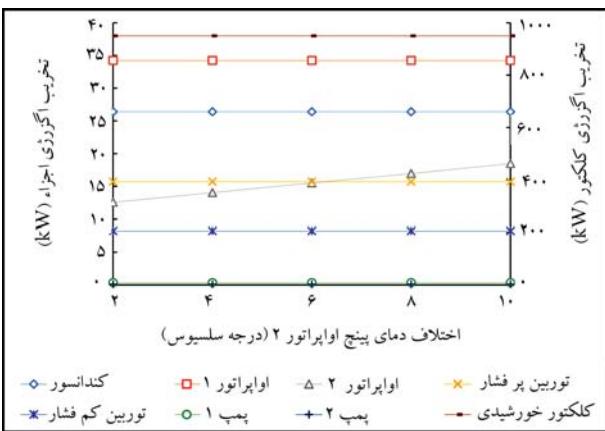
f	η_{II}	c_p	c_F	\dot{C}_D	\dot{Z}	\dot{E}_D	$\dot{Q} \text{ or } \dot{W}$	جزء
(%)	(%)	(\$/Gj)	(\$/Gj)	(\$/h)	(\$/h)	(kW)	(kW)	
۸/۳۶	۷۹,۶۵	۲۹,۰۳	۲۲,۷	۲,۷۹۸	۰,۲۵۵	۳۴,۲۳	۶۲۸,۸	اوپراتور ۱
۸۰,۳۵	۸۲,۹۸	۲,۶۵	۱,۳	۰,۰۶۹	۰,۲۸۳	۱۴,۷۷	۴۶۸,۵	اوپراتور ۲
۶۴,۸۴	۸۶,۴۴	۴۲,۴۲	۲۹,۳۳	۱,۶۵۷	۳,۰۵۵	۱۵,۶۹	۱۰۰	توربین پرفشار
۹۵,۱۵	۸۵,۸۷	۱۴,۲۲	۲,۲۴	۰,۰۹۶	۱,۸۸۱	۸,۲۳	۵۰	توربین کم فشار
۷۹,۰۸	۸۵,۶۵	۵۰,۹۹	۲۸,۳۲	۰,۰۳۶	۰,۱۳۶	۰,۳۵	۲,۴۶	پمپ ۱
۸۴,۳۹	۸۵,۶۸	۵۸,۶۳	۲۸,۳۲	۰,۰۱۰	۰,۰۵۷	۰,۱۰	۰,۷۲	پمپ ۲
۲۱,۶۲	۲۳,۳	۹۷,۲۹	۱۸,۷۱	۱,۷۷۸	۰,۴۹۰	۲۶,۴	۹۵۰,۵	کندانسور
۱۰۰	۱۵,۰۴	۲۲,۷	۰	۰	۱۲,۷۵	۹۵۰,۱	۶۲۸,۸	کلکتور خورشیدی



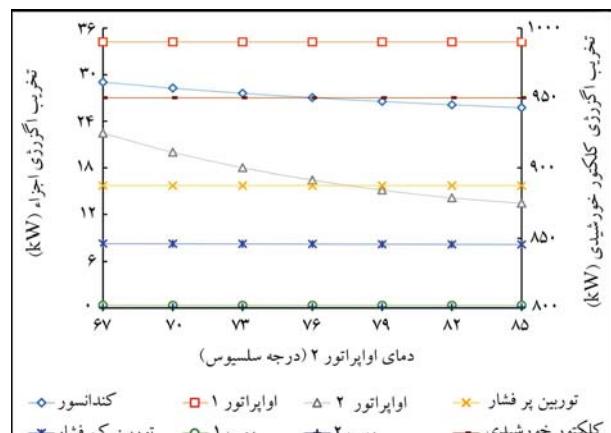
شکل ۵. نمودار تأثیر اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۱ روی تخریب اگزرزی اجزای چرخه.



شکل ۳. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۱ روی تخریب اگزرزی اجزای چرخه.



