

علم و فناوری در مهندسی مکانیک

دو فصلنامه علمی - پژوهشی
علم و فناوری در مهندسی مکانیک

دوره ۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

بسم الله الرحمن الرحيم

نشریه علم و فناوری در مهندسی مکانیک
دو فصلنامه علمی-پژوهشی
دانشگاه فنی و حرفه‌ای

دوره ۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علم و فناوری در مهندسی مکانیک با صاحب امتیازی دانشگاه فنی و حرفه‌ای
براساس آیین نامه نشریات علمی مصوب ۱۳۹۸/۰۲/۰۹ در ارزیابی سال ۱۴۰۲ موفق به
کسب رتبه ب شده است.

آدرس: تهران، میدان ونک، خیابان برزیل شرقی، پلاک ۴، سازمان مرکزی دانشگاه فنی و حرفه‌ای

پست الکترونیکی: amej@tvu.ac.ir

وب سایت: <http://stmechanics.bmtc.ac.ir>

سر دبیر: دکتر محمود شریعتی

مدیر مسئول: دکتر عرفان خسرویان

صاحب امتیاز: دانشگاه فنی و حرفه ای

اعضای هیئت تحریریه:

دکتر محسن حداد سبزواری

استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی مکانیک

دکتر اکبر آفاقی خطیب

دانشیار، دانشگاه RMIT استرالیا

دکتر ناصر لشکریان آزاد

دانشیار، دانشگاه واترلو (UW)، کانادا

دکتر امید ماهیان

استاد، دانشگاه شیان جیائوتونگ چین

دکتر اصغر برادران رحیمی

استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی مکانیک

دکتر محمد جواد مغربی

استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی مکانیک

دکتر اکبر جعفری

دانشیار، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، گروه مهندسی مکانیک

دکتر اسماعیل لگزیان

دانشیار، دانشگاه حکیم سبزواری، دانشکده مهندسی مکانیک

دکتر علیرضا فتحی

دانشیار، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی مکانیک

دکتر کریم علی اکبری

دانشیار، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، گروه مهندسی مکانیک

دکتر مجتبی معصوم نژاد

دانشیار، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، گروه مهندسی مکانیک

مدیر داخلی نشریه: دکتر طیبه جلالی

کارشناس نشریه: مهندس حمیده سادات سیدحسینی

ویراستار و صفحه آرایی: مهندس معین میربلوکی

نشانی دبیرخانه: مشهد- بلوار پیروزی - میدان شهید کاوه - دانشکده فنی شهید منتظری - دفتر نشریه -

صندوق پستی: ۹۴۵۹۴-۹۱۷۶۹

دورنگار: ۰۵۱-۳۸۷۸۴۰۴۶

تلفن: ۰۵۱-۳۸۷۰۹۴۳۳

وب سایت: <http://stmechanics.bmtc.ac.ir>

پست الکترونیکی: amej@tvu.ac.ir

اساتید محترمی که در داوری و ارزیابی مقالات این شماره همکاری داشته‌اند:

عبدالامیر بک خوشنویس - سید هادی بنی هاشمی - اکبر جعفری - علی جوادی - محمد جوادی - نبرد حبیبی - علی حسنی -
وحید خلفی - ایمان رشیدی طرق - محمد رضا زنگوئی - حدیث ژرفی - حمید رضا سابقی - حمید سازگارن - کریم علی اکبری - قدرت
قصابی - شهاب کامل عباس نیا - امیر رضا کوثری - جعفر لنگری - حسین مجدی عبدالله آباد - حمید محمدیون - احسان معانی -
محمد مهدی نصریان - علیرضا نقوی مقدم

فهرست مطالب

- تحلیل انرژی و انرژی چرخه رانکین آلی استفاده شده برای بازیابی گرمای اتلافی از صنعت سیمان ۷
- پیش بینی و مدل سازی رفتار نفوذ و پیمایش قطره مایع داخل محیط متخلخل با استفاده از روش جریان دو فازی حجم سیال ۲۷
- شبیه سازی سه بعدی انتقال حرارت یک قطره غیر نیوتنی با در نظر گرفتن اثرات تبخیر سطحی ۴۱
- بررسی عددی زاویه پره در طبقات میانی و پایانی یک پمپ توربومولکوادر پنج طبقه با در نظر گرفتن اثر مولکول های بازگشتی از سایر طبقات به روش ذره نمونه مونت کارلو ۵۱
- بهبود عملکرد کنترل وضعیت ماهواره با عملگر چرخ عکس العملی و با در نظر گرفتن نویز حسگر ۶۷
- تحلیل عددی کمینه کردن تولید انترویی و مطالعه انتقال حرارت در جریان داخل کانال پیرامون یک مانع ۷۷
- توزیع تنش های پسماند در نمونه های سوپر آلیاژ اینکونل ۶۲۵ حاصل شده از فرآیند ذوب گزینشی بالیزر به روش المان محدود ... ۸۷
- بررسی پایایی سوخت های گازوئیل، بیودیزل و هیدروژن در موتورهای دیزلی با رویکرد تحلیل توسعه پایدار ۱۰۱
- تحلیل خیزش دیسک های دوار ضخامت متغیر دیسکو-هایپر الاستیک ۱۱۵
- بررسی اثر معیوب بودن بر روی رفتار دینامیکی سازه هدفمند ۱۳۳
- تحلیل حرارتی و طراحی سیستم خنک کننده یک موتور مغناطیس دائم دریایی ۱۴۵
- مطالعه عددی تاثیر ساختمان آبخشان در مدت زمان تخلیه آب در سیستم اطفای حریق خشک ۱۵۷
- تبیین طراحی مکانیکی فضای میانه در بازار مرکزی مشهد به جهت مصرف انرژی و افزایش آسایش حرارتی مراجعین ۱۶۷
- بررسی عددی و تحلیلی تاثیر هندسه های متفاوت معماری بر پدیده دودکشی و مصرف انرژی در ساختمان های بلند مرتبه ۱۸۳

اثر عوامل مؤثر بر فرآیند تشکیل گندله آهن در دیسک‌های گندله‌سازی- رویکرد آزمایشگاهی

اکبر جعفری^{۱*}، محمد مهدی عربی پاریزی^{۲،۳}، غلامحسین برادران^۲، مهدی عزیز کریمی^۲، علی مهربانی^۱

۱- گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران.

۲- گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید باهنر کرمان، کرمان، ایران.

۳- مجتمع معدنی و صنعتی گل‌گهر، سیرجان، ایران.

چکیده

در تحقیق حاضر با روش آزمایشگاهی اثر عوامل شیب و سرعت چرخشی دیسک گندله‌سازی و همچنین درصد رطوبت و بنتونیت بر کارایی فرآیند تولید گندله مطالعه گردید. مقدار اندازه میانه (شاخص سایز) و عدد افتادن (شاخص استحکام) به‌عنوان ویژگی‌های اساسی گندله تولیدی در نظر گرفته شده است. با توجه به تعدد عوامل اثرگذار، فرآیند طراحی آزمایش با رویکرد سطح پاسخ نوع مرکب مرکزی اجرا و تعداد آزمایش‌های لازم و همچنین مقدار متغیرهای آنها تعیین گردید. برای رسیدن به توابع ریاضی صریح، برازش منحنی روی نتایج آزمایشات انجام و توابعی چهار متغیره برای دو ویژگی اندازه میانه و عدد افتادن بر حسب چهار عامل معرفی شده استخراج شد. برای پی بردن به جزئیات و نقش هر کدام از عوامل بر نتایج، نمودارهای لازم تهیه و علاوه بر مشخص شدن آثار هر کدام از آنها، تاثیر متقابل دوطرفه نیز بررسی گردید. با مشخص شدن نوع اثرگذاری هر پارامتر، در مورد دلایل و تفسیر فیزیکی آنها بحث گردید. در مجموع مشخص شد که برای دو فاکتور سرعت چرخش و شیب دیسک، محدوده بهینه‌ای وجود دارد که منجر به کسب گندله مطلوب از هر دو منظر اندازه و استحکام می‌گردد. بعلاوه، مشخص شد که رطوبت و بنتونیت در محدوده مورد بررسی لزوماً تاثیر هم‌زمان مثبت بر اندازه و استحکام محصول ندارند. نتایج تحقیق حاضر می‌تواند محدوده مناسبی از تنظیم عوامل مؤثر در تولید گندله را در اختیار قرار دهد که برای کارخانه‌های تولیدی این محصول مفید و کاربردی خواهد بود.

کلمات کلیدی

دیسک گندله‌سازی، آهن‌سازی، بنتونیت، رطوبت.

Studying effects of pelletizing process parameters on the main properties of iron ore green pellets-laboratory approach

Akbar Jafari^{*1}, Mohamad Mahdi arabi Parizi^{2,3}, Gholamhosein Baradaran², Mahdi Azizkarimi³, Ali Mehrabani¹

1- Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University, Tehran, Iran.

2- Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Shahid Bahonar University of Kerman, Kerman, Iran.

3- Pelletizing plant, GolGohar Mining and Industrial Complex, Sirjan, Iran.

Abstract

In the present research, effect of pelletizing disk angle and rotation speed, as well as the percentage of moisture and bentonite on the median size (pellets size distribution index) and the mean drop number (pellets strength index) are studied experimentally. Design of experiment approach is applied leading to obtain reasonable number of experiments with specific settings. To achieve parametric mathematical functions, curve fitting is performed on the experimental results and four-variable functions were developed for the two characteristics of median size and drop number. In order to reveal the details and the role of each factor on the results, the necessary contour graphs are prepared. Based on the observed influences of each parameter on the pellets characteristics, the probable reasons and their physical interpretation were discussed. It was found that there are optimal settings for the two factors of rotation speed and disc inclination, leading to obtain the desired pellet from both the size and strength perspectives. In addition, it was found that in the studied range, the moisture and bentonite do not necessarily have a positive effect on both pellets size and strength concurrently. The results of the present research can be useful for pellet production plants as assist to arrive optimal settings of the production process.

Keywords

Iron production, Pelletizing disk, Bentonite, Moisture.

۱-مقدمه

آهن غالباً به صورت سنگ‌های اکسیدی با ترکیب‌های مختلفی وجود دارد که از مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به هماتیت و مگنتیت اشاره کرد. طی فرآیند تولید آهن خالص، سنگ آهن را پس از استخراج از معدن آسیاب می‌کنند تا حذف ناخالصی‌ها و تغلیظ آن میسر گردد. ذرات سنگ آهن پر عیار شده را نمی‌توان به صورت مستقیم در کوره‌های احیا مورد استفاده قرار داد چرا که تحت جریان گاز احیاگر به صورت گرد و غبار خارج می‌شوند که باعث آلودگی و اتلاف بار کوره می‌گردد. از آنجا که پودر سنگ آهن آسیاب شده بسیار نرم است، طی حمل و نقل با کامیون، قطار یا نوار نقاله بخش قابل توجهی از آن بواسطه وزش باد هدر می‌رود. بعلاوه غبار سنگ آهن می‌تواند برای محیط زیست و همچنین شاغلین در محیط مضر باشد.

به همین دلیل این نرمه‌ها را به صورت کلوخه یا گندله^۱ در می‌آورند [۱، ۲]. اصول فرآیند گندله‌سازی^۲ به این ترتیب است که کنسانتره سنگ آهن را با یک چسب معدنی از جمله بنتونیت، آهک و مقدار معینی آب مخلوط می‌کنند و در استوانه یا دیسک، دوران می‌دهند و در نتیجه گندله‌های تقریباً کروی با اندازه‌های متفاوت شکل می‌گیرند. تولید گندله در دیسک دوار از سال ۱۹۵۰ و توسط شرکت لورگی^۳ به صنعت معرفی شد و بتدریج جانشین گندله‌سازی در استوانه دوار شده است. دیسک گندله سازی صنعتی معمولاً به قطر حدود ۶ تا ۱۰ متر و ارتفاع لبه آن ۳۰ تا ۷۰ سانتی متر است. این دیسک معمولاً با افق زاویه‌ای در محدوده ۴۰ تا ۵۰ درجه می‌سازد و با سرعت ۱۰ تا ۳۰ دور بر دقیقه می‌چرخد [۳]. پودر تغذیه توسط نوار نقاله در محل مناسبی از دیسک ریخته و آب توسط نازل‌هایی بر روی آن‌ها پخش می‌شود. تیغه‌هایی به نام اسکرپر نیز در سیستم تعبیه شده که نه تنها از انباشته شدن مواد جلوگیری می‌کند بلکه جریان مواد بر روی دیسک را کنترل می‌نماید. دوران دیسک باعث می‌شود که ذرات روی هم از بالا به پایین غلتیده و در اثر تماس با یکدیگر، بر قطر آن‌ها افزوده

شود و به دفعات با دوران دیسک، به قسمت بالای دیسک منتقل شده و عمل غلتیدن تکرار می‌شود. بطور خلاصه تولید گندله خام شامل مراحل زیر است [۳، ۴]:

- تشکیل جوانه در اثر تماس اولیه ذرات با یکدیگر
- رشد جوانه
- تشکیل گندله از طریق غلتیدن گلوله‌های اولیه در بستری از مواد روی دیسک و رشد آن‌ها در اثر پیوندهای متعدد بعدی جوانه‌ها توسط ذراتی که فیلمی از آب دور آن‌ها تشکیل شده است به وجود می‌آیند. معمولاً در محل سقوط بار روی دیسک، آب به صورت اسپری به سطح بار و روی ذرات پاشیده می‌شود و بدین ترتیب جوانه‌ها تشکیل می‌گردند. هر چند فرآیند چسبیدن ذرات به همدیگر و گندله سازی صنعتی در کارخانه‌های واقع در نقاط مختلف جهان در حال انجام است ولی همچنان افزایش راندمان فرآیند مورد انتظار است و تحقیقات در این رابطه ادامه دارد [۷-۵]. در همین رابطه روش‌های جدیدی از جمله پردازش تصویر نیز مورد تحقیق قرار گرفته و به سمت صنعتی شدن می‌روند [۱۳-۸]. بعلاوه، امروزه تکیه بر ملاحظات محیط زیستی و بهره گیری از یادگیری ماشین و هوش مصنوعی نیز در حال گسترش است [۱۶-۱۴]. باید تاکید نمود که به علت وابستگی فرآیند به ویژگی‌های عناصر و شاخص‌های مواد تشکیل دهنده، هر چند نتایج تحقیق روی یک معدن یا یک کارخانه می‌تواند اطلاعات مفیدی برای دیگران فراهم نماید ولی لزوماً در جزئیات بطور کامل با هم سازگار نیستند. از اینرو تحقیقات اختصاصی با تکیه بر ویژگی‌های محلی را طلب می‌نماید [۱۷، ۱۸] و پژوهش جاری نیز در همین راستا صورت گرفته است. تجربه نشان می‌دهد که ذرات درشت و همچنین مواد ناخالص نیز می‌توانند به‌عنوان جوانه عمل کنند. رشد جوانه‌ها در اثر غلتیدن ذرات و برخورد با سایر ذرات صورت می‌گیرد. ابعاد گندله‌های تشکیل شده به قطر دیسک، شیب، سرعت چرخش و ارتفاع لبه دیسک بستگی دارد. طی تشکیل گندله‌ها، به تدریج طبقه بندی شده به طوری که

^۱Pellet

^۲Pelletizing

^۳Lurgi

پذیری ذرات تاثیر گذار بوده و به نوبه خود به جنس، اندازه ذرات و هندسه آنها وابسته است. طبق استاندارد ASTM C ۲۰۴-۰۷ این شاخص بر اساس زمان مورد نیاز برای عبور حجم معینی هوا از میان بستر نمونه تعیین می‌شود. در اینجا شاخص بلین کنسانتره مورد استفاده حدود ۱۳۰۰ بوده است.

جدول ۱- جدول توزیع دانه‌بندی کنسانتره مورد استفاده در

آزمایش‌ها

اندازه هر سرنده (میکرومتر)	مقدار روی هر سرنده (g)	درصد تجمعی عبوری
۲۵۰	۱.۱۵۸	۹۹.۳
۱۸۰	۲.۷۲۹	۹۷.۶۸
۱۲۵	۱۰.۳۳۵	۹۱.۵۱
۹۰	۱۷.۷۵۲	۸۰.۹۲
۷۵	۹.۴۱۹	۷۵.۳
۵۳	۱۹.۶۰۶	۶۳.۶
۳۸	۱۷.۳۷۳	۵۳.۲۴
.	۸۹.۲۴۸	.

بنتونیت مورد استفاده در آزمایش‌ها از ترکیب ۳۵ کیلوگرم تولیدی گهر پودر و ۱۸ کیلوگرم تولیدی کانه گستر بوده است. مشخصات بنتونیت نهایی استفاده شده توسط آنالیز XRF به دست آمده و در جدول ۲ درج شده است.

جدول ۲- ترکیب عناصر بنتونیت مورد استفاده در آزمایشات

عنصر	P	SiO ₂	Al ₂ O ₃	CaO	MgO	TiO ₂
درصد	۰.۰۲۲	۶۴.۳۱	۱۳.۵۲	۳.۹۶	۲.۳۸	۰.۲۳

بر اساس نتایج آزمایش‌ها، میزان جذب رطوبت بنتونیت و بلین آن به ترتیب ۵.۷۳ درصد و ۴۲۴۲ گرم بر سانتی‌متر مربع به دست آمده است. اگر وزن کل مواد را با X نشان دهیم از جمع وزنی کنسانتره آهن، بنتونیت، آب (رطوبت)، و سود سوزآور بدست می‌آید که به ترتیب با C ، B ، M و N نمایش داده می‌شوند. بدین ترتیب درصد وزنی هر کدام از اجزای معرفی شده شامل c ، b ، m و n از روابط زیر تعیین می‌شوند. برای مخلوط شدن کامل مواد، از یک همزن پره‌ای ساخت شرکت ایریک آلمان

گندله‌های ریزتر در زیر و درشت‌ترها بر روی آنها قرار گرفته و بصورت سر ریز خارج می‌شوند. گندله‌های خارج شده بر روی نوار نقاله ریخته و به فرآیند بعد فرستاده می‌شوند [۲، ۴].

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، در صنعت همواره تلاش می‌شود که گندله‌های هر چه مطلوب‌تری تولید نمود که مهم‌ترین شاخص‌های آن اندازه و استحکام است. از اینرو تحقیقات کاربردی و میدانی در حال توسعه هستند. هدف کاربردی تحقیق حاضر این است که با روش آزمایشگاهی عوامل مؤثر بر محصول تولیدی دیسک گندله‌سازی بررسی و چگونگی اثر گذاری آنها شناسایی گردد. علاوه بر این، طی این مطالعه با جزئیات به چگونگی اثرگذاری متغیرها پرداخته می‌شود و توابعی ریاضی برای هر کدام از آنها ارائه می‌گردد. با در اختیار قرار گرفتن توابع ریاضی، تاثیر منفرد هر متغیر و تاثیر متقابل متغیرها بررسی شده و شرایط بهینه تعیین می‌گردد. با استناد به نتایج حاصل، محدوده بهینه تنظیمات در شرایط کار واقعی روشن‌تر می‌شود و می‌تواند در کاهش زمان‌های آماده‌سازی و هزینه‌ها تاثیر گذار باشد.