شکل ۶. نمودار تأثیر اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۲ روی تخریب اگزرزی اجزای چرخه.



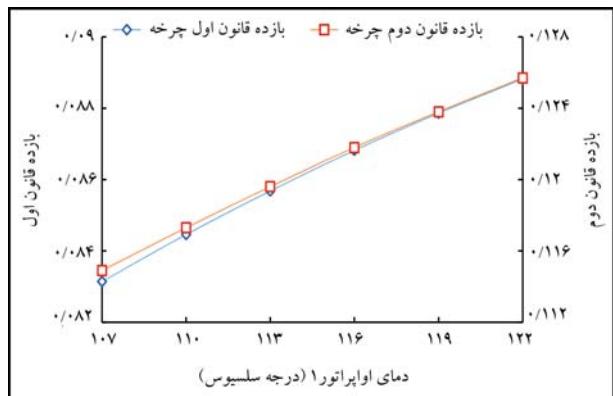
شکل ۴. نمودار تأثیر دمای اوپراتور ۲ روی تخریب اگزرزی اجزای چرخه.

داده شده است. تخریب اگزرزی با افزایش دمای اوپراتور ۲، در اوپراتور ۲، کندانسور و توربین کم فشار کاهش یافته و در پمپ ۲ افزایش یافته است.

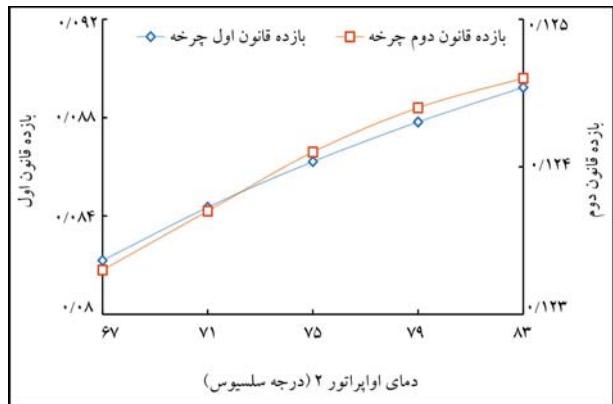
در شکل‌های ۵ و ۶ میزان تغییرات تخریب اگزرزی برای اجزای چرخه بهاری تعییرات اختلاف دمای پینچ اوپراتور ۱ و اوپراتور ۲ نشان داده شده است. با افزایش

شکل ۳ نشان‌دهنده تغییرات تخریب اگزرزی اجزای چرخه بر حسب تعییرات دمای اوپراتور ۱ است. با افزایش دمای اوپراتور ۱، تخریب اگزرزی در کلکتور خورشیدی کاهش قابل ملاحظه‌ی می‌کند. همچنین تخریب اگزرزی در اوپراتور ۱ و کندانسور کاهش یافته و در توربین پرفشار و پمپ ۱ افزایش می‌یابد.

در شکل ۴ نیز، مانند شکل ۳، تأثیر دمای اوپراتور ۲ بر تخریب اگزرزی نشان

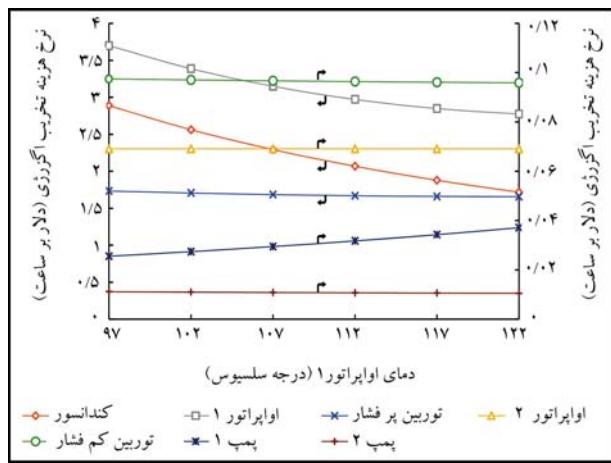


شکل ۹. نمودار تأثیر دمای اوپرатор ۱ بر روی بازده‌های قانون اول و دوم چرخه.