۲- مواد و روش پژوهش

برای انجام آزمایش‌ها از کنسانتره مگنتیتی آهن خطوط ۵ و ۶ شرکت گل‌گهر و با همان کیفیت شرایط واقعی استفاده گردید. برای تعیین دانه بندی از الک‌های لرزشی آزمایشگاهی استفاده شده و مشخصات بدست آمده برای دانه‌بندی این کنسانتره در جدول ۱ درج گردیده است. با استفاده از آنالیز دستگاهی XRF ترکیب درصد وزنی عناصر شامل ۶۸ درصد آهن (Fe)، ۲۳.۷۳ درصد اکسید آهن (FeO) و ۰.۲۱۴ درصد گوگرد (S) است. در واقع کنسانتره مذکور غالباً مگنتیت بوده و خاصیت مغناطیسی دارد و بر اساس آنالیز انجام شده مقدار مگنتیت آن ۷۶.۴۳ درصد و مقدار هماتیت آن ۱۸.۰۸ درصد بدست آمده است. باقیمانده آن نیز گانگ‌هایی از جمله CaO، SiO₂، MgO، Al₂O₃ هستند. یکی از ویژگی‌های مهم مواد پودری میزان سطح موثر آنهاست که معمولاً بر حسب سانتی متر مربع بر گرم اندازه گیری شده و با شاخصی به نام بلین^۱ شناسایی می‌شود. این ویژگی در تراکم

جدول ۳: متغیرها و سطوح عددی قابل انتخاب مربوط به هر کدام

متغیر	نماد و واحد	سطح ۱	سطح ۲	سطح ۳	سطح ۴	سطح ۵
سرعت	$N(\text{rpm})$	۱۶	۲۰	۲۴	۲۸	۳۲
شیب	α°	۳۵	۴۰	۴۵	۵۰	۵۵
درصد بنتونیت	$b(\%)$	۰.۴	۰.۷	۱.۰	۱.۳	۱.۶
درصد رطوبت	$m(\%)$	۶.۵	۷.۰	۷.۵	۸.۰	۸.۵

برای تعیین تعداد آزمایش‌ها از یک الگوریتم طراحی آزمایش به روش سطح پاسخ نوع CCC استفاده شده است. برای اجرای فرآیند طراحی آزمایش و تعیین شرایط هر آزمایش از نرم‌افزار دیزاین اکسپرت ۱۱ استفاده گردید [۱۹]. بر این اساس، تعداد ۲۶ آزمایش طراحی گردید که مقدار هر کدام از چهار متغیر در هر آزمایش در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۴: مقادیر متغیرها در هر کدام از آزمایش‌ها

#	N (rpm)	α°	b %	m %	#	N (rpm)	α°	b %	m %
۱	۲۴	۴۵	۰.۴	۷.۵	۱۴	۲۴	۵۵	۱	۷.۵
۲	۲۸	۴۰	۱.۳	۸	۱۵	۲۰	۵۰	۰.۷	۸
۳	۲۸	۴۰	۱.۳	۷	۱۶	۱۶	۴۵	۱	۷.۵
۴	۲۸	۵۰	۰.۷	۷	۱۷	۲۸	۴۰	۰.۷	۸
۵	۲۴	۴۵	۱	۶.۵	۱۸	۲۴	۴۵	۱	۸.۵
۶	۲۸	۴۰	۰.۷	۷	۱۹	۲۴	۳۵	۱	۷.۵
۷	۲۰	۵۰	۱.۳	۷	۲۰	۲۸	۵۰	۱.۳	۸
۸	۲۴	۴۵	۱.۶	۷.۵	۲۱	۲۸	۵۰	۰.۷	۸
۹	۲۴	۴۵	۱	۷.۵	۲۲	۳۲	۴۵	۱	۷.۵
۱۰	۲۰	۴۰	۰.۷	۸	۲۳	۲۰	۴۰	۰.۷	۷
۱۱	۲۴	۴۵	۱	۷.۵	۲۴	۲۰	۵۰	۱.۳	۸
۱۲	۲۸	۵۰	۱.۳	۷	۲۵	۲۰	۴۰	۱.۳	۷
۱۳	۲۰	۵۰	۰.۷	۷	۲۶	۲۰	۴۰	۱.۳	۸

لازم به ذکر است که جهت افزایش اطمینان به نتایج آزمایش‌ها، هر کدام دو بار انجام شده است. توضیح دیگر اینکه، سود سوزآور همواره به مقدار ۰.۵ درصد بوده که برای ۶۰ کیلوگرم

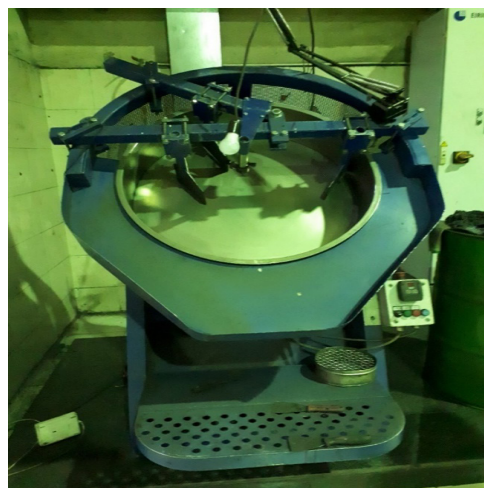
استفاده شده است. توضیح جزئیات روش آماده سازی در بخش آماده سازی خوراک در ادامه مقاله آمده است.

$$c = \frac{C}{X} \times 100, b = \frac{B}{X} \times 100, \quad (1)$$

$$m = \frac{M}{X} \times 100, n = \frac{N}{X} \times 100$$

مخلوط بدست آمده وارد یک دیسک گندله‌سازی آزمایشگاهی مطابق شکل ۱ شده و با طی فرآیندی که در ادامه تشریح می‌شود گندله تولید می‌گردد. دیسک گندله‌سازی ساخت شرکت اتوتک^۱ بوده و مشخصات اصلی آن بدین شرح است:

- قطر دیسک: ۸۰ cm
- شیب دیسک بین ۱۰ تا ۷۰ درجه قابل تغییر است.
- ارتفاع لبه دیسک: ۱۲.۵ cm
- سرعت دوران قابل تنظیم و حداکثر قابل انتخاب 32rpm



شکل ۱- تصویری از دیسک گندله سازی مورد استفاده

۱-۲- طراحی آزمایش

در عمل چهار عامل یا فاکتور مؤثر بر فرآیند شامل سرعت چرخش دیسک (N)، شیب دیسک (α)، درصد بنتونیت (b) و درصد رطوبت (m) انتخاب گردید که از لحاظ اجرایی قابل کنترل هستند. جهت طراحی آزمایش‌ها، در اینجا پنج سطح برای هر کدام از این متغیرها مطابق با جدول ۳ در نظر گرفته شده است.

تخلیه صورت گرفته است. باید دقت داشت که معمولاً مقداری از خمیر در ته دیسک می‌چسبد و جدا از بقیه مواد تخلیه و در یک ظرف نگهداری شده و در نهایت به عنوان ته دیسک ثبت می‌گردد.



شکل ۲- نمایش از خوراک دهی دیسک آزمایشگاهی در زمان

گندله‌سازی

۳- اندازه‌گیری ویژگی‌های محصول تولیدی و برازش منحنی

پس از تولید گندله، باید خواص مختلف آن اندازه‌گیری گردد تا بتوان وابستگی آنها به شرایط آزمایش را مطالعه نمود. ویژگی‌های مورد مطالعه در این تحقیق شامل توزیع اندازه گندله‌ها، و همچنین استحکام آنهاست که در ادامه به توضیح آنها پرداخته می‌شود.

۳-۱- شاخص اندازه گندله‌ها و تعیین اندازه میانه (D_{50})

برای تعیین دانه‌بندی از الک‌هایی با اندازه روزه ۶.۳، ۸، ۱۰، ۱۲.۵، ۱۴ و ۱۶ میلی‌متر استفاده گردیده است. این الک‌ها در طبقات روی هم از درشت به ریز از بالا به پایین قرار گرفته‌اند. وزن گندله باقیمانده روی هر الک مشخص کننده سهم گندله در یک محدوده اندازه مشخص است. اعداد بدست آمده در قالب جدول ثبت و به عنوان آنالیز سرنندی شناخته می‌شود. با در اختیار قرار گرفتن توزیع اندازه، شاخصی به نام اندازه میانه (D_{50}) تعیین می‌شود که بیانگر اندازه‌ای است که ۵۰ درصد وزن گندله‌ها بزرگ‌تر از آن و ۵۰ درصد دیگر کوچک‌تر از آن باشند.

۳-۲- شاخص استحکام با عدد افتادن (D_n)

ویژگی دیگر گندله، استحکام آن است که با شاخصی به نام عدد افتادن شناسایی شده و بیانگر مقاومت آن در برابر متلاشی شدن است. بر اساس استاندارد، یک گندله خام تولیدی از ارتفاع ۴۶ سانتی‌متری بر روی یک صفحه فولادی رها می‌شود و این کار

مواد معادل ۳۰ گرم خواهد بود. این مقدار در استوانه مدرج توزین، سپس جهت رقیق شدن و اختلاط مطلوب یک لیتر آب به آن اضافه شده است.

۲-۲- آماده سازی خوراک دیسک

ابتدا یک نمونه سه تنی از کنسانتره خطوط ۵ و ۶ تولید کنسانتره گل گهر تهیه شد که مقداری کافی برای تعداد آزمایشات است. برای انجام هر آزمایش مقدار ۶۰ کیلوگرم برداشت و داخل دستگاه میکسر ریخته شده و به مدت ۲۰ ثانیه مخلوط گردید. پس از اضافه شدن بنتونیت، اختلاط به مدت ۵ ثانیه دیگر ادامه یافته است. در نهایت محلول سود سوزآور را به همراه رطوبت مورد نیاز باقی مانده از طریق دوش بالای میکسر به آن اضافه کرده و ۲۰ ثانیه دیگر همزنی شده است. دلیل اینکه زمان محدودی

برای هم زدن در نظر گرفته شده این است که طولانی‌تر شدن آن می‌تواند سبب تشکیل جوانه‌ها و یا ریز گندله در مخلوط گردد. در ادامه، یک نمونه از مخلوط به دست آمده تعیین رطوبت شده است. برای حصول اطمینان از این که رطوبت بر شرایط تعیین شده منطبق باشد، از چند جای میکسر نمونه برداشت و رطوبت سنجی گردید. در صورت عدم انطباق، به مقدار لازم رطوبت یا مخلوط کنسانتره اضافه شده است.

۳-۲- خوراک دهی دیسک

همان‌گونه که در شکل ۲ نشان داده شده، مخلوط به دست آمده توسط یک نوار نقاله با نرخ ۴ کیلوگرم بر دقیقه به عنوان خوراک روی دیسک ریخته می‌شود. بدین ترتیب طی مدت حدود ۶.۲۵ دقیقه همه خوراک وارد دیسک می‌شود. لازم به ذکر است که به ازای هر یک دقیقه به مدت ۵ ثانیه رطوبت از طریق نازل بالای دیسک به مواد اضافه می‌شود. این رطوبت زدن به دیسک تا دقیقه ۷ انجام شده و بعد از آن متوقف گردیده است. به تجربه ثابت شد که اگر زمان کارکرد دیسک از حد مشخصی کمتر باشد حداقل گندله لازم تولید نمی‌شود. از اینرو برای همه آزمایش‌ها زمان یکسانی اختصاص یافت و فرآیند چرخش دیسک همچنان تا ۱۵ دقیقه دیگر پس از اتمام رطوبت زنی ادامه داشته و سپس

منحنی نرم افزار دیزاین اکسپرت ۱۱ استفاده شده است. در اینجا از تابع درجه دوم با چهار ضریب ثابت بصورت زیر استفاده شده است. بدین ترتیب تابع درجه دوم برازش شده برای اندازه میانه و عدد افتادن بترتیب بصورت زیر بدست می آید.

$$D_{50} = -245.58 + 3.91N + 6.5\alpha + 17.9b + 11.54m - 0.03N\alpha - 0.41b\alpha - 0.21m\alpha - 0.051N^2 - 0.04\alpha^2 \quad (2)$$

$$D = -42.27 + 0.47N + 0.52\alpha - 3.41b + 7.2m - 0.004\alpha N + 0.068bN + 0.046ab - 0.12bm - 0.007N^2 - 0.005\alpha^2 + 0.52b^2 - 0.46m^2 \quad (3)$$

برای بررسی میزان دقت تابع برازش شده، ضریب تعیین (R^2) و ضریب تعیین تعدیل یافته (R_{adj}^2) در مدل رگرسیونی تعیین گردید. به ازای تابع بدست آمده برای اندازه میانه ضریب تعیین به مقدار $R^2 = 0.95$ بدست آمده که نزدیک بودن آن به یک بیانگر مطلوب بودن تابع است [۲۲]. با این وجود برای اطمینان بیشتر، ضریب تعیین تعدیل یافته نیز محاسبه گردید که در این مورد $R_{adj}^2 = 0.9233$ بدست آمد که مقدار آن نیز انحراف زیادی از واحد ندارد. همچنین به ازای تابع بدست آمده برای عدد افتادن ضریب تعیین به مقدار $R^2 = 0.928$ و ضریب تعیین تعدیل یافته به مقدار $R_{adj}^2 = 0.837$ بدست آمده‌اند. مقادیر بالای ضریب تعیین و ضریب تعیین تعدیل یافته نشان می‌دهند که مدل انطباق خوبی با نتایج آزمایشگاهی دارد.

۴- نتایج و بحث

برای مطالعه اثر هر کدام از متغیرهای مستقل بر دو شاخص وابسته یعنی اندازه میانه و عدد افتادن می‌توان هر یک را به صورت مستقل بررسی نمود یا این که آنها را در قالب گراف‌های دو متغیره مطالعه نمود. واقعیت این است که هر کدام از متغیرهای مستقل بر شاخص‌های مورد مطالعه موثر است ولی ممکن است میزان اثرگذاری آن به دیگر متغیرها نیز وابسته باشد. از اینرو در ادامه وابستگی‌های متقابل مورد بررسی قرار گیرد.

در شکل ۳ نمودارهای هم تراز تأثیر متقابل سرعت و شیب

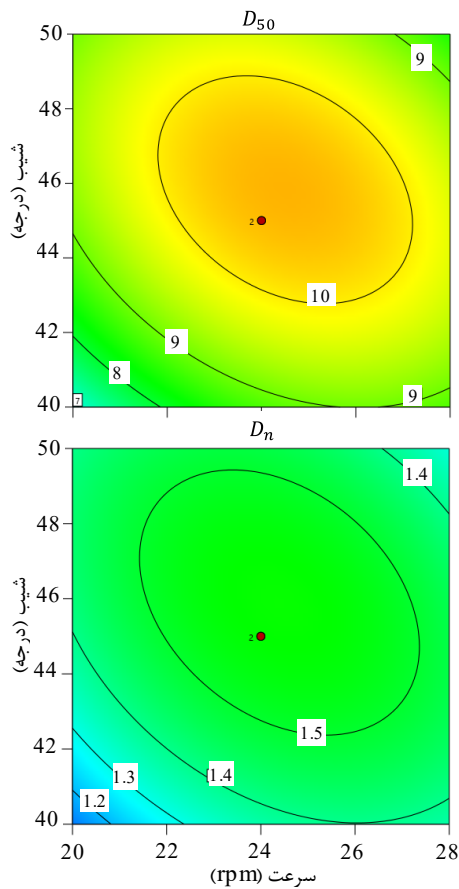
به دفعات لازم تا اینکه گندله دچار ترک یا تغییر شکل دائم شود تکرار می‌گردد. بدین ترتیب این تعداد دفعات به عنوان عدد افتادن شناخته می‌شود. البته معمولاً این اندازه‌گیری روی ده گندله انجام و میانگین نتایج به دست آمده را به عنوان عدد افتادن در نظر می‌گیرند. بدیهیست که عدد افتادن به اندازه گندله بستگی دارد و در تحقیق جاری اندازه‌گیری‌ها روی گندله‌هایی با محدوده اندازه ۸ تا ۱۲ میلیمتر انجام شده است.

۳-۳- برازش منحنی روی نتایج

نتایج حاصل از آزمایش‌های انجام شده شامل عدد میانه و عدد افتادن در جدول ۵ آمده است. لازم به ذکر است که هر آزمایش دو بار انجام شده و متوسط نتایج آنها انتخاب شده است. البته نتایج بررسی تکرار پذیری برای بیشتر آزمایش‌ها راضی‌کننده بوده است جدول ۵- مقادیر بدست آمده عدد میانه و عدد افتادن در هر آزمایش

#	D50 (mm)	D50 (mm)	D_n	D_n	#	D50 (mm)	D50 (mm)	D_n	D_n
۱	۹.۸۵	۸.۲۵	۱.۴	۱.۲	۱۴	۶.۵۰	۶.۴۴	۱.۱	۱.۰
۲	۱۰.۸۰	۹.۳۲۳	۱.۴	۱.۶	۱۵	۱۰.۵۵	۱۱.۴۳	۱.۴	۱.۷
۳	۶.۹۲	۵.۵۱۸	۱.۳	۱.۱	۱۶	۶.۱۷	۷.۲۳	۱.۰	۱.۱
۴	۸.۸۶	۸.۱۸	۱.۰	۱.۱	۱۷	۱۰.۰۴	۱۱.۰۲	۱.۴	۱.۶
۵	۷.۳۱	۷.۳۴۵	۱.۰	۱.۰	۱۸	۱۱.۴۹	۱۰.۳۵	۱.۲	۱.۱
۶	۶.۵۰	۷.۳۳۶	۱.۰	۱.۰	۱۹	۵.۱۰	۶.۱۲	۱.۰	۱.۱
۷	۶.۷۴	۶.۸	۱.۳	۱.۱	۲۰	۷.۹۱	۶.۹۹	۱.۶	۱.۴
۸	۹.۹۷	۱۰.۴۵۳	۲.۱	۲.۳	۲۱	۹.۱۳	۸.۸۳	۱.۰	۱.۲
۹	۱۰.۵۰	۱۰.۱۴	۱.۶	۱.۵	۲۲	۷.۰۳	۷.۱۰	۱.۲	۱.۰
۱۰	۷.۴۶	۷.۲۴	۱.۲	۱.۲	۲۳	۵.۱۴	۶.۴۱	۱.۰	۱.۰
۱۱	۱۰.۱۴	-	۱.۵	-	۲۴	۸.۳۰	۸.۶۷	۱.۵	۱.۴
۱۲	۷.۴۰	۸.۳	۱.۴	۱.۶	۲۵	۵.۷۵	۵.۸۸	۱.۰	۱.۰
۱۳	۹.۵۰	۹.۲۳	۱.۲	۱.۴	۲۶	۷.۹۱	۷.۵۶	۱.۰	۱.۰

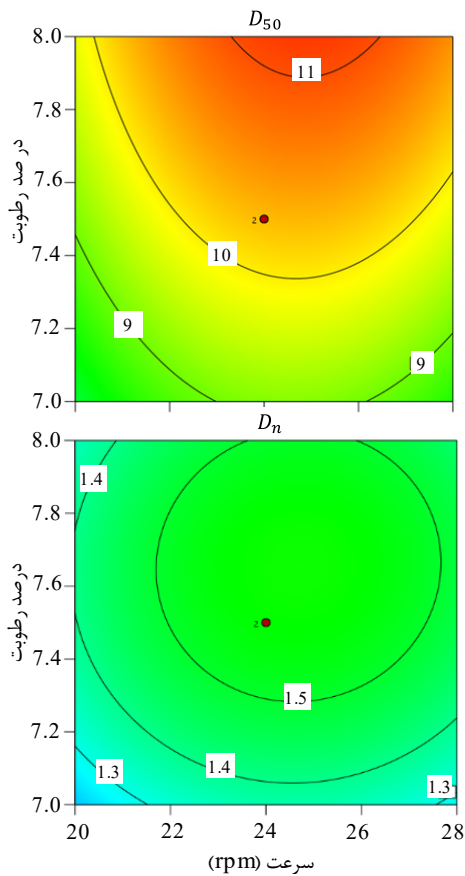
در برخی مطالعات آزمایشگاهی از الگوریتم‌های دیگر از جمله الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی برای پیش بینی نتایج استفاده شده که به علت عدم فراهم شدن توابع ریاضی، مطالعه پارامتری را مشکل می‌کند [۲۰، ۲۱]. با مشخص شدن نتایج آزمایشات، به جستجوی روابط پارامتری برای بیان وابستگی اندازه میانه و عدد افتادن بر حسب متغیرهای مستقل مسئله شامل سرعت، شیب، بنتونیت و رطوبت می‌پردازیم. برای این منظور از ابزار برازش