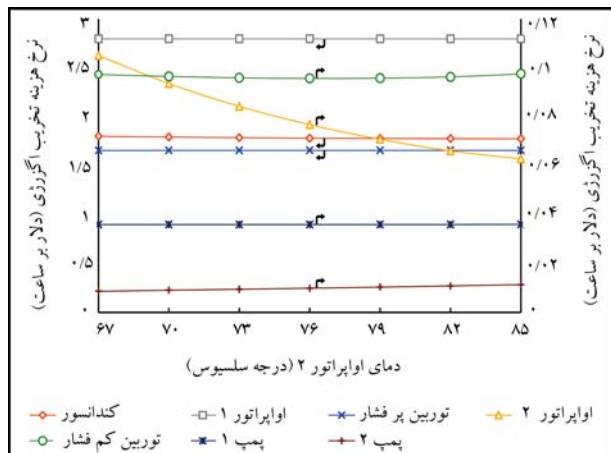


شکل ۱۰. نمودار تأثیر دمای اوپرатор ۲ بر روی بازده‌های قانون اول و دوم چرخه.

نیز از ۱۱٪/ به ۱۲٪/ افزایش می‌یابد. در شکل ۱۰ نیز مشابه شکل ۹ با افزایش دمای اوپرатор ۲ از ۶۷ تا ۸۳ درجه سلسیوس، بازده‌های قانون اول و دوم به ترتیب ۷۰٪/ و ۱۳٪/ افزایش می‌یابد. در نتیجه افزایش دمای اوپرаторها سبب افزایش بازده‌ها می‌شوند.



شکل ۷. نمودار تأثیر دمای اوپرатор ۱ روی نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرسی اجزای چرخه.



شکل ۸. نمودار تأثیر دمای اوپرатор ۲ روی نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرسی اجزای چرخه.

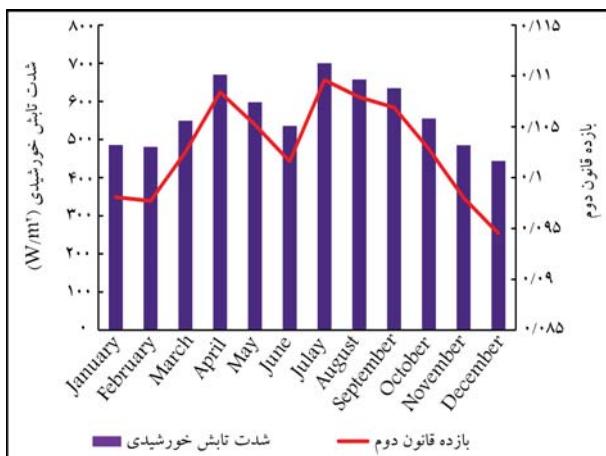
۶. تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی بر عملکرد چرخه
شدت تابش خورشیدی در طول سال فصل به فصل، روزانه و حتی ساعتی تغییر می‌کند. برای در نظر گرفتن این تغییرات از داده‌های مطالعات موجود^[۲۴] استفاده شده است. در این روش یک روز از هر ماه به عنوان نماینده آن ماه انتخاب می‌شود^[۲۵] و متوسط شدت تابش خورشیدی آن روز 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 ۱۵۰ 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 ۳ تا ۷۰٪/ وات بر متر مربع، بازده قانون اول از ۷٪/ به ۸٪/ و بازده قانون دوم از ۹٪/ به ۴۵٪/ می‌رسد. طبق شکل ۱۲ بیشترین و کمترین بازده قانون اول و دوم چرخه