شکل ۳- کانتورهای تأثیر متقابل سرعت و شیب (در حالت بنتونیت ۱ درصد و رطوبت ۷.۵ درصد) بر روی اندازه میانه و عدد افتادن

در شکل ۴ کانتورهای تأثیر متقابل سرعت و بنتونیت (در شرایط شیب ۴۵ درجه و رطوبت ۷.۵ درصد) بر روی اندازه میانه و عدد افتادن ترسیم شده است. ملاحظه می شود که خطوط همتراز در هر دو گراف، منحنی‌های باز هستند و با حرکت در خط افقی از دو طرف به سمت وسط، خطوط همتراز اعداد بزرگتری را نشان می دهند. بنابراین نتیجه می گیریم همانگونه که در مورد اثر متقابل سرعت با شیب مشاهده شد در اینجا نیز به ازای همه محدوده بنتونیت مطالعه شده، حد بهینه سرعت وجود دارد که منجر به افزایش اندازه میانه و همچنین عدد افتادن شده است. در مقابل مشاهده می شود که با حرکت در راستای قائم که متناظر با افزایش درصد بنتونیت است خطوط همتراز اندازه میانه عدد کوچک تری می دهند و خطوط همتراز عدد افتادن به سمت اعداد بزرگتری می روند. ملاحظه می شود که خطوط همتراز در گراف اندازه میانه نزدیک به خط قائم هستند بنابراین در نواحی

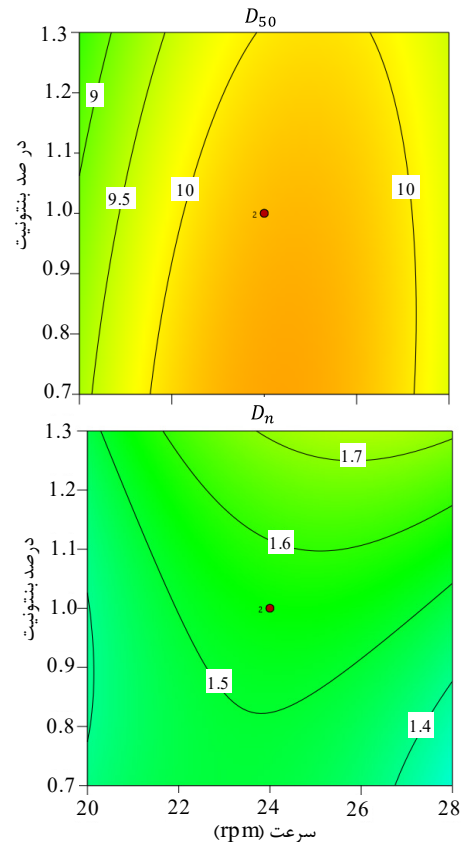
(به ازای بنتونیت ۱ و رطوبت ۷.۵ درصد) بر روی اندازه میانه و همچنین عدد افتادن ترسیم شده است. ملاحظه می شود که در هر دو گراف خطوط هم تراز بصورت حلقوی هستند و با حرکت به سمت مرکز مقدار خطوط همتراز عدد بالاتری را نشان می دهد. بنابراین با افزایش هم‌زمان سرعت و شیب هر دو ویژگی اندازه میانه و عدد افتادن افزایش یافته و بعد از آن روال کاهشی گرفته است. لازم به ذکر است که در مراجع مطالعه شده به تاثیر متقابل این دو فاکتور اشاره‌ای نگردیده است. با این وجود از نظر تابعیت زاویه، نتیجه حاضر منطبق بر نتیجه بدست آمده توسط سنا و ونوگوپال [۲۳] است. نوع وابستگی به سرعت نیز بسیار شبیه نتایج گزارش شده توسط پاندی و همکاران [۲۴] است. در تفسیر فیزیکی این نوع وابستگی می توان گفت که با افزایش شیب دیسک، میزان ارتفاع گیری، h ، ذرات افزایش یافته و طبق فرمول mgh انرژی پتانسیل افزایش می‌یابد. سپس با رها شدن ذرات، این انرژی به جنبشی تبدیل می‌گردد. از آنجا که انرژی جنبشی با سرعت تناسب دارد، بالا رفتن آن منجر به افزایش سرعت می‌شود. این افزایش سرعت می تواند باعث حرکت بیشتر آنها در یک زمان مشخص گردیده و بزرگتر شدن اندازه و همچنین تراکم بیشتر را به دنبال داشته باشد. به بیانی دیگر، طی یک زمان یکسان، افزایش سرعت منجر به طی مسافت بیشتری شده که افزایش قطر گندله را دنبال دارد. در عین حال، افزایش ارتفاع سقوط می‌تواند تراکم بیشتر ذرات را دنبال داشته باشد. با این وجود باید اضافه نمود که اگر ارتفاع و سرعت از حد بهینه فراتر روند، می تواند باعث کاهش فرصت برای چسبندگی ذرات شود و همچنین بخشی از گندله‌ها به دلیل سرعت زیاد ممکن است بواسطه نیروی گریز از مرکز به لبه‌های دیسک چسبیده و حرکت غلتشی انجام ندهند و از اینرو اندازه میانه و همچنین میزان تراکم و استحکام کاهش می‌یابد. با این اوصاف این دو فاکتور باید در محدوده بهینه تنظیم شوند. چنین نتیجه گیری برای یک دیسک صنعتی بسیار مفید خواهد بود و با پایش وضعیت آن می توان حد بهینه را تعیین نمود



شکل ۵- کانتورهای تأثیر همزمان سرعت و رطوبت (شیب ۴۵ درجه و بنتونیت ۱ درصد) بر روی اندازه میانه و عدد افتادن

بر این اساس، کمیت متناظر با محور افقی یعنی سرعت چرخش دیسک در هر دو منحنی کرانگینه (اکسترمم) دارد. در واقع با افزایش سرعت تا مقدار حدود ۲۵ rpm، اندازه میانه و همچنین عدد افتادن افزایش و بعد از آن کاهش پیدا می‌کنند. از طرفی دیگر، گراف اندازه میانه نشان می‌دهد که با افزایش رطوبت از ۷ الی ۸ درصد، اندازه میانه افزایش پیدا می‌کند. البته باید متذکر شد که طبق نتایج آزمایش‌ها وقتی رطوبت از ۸ الی ۸.۵ درصد بالاتر بود، گندله‌های تشکیل شده شکل نامتعارفی داشتند که خمیری می‌شدند. با توجه به نوع منحنی بسته خطوط همتراز در گراف عدد افتادن، نتیجه می‌گیریم که علاوه بر سرعت بهینه، برای رطوبت نیز مقدار بهینه وجود دارد. توضیح تفسیر فیزیکی تأثیر سرعت پیش‌تر ارائه گردید و در تفسیر اثر رطوبت می‌توان گفت با افزایش آن تمایل چسبیدن ذرات به همدیگر افزایش یافته و اندازه میانه بالاتر می‌رود ولی به نظر می‌رسد اگر مقدار رطوبت بیش از حد بهینه (حدود ۷.۶ درصد) باشد، گندله‌های تولیدی

دو طرف که سرعت خیلی کمتر از حد بهینه یا خیلی بیشتر از حد بهینه است تأثیر تغییر بنتونیت در اندازه میانه چندان محسوس نیست ولی عدد افتادن وابستگی شدیدتری به درصد بنتونیت دارد. نتیجه بدست آمده برای تأثیر بنتونیت بر استحکام گندله، تقریباً منطبق بر نتیجه گزارش شده در مراجع [۲۷-۲۵] است. در مورد تأثیر سرعت، پیشتر صحبت شد و در تفسیر فیزیکی اثر بنتونیت می‌توان گفت که افزایش آن می‌تواند چسبندگی ذرات را تقویت نموده و به تبع آن استحکام گندله افزایش می‌یابد ولی در مقابل می‌تواند قابلیت جذب رطوبت را کاهش داده و امکان چسبیدن ذرات جدید پیرامون گندله را تضعیف نماید که نتیجه آن کاهش اندازه میانه است.

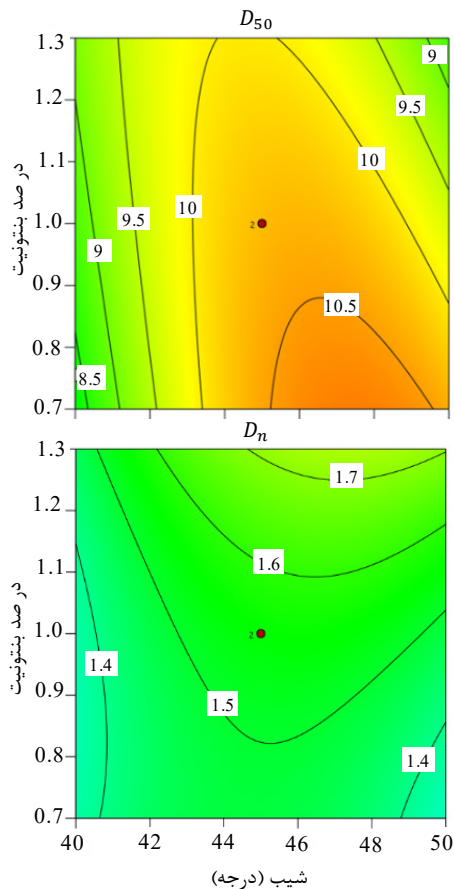


شکل ۴- کانتورهای تأثیر متقابل سرعت و بنتونیت (شیب ۴۵ درجه و رطوبت ۷.۵ درصد) بر روی اندازه میانه و عدد افتادن

در شکل ۵ کانتورهای تأثیر همزمان سرعت و رطوبت (در حالت شیب ۴۵ درجه و بنتونیت ۱.۰٪) روی اندازه میانه و عدد افتادن ترسیم شده است. ملاحظه می‌شود که خطوط هم تراز اندازه میانه بصورت منحنی باز هستند در حالی که خطوط همتراز عدد افتادن حلقه‌های بسته تقریباً دایره‌ای هستند.

رطوبت بهینه توضیح داده شد از اینرو از بیان مجدد آن صرفنظر می شود.

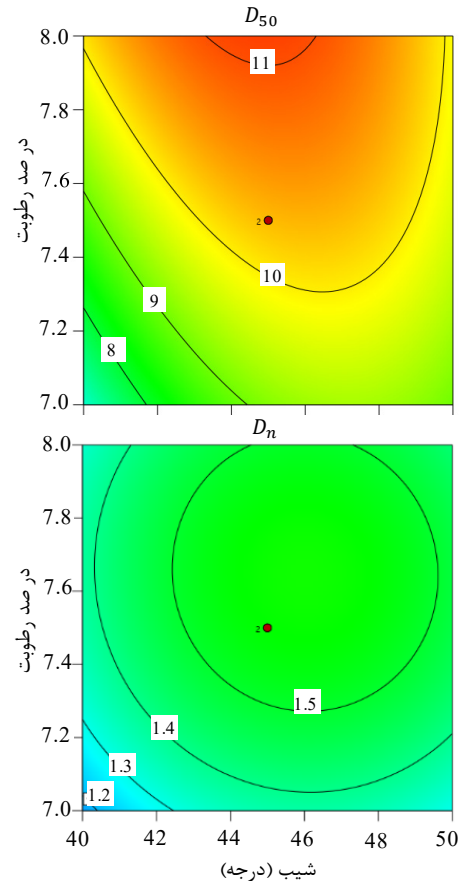
در شکل ۷ کانتورهای تأثیر همزمان شیب و بنتونیت بر اندازه میانه و همچنین بر عدد افتادن (در حالت سرعت ۲۴ rpm و رطوبت ۷.۵ درصد) ارائه شده است. ملاحظه می شود که در هر دو گراف خطوط همتراز بصورت منحنی های باز کاسه ای تقریباً قائم هستند. با این اوصاف، در هر دو گراف محدوده کرانگینه (اکستریم) برای شیب وجود دارد که به نواحی میانی تمایل دارد. بدین ترتیب اگر از دو طرف گراف در راستای محور افقی که متناظر با شیب است به سمت ناحیه میانی حرکت کنیم اندازه میانه و عدد افتادن هر دو سیر صعودی نشان می دهند.



شکل ۷- کانتورهای تأثیر متقابل شیب و بنتونیت (در سرعت ۲۴ دور بر دقیقه و رطوبت ۷.۵ درصد) بر روی اندازه میانه و عدد افتادن

از طرفی دیگر مشاهده می شود که بخصوص در ناحیه میانی گرافها با افزایش بنتونیت، اندازه میانه کاهش و عدد افتادن افزایش داشته است. البته این تغییرات در نواحی چپ و راست

حالت خمیری به خود می گیرند و به تبع آن عدد افتادن تضعیف می شود.



شکل ۶- کانتورهای تأثیر همزمان شیب و رطوبت (سرعت ۲۴ rpm و بنتونیت ۱ درصد) بر روی اندازه میانه و عدد افتادن

در شکل ۶ گرافهای کانتوری تأثیر همزمان شیب و رطوبت (به ازای سرعت ۲۴ rpm و بنتونیت ۱ درصد) بر اندازه میانه و عدد افتادن ترسیم شده است. نوع انحنای خطوط هم تراز این گرافها نشان می دهد که در هر دوی آنها شیب بهینه در ناحیه میانی و حدود ۴۵ درجه است بگونه ای که منجر به کسب حداکثر اندازه میانه و عدد افتادن شده است. از طرفی دیگر، در گراف عدد میانه خطوط همتراز در راستای قائم منحنی باز هستند بگونه ای که با افزایش رطوبت اندازه میانه افزایش دارد ولی در مورد عدد افتادن خطوط همتراز منحنی بسته به مرکزیت نزدیک به نقطه میانی هستند. بدین ترتیب با افزایش رطوبت تا حدود ۷.۶ درصد مقدار عدد افتادن افزایش یافته و پس از آن روال کاهشی دارد. این نتایج تقریباً با نتایج گزارش منتشر شده در مرجع [۲۳] مطابقت دارد. پیشتر در رابطه با دلیل فیزیکی وجود محدوده شیب بهینه و همچنین

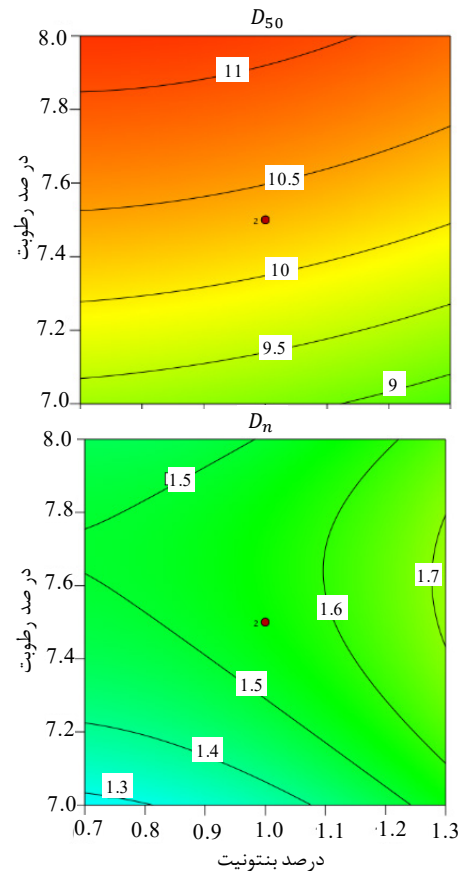
است.

مقایسه این گراف‌ها بیانگر تفاوت وابستگی اندازه میانه و عدد افتادن به دو متغیر مورد مطالعه است. ملاحظه می‌شود که خطوط هم‌تراز در گراف اندازه میانه یکنوا و تقریباً خطوط مایل هستند. بنابراین حد بهینه‌ای برای این دو فاکتور در اثرگذاری روی اندازه میانه وجود ندارد. البته ملاحظه می‌شود که اثرگذاری رطوبت شدیدتر از اثرگذاری بنتونیت است. در مقابل، خطوط هم‌تراز در گراف عدد افتادن به صورت منحنی هستند به نحوی که با حرکت در راستای محور قائم، عدد افتادن افزایش یافته و در نواحی میانه که متناظر با رطوبت حدود ۷.۶ درصد است به حداکثر رسیده و سپس روال کاهشی به خود گرفته است. در رابطه با تاثیر متقابل این دو فاکتور، ملاحظه می‌شود که در ابتدای گراف که درصد بنتونیت کم است با افزایش رطوبت تغییر قابل ملاحظه‌ای در عدد افتادن حاصل می‌شود ولی با افزایش بنتونیت به بالای حدود ۱.۱ درصد تاثیر گذاری رطوبت در عدد افتادن تضعیف شده است. در تفسیر فیزیکی این نوع تابعیت می‌توان گفت احتمالاً با افزایش بنتونیت، چسبندگی مواد زیاد شده و قابلیت جذب رطوبت آن تضعیف شده است.

۴-۱- بهینه‌سازی متغیرهای مورد بررسی

یکی از اهداف این تحقیق دست یافتن به مقادیر بهینه‌ای از متغیرها با توجه به محدودیت‌ها و رسیدن به تولید گندله با ابعاد استحکام مطلوب است. در واقع با یک مسئله بهینه‌سازی دو هدفه سروکار داریم که یک هدف آن حصول عدد میانه در حدود ۱۰ تا ۱۲ میلیمتر است و هدف دیگر آن حداکثر شدن عدد افتادن است [۲۸]. از آنجا که توابع هدف در قالب روابط ریاضی با برازش منحنی بدست آمده‌اند، در اینجا با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی دوهدفه انجام شده و جبهه پارتو^۱ مطابق شکل ۹ بدست آمده است. بر اساس این نمودار می‌توان محدوده قابل قبول که در بالای جبهه پارتو است را شناسایی نمود. لازم به ذکر است که در اینجا با استفاده از نرم افزار متلب فرآیند بهینه‌سازی انجام شده است.

گراف یعنی شیب‌های کم و شیب‌های بیش از حد بهینه چندان محسوس نیست. در رابطه با تفسیر فیزیکی اثر بنتونیت و شیب دیسک پیش‌تر توضیح داده شد. علی‌الاحمال در مورد تاثیر متقابل آنها می‌توان گفت که وقتی شیب دیسک کم است حرکت غلتشی گندله‌ها نیز کم است و افزایش بنتونیت می‌تواند مقداری جبران کننده این کمبود باشد. از طرف مقابل با افزایش شیب به بیش از حد بهینه، سرعت غلتش زیاد است و اضافه کردن بنتونیت احتمالاً باعث تشکیل سریع‌تر هسته‌های اولیه شده و تعداد گندله‌ها بیشتر و در مقابل اندازه آنها کوچک‌تر شده است. در رابطه با عدد افتادن می‌توان گفت وقتی شیب در محدوده بهینه نیست، میزان استحکام بدست آمده پایین است و افزودن بنتونیت می‌تواند جبران کننده آن بوده و استحکام یا به بیانی دیگر عدد افتادن را افزایش دهد.



شکل ۸- کانتورهای تأثیر متقابل بنتونیت و رطوبت (در سرعت ۲۴ rpm و شیب ۴۵ درجه) بر روی اندازه میانه و عدد افتادن

زوج متغیر دیگری که تاثیر متقابل آنها قابل بررسی است، درصد رطوبت و بنتونیت است که گراف‌های کانتوری آنها (در حالت سرعت ۲۴ rpm و شیب ۴۵ درجه) در شکل ۸ ارائه گردیده

با این وجود این پیشنهاد می تواند به عنوان یک گزینه مناسب در کارخانه های دیگر نیز مورد استفاده قرار گیرد و تغییرات محدود متناسب با شرایط آنجا مورد نیاز خواهد بود.