اختلاف دما بین سیال گرم و سرد، تخریب اگزرسی افزایش می‌یابد. در شکل ۵ با افزایش اختلاف دمای پیش اپرатор ۱، تخریب اگزرسی در اپرатор ۱ و کلکتور خورشیدی افزایش می‌یابد. در سایر اجزای چرخه، افزایش اختلاف دمای پیش اپرатор ۱ تأثیری در تخریب اگزرسی اجراء ندارد. در شکل ۶ نیز افزایش اختلاف دمای اپرатор ۲ فقط باعث افزایش تخریب اگزرسی در اپرатор ۲ می‌شود. در شکل‌های ۷ و ۸ تغییرات نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرسی اجزای چرخه بر حسب دمای اپرатор ۱ و ۲ نشان داده شده است. نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرسی برای کلکتور خورشیدی با توجه به بدون هزینه بودن سوخت کلکتور، که انرژی خورشیدی است، معادل صفر است. با افزایش دمای اپرатор ۱ نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرسی در کندانسور اپرатор ۱، توربین کم فشار، توربین پر فشار و پمپ ۲ کاهش یافته، اما در پمپ ۱ افزایش می‌یابد. در شکل ۸ نیز با افزایش دمای اپرатор ۲ نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرسی در کندانسور و اپرатор ۲ کاهش یافته، و در پمپ ۲ افزایش می‌یابد. «بازده» مهم‌ترین پارامتر در تحلیل انرژی و اگزرسی است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ تأثیر تغییرات دمای اپرаторهای ۱ و ۲ بر بازده‌های قانون اول و دوم نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود در شکل ۹ با افزایش دمای اپرатор ۱ از ۱۰٪/ تا ۱۲٪ درجه سلسیوس، بازده قانون اول از ۸٪/ به ۸٪/ و بازده قانون دوم

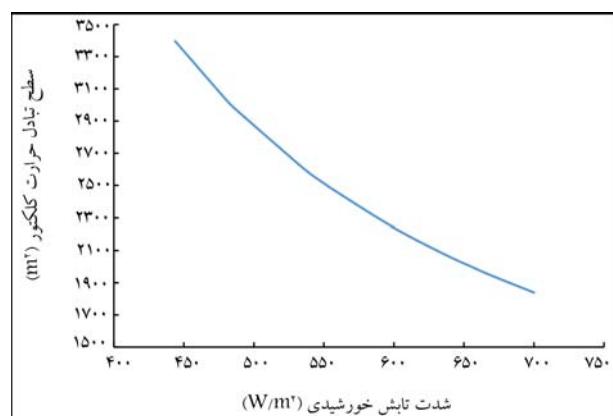
جدول ۷. تغییرات متوسط شدت تابش خورشیدی در ماههای مختلف.^[۲۴]

ماه	روز در ماه	روز در سال	ساعت 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
Julay	۱۷	۱۹۸	۱۱,۱	۷۰۰
August	۱۶	۲۲۸	۱۰,۱	۶۵۷,۲۱
September	۱۵	۲۵۸	۸,۵	۶۳۴,۰۲
October	۱۵	۲۸۸	۷,۹	۵۵۴,۹۰
November	۱۴	۳۱۸	۶,۶	۴۸۴,۷۰
December	۱۰	۳۴۴	۵,۹	۴۴۳,۷

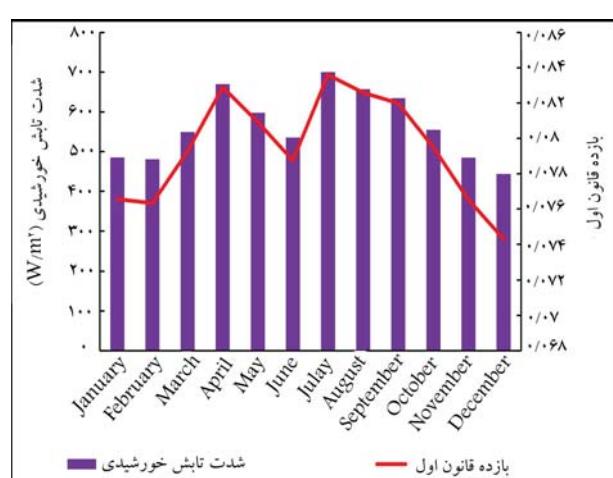


شکل ۱۳. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی در ماههای مختلف بر روی بازده قانون دوم.