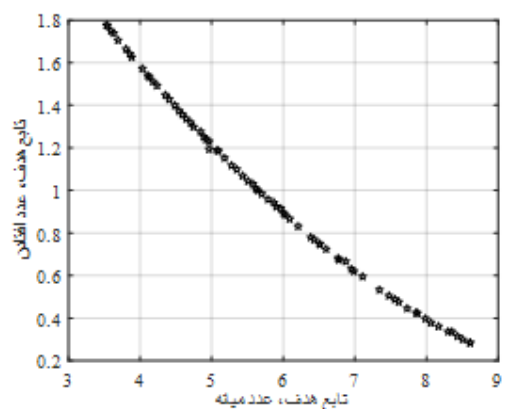
جدول ۶- جدول مربوط به محدودیت ها، همراه با متغیرها و

سطوح هر کدام و همراه با مقدار مطلوبیت

شماره انتخاب	اندازه میانه (mm)	عدد افتادن	سرعت (rpm)	شیب (درجه)	رطوبت (%)	بنتونیت (%)
۱	۱۱.۱۷	۱.۴۴	۲۴.۴۶	۴۶.۱۳	۸.۰	۰.۷
۲	۹.۵۸	۱.۷۶	۲۵.۵۹	۴۶.۷۵	۷.۶	۱.۳

۵- نتیجه گیری

در این مقاله به مطالعه آزمایشگاهی اثر چهار عامل سرعت و شیب دیسک گندله سازی و همچنین درصد رطوبت و بنتونیت بر دو ویژگی اصلی گندله تولیدی شامل اندازه میانه و استحکام (عدد افتادن) پرداخته شد. با توجه به نتایج بدست آمده، توابعی ریاضی بر نتایج برآزش گردید و در مورد چگونگی تأثیرگذاری عوامل، نمودارهای لازم ارائه گردید. مشخص گردید که در همه موارد با افزایش شیب دیسک تا حدود مشخصی دو ویژگی اندازه میانه و استحکام گندله افزایش یافته و پس از آن روال نزولی اتفاق می افتد. در مجموع به نظر می رسد زاویه ۴۶ درجه دیسک انتخاب مناسبی برای حصول نتایج به عنوان یک گزینه بهینه معرفی باشد. در رابطه با سرعت چرخش دیسک نیز مشخص گردید که در همه حالات با افزایش آن مقادیر اندازه میانه و استحکام افزایش داشته و سپس اثر کاهشی دارد. در رابطه با دلایل فیزیکی این نوع وابستگی نیز توضیحات لازم ارائه گردید و در مورد مقدار بهینه آن می توان عدد حدود ۲۵ rpm را در نظر گرفت. پیرامون تأثیرگذاری رطوبت، مشخص گردید که افزایش آن منجر به رشد اندازه میانه می گردد ولی تأثیر آن بر استحکام یکنوا نیست بگونه ای که افزایش آن تا مقدار مشخصی باعث تقویت استحکام شده و اضافه کردن بیشتر رطوبت اثر تضعیف کننده داشته است. در توجیه فیزیکی چنین رفتاری، توضیحات لازم طی متن ارائه گردید و از نظر مقدار عددی، حدود ۷ تا ۸ درصد به عنوان محدوده مطلوب تعیین گردید. با استناد به نتایج آزمایش ها، مقدار بنتونیت نیز



شکل ۹- جبهه پارتو برای دو تایع هدف عدد میانه و افتادن

در ادامه دو گزینه به عنوان کاندید قابل قبول انتخاب شده که ویژگی های آنها شامل اندازه میانه و عدد افتادن و مقادیر متغیرها در جدول ۶ ثبت شده است. این انتخاب ها به گونه ای انجام شده که اندازه میانه در محدوده ۹ تا ۱۲ میلیمتر و عدد افتادن نیز نسبتاً بالا باشد. با مقایسه مقادیر عددی این دو انتخاب مشخص می شود که در آنها، تنظیمات تقریباً مشابهی برای سرعت و شیب دیسک و همچنین رطوبت نیاز است و مهم ترین اختلاف آنها در عامل بنتونیت است. بر این اساس، در انتخاب ۱ که بیشتر شدن عدد افتادن تعیین کننده بوده، مقدار بنتونیت ۱.۳ درصد و در گزینه ۲ که کسب حداکثر اندازه میانه تعیین کننده بوده، مقدار بنتونیت ۰.۷ درصد باشد. اختلاف متغیرها در این دو انتخاب، تفاوت حدود ۸۵ درصد در مصرف بنتونیت است. از لحاظ مقایسه نتایج، مشاهده می شود که در گزینه اول، عدد افتادن حدود ۲۲ درصد نسبت به مقدار آن در گزینه دوم بیشتر است هر چند در مقابل، اندازه میانه حدود ۱۴ درصد کاهش داشته است. از منظر عملیاتی باید اضافه نمود که بنتونیت به عنوان یک ماده افزودنی است لذا باید تا حد ممکن مقدار مصرف آن را کاهش داد، و البته برخی مطالعات دیگر نیز نشان می دهد که اضافه کردن آن به بیش از ۱ درصد تأثیر مثبت قابل توجهی بر ویژگی های گندله ندارد [۲۵]. بدین ترتیب تنظیم دیسک در شیب ۴۶ درجه و سرعت چرخش ۲۵ rpm، رطوبت حدود ۸ درصد و بنتونیت حدود ۱ درصد می تواند یک پیشنهاد عملیاتی مناسب باشد. البته این مقادیر به ازای ماده معدنی مورد استفاده در کارخانه تولیدی در این مطالعه است.

- [5] Sudhir, S., et al., Utilization of rice husk substituting fossil fuel for pelletization process of goethite iron ore. *Environmental Technology & Innovation*, 2024. 34: p. 103597.
- [6] Gladky, A., et al., Numerical modeling of bulk flow on a pelletizing disc in different rotational regimes. *Granular Matter*, 2021. 23(3): p. 66.
- [7] Tian, H., et al., Effect of manganese ore and basicity on the consolidation characteristic of nickel-chromium iron ore pellets. *Powder Technology*, 2024. 435: p. 119362.
- [8] Thurley, M.J. and T. Andersson, An industrial 3D vision system for size measurement of iron ore green pellets using morphological image segmentation. *Minerals Engineering*, 2008. 21(5): p. 405-415.
- [9] Heydari, M., et al., An industrial image processing-based approach for estimation of iron ore green pellet size distribution. *Powder Technology*, 2016. 303: p. 260-268.
- [10] Wu, X., X. Liu, and J. Duan, Online size distribution measurement of dense iron green pellets using an efficient and multiscale nested U-net method. *Powder Technology*, 2021. 387: p. 584-600.
- [11] Ma, W., et al., Pellet image segmentation model of superpixel feature-based support vector machine in digital twin. *Applied Soft Computing*, 2024. 151: p. 111083.
- [12] Wu, X., et al., An image-based method for online measurement of the size distribution of iron green pellets using dual morphological reconstruction and circle-scan. *Powder Technology*, 2019. 347: p. 186-198.
- [13] Duan, J., et al., Online measurement of fill level of disc pelletizers using RGB-D camera. *Measurement*, 2022. 196: p. 111123.
- [14] Srivastava, D., B. Saha, and N. Patra, Design of saccharide based organic binder for low-grade iron ore pelletization using atomistic simulations and machine learning methods. *Journal of Molecular Graphics and Modelling*, 2024. 129: p. 108730.
- [15] Ma, Y., et al., A novel polymer-type binder to de-

عامل دیگری در ویژگی‌های گندله است به گونه‌ای که افزایش آن در محدوده مورد مطالعه هر چند استحکام را افزایش می‌دهد ولی در مقابل روال کاهش‌ی در اندازه میانه را به دنبال دارد. نتایج نشان داد که حدود ۱ درصد وزنی بنتونیت مقدار بهینه‌ای برای کسب نتایج مطلوب در ویژگی‌های گندله است.

برای مشخص شدن محدوده مطلوب، با استفاده از الگوریتم ژنتیک جبهه پارتو برای مسئله دو هدفه تعیین گردید. هر چند نمی‌توان یک پاسخ قطعی به‌عنوان تنها گزینه مطلوب معرفی نمود ولی بر اساس میزان اهمیتی که به هر تابع هدف داده می‌شود می‌توان گزینه‌های مناسب را انتخاب نمود و بر همین اساس گزینه‌هایی معرفی گردید. در مجموع، نتایج تحقیق حاضر می‌تواند برای واحدهای صنعتی گندله‌سازی مفید باشد. هر چند ممکن است مواد مصرفی از جمله نوع سنگ آهن و نوع بنتونیت در کارخانه‌های مناطق مختلف نسبت به هم مقداری متفاوت باشد ولی نتایج این تحقیق می‌تواند برای تنظیم نزدیک به بهینه مورد استفاده قرار گیرد و متناسب با نیاز تغییرات محدودی در آن اعمال گردد.

۶- تشکر و قدردانی

از مدیریت و کارکنان واحد تحقیق و توسعه شرکت گل‌گهر که این تحقیق با حمایت آن انجام شده تقدیر می‌گردد. همچنین از مدیریت و کارکنان محترم آزمایشگاه گندله‌سازی که در انجام آزمایش‌ها حمایت و همکاری نمودند تشکر می‌گردد.

۷- مراجع

- [1] Saiedi, Ali and Sotoodeh, Nader. *Iron Production*, Jahad Daneshgahi of Isfahan University of Technology, 2006. (in Persian)
- [2] Tohidi, Naser. *Direct reduction: sponge iron production technology*, University of Tehran, 2003. (in Persian)
- [3] Meyer, K., *Pelletizing of Iron Ores*. 1980: Springer Berlin Heidelberg.
- [4] Ball, D.F., *Agglomeration of iron ores*. 1973, London: Heinemann Educational Books.

- Bentonite Clays from the Voskresensk Deposit to Make Iron-Ore Pellets. *Metallurgist*, 2014. 58(5): p. 367-371.
- [26] Kawatra, S.K. and J.A. Halt, Binding effects in hematite and magnetite concentrates. *International Journal of Mineral Processing*, 2011. 99(1): p. 39-42.
- [27] Sivrikaya, O. and A.İ. Arol, An investigation of the relationship between compressive strength and dust generation potential of magnetite pellets. *International Journal of Mineral Processing*, 2013. 123: p. 158-164.
- [28] Timofeeva, A.S., T.V. Nikitchenko, and A.L. Rogova, Optimizing the granulometric composition of pellets obtained on a disc pelletizer. *Metallurgist*, 2013. 57(5): p. 402-407.
- crease bentonite dosage during iron ore pelletizing: Performance and mechanisms. *Journal of Materials Research and Technology*, 2023. 27: p. 6900-6911.
- [16] Lundmark, R., E. Wetterlund, and E. Olofsson, On the green transformation of the iron and steel industry: Market and competition aspects of hydrogen and biomass options. *Biomass and Bioenergy*, 2024. 182: p. 107100.
- [17] Baliarsingh, M., et al., Influence of feed mineralogical characteristics on the reduction behavior of low-grade iron ores. *Powder Technology*, 2024. 434: p. 119253.
- [18] Guo, Y., et al., Mechanism of iron grains aggregation and growth in metalized pellet under the alternating magnetic fields. *Journal of Materials Research and Technology*, 2024. 29: p. 3726-3737.
- [19] <https://www.statease.com/software/design-expert/>. 2021.
- [20] Nadeem, M., H. Banka, and R. Venugopal, SVM-Based Predictive Modelling of Wet Pelletization Using Experimental and GA-Based Synthetic Data. *Arabian Journal for Science and Engineering*, 2016. 41(3): p. 1053-1065.
- [21] Nadeem, M., H. Banka, and R. Venugopal, Estimation of pellet size and strength of limestone and manganese concentrate using soft computing techniques. *Applied Soft Computing*, 2017. 59: p. 500-511.
- [22] Chicco, D., M.J. Warrens, and G. Jurman, The coefficient of determination R-squared is more informative than SMAPE, MAE, MAPE, MSE and RMSE in regression analysis evaluation. *PeerJ Comput Sci*, 2021. 7: p. e623.
- [23] Thella, J.S. and R. Venugopal, Modeling of iron ore pelletization using 3 ** (k-p) factorial design of experiments and polynomial surface regression methodology. *Powder Technology*, 2011. 211(1): p. 54-59.
- [24] Pandey, P., N.F. Lobo, and P. Kumar, Optimization of Disc Parameters Producing More Suitable Size Range of Green Pellets. *International Journal of Metallurgical Engineering*, 2012. 1(4): p. 48-59.
- [25] Shapovalov, A.N. and A.V. Zavodyanyi, The Use of

بهبود عملکرد کنترل وضعیت فضاپیما با عملگر دو وضعیتی تراستر و تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس**مرتبه کسری****وحید بهلوری***

استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله عملکرد کنترل وضعیت یک فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی بررسی شده و تلفیقگر مذکور بصورت مرتبه کسری توسعه داده شده است. فضاپیما با عملگر تراستر دو وضعیتی روشن-خاموش با ترکیب قانون تناسبی-مشتقی و تلفیقگر کنترل می‌شود. به منظور تمرکز بیشتر در مطالعه رفتار تلفیقگر پیشنهادی، مدل عملگر بصورت ایده‌آل لحاظ شده، اگرچه که به دلیل استفاده از تلفیقگر سیستم کنترل غیرخطی است. میانگین مصرف سوخت و فعالیت عملگر به عنوان دو شاخص اصلی ارزیابی لحاظ شده و از طرفی مقدار میانگین مطلق خطای نشان‌دهنده وضعیت فضاپیما نیز به عنوان شاخص مهم دیگر در مطالعه رفتار تلفیقگر پیشنهادی لحاظ شده است. به منظور مقایسه منصفانه نتایج، مسئله کنترل وضعیت به‌ازای شرایط مفروض یکسان و برای تلفیقگر مرتبه صحیح و مرتبه کسری انجام شده است. نتایج مقایسه‌ای به ازای تغییر توان کسری فیلتر تلفیقگر مرتبه کسری و بررسی سه معیار عملکرد مذکور انجام شده است. همچنین تاثیر عدم قطعیت ممان اینرسی فضاپیما، عدم قطعیت زاویه ورودی مرجع و دامنه اغتشاشات خارجی نیز مطالعه شده است. نتایج بدست آمده نشانگر تغییر معیار عملکرد به‌ازای تغییر مرتبه فیلتر کسری تلفیقگر بوده و عملکرد مناسب‌تر تلفیقگر پیشنهادی را به ازای بازه‌ای از توان‌های کسری نشان می‌دهد. نهایتاً به‌ازای شرایط مفروض شبیه‌سازی، با افزایش مرتبه انتگرال‌گیری تلفیقگر کسری، خطای نشان‌دهنده افزایش یافته فعالیت عملگر کاهش شده و مصرف سوخت اندکی افزایش و سپس کاهش می‌یابد. مزیت عمده این تلفیقگر در کنترل وضعیت فضاپیما، افزایش اختیارات طراح در انتخاب قابلیت‌هایی نظیر افزایش دقت نشان‌دهنده مصرف سوخت یا کاهش فعالیت عملگر می‌باشد.

کلمات کلیدی

کنترل وضعیت فضاپیما، تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس، مرتبه کسری، نشان‌دهنده، کنترل تناسبی-مشتقی

Improving the spacecraft attitude control performance with on-off thruster actuator and fractional order pulse-width pulse-frequency modulator

Vahid Bohlouri*

Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

This article, the problem of controlling the attitude of a spacecraft with integral pulse width and frequency integrator is investigated and the said integrator is developed as a fractional order. The spacecraft is controlled by a two-state on-off thruster actuator with a combination of proportional-derivative law and integrator. In order to focus more on studying the behavior of the proposed integrator, the operator model is ideally considered, although it is due to the use of a nonlinear control system integrator. Average fuel consumption and operator activity are included as two main evaluation indicators, and on the other hand, the absolute average value of the sign error on spacecraft attitude is also included as another important indicator in the study of the behavior of the proposed integrator. In order to compare the results fairly, the situation control problem has been done for the same assumed conditions and for the integrator of integer order and fractional order. The comparative results for changing the fractional power of the fractional order integrator filter and checking the three performance criteria have been done. Also, the influence of the uncertainty of the moment of inertia of the spacecraft, the uncertainty of the reference entry angle and the range of external disturbances have also been studied. The obtained results indicate the change of the performance criterion for changing the order of the fractional combiner filter and show the more appropriate performance of the proposed modulator for a range of fractional powers.

Keywords

Spacecraft attitude control, Pulse-width pulse-frequency modulator, Fractional order, Pointing, Proportional-derivative control.

۱-مقدمه

ترکیب می‌شود که در اکثر منابع، از ترکیب کنترلگرهای خانواده PID استفاده شده است. بطور نمونه در مراجع [۱۰-۱۲] تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس و کنترلگرهای PID ترکیب شده است. همچنین این تلفیقگر با کنترلگرهای نظیر مود لغزشی و کنترل تطبیقی نیز ترکیب شده است [۱۳، ۱۴]. بطور نمونه در مرجع [۳۰] چند نوع کنترلر PID بهبودیافته با تلفیقگر PWWF ترکیب شده و نتایج آن‌ها مطالعه و مقایسه شده است.

رسیدن به عملکرد مناسب کنترلی در بهره‌گیری از تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس مستلزم تنظیم مناسب پارامترهای آن است که در این زمینه مطالعات زیادی انجام شده است [۱۵-۱۸]. معادلات کنترل وضعیت با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس به صورت بی‌بعد و تنظیم و بهینه‌سازی پارامترهای آن در مرجع [۱۹، ۲۰] ذکر شده است. تنظیم پارامترها و ارائه بازه انتخاب پارامترهای تلفیقگر در حالت اعمال نویز در [۲۱، ۲۲] انجام شده است. همچنین استخراج محدوده ترجیحی در تحلیل استاتیکی در مرجع [۲۳] انجام شده است. اصلاحی بر تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی^{۱۵} با یک شرط منطقی در مرجع [۲۴] انجام شده و عملکرد این تلفیقگر در دو مود نشانه‌رویی و پایداری بهبود یافته است.