به ترتیب مربوط به ماه جولای و دسامبر است. لازم به ذکر است که در غیر ساعت آفتابی تولید توان توسط منبع زمین گرمایی که در هر زمان ثابت است، ادامه می‌یابد. در شکل ۱۴ تغییرات نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرزی کل اجزای چرخه و تغییرات هزینه‌ی تولید متوسط برق بر حسب شدت تابش خورشیدی نشان داده شده است. با افزایش شدت تابش خورشیدی و بی‌هزینه بودن سوخت ورودی کلکتور بازده چرخه تولید توان افزایش یافته و این امر سبب کاهش نرخ هزینه‌ی ابتدایی و تعمیر و نگهداری اجرا و به دنبال آن باعث کاهش نرخ هزینه‌ی مرتبط با تولید توان و نرخ هزینه‌ی تخریب اگزرزی کل می‌شود.



شکل ۱۱. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی بر سطح تبادل حرارت کلکتور.

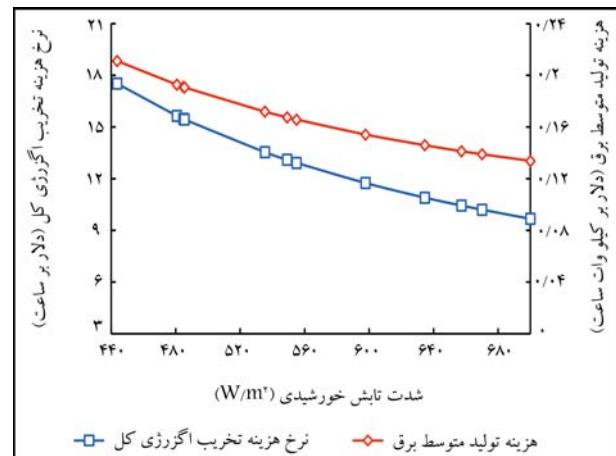


شکل ۱۲. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی در ماههای مختلف بر روی بازده قانون اول.

رشد روزافزون نیاز به مصرف از روی اریک طرف، و محدودیت‌های مرتبط

فهرست علائم

- : دما ($^{\circ}c$) : T
- : فشار (kpa) : P
- : بازده قانون اول: $\eta_{I,cycle}$
- : بازده قانون دوم: $\eta_{II,cycle}$
- : دبی جرمی: m
- : نرخ انتقال گرمای (kw): \dot{Q}
- : نرخ کار (kw): \dot{W}
- : آنتالپی ویژه (h): (kj/kg)
- : آنتروپی ویژه (s): (kj/kg)
- : اگزرسی فیزیکی (kj/kg): ψ
- : نرخ اگزرسی سوخت (kw): \dot{E}_F
- : نرخ اگزرسی محصول (kw): \dot{E}_P
- : نرخ اثلاف اگزرسی (kw): \dot{E}_L
- : تخریب اگزرسی (kw): \dot{E}_D
- : هزینه اولیه برای خرید هر جزء ($\$/$): Z_k
- : نرخ بارگشت سرمایه: CRF
- : ضریب نگهداری: φ
- : ضریب کارکرد سالیانه: N
- : نرخ سود: i
- : عمر مفید چرخه: n
- : هزینه متوسط واحد محصول ($\$/Gj$): $c_{P,k}$
- : هزینه متوسط واحد سوخت ($\$/Gj$): $c_{F,k}$
- : هزینه تخریب اگزرسی ($\$/h$): $\dot{C}_{D,k}$
- : ضریب اگزرسی اقتصادی: f_k
- : بازده کلکتور: η_{coll}
- : مجموع تابش مستقیم و پراکنده خورشید (w/m^2): G_{tot}



شکل ۱۴. نمودار تأثیر تغییرات شدت تابش خورشیدی بر نرخ هزینه تخریب اگزرسی.

با کمبود منابع انرژی فضیلی و آلایندگی‌های مربوطه از سوی دیگر، نیاز به استفاده از منابع انرژی‌های نو از قبیل انرژی باد، خورشید و زمین گرمایی را اجتناب نپذیر 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 گونه‌یی 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 اگزرسی 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 اگزرسی به ترتیب در کلکتور خورشیدی، اوپریتور دمبالا و کنداسور چرخه اتفاق افتاد. تحلیل اقتصادی نشان داد که هزینه‌ی تولید متوسط برق بر اساس توربین‌های کم فشار و پرنشار در حدود $28, 32 \frac{\$/kwh}{\$/kwh}$ خواهد بود.

پانوشت

- organic rankine cycle (ORC)

منابع (References)

- 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).
- 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).
- Bonyadi, N., Johnson, E. and Baker, D. "Technoeconomic and exergy analysis of a solar geothermal hy-
- brid electric power plant using a novel combined cycle", *Energy Conversion and Management*, **156**, pp. 542-554 (2018).
- Khalid, F., Dincer, I. and Rosen, M.A. "Techno-economic assessment of a solar-geothermal multigeneration system for buildings", *International Journal of Hydrogen Energy*, **42**(33), pp. 21454-21462 (2017).
- 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).
- 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 Durmazay, 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, elecroyzer 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., Aminfar, M. and Zoghi, M. “Thermo-economic 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 دوستونی (طول سطر ۸/۵ سانت) در قالب نرم افزار Word با قلم نازنین پوینت ۱۲ با فاصله سطر مناسب (تسامی معادلات، علامت ریاضی، رابطه‌ها الزاماً فقط در محیط Mathtype) ارائه شود و منضم به نامه معرفی مقاله از سوی استاد راهنمایی سایت مجله ایمپکت http://journal.sharif.ir به دفتر مجله ارسال شود.

* ضمن معرفی نویسنده مسؤول مقاله، نشانی پست الکترونیکی کالیه نویسنده‌گان قید شود.

* صفحه عنوان شامل: عنوان مقاله، اسمی نویسنده‌گان و ذکر نویسنده مسئول، درج آخرین درجه علمی کالیه نویسنده‌گان، 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، نظری مقدمه، عنوانی بخش‌های اصلی و زیربخش‌ها، نتیجه‌گیری به صورت شماره بندی و کاملاً مشخص باشد، حجم مقاله نیز بین ۷ - ۱۵ صفحه - با احتساب شکل و نمودار - باشد.

* کلیه‌ی عبارات، اصطلاحات و اعداد و ارقام در جداول، نمودارها و شکل‌ها باید به فارسی باشد و موضوع جداول در بالای آنها و موضوع شکل‌ها و نمودارها در زیر آنها درج شود.

نکته: از آنجاکه مطالب مجله در ستون‌های ۸/۵ سانتی‌متری آراسته می‌شوند، لازم است اصل (اورژینال) شکل و نمودار در عرض ۸ یا ۱۶ سانتی‌متر با خصامت کادر ۸px و خط نمودار ۶px تهیه شوند. پذیرش اصل شکل‌ها و نمودارها فقط در محیط فتوشاپ با Resolution 600 با پسوند Tif یا JPG است.

* از به کار بردن کلمات و اصطلاحات لاتین که دارای معادل متدال فارسی می‌باشند، اجتناب شود. در صورت ضرورت استفاده از واژه‌ی لاتین، معادل انگلیسی آن نیز داده شود.