در بسیاری از سیستم‌های کنترل برای بهبود عملکرد از حسابان مرتبه کسری استفاده شده است در این خصوص مقاله مروری [۲۵] دسته‌بندی مفصلی از سیستم‌های کنترل مرتبه کسری ارائه کرده است. بطور ویژه در مرجع [۲۶] از یک کنترلگر تناسبی-مشتقی مرتبه کسری برای کنترل وضعیت یک فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس استفاده شده است. تغییر ساختار تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس با استفاده از حسابان کسری می‌تواند نتایج جالب توجهی بدست دهد. از طرفی عملکرد تلفیقگر پهنا

کنترل‌کننده‌های روشن-خاموش^۱ یکی از انواع الگوریتم‌های کنترلی است که به دلیل ساختار برخی از عملگرها یا سهولت و سادگی و یا بخاطر محدودیت‌های عملی همچنان کاربردی و مورد استفاده هستند. در سیستم‌های کنترل برای راه‌اندازی عملگرهای دو وضعیت‌ی روشن-خاموش نیاز به تلفیقگرهایی است که سیگنال پیوسته کنترلی را تبدیل به سیگنال مدوله شده صفر و یک نماید، در این میان رله‌ها و یا تلفیقگرهای زیادی از نوع مدولاسیون دامنه یا فرکانس توسعه یافته‌اند. در فضاپیماها و فضاپیماها عموماً از عملگرهای مغناطیسی^۲، تراستر^۳ و چرخ عکس‌العملی^۴ برای کنترل وضعیت و موقعیت استفاده می‌شود [۱]. تراسترها عملگرهای دو وضعیت‌ی روشن-خاموش بوده که به دلیل سرعت پاسخ سریع و گشتاور بالای تولیدی در مودهای مختلف کاری و مأموریتی نظیر مود تزریق مداری^۵، کنترل حرکت رقص محوری، مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای^۶، پایداری‌سازی وضعیت، کنترل وضعیت و ملاقات مداری^۷ مورد استفاده قرار می‌گیرند [۵-۲]. برای راه‌اندازی تراسترها از کنترل‌های ساده بنگ-بنگ^۸، بنگ-بنگ با ناحیه مرده^۹ و بلوک اشمیت‌تریگر^{۱۰} استفاده می‌شود و در کلاس دیگر از تلفیقگر پهنا پالس^{۱۱}، تلفیقگر فرکانس پالس^{۱۲}، تلفیقگر نرخ کاذب^{۱۳} و تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس^{۱۴} (PWWF) استفاده می‌شود [۸-۶]. در این بین تلفیقگرهای پهنا و فرکانس پالس به دلیل تنظیم همزمان عرض پالس و فرکانس پالس مزایایی دارد که باعث کاربرد زیاد آن شده است. رفتار شبه‌خطی، ارتعاشات کم، مصرف کم سوخت و دقت زیاد از جمله مهمترین مزیت‌های این نوع تلفیقگر است [۹]. اگرچه که برای رسیدن به عملکرد مطلوب، لازم است پارامترهای این تلفیقگر بطور مناسبی تنظیم شود. از طرف دیگر به منظور رسیدن به عملکرد مطلوب سیستم کنترل وضعیت، تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس با کنترلگرهای متعددی

۱ On-Off Control

۲ Magnetorquer

۳ Thruster

۴ Reaction Wheel

۵ Orbital Injection

۶ Detumbling

۷ Orbital Docking

۸ Bang-Bang

۹ Dead Zone

۱۰ Schmitt Trigger Block

۱۱ Pulse-Width Modulator

۱۲ Pulse-Frequency Modulator

۱۳ Pseudo Rate Modulator

۱۴ Pulse-Width Pulse-Frequency (PWWF) Modulator

۱۵ Integral Pulse-Width Pulse-Frequency (IPWWF) Modulator

پیوسته، سبب پایدارسازی و مانور دقیق‌تر وضعیت فضاپیماها می‌شوند البته چرخ‌های عکس‌العملی اشباع شده و نیاز به عملیات اشباع‌زدایی دارند. گشتاوردهنده‌های مغناطیسی وابسته به میدان مغناطیسی زمین و ارتفاع فضاپیما بوده و مقدار گشتاور خیلی کمی تولید می‌کنند و عموماً در مدارهای کم ارتفاع کارایی دارند. تراسترها معمولاً گشتاورهای زیاد، سریع و گسسته تولید نموده و از آن‌ها در مانورهای سریع فضاپیما استفاده می‌شود. تراسترها نه مشکل اشباع شدن دارند و نه وابسته به میدان مغناطیسی زمین، لذا کارایی آنها در فضاپیماهای مدار کم ارتفاع تا فضاپیماهای مدارهای ژئو است. رفتار غیرخطی و نیازمندی به تلفیق‌گر از جمله اشکالات استفاده از تراسترهاست [۱۷و۱۸].

ساختار تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس در شکل ۱ ترسیم شده است. این تلفیق‌گر از یک فیلتر با ثابت زمانی T_f و بهره K و یک بلوک اشمیت‌تریگر با مقدار آستانه روشن شدن U_{on} ، آستانه خاموش شدن U_{off} ، سیگنال ورودی به بلوک اشمیت‌تریگر U و سطح خروجی U_m ، مقدار سیگنال خروجی قبلی تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس Y_{old} و یک فیدبک واحد منفی تشکیل شده است. سیگنال ورودی In پس از مقایسه با سیگنال خروجی تلفیق‌گر Y وارد فیلتر (دینامیک مرتبه اول) شده و نهایتاً به بلوک غیرخطی و حافظه‌دار اشمیت‌تریگر وارد می‌شود. به دلیل بلوک اشمیت‌تریگر این تلفیق‌گر رفتار غیرخطی داشته و δ پارامتر تنظیمی دارد. چنانچه به جای فیلتر یک انتگرال‌گیر ($1/s$) قرار گیرد، تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی خواهد بود. در صورتی که توان انتگرال‌گیر بصورت کسری باشد δ^k ، تلفیق‌گر F-IPWPF خواهد بود.

در شکل ۲ مدار کنترل وضعیت تک‌محوره یک فضاپیما صلب با مدل عملگر ایده‌آل و کنترل‌گر تناسبی-مشتقی و تلفیق‌گر F-IP-WPF نمایش داده شده است. در این شکل سیگنال کنترلی از کنترل‌گر P-D (بهره مشتقی کنترل‌گر در مسیر فیدبک قرار دارد) وارد تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری شده و

و فرکانس پالس انتگرالی وابستگی زیادی به انتگرال‌گیر دارد، چنانچه مرتبه انتگرال‌گیری تغییر کند معیارهای عملکرد و رفتار تلفیق‌گر نیز تغییر می‌کند.

مطالعه عملکرد کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیق‌گر IPWPF و با استفاده از حسابان کسری به منظور رسیدن به رفتار مناسب‌تر می‌تواند نتایج جالبی در بر داشته باشد. لذا در این مقاله کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری بررسی شده و نتایج با تلفیق‌گر مرتبه صحیح مقایسه می‌شود. نوآوری و تمرکز اصلی این مقاله در بکارگیری تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری در کنترل وضعیت فضاپیما و مطالعه رفتار این تلفیق‌گر و بررسی معیارهای عملکردی تعریف شده می‌باشد. در ادامه مقاله در بخش دوم مسئله کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس مرتبه کسری بررسی شده و معادلات مربوطه تشریح می‌شود. در بخش سوم حل عددی و شبیه‌سازی مسئله کنترلی، تعیین معیارهای عملکرد، بیان کارایی کنترلر با تلفیق‌گر مرتبه کسری و تشریح شرایط شبیه‌سازی انجام شده است. در بخش بحث و نتایج به ازای مقادیر مختلف توان کسری کنترل وضعیت فضاپیما مطالعه شده است. در این بخش، نتایج دو کنترل‌گر مرتبه صحیح و کنترل‌گر مرتبه کسری به ازای مفروضات مختلف، اغتشاشات، عدم قطعیت‌ها و معیارهای عملکرد مقایسه شده اند.

۲- کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری

زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت وظیفه پایدارسازی سرعت زاویه‌ای، نشانه‌روی^۱ فضاپیما، جهت‌دهی مناسب، و مانورهای حرکتی را بر عهده دارد. عموماً چرخ‌های عکس‌العملی^۲، تراسترها و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی^۳ برای کنترل و پایدارسازی وضعیت فضاپیماها به عنوان عملگر مورد استفاده قرار می‌گیرند. در مقایسه با سایر عملگرها، چرخ‌های عکس‌العملی با تولید گشتاور زاویه‌ای

^۱ Pointing

^۲ Reaction wheel

^۳ Magnetorquer

$$e = K_P (\theta_{ref} - \theta) - K_D \dot{\omega} \quad (۶)$$

که در آن θ_{ref} ورودی مرجع موقعیت زاویه‌ای، θ موقعیت زاویه‌ای فضاپیما، J ممان اینرسی ماهواره صلب، تابع F نمایانگر بلوک اشمیت‌تریگر است که خروجی آن به صورت $y = F(u, y_{old}, u_{off}, u_{on}, u_m)$ و تابعی از متغیرهای داخلی این بلوک است. مطالعه و بررسی دقیق‌تر رفتار تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس و بیان روابط ریاضی آن در مراجع [۲۰] و [۲۹] با جزئیات بیان شده است. دقت شود که به دلیل استفاده از بلوک اشمیت‌تریگر، سیستم کنترل غیرخطی بوده و نمی‌توان تحلیلی بر مبنای سیستم‌های خطی ارائه نمود. بهره‌های تناسبی و مشتقی کنترل‌کننده P-D به ترتیب با K_P و K_D نمایش داده شده است.

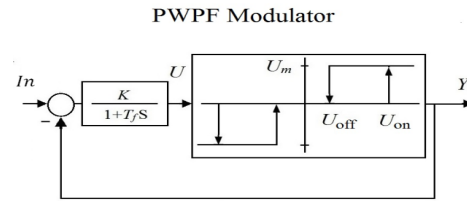
به دلیل غیرخطی بودن تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس، عملاً بررسی پایداری با روش‌های خطی امکانپذیر نبوده و در روش‌های غیرخطی نیز با پیچیدگی‌هایی همراه است. در اینجا برای بررسی پایداری چنانچه تلفیق‌گر مذکور با تقریب مناسب، ایده‌آل (واحد) لحاظ شود و فرض کنیم سیستم کنترل مرتبه صحیح است، آنگاه سیستم کنترل بصورت خطی بوده و تابع تبدیل معادل آن (نسبت زاویه خروجی به زاویه ورودی) بصورت مرتبه دوم به فرم زیر ساده خواهد شد.

$$\frac{\theta}{\theta_{ref}} = \frac{K_P}{J S^2 + K_D S + 1} \quad (۷)$$

که در این رابطه ممان اینرسی لزوماً مثبت است، بر حسب روش روث-هرویتس^۱، چنانچه ضرایب کنترلی نیز مثبت باشند پایداری به ازای شرایط مفروض اثبات می‌شود.

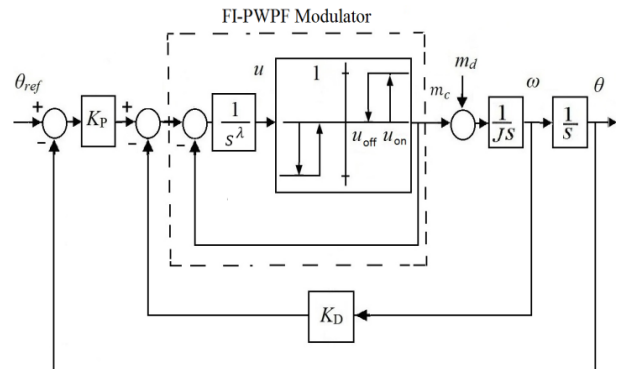
همانطور که در مقدمه هم ذکر شد، کنترل‌کننده‌های زیادی در کنترل وضعیت فضاپیما استفاده شده است. اما ساده‌ترین کنترل‌کننده لزوماً باید از نوع کنترل تناسبی-مشتقی باشد چراکه اگر کنترل‌کننده تناسبی به تنهایی استفاده شود، آن‌گاه قطب‌های بلوک دیاگرام کنترل تک‌محوره فضاپیما روی محور موهومی قرار

فرمان مدوله شده پالسی وارد عملگر ایده‌آل تراستر شده و تبدیل به گشتاور m_c می‌شود.



شکل ۱: تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس

در شکل ۲، دینامیک فضاپیما بصورت تک‌محوره و جسم صلب در نظر گرفته شده که گشتاور اعمال شده بر دینامیک فضاپیما، برآیند دو گشتاور کنترلی و گشتاور اغتشاشی است.



شکل ۲: کنترل وضعیت تک‌محوره فضاپیما با کنترل تناسبی-مشتقی و تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری

معادلات حالت سیستم مذکور با فرض مرتبه صحیح انتگرال‌گیر به صورت زیر و در دستگاه بدنی مطابق مرجع [۱] استخراج می‌شود:

$$\dot{\theta} = \omega \quad (۱)$$

$$m = m_c + m_d \quad (۲)$$

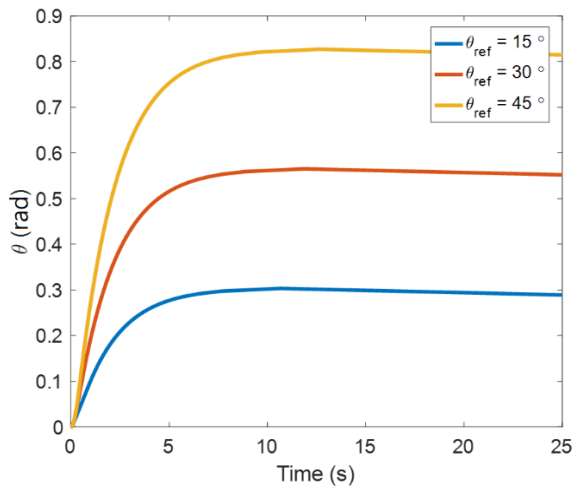
$$y = F(u, y_{old}, u_{off}, u_{on}, u_m) \quad (۳)$$

$$\dot{\omega} = \frac{m_c}{J} + \frac{m_d}{J} \quad (۴)$$

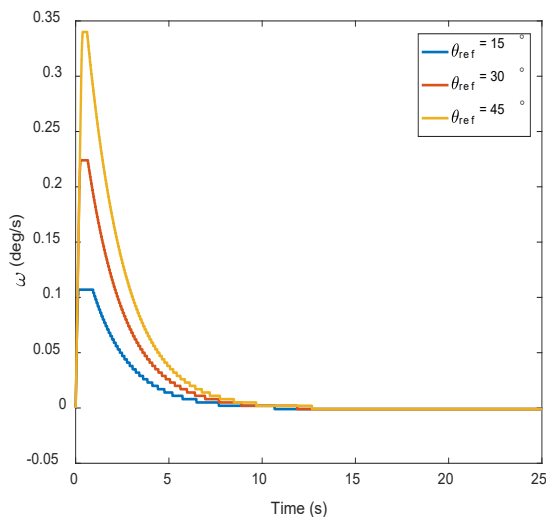
$$\text{If } \lambda = 1 \quad \dot{u} = e - y$$

$$\text{If } \lambda \neq 1 \quad \frac{d^\lambda u}{dt^\lambda} = e - y \quad (۵)$$

شبهه‌سازی کنترل وضعیت تک‌محوره فضاپیما بر اساس شکل ۲ و با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس مرتبه کسری و کنترلگر تناسبی-مشتقی انجام شده است. در شکل‌های ۳ و ۴ به ترتیب زاویه و سرعت زاویه‌ای فضاپیما به ازای سه زاویه مرجع ورودی ۱۵، ۳۰ و ۴۵ درجه ترسیم شده است. مطابق این دو شکل کنترلگر با دقت مناسبی توانسته زاویه مرجع ورودی را دنبال نماید.



شکل ۳: پاسخ پله سیستم کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PWPF و کنترل تناسبی-مشتقی



شکل ۴: سرعت زاویه‌ای سیستم کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PW-PF و کنترل تناسبی-مشتقی

مطالعه رفتار و پاسخ سیستم کنترلی در زمان‌های بیشتر نیز مورد نظر بوده است لذا نمودار سرعت زاویه‌ای بر حسب زاویه به ازای زمان نهایی ۵۰۰ ثانیه در شکل ۵ ترسیم شده است. با توجه

می‌گیرد و سیستم کنترل پایدار نخواهد بود (با ایده‌آل فرض کردن تلفیقگر). لذا برای پایداری لازم است حداقل از کنترل تناسبی-مشتقی استفاده نمود. با توجه به اینکه در اینجا مقایسه رفتار بین دو تلفیقگر مرتبه صحیح و مرتبه کسری مورد نظر بوده است لذا از ساده‌ترین نوع کنترل‌کننده یعنی کنترل تناسبی-مشتقی استفاده شده است.

۳- حل عددی و شبهه‌سازی

حل عددی معادلات حالت با استفاده از روش عددی اوپلر و گام زمانی (h) 0.001 ثانیه در نرم‌افزار متلب انجام شده است. شرایط اولیه زاویه و سرعت زاویه‌ای صفر انتخاب شده و مقدار ممان اینرسی ۱ کیلوگرم بر مترمربع انتخاب شده است. بهره کنترل تناسبی و مشتقی به ترتیب ۱۰ و ۲۰ انتخاب شده است. شبهه‌سازی با مدت زمان نهایی (t_f) ۳۰ ثانیه انجام شده است. مقدار آستانه روشن و خاموش شدن بلوک اشمیت‌تریگر به ترتیب ۰/۰۵ و ۰/۰۲ انتخاب شده و سطح خروجی بلوک اشمیت‌تریگر ۱ انتخاب شده است. مبنای انتخاب اعداد مطالعاتی است که در مراجع [۲۰-۲۳] انجام شده است.

از طرفی انتگرال مرتبه کسری تعمیمی از انتگرال مرتبه صحیح هست. طبق تعریف انتگرال مرتبه کسری تابع $f(t)$ از مرتبه α در بازه a تا t را می‌توان از بازنویسی فرمول کوشی بر اساس تابع گاما به عنوان تعمیمی از تابع فاکتوریل به صورت زیر به دست آورد [۲۷].

$${}^{RL}I_a^\alpha f(t) @ \frac{1}{\Gamma(\alpha)} \int_a^t (t-\tau)^{\alpha-1} f(\tau) d\tau \quad (8)$$

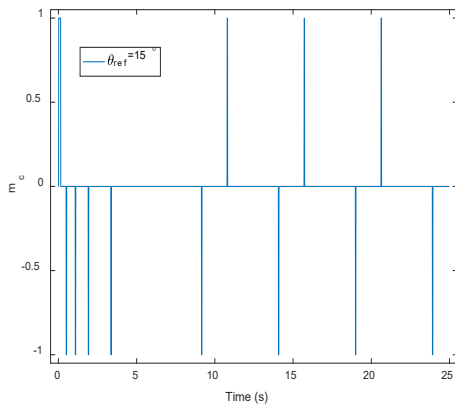
$$\alpha \in \mathbb{R}^+$$

که در آن نماد به معنی عملگر انتگرال کسری ریمان-لیوویل^۱ است. تابع از (کران پایین انتگرال) تا (کران بالای انتگرال) به ازای و مرتبه انتگرالگیری است. در اینجا با توجه به تعمیم مفهوم انتگرال، می‌توان انتگرال مرتبه کسری را در ساختار بلوک دیاگرام کنترلی در نظر گرفت [۲۷].

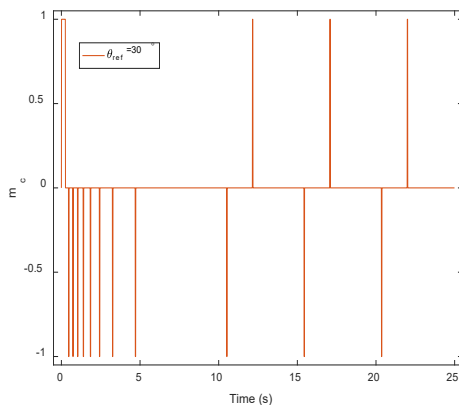
^۱ Riemann-Liouville

$$Err = \frac{1}{(t_f - t_0)} \int_{t_0}^{t_f} |\theta_{ref} - \theta| dt \quad (9)$$

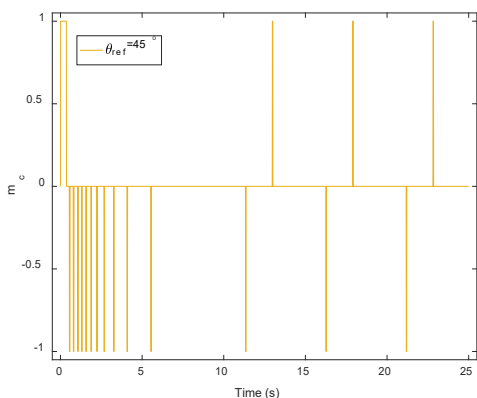
$$\Delta V = \frac{1}{(t_f - t_0)} \int_{t_0}^{t_f} m_c dt \quad (10)$$



الف - زاویه ورودی ۱۵ درجه



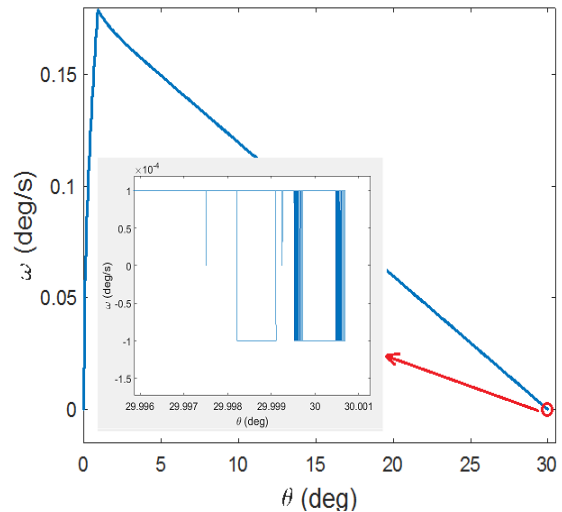
ب - زاویه ورودی ۳۰ درجه



ج - زاویه ورودی ۴۵ درجه

شکل ۶: گشتاور تولیدی کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PWPF و کنترل تناسبی-مشتقی

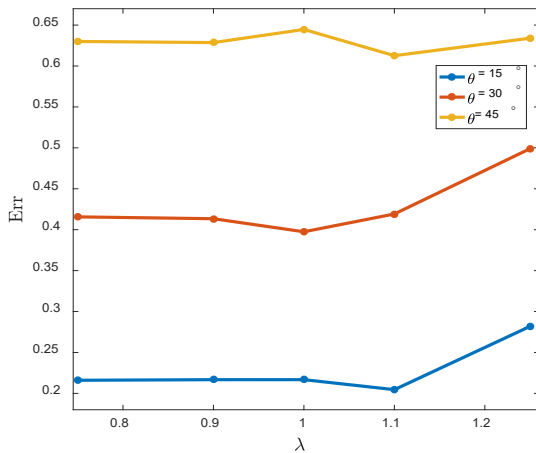
به غیرخطی بودن تلفیقگر مذکور، نمودار چرخه (شبه) حدی ایجاد شده است که در شکل ۵ بزرگنمایی و مشاهده می‌شود. از طرف دیگر دقت کنترلی در چرخه (شبه) حدی به خوبی ملاحظه می‌شود. قابل ذکر است که با تغییر توان انتگرال کسری، دقت کنترلی تغییر می‌نماید لذا دامنه و فرکانس چرخه نیز تحت تاثیر قرار گرفته و تغییر می‌نماید.



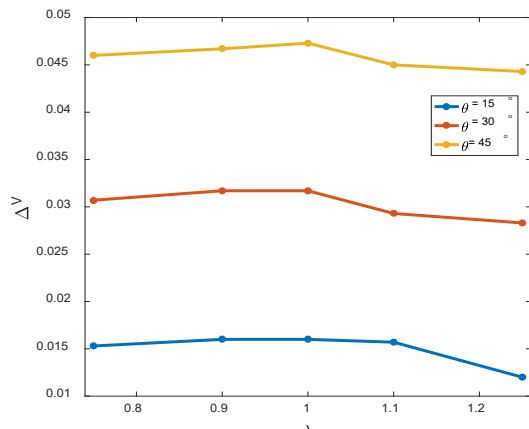
شکل ۵: چرخه (شبه) حدی کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PWPF و کنترل تناسبی-مشتقی

در ماموریت‌های یک فضاپیما، دقت کنترلی یکی از مهمترین شاخص‌ها بوده که معمولاً الزام اولیه به زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت اعمال می‌نماید لذا در اینجا به عنوان یک هدف در نظر گرفته شده است. از طرفی میزان فعالیت تراستر و مصرف سوخت از نظر بودجه جرمی و هزینه ای حائز اهمیت بوده و معمولاً در طراحی وسایل فضایی همراه با محدودیت است. لذا این دو متغیر نیز به عنوان هدف انتخاب شده اند.

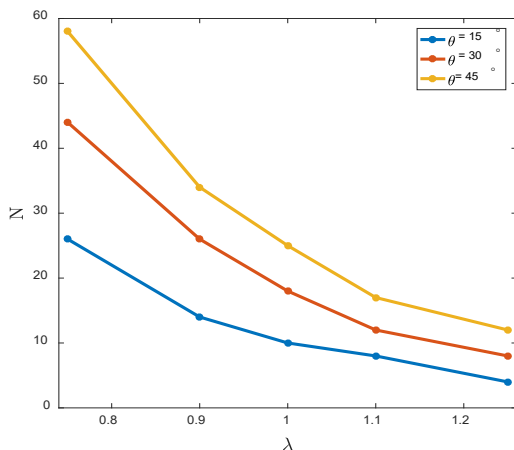
به منظور مطالعه رفتار کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری، مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت فضاپیما (Err) مطابق رابطه (۹) به عنوان معیار اصلی کنترلی و همچنین مقدار میانگین مصرف سوخت (ΔV) مطابق رابطه (۱۰) و فعالیت تراستر (N) نیز به عنوان دو معیار عملکرد دیگر مورد بررسی قرار گرفته است. توان انتگرال کسری بین ۰/۷۵ تا ۱/۲۵ تغییر داده شده است. بدیهی است به ازای $\lambda = 1$ تلفیقگر مرتبه صحیح خواهد بود.



شکل ۷: میانگین خطای نشانه‌روی وضعیت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری به ازای سه زاویه ورودی مرجع



شکل ۸: میانگین مصرف سوخت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری به ازای سه زاویه ورودی مرجع



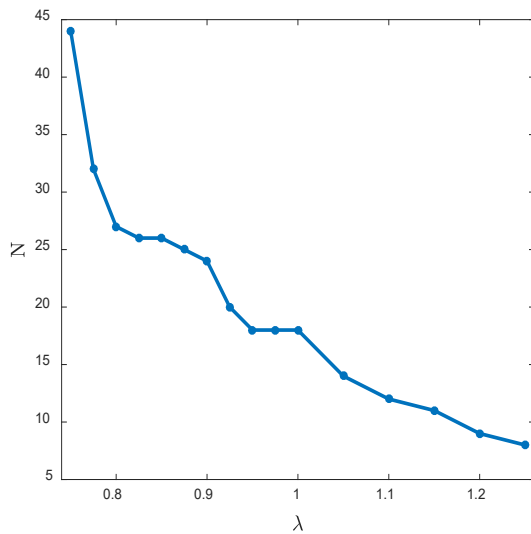
شکل ۹: فعالیت عملگر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری به ازای سه زاویه ورودی مرجع

در شکل ۶ نمودار گشتاور تولیدی کنترل وضعیت ماهواره با تلفیگر پهنا و فرکانس پالس مرتبه کسری به ازای کنترل کننده تناسبی-مشتقی و به ازای سه زاویه مرجع ورودی ۱۵، ۳۰ و ۴۵ درجه ترسیم شده است.

۴- نتایج و بحث

مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت فضاپیما (Err)، مقدار مصرف میانگین سوخت (ΔV) و فعالیت تراستر (N) بر حسب λ به ازای سه زاویه مرجع ۱۵، ۳۰ و ۴۵ درجه به ترتیب در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ ترسیم شده است. رفتار در هر سه زاویه ورودی مرجع تقریباً یکسان است. به ازای $\lambda > 1$ مقدار Err افزایشی است. به ازای مقادیر $\lambda < 1$ تقریباً خطا مقدار ثابتی را دارد. به منظور بررسی دقیق‌تر، شکل ۱۰ با وضوح بالاتر و به ازای زاویه ورودی مرجع ۳۰ درجه ترسیم شده است. مطابق شکل ۸، حوالی $\lambda = 1$ بیشترین میزان مصرف سوخت اتفاق می‌افتد و با انحراف λ از مقدار واحد مصرف سوخت کاهش یافته است. در شکل ۱۱ با وضوح بالاتر میزان مصرف سوخت ترسیم شده است.

میزان فعالیت عملگر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری در شکل ۹ به ازای سه زاویه مرجع ترسیم شده است. شکل ۹ به وضوح افزایش فعالیت تراستر را با کاهش تغییرات توان انتگرال کسری نشان می‌دهد. همچنین شکل ۱۲ فعالیت تراستر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری را با فواصل کوتاه‌تر و وضوح بیشتر نشان داده است.

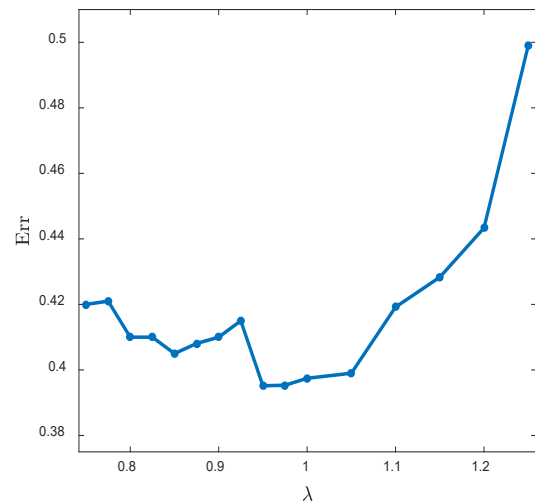


شکل ۱۲: فعالیت عملگر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری تلفیقگر FI-PWPF

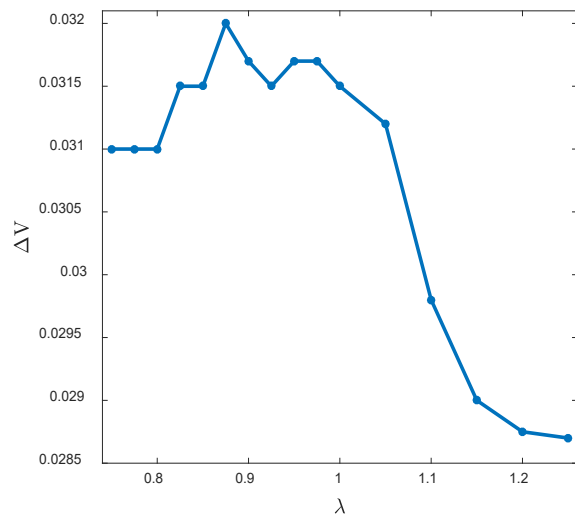
مطابق شکل ۱۳ به ازای اغتشاشات حوالی صفر، کمترین میزان خطا اتفاق می‌افتد و با افزایش مطلق دامنه اغتشاش خطای نشانه‌روی افزایش می‌یابد اما نکته مهم تغییرات کمتر خطای نشانه‌روی در λ های کوچک نسبت به λ های بزرگ است بطوری که تفاوت Err در $\lambda = 0.75$ و $\lambda = 1.25$ حدود ۲۵٪ است. قابل ذکر است که اغتشاشات خارجی از جنس گشتاور اغتشاشی در بازه $-0.5/0$ تا $+0.5/0$ نیوتن‌متر انتخاب شده و بصورت تابع پله به کنترل وضعیت فضاپیما اعمال شده است.

همچنین در دو شکل ۱۴ و ۱۵ میانگین مصرف سوخت و فعالیت عملگر بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی مطالعه شده است. مطابق پیش‌بینی در این دو شکل نیز با افزایش مطلق دامنه اغتشاشات مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش یافته است. تغییرات مصرف سوخت بر حسب اغتشاش و به ازای λ ها تفاوت محسوسی ندارد اما در نمودار فعالیت تراستر با کاهش λ مقدار فعالیت عملگر بر حسب اغتشاش افزایش داشته است. نکته جالب توجه دیگر که به نوعی صحت‌گذاری نتایج را هم تایید می‌نماید، تقارن نسبی نمودارهای بدست آمده است.

اغتشاشات خارجی از جمله عوامل تضعیف دقت کنترلی در فضاپیماها هستند بطوریکه دقت کنترلی را در مودهای مختلف عملکردی فضاپیما تحت تأثیر قرار می‌دهند. در این بخش به منظور بررسی اثر اغتشاشات خارجی، رفتار سیستم کنترلی بر حسب تغییرات دامنه اغتشاش از مقدار $-0.5/0$ تا $+0.5/0$ نیوتن‌متر و به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری و با فرض زاویه ورودی مرجع 30° درجه بررسی شده است. در شکل ۱۲ میانگین خطای نشانه‌روی بر حسب دامنه اغتشاش ترسیم شده است.



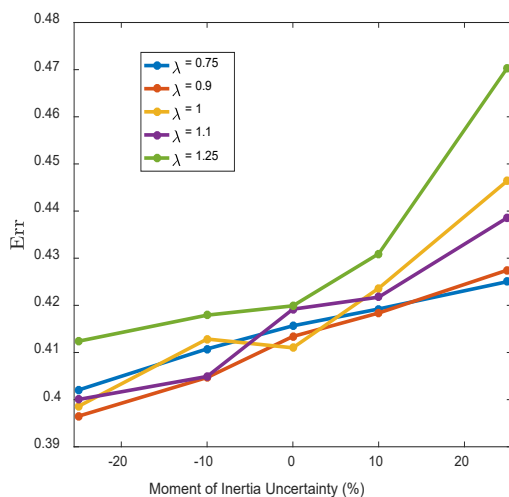
شکل ۱۰: میانگین خطای نشانه‌روی وضعیت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری تلفیقگر FI-PWPF



شکل ۱۱: میانگین مصرف سوخت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری تلفیقگر FI-PWPF

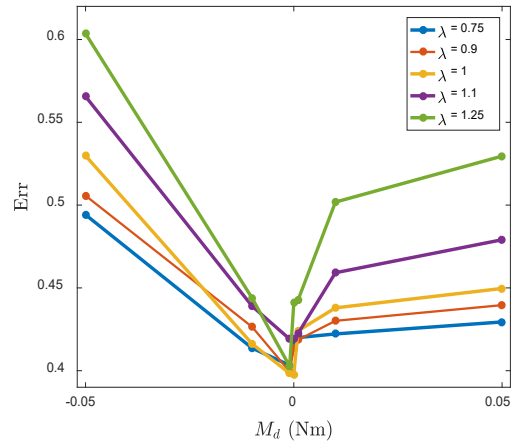
در فضاپیماها به دلیل مصرف سوخت، حرکت اجزای مکانیکی یا عوامل دیگر معمولاً ممان اینرسی تغییر می‌نماید بنابراین برای لحاظ کردن این تغییرات و بررسی رفتار کنترلر، معیارهای عملکرد بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به ازای تغییر $\pm 2.5\%$ ممان اینرسی در شکل‌های ۱۶ تا ۱۸ ترسیم شده است. در هر سه شکل با افزایش ممان اینرسی Err ، میانگین مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش داشته است. با افزایش ممان اینرسی و به ازای λ های بزرگ‌تر مقدار Err افزایش بیشتری داشته است. شیب نمودار مصرف سوخت بر حسب ممان اینرسی تقریباً به ازای همه λ ها یکسان است و نهایتاً شیب نمودار افزایش فعالیت تراستر با افزایش ممان اینرسی به ازای λ های کوچک بیشتر شده است.

مطالعه رفتار سیستم کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری نشان می‌دهد که با استفاده از توان کسری می‌توان در محدوده‌هایی به بهبود عملکرد سیستم کنترلی رسید و دقت نشانه‌روی وضعیت را بهبود داد. بطور ویژه استفاده از این ساختار در مودهای دقیق کنترلی فضاپیما نظیر مودنشانه‌روی دقیق^۱ فضاپیما پیشنهاد می‌شود

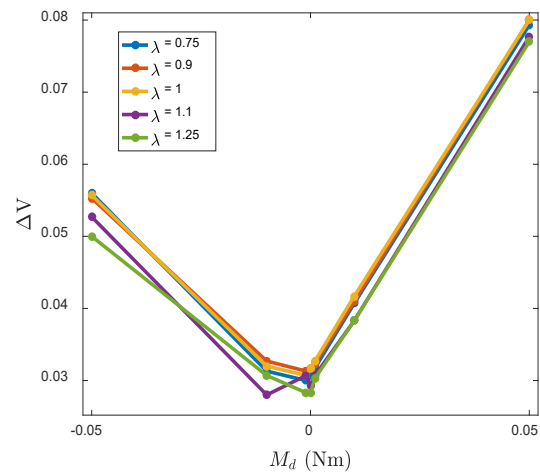


شکل ۱۶: میانگین خطای نشانه‌روی بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری

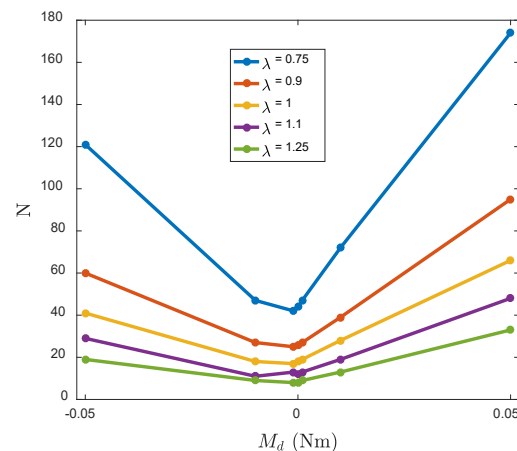
همچنین در مودهایی غیردقیق فضاپیما و مودهایی که کاهش مصرف انرژی مورد نظر هستند می‌توان با تنظیم توان کسری فعالیت عملگر یا مصرف سوخت را کاهش داد.



شکل ۱۳: میانگین خطای نشانه‌روی بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری



شکل ۱۴: میانگین مصرف سوخت بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری



شکل ۱۵: فعالیت عملگر بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری

این نکته قابل ذکر است که پیاده‌سازی سخت‌افزاری کنترلرهای مرتبه کسری بر روی تراشه‌ها و پردازنده‌ها، به دلیل حجم بالای پردازش هنوز به طور کامل محقق نشده است. لذا یکی از محدودیت‌ها در مسیر استفاده از این کنترلرها، حجم بالای پردازش می‌باشد که به نظر با توسعه فناوری در محاسبات و پردازش در آینده این محدودیت کمتر شود.

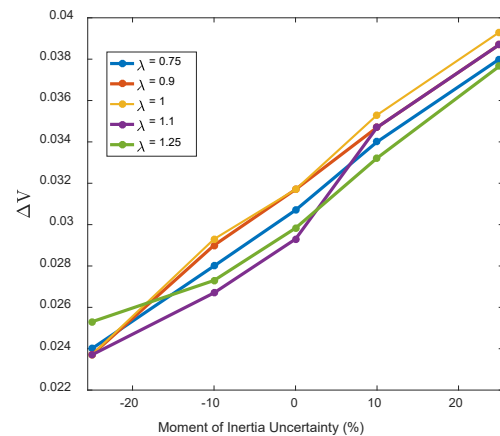
این ترکیب مزایایی دارد. همچنین تلفیقگر پیشنهادی با کنترلر متداول تناسبی-مشتقی ترکیب شده، توان انتگرال‌گیر بصورت مرتبه کسری تغییر یافته است. برای ارزیابی صحیح نتایج میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت فضاپیما، میانگین مصرف سوخت و فعالیت عملگر به عنوان سه شاخص اصلی در نظر گرفته شده است. کنترل وضعیت به‌ازای شرایط مفروض یکسان برای تلفیقگر مرتبه صحیح و مرتبه کسری انجام شده و نتایج مقایسه شده‌اند. میانگین مطلق خطا، میانگین مصرف سوخت و فعالیت تراستر بر حسب توان کسری انتگرال‌گیر مطالعه شده است. نتایج بدست آمده نشانگر افزایش نسبی میانگین خطای نشانه‌روی با افزایش توان کسری انتگرال‌گیر و کاهش نسبی مصرف سوخت با کاهش توان کسری است. همچنین کاهش فعالیت تراستر با افزایش توان کسری انتگرال‌گیر اتفاق افتاده است. بطور نمونه به ازای مانور ۳۰ درجه وضعیت فضاپیما و شرایط مفروض با کاهش توان کسری تلفیقگر حدود ۱۹ درصد میانگین خطا کاهش یافته، مصرف سوخت تقریباً ثابت بوده و فعالیت عملگر حدود ۴ برابر افزایش یافته است. علاوه بر این تاثیر عدم قطعیت ممان اینرسی و فضاپیما و عدم قطعیت زاویه ورودی مرجع نیز مطالعه شده است. با افزایش ممان اینرسی فضاپیما، میانگین خطای نشانه‌روی، مقدار مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش می‌یابد که به ازای تغییرات توان کسری میزان افزایش متفاوت است. ارزیابی معیارهای عملکرد بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی نیز مطالعه شده که نتایج نشانگر کاهش نرخ خطا با کاهش توان انتگرال‌گیر کسری است. با مطالعه نتایج بدست آمده می‌توان نشان داد که عملکرد تلفیقگر پیشنهادی در بازه‌ای از توان‌های کسری مناسب‌تر است و استفاده از این تلفیقگر پیشنهادی به ویژه برای افزایش دقت نشانه‌روی مانور وضعیت فضاپیما ارجحیت دارد.

۶- فهرست علائم

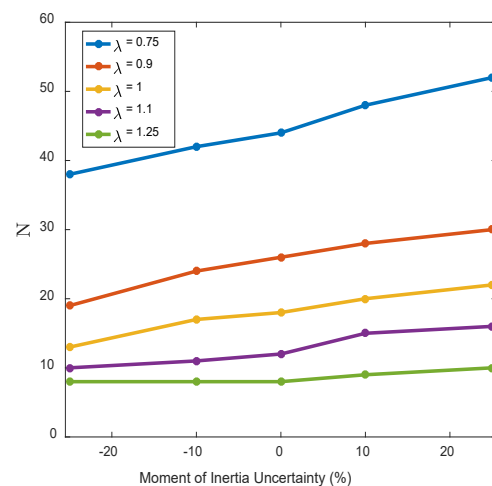
علائم انگلیسی

<i>Err</i>	میانگین مطلق خطای نشانه‌روی
<i>e</i>	سیگنال خطای نشانه‌روی
<i>In</i>	سیگنال ورودی به تلفیقگر
<i>J</i>	ممان اینرسی

این نکته قابل ذکر است که پیاده‌سازی سخت‌افزاری کنترلرهای مرتبه کسری بر روی تراشه‌ها و پردازنده‌ها، به دلیل حجم بالای پردازش هنوز به طور کامل محقق نشده است. لذا یکی از محدودیت‌ها در مسیر استفاده از این کنترلرها، حجم بالای پردازش می‌باشد که به نظر با توسعه فناوری در محاسبات و پردازش در آینده این محدودیت کمتر شود.



شکل ۱۷: میانگین مصرف سوخت بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به‌ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری



شکل ۱۸: فعالیت عملگر بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به‌ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری برای کنترل وضعیت فضاپیما با عملگر دو وضعیت‌ی روشن-خاموش توسعه یافته است. در تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس، فیلتر مرتبه اول می‌تواند با یک انتگرال‌گیر جایگزین شود که

Systems Engineering, John Wiley and Sons Inc., 2011.

[7] R. Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Publisher, 1978.

[8] Navabi, M., and Rangraz, H., "Comparing Optimum Operation of Pulse Width-Pulse Frequency and PseudoRate Modulators in Spacecraft Attitude Control Subsystem Employing Thruster," Proceeding of 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, IEEE, 2013, pp. 625-630.

[9] Anthony, T. C. and Wie, B., "Pulse-Modulated Control Synthesis for a Flexible Spacecraft," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, No. 6, 1990, pp. 1014-1022.

[10] M.A. Johnson, M.H. Moradi, PID Control, New Identification and Design Methods, Springer, 2005.

[11] F. G. Shinskey, Process Control System: Application, Design and Tuning, Fourth Edition, McGraw-Hill, USA, 1996.

[12] C. C. Yu, Autotuning of PID Controllers, A Relay Feedback Approach, 2nd Edition, Springer, 2006.

[13] Hu, Q. L., & Ma, G. F. (2007). Flexible spacecraft vibration suppression using PWPF modulated input component command and sliding mode control. Asian Journal of Control, 9(1), 20-29.

[14] Fazlyab, A., Ajorkar, A., & Kabganian, M. (2014). Design of an adaptive controller of a satellite using thruster actuator. International Journal of Computer Applications, 102(10), 6-12.

[15] Buck, N.V., "Minimum Vibration Maneuvers Using Input Shaping and Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Thruster Control," Naval Postgraduate School, Monterey, CA, 1996.

[16] Song, G., Buck, N.V. and Agrawal, B.N., "Spacecraft Vibration Reduction Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Input Shaper," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 22, 1999, pp.433-440.

[17] Song, G. and Agrawal, B., "Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Control," Acta Astronautica, Vol. 49, No. 2, 2001, pp. 73-83.

[18] Krovel, T. D., Optimal Tuning of PWPF Modulator for Attitude Control, MS Thesis, Norwegian Un

[19] Jalali-Naini, S. H., "Normalizing the Single-Axis Spacecraft Attitude Control Equations with Pulse-Width

K_P بهره تناسبی

K_D بهره مشتقی

M_d اغتشاش خارجی

N دفعات روشن شدن تراستر

U سیگنال ورودی به اشمیت تریگر

U_{off} آستانه خاموش شدن

U_{on} آستانه روشن شدن

U_m سطح تراست

Y سیگنال خروجی تلفیقگر

h گام زمانی

علائم یونانی

θ زاویه فضاپیما

ω سرعت زاویه‌ای فضاپیما

n میانگین مصرف سوخت

\ddot{e} توان کسری انتگرال‌گیر

زیرنویس

ref مرجع ورودی

0 مقدار اولیه

۷-منابع و مراجع

[1] M. J. Sidi, Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering Approach, First Edition, Cambridge University Press, 1997.

[2] Webster, E. S., "Active Nutation Control for Spinning Solid Motor Upper Stage," McDonnell Douglas Astronautics Company, Presented in AIAA, 1985.

[3] Johnson, G. B., "Nutation Correction System For SpinStabilized Satellite," United States Patent, 1968.

[4] Lian, Y. and Tang, G., "Libration Point Orbit Rendezvous Using PWPF Modulated Terminal Sliding Mode Control," Advances in Space Research, Vol. 52, No. 12, 2013, pp. 2156-2167.

[5] Lebedev, D. V, and Tkachenco, A. I., "High-Precision Attitude Control of Remote Sensing Satellite," IFAC Automatic Control in Aerospace, Russia, 2004

[6] P. Fortescue, J. Stark, G. Swinerd, eds., Spacecraft

- [30] Moghadaszadeh S, Bohlouri V, Jalali-Naini SH (2016) Attitude control of a rigid satellite with pulse-width pulse-frequency modulation using observer-based modified PID controller. *Modares Mechanical Engineering*, 16(8):139-148. (in Persian).
- [20] Jalali-Naini, S. H. and Ahmadi Darani, Sh., "Preliminary Design of Spacecraft Attitude Control with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator for Rest-to-Rest Maneuver," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Iranian Aerospace Society, Vol. 11, No. 1, 2017, pp. 1-8.
- [21] Jalali-Naini, S. H. and Bohlouri, V., "Quasi-Normalized Static and Dynamic Analysis of Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator in Presence of Input Noise," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 12, 2016, pp. 455-466 (in Persian).
- [22] Jalali-Naini S. H. and Bohlouri, V., "Quasi-Normalized Analysis of Satellite Stabilization with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator in Presence of Input Noise," *Modares Engineering*, Vol. 18, No. 01, 2018, pp. 165-176 (in Persian).
- [23] Jalali-Naini, S. H., "Static Analysis of Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator Based on Analytical and Numerical Solutions," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, No. 1, 2018, pp. 13-29 (in Persian).
- [24] Jalali-Naini, S. H., Omid Omid Hemmat, A Modification to Integral Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 14, No. 1, 2021, pp. 46-55 (in Persian).
- [25] Abdulwahhab, O. W., & Abbas, N. H. (2020). Survey Study of Fractional Order Controllers. *Journal of Engineering*, 26(4), 188-201.
- [26] Xinsheng, W., & Huaqiang, Z. (2015, July). Fractional order controller for satellite attitude control system with PWWF modulator. In 2015 34th Chinese Control Conference (CCC) (pp. 5758-5763). IEEE.
- [27] Mainardi, F. (2012). An historical perspective on fractional calculus in linear viscoelasticity. *Fractional Calculus and Applied Analysis*, 15(4), 712-717.
- [28] Bohlouri, V., Jalali-Naini, S.H., Application of reliability-based robust optimization in spacecraft attitude control with PWWF modulator under uncertainties. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 41, No. 10, pp.1-15, ۲۰۱۹.
- [29] Bohlouri, V., Ebrahimi, M., & Naini, S. H. J. (2017, May). Robust optimization of satellite attitude control system with on-off thruster under uncertainty. In 2017 International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC) (pp. 328-332). IEEE.

آنالیز پینچ و شبیه سازی موردی واحد پالایشگاه نفت خام بوعلی سینا

نازنین نعمتی یزدی^۱، مهدی نصیری شهربابکی^۲، مصطفی والی زاده اردلان^۳، علی جوادی^{۴*}

۱- کارشناسی، دانشکده مهندسی مکانیک و صنایع، گروه مهندسی انرژی، دانشگاه سجاد، مشهد، ایران

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

۳- دکترای تخصصی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، ایران

۴- دکترای تخصصی، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

چکیده

امروزه صرفه جویی انرژی در پالایشگاه های نفت و گاز از اهمیت ویژه ای برخوردار است، بطوریکه صرفه جویی و بهینه سازی مصرف انرژی (سوخت) می تواند اثرات مثبت اقتصادی و زیست محیطی فراوانی داشته باشد. بر این اساس، در این پژوهش به بهینه سازی مصرف سوخت در پالایشگاه بوعلی پرداخته شده است. بدین ترتیب که ابتدا پالایشگاه بوعلی در محیط نرم افزار aspen hysys شبیه سازی شده و از طریق آنالیز حساسیت پارامترهای موثر در مصرف انرژی پالایشگاه اصلاح و باز طراحی شده است. مطابق با عنوان پژوهش، به منظور به حداقل رساندن مصرف منابع حرارتی خارجی، از فن آوری پینچ استفاده شده است. همچنین با در نظر گرفتن نمودار ترکیبی جامع و نتایج آن، مبدل چهار جریان برای این پالایشگاه پیشنهاد شده است. نتایج نشان می دهد که این بازطراحی موجب صرفه جویی در نرخ انتقال حرارت شده (۳۴۸۲۹۰۴۲ کیلو ژول بر ساعت) و مصرف پالایشگاه را حدود ۷ درصد کاهش داده است.

واژه های کلیدی

پالایشگاه نفت، مبدل حرارتی، واحد تقطیر پالایشگاه، آنالیز پینچ، نرم افزار aspen hysys

Pinch analysis and simulation of Bu Ali Sina crude oil refinery unit

Nazanin Nemati Yazdi¹, Mahdi Nasiri Shahrabaki², Mostafa Valizadeh Ardalan³, Ali Javadi^{4*}

1- Department of Mechanical and Industrial Engineering, University of Sadjad, Mashhad, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

3- Department of Mechanical Engineering, Shahrood University of Technology, Shahrood, Iran

4- Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

Abstract

Nowadays, energy saving in oil and gas refineries is of special importance, so saving and optimizing energy (fuel) consumption can have many positive economic and environmental effects. Based on this, in this research, optimization of fuel consumption in Bu-0Ali Refinery has been discussed. In this way, Bu Ali Refinery was first simulated in the Aspen Hysys software environment, then it was modified and redesigned through the sensitivity analysis of parameters effective in the energy consumption of the refinery. According to the title of the research, in order to minimize the consumption of external heat sources, pinch technology has been used. Also, considering the comprehensive combination diagram and its results, a four-stream converter is proposed for this refinery. The results showed that this redesign saved the heat transfer rate (34829042 kJ/h) and reduced the consumption of the refinery by about 7%.

Keywords

Oil refinery, Heat exchanger, Refinery distillation unit, Pinch analysis, Simulation.

۱-مقدمه

اساسی برای افزایش کارایی انرژی در پالایشگاه‌ها در نظر گرفته می‌شود [۱۵]. این روشی برای هدف گذاری سیستم‌های مختلف انرژی از جمله سیستم‌های پالایشگاهی است [۱۶]. فناوری پینچ همراه با تجزیه و تحلیل تجربی فرآیندهای صنعتی را قادر می‌سازد تا با حداکثر شبکه‌های بازیابی انرژی طراحی شوند و وابستگی به منابع حرارتی خارجی کاهش داده شود، همچنین عملکرد کلی فرآیند را به سمت یک طراحی پایدار بهبود می‌بخشد [۱۹-۱۷]. فناوری پینچ وظیفه یافتن شبکه بهینه مبدل‌های حرارتی، منابع حرارتی گرم و سرد خارجی را با توجه به سرمایه و هزینه عملیاتی سالانه دارد. هزینه‌های سرمایه‌گذاری عمدتاً به تعداد منابع حرارتی گرم و سرد خارجی، مبدل‌های حرارتی و اندازه آنها (مساحت) بستگی دارد. هزینه‌های روزانه پالایشگاه عمدتاً تحت تأثیر مقدار نیاز به انرژی خارجی تأمین شده مانند گرمایش و سرمایش قرار دارد. بنابراین هدف اصلی تجزیه و تحلیل پینچ به حداکثر رساندن بازیابی گرمای فرآیند و کاهش بارهای خارجی می‌باشد [۲۰]. لطفی و سنندجی در یک مورد مطالعاتی بر روی نیروگاه حرارتی تبریز، با کاربرد آنالیز ترکیبی پینچ و اگزرژی، در مورد افزایش توان نیروگاه تحقیق و بررسی کردند. در این پژوهش علاوه بر ترکیب پینچ و اگزرژی، فشار زیرکش توربین‌ها به عنوان یک متغیر موثر جهت افزایش توان نیروگاه معرفی شده است. نتایج این تحقیق نشان داد که کاهش فشار زیرکش‌ها نسبت به حالت مبنا منجر به کاهش اتلاف انرژی در پیش گرمکن‌ها شده که نتیجه این بهینه‌سازی افزایش توان تولیدی و کاهش مصرف سوخت می‌باشد [۲۱].

همچنین جعفری نصر با توسعه روش ترکیبی تکنولوژی پینچ و فناوری، پروژه اصلاح شبکه مبدل حرارتی پیش از گرمکن برج تقطیر اتمسفریک پالایشگاه تهران را مورد بررسی قرار داده است. در این پژوهش نتایج نشان داد که استفاده از نرم‌افزار تدوین شده pinch-hite و اصلاح شبکه‌ای مبدل، با به کارگیری یک وسیله افزاینده، باعث کاهش سطح انتقال حرارت به میزان ۹ درصد خواهد شد [۲۲].

مهرپویا و همکارانش با هدف بهینه‌سازی مصرف انرژی در

نیاز روز افزون بشر به انرژی و منابع محدود آن و از سمتی افزایش چشم‌گیر بهای انرژی در جهان طی سال‌های اخیر، سبب شده است اهمیت بهینه کردن مصرف انرژی افزایش پیدا کند [۶-۱]. در این میان توجه به کاهش مصرف سوخت اثرات سریع‌تر و مناسب‌تری را به دنبال داشته است. صرفه‌جویی و بهینه‌سازی سوخت نه تنها از دیدگاه مصرف سوخت بلکه از دیدگاه حفظ محیط زیست نیز از اهمیت زیادی برخوردار است [۷]. کشور ایران بدون تردید یکی از بزرگترین کشورهای صاحب منابع انرژی به ویژه سوخت‌های فسیلی در جهان می‌باشد. با رشد روز افزون جمعیت کشور و افزایش تقاضا برای انواع انرژی، شدت مصرف انرژی در بخش‌هایی مانند ساختمان، حمل و نقل و صنعت بسیار بالاتر از متوسط مصرف جهانی است [۸]. نیروگاه‌های حرارتی بیشترین سهم را نسبت به صنایع دیگر در میزان مصرف حامل‌های اولیه انرژی دارند [۹]. به دلیل حجم بالای انرژی تبدیل یافته و نیز میزان بسیار بالای تلفات انرژی در نیروگاه‌ها می‌توان با راهکارهایی راندمان نیروگاه را هر چند اندک افزایش داد [۱۰]. روش‌های صرفه‌جویی در انرژی در طراحی فرآیندهای کارآمد و کاهش هزینه‌های عملیاتی به ویژه برای صنایع پرمصرف انرژی از جمله پالایشگاه نفت و گاز و تأسیسات پتروشیمی بسیار مهم است. وضعیت نیروگاه‌های حرارتی ایران به گونه ایست که به دلایل مختلفی (از جمله نوع تکنولوژی و استهلاک) پتانسیل صرفه‌جویی انرژی به میزان زیادی در آنها وجود دارد. با اقدام در جهت بهبود کارایی انرژی، نیاز به سرمایه‌گذاری برای افزایش ظرفیت پالایشگاهی کاهش می‌یابد [۱۱-۱۲]. افزایش کارایی انرژی در پالایشگاه‌های موجود یکی از عناصر اساسی توسعه پایدار برای چندین کشور تولید کننده نفت است [۱۳].

انتگراسیون فرآیند، یک رویکرد جامع در طراحی مهندسی است که با هدف به حداقل رساندن استفاده از منابع و انرژی انجام می‌شود که منجر به بسیاری از روش‌های طراحی مفهومی و کاربردهای صنعتی خواهد شد [۱۴]. تجزیه و تحلیل پینچ روش اصلی در انتگراسیون فرآیند بوده و به عنوان یک راه حل

محمد علیخانی توانست با استفاده از آنالیز پینچ در واحد آیزوماکس پالایشگاه تهران با نصب دوازده مبدل جدید با سطح کل ۸۰۰ متر مربع، هزینه اولیه ۷۱۸۳۱۲ دلار و دوره برگشت دوساله، به کاهش مصرف منبع خارجی گرم به میزان ۳۳ درصد و منبع خارجی سرد به میزان ۱۹ درصد دست یابد [۲۸].

محمد حجت الاسلامی و همکاران با استفاده از تکنولوژی پینچ موفق به کاهش ۵۴ درصد مصرف بخار گرم به ازای هر تن چغندر در کارخانه قند چهار محال گشتند [۲۹].

سید حجت مجیدی و سپهر صنایع با به کارگیری تکنولوژی پینچ در واحد بوتن-۱ پتروشیمی تبریز با افزایش نرخ هزینه‌های سرمایه گذاری به میزان ۱/۱۵ درصد که مربوط به افزایش تعداد واحدها نسبت به حالت اولیه است، به کاهش نرخ هزینه‌های انرژی به میزان ۱۲/۱ درصد رسیدند [۳۰].

مریم خیری و همکارانش به مطالعه پینچ حرارتی در واحد LPG پالایشگاهی پرداختند. هدف از این پژوهش تعیین میزان صرفه‌جویی انرژی مصرفی واحد تولید گاز مایع پالایشگاهی با استفاده از فناوری پینچ است. بدین منظور بخش اتان زدای یک واحد تولید گازمایع با استفاده از نرم‌افزار Aspen HYSYS شبیه‌سازی شد و نتایج حاصل از شبیه‌سازی با داده‌های طراحی مقایسه و تایید شد. نتایج آنها نشان داد که انجام فرایند بهینه‌سازی مصرف انرژی واحد گازمایع مورد نظر صرفه‌جویی انرژی مصرفی، کاهش هزینه‌های تولید و در نتیجه سودآوری بیشتر را برای واحد به دنبال خواهد داشت [۳۱].

شکری پور و همکاران به بررسی بهبود بخشی راندمان انرژی در یک واحد تقطیر نفت خام اتمسفری از طریق اصلاح شبکه مبدل‌های حرارتی با استفاده از تکنولوژی پینچ پرداختند. این مطالعه با هدف کاهش مصرف انرژی و کاهش تخریب انرژی در واحد ۱۰۰ پالایشگاه نفت آبادان انجام شد. برای این منظور از فناوری پینچ برای اصلاح شبکه مبدل‌های حرارتی موجود استفاده شد. در نتیجه مصرف انرژی گرمایی و سرمایگی به ترتیب ۵۹،۸۹

واحد پالایشگاه گاز طبیعی به موفقیت‌هایی دست یافتند. واحد پالایشگاه گاز طبیعی در بی بی حکیمه استان خوزستان واقع شده است. این واحد به منظور بازیافت ۱۸۰۰ تن ngl شیرین از ۱۸۰ میلیون فوت مکعب گاز ترش طراحی شده است. در این پژوهش پس از مطالعه و بررسی انجام شده، فرآیندهای مختلف واحد بازیافت این پالایشگاه به وسیله نرم افزار هایسیس شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل با داده‌های واقعی مقایسه شده و رفتار فرآیند نسبت به تغییرات پارامترهای موثر در عملکرد واحد بررسی شده و بدین وسیله قسمت‌هایی از فرآیند که بهبود آن امکان پذیر بود شناسایی و با اعمال تغییرات ساختاری بهینه شده‌اند. نتایج آنها نشان داد که مقدار سود حاصل ۲۸ درصد افزایش پیدا کرده است [۲۳].

التمتamy^۱ و همکارانش به مطالعه و بررسی بکارگیری آنالیز پینچ جهت بهینه سازی شبکه مبدل‌های گرمایی پالایشگاه گاز وسترن دیزرت در کشور مصر پرداختند. نتایج آنها نشان داد که با اضافه کردن دو مبدل به شبکه موجود، صرفه جویی در منابع خارجی سرد و گرم به ترتیب به میزان ۴۲ و ۲۱ درصد، با دوره بازگشت یکساله بدست می‌آید [۲۴].

سون جیون یون^۲ و همکاران با استفاده از آنالیز پینچ در یک واحد صنعتی تولید اتیل بنزن، با اضافه کردن یک مبدل جدید به کاهش هزینه سالانه به میزان ۶/۵٪ دست یافتند [۲۵].

متیجاسوی^۳ و همکارش با به کار بردن آنالیز پینچ برای شبکه مبدل‌های گرمایی واحد تولید اسید نیتریک، موفق به کاهش نیاز به آب خنک کننده و بخار با فشار متوسط شدند. برای رسیدن به این صرفه جویی سه مبدل را با مبدل‌های جدید جایگزین نموده و یک مبدل را حذف نمودند [۲۶].

معصومه فرخنده کواکی با استفاده از تکنولوژی پینچ در واحد آروماتیک پتروشیمی بندر امام توانست با آرایش جدید مبدل‌ها و بدون تعویض و یا افزودن مبدلی به میزان ۱۷ درصد در مصرف منابع گرم و ۹ درصد در مصرف منابع سرد صرفه جویی نماید [۲۷].

^۱ S.A.El-Temtamy

^۲ Sung-Geun Yoon

^۳ L.Matijasevic

دارد که محصولات آن خارج می‌شود. در ابتدا نفت خام استخراج شده با دمای ۱۵ درجه سانتی‌گراد، فشار ۱۰۰۰ کیلوپاسکال و دبی ۶۰۰۰۰۰ کیلوگرم بر ساعت با جریان آب ۱۵ درجه سانتی‌گراد، فشار ۱۰۰۰ کیلو پاسکال و با دبی ۲۱۶۰۰ کیلوگرم بر ساعت مخلوط می‌شود. یک جریان با دمای ۱۴/۹۷ درجه سانتی‌گراد، ۱۰۰۰ کیلوپاسکال و دبی ۶۱۶۰۰ کیلوگرم بر ساعت خارج می‌شود. در گام بعدی جریان خارج شده از میکسر با هدف دفع گازهای زائد وارد منبع حرارتی خارجی گرم می‌شود و دمای آن به ۶۵ درجه سانتی‌گراد می‌رسد؛ و با افت فشار داخل منبع حرارتی خارجی گرم، به فشار ۹۵۰ کیلوپاسکال می‌رسد.

جریان خوراک وارد دومین منبع حرارتی خارجی گرم شده و با دمای ۹۱ درجه سانتی‌گراد و فشار ۹۱۵ کیلوپاسکال خارج شده است. جریان خوراک، با هدف جداسازی آب، گاز و نفت وارد سپرایتور سه فاز شده است. جریان نفت دوباره وارد منبع حرارتی خارجی گرم شده و با دمای ۱۷۵ درجه سانتی‌گراد، فشار ۵۴۰ کیلوپاسکال و دبی ۶۰۰۲۰۹،۳ کیلوگرم بر ساعت خارج می‌شود و این جریان وارد سپرایتور شده و نفت و گاز آن دوباره جدا می‌شوند. جریان نفت خارج شده از سپرایتور وارد منبع حرارتی خارجی گرم شده و با دمای ۲۹۰ درجه سانتی‌گراد، ۲۹۰ کیلوپاسکال و دبی ۵۸۵۱۳۵،۸ کیلوگرم بر ساعت از منبع حرارتی خارجی گرم خارج می‌شود.

جریان بعد از گرم شدن آماده وارد شدن به برج تقطیر است؛ و دو جریان دیگر در سینی متفاوت وارد می‌شوند که مشخصات آن به شرح زیر می‌باشد. جریان نفت اصلی با دمای ۱۹۴ درجه سانتی‌گراد و فشار ۱۳۸۰ کیلوپاسکال و جریان آب دوم با دمای ۱۵۰ درجه سانتی‌گراد و ۳۵۰ کیلوپاسکال وارد برج تقطیر می‌شود.

خروجی‌های برج تقطیر به شرح زیر است:

- گاز با دمای ۴۹،۵ درجه سانتی‌گراد و فشار ۱۴۰ کیلو پاسکال
- نفتا با دمای ۴۹ درجه سانتی‌گراد و فشار ۱۴۰ کیلو پاسکال
- فاضلاب با دمای ۴۹،۵ درجه سانتی‌گراد و فشار ۱۴۰ کیلو پاسکال

درصد و ۴۲،۳۳ درصد کاهش یافت. سپس میزان تخریب انرژی شبکه مبدل حرارتی جدید طراحی شده با استفاده از دو روش ساده محاسبه شد: اول معادله تعادل انرژی برای شبکه و دوم استفاده از منحنی *Balanced Exergy Composite Curve*. مقایسه این دو روش نشان داد که هر دو نتایج مشابهی دارند. در مقایسه با شبکه مبدل حرارتی موجود، شبکه مبدل حرارتی جدید طراحی شده تخریب انرژی را حدود ۶۵ درصد کاهش داد. در مرحله بعد از آنالیز انرژی پیشرفته استفاده شد. نتایج نشان داد که ۸۳،۲ درصد از تخریب انرژی شبکه جدید طراحی شده اجتناب ناپذیر است و به دلیل ماهیت فرآیند تبادل حرارت است [۳۲].

مرور پژوهش‌های قبلی و کارهای انجام شده نشان دهنده این مطلب است که تاکنون فرایندهای فرآورش نفت خام به وسیله فناوری پینچ مورد بررسی و تحقیق قرار نگرفته اند. نتایج این تحقیق در صورت بهینه سازی فرآیند موجود، امکان بررسی فرایندهای مشابه را در کشور که در مناطق زیادی مورد استفاده قرار می‌گیرند، فراهم خواهد آورد. همچنین از مسائل حائز اهمیت در صنایع پالایشی بحث انرژی و افزایش بازده آن است. واحد اتمسفریک نفت خام از جمله پرمصرف‌ترین واحدهای صنعتی به شمار می‌آید، از این رو پیوسته تلاش‌های بسیاری برای افزایش بازده انرژی این واحد انجام شده است. در ادامه شرح فرآیند و انجام آنالیزهای حساسیت متعدد جهت انتخاب پارامترهای عملیاتی بطوری که به بهبود عملکرد فرآیند کمک کند پرداخته شده است. سپس با استفاده از آنالیز پینچ، به باز طراحی مبدل‌ها و اصلاح آن‌ها در یک پالایشگاه نفت خام شبیه‌سازی شده توسط نرم‌افزار پرداخته تا بتوان بار حرارتی منابع خارجی را کم کرده و به صرفه‌جویی انرژی کمک شود.

۲- شرح فرآیند و بیان مسئله و روش انجام کار

در این مقاله به بررسی واحد پالایشگاه نفت خام در پتروشیمی بوعلی سینا پرداخته شده است. واحد پالایشگاهی نفت بوعلی (شکل ۱) دارای یک برج تقطیر، دو واحد جداکننده (سپراتور) و سه عدد منبع حرارتی خارجی گرم می‌باشد. برج تقطیر ۳۱ سینی

۳- تحلیل نتایج و شبیه‌سازی فرآیند و اصلاح و بازسازی پالایشگاه

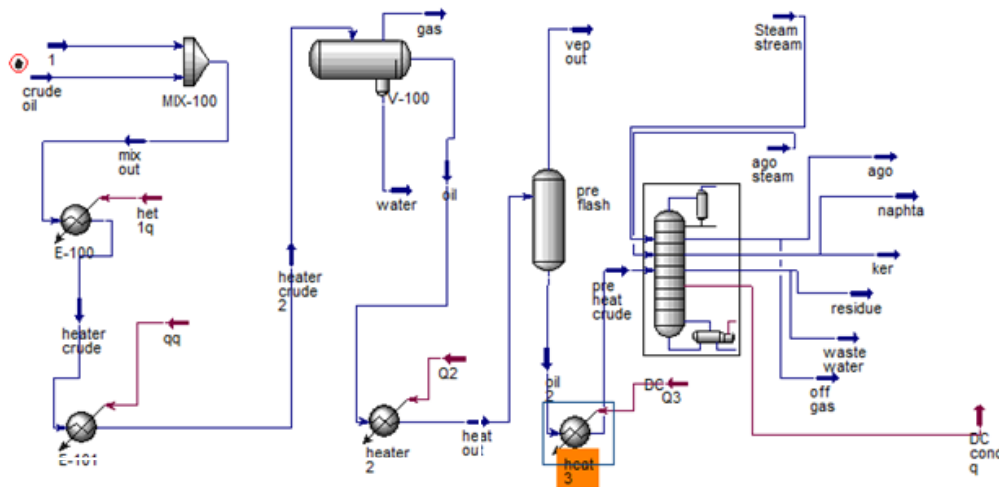
- باقیمانده با دمای ۲۷۷ درجه سانتی‌گراد و فشار ۲۳۰ کیلو پاسکال

۳-۱- نتایج شبیه‌سازی پالایشگاه

فرآیند در ابتدا با اختلاط جریان نفت و آب آغاز می‌شود و با افزایش دمای جریان در دو منبع حرارتی خارجی گرم متوالی به یک سپراتور سه فازی وارد می‌شود. در سپراتور سه فازی دو فاز مایع و یک فاز بخار جداسازی می‌شوند. فاز بخار سبک‌ترین فاز است که از بالا خارج می‌شود. یکی از فازهای مایع سبک و دیگری سنگین است که فاز سنگین از کف سپراتور خارج می‌شود. از آنجا که آب سنگین‌تر از نفت است (چگالی بیشتری دارد) پس به عنوان فاز سنگین‌تر از کف سپراتور خارج می‌شود. شکل (۳) پارامترهای عملیاتی را نشان می‌دهد. هدف از اختلاط آب و نفت تسهیل جداسازی اجزای محلول در نفت است.

برای دو جریان سرد و دو جریان گرم با مشخصات شکل (۲) مبدل حرارتی طراحی شده که علاوه بر رسیدن به دمای هدف، تامین انرژی از طریق منابع خارجی را به حداقل می‌رساند.

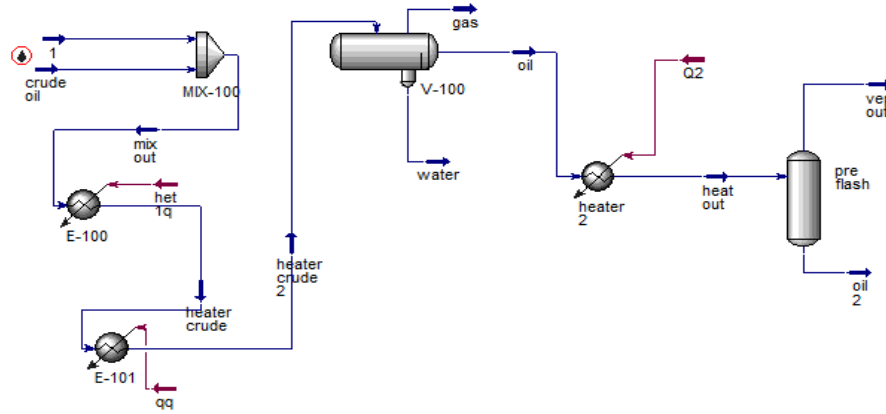
در مقاله حاضر با توجه به آنالیزهای حساسیتی که انجام شده است، به بررسی پارامترهای عملیاتی پرداخته می‌شود و تاثیرات هر کدام از آنها مشاهده شده و سپس پالایشگاه اصلاح و باز طراحی خواهد شد. به طور کلی در این مقاله به طراحی پالایشگاه و بررسی نتایج آن، نظیر تاثیر دمای سپراتور بر دبی جرمی، تحلیل انرژی مصرفی منبع حرارتی خارجی گرم، تغییرات دبی جریان‌ها با دمای سیال ورودی به فلش درام، و... پرداخته شده و با استفاده از قوانین پینچ، منابع حرارتی پالایشگاه اصلاح شده است.



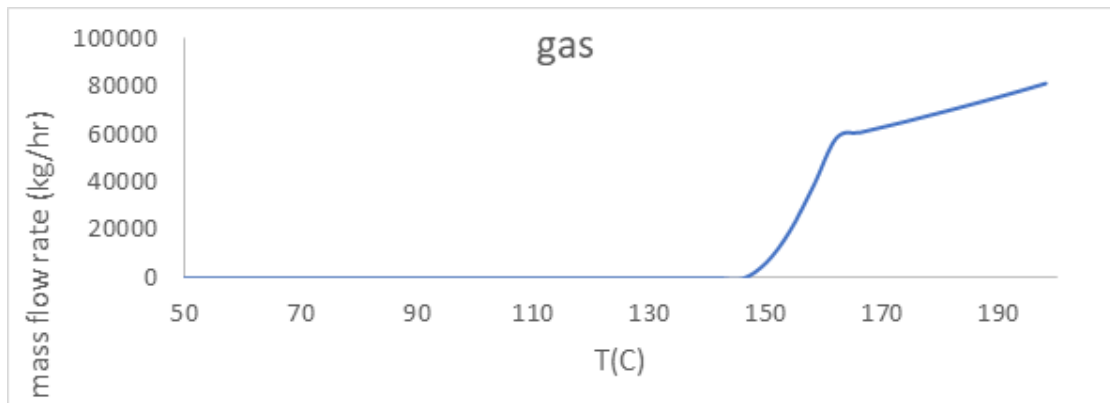
شکل ۱- شبیه‌سازی پالایشگاه بوعلی

	Inlet T [C]	Outlet T [C]	MCp [kJ/C-h]	Enthalpy [kJ/h]	Segm.	HTC [kJ/h-m2-C]	Flowrate [kg/h]	Effective Cp [kJ/kg-C]	DT Cont. [C]
hot 1	150.0	80.0	3.000	210.0		720.0	---	---	Global
hot 2	180.0	120.0	1.500	90.00		720.0	---	---	Global
cold1	65.0	135.0	2.000	140.0		720.0	---	---	Global
cold2	91.8	140.0	4.000	192.8		720.0	---	---	Global
***New**									

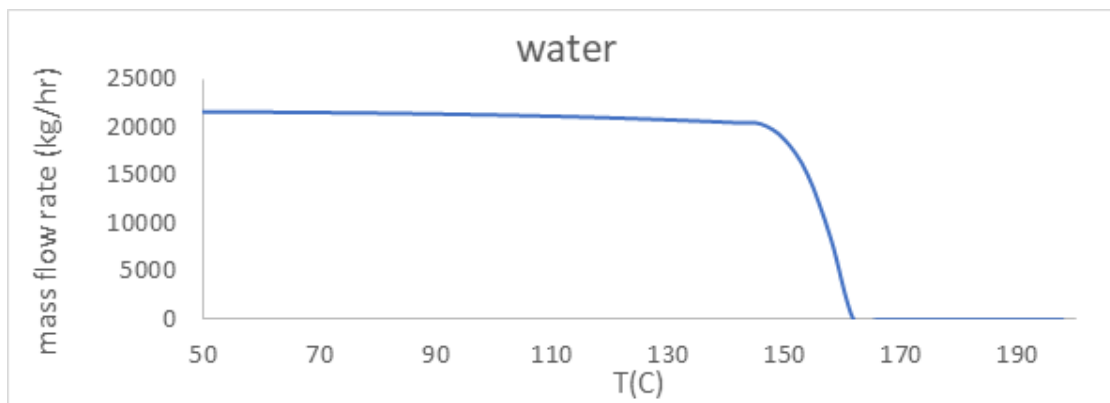
شکل ۲- مشخصات جریان‌ها



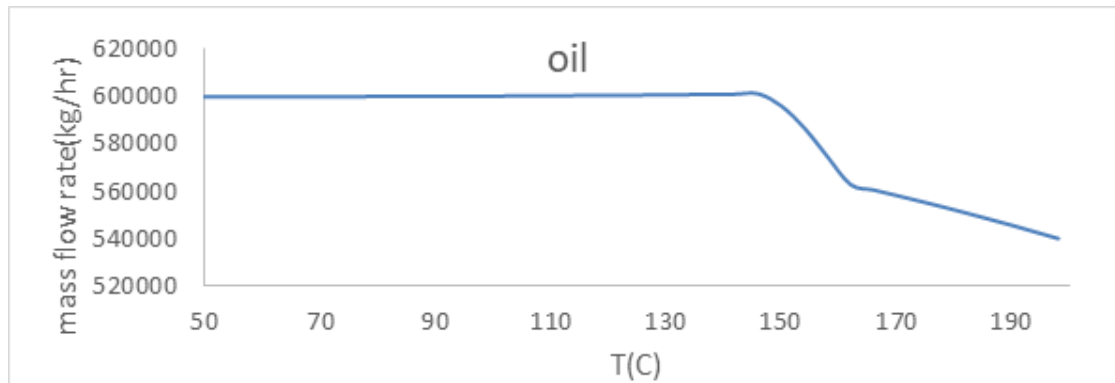
شکل ۳- پارامترهای عملیاتی



شکل ۴- تغییرات دبی جرمی بخار بر حسب دما



شکل ۵- تغییرات دبی جریان آب بر حسب دما



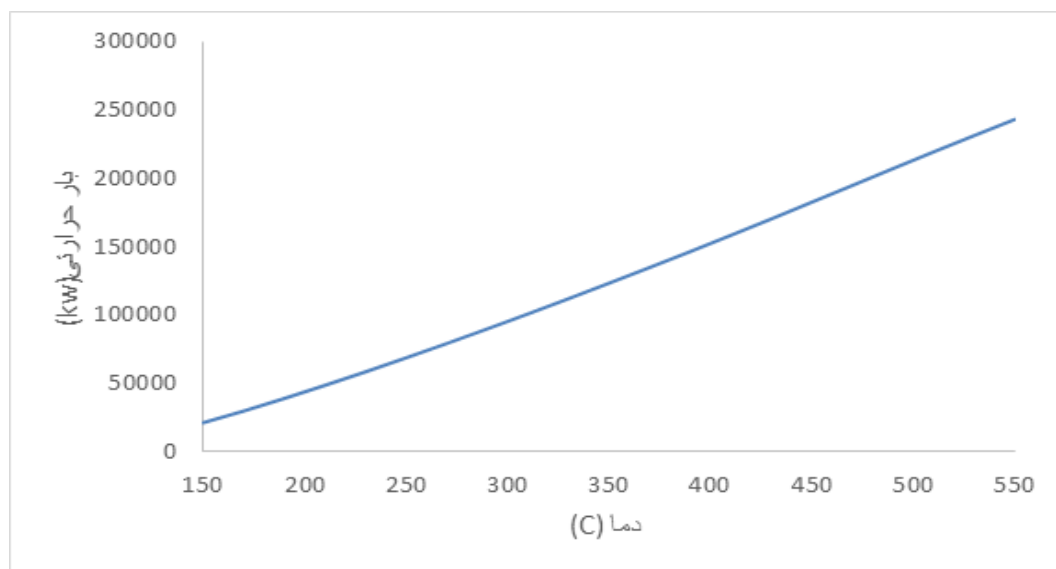
شکل ۶- تغییرات دبی جریان نفت بر حسب دما

همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش دما دبی جریان بخار افزایش می‌یابد. در شکل (۵) نیز همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش دما، دبی جریان آب کاهش می‌یابد. تا قبل از نقطه حباب، شیب کاهش دبی جرمی بسیار کند است و در این منطقه هر چقدر دبی جریان آب کاهش یابد به دبی جریان