یادآوری مهم و ضروری: با توجه به یکسان سازی شکل‌های کالیه مقالات در محیط فتوشاپ، لازم است اعداد تصاویری که دارای راهنمای رنگی و کاترور (فشار، سرعت، تنفس...) هستند، با فرمت جنرال (عدد معمولی) ارائه شود (طبق شکل‌های نمونه) و از آوردن اعداد به صورت نماد علمی و سایر نمادها جدا خودداری شود.

* کلیه‌ی منابع مورد استفاده، شماره‌بندی (از شماره یک و به طور مسلسل)، و در متن مقاله در داخل کروشه [] مشخص شود. در بعض مراجع کالیه منابع مورد استفاده به زبان انگلیسی ارائه شود. با توجه به مثال‌های زیر نوشته شوند. (مراجع فارسی نیز به انگلیسی ترجمه شده و در انها واژه‌ی (In Persian) داخل پرانتز قید شده و سال آنها نیز به میلادی برگردان شوند).

Examples:

Journals:

Mirghafoori, S.H., Sadeghi Arani, Z. and Jafarnejad, A. "Forcasting success of commercialization of innovative ideas using artificial neural networks; the case of inventors and innovations in Yazd province", *Journal of Science and Technology Policy*, 4(1), pp. 63-76 (In Persian) (2011).

Journals:

Johnson, W. and Mamalis, A.G. "The perforation of circular plat with four sided pyramidal - headed square-section punches", *Int. J. of Mech. Sci.*, 20 (3), pp.801-820 (1990).

Books:

Hindmarsh, J. "The electrical-circuit viewpoint", *In Electrical Machines and their Applications*, P. Hammond, Ed., 4th Edn., pp. 57-130, Pergamon Press, Oxford, UK (1975).

Proceedings and reports:

Walker, L.K. and Morgan, J.R. "Field performance of firm silty clay", *9th Int. Conf. on Soil Mech. And Found. Engrg.*, 1, Tokyo, Japan, pp.341-346 (1977).

Barksdale, R.D. and Bachus, R.C. "Design and construction of stone columns", Report SCEGIT 83-10, Georgia Inst. of Tech., Atlanta, GA, submitted to Fed. Highway Admin (1983).

Bhandari, R.K.M. "Behavior of tank founded on soil reinforced with stone columns", *VIII European Conf. on Soil Mech. and Found. Engrg.*, Helsinki (1983).

راهنمای نگارش مقالات مجله‌ی علمی و پژوهشی



مجله‌ی علمی و پژوهشی «شرف» از انتشارات دانشگاه صنعتی شریف است که هدف آن فراهم آوردن بستری مناسب برای تبادل اطلاعات در زمینه‌ی پژوهش‌های علمی، فنی و تخصصی در میان استادان و دانشمندان و اعیان سطح داشن نظری و علمی آنان و نیز تهیه‌ی مجموعه‌ی مفید است. چاپ مقالات در مجله‌ی شریف منوط به دارا بودن یکی از ویژگی‌های زیر است:

۱. مقالاتی که حاوی مطالب بدین در زمینه‌ی های علمی و فنی بوده و در مجله‌ی دیگری به چاپ نرسیده باشند؛
مقالات‌های ارائه شده در کفاراس، از این امر مستثنی هستند و مانند سایر مقالات ارزیابی شده و در صورت تایید به چاپ می‌رسند.

۲. مقالات مبنی بر تحقیقات نظری و علمی پیشرفت، دارای یکی از مشخصات زیر:

- ۱.۲. با تقدیم و بررسی در موضوعات فنی و مهندسی، به طرح نظرهای جدیدی پرداخته و به تابع تازیمی دست یافته باشند.
- ۲.۲. به اختصار و در زمینه‌های فنی، صنعتی و پژوهشی تدوین شده باشند.
- ۳.۲. پژوهش، تلخیص و استنتاج از برخی آثار بر جسته‌ی 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° angle for the first grid is reduced gradually to a value of -20° 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 Beheshti 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.

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 Febeuary 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,

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

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 Rajaee 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

Sharif

2

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
E-mail: 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. SheikhShoaei 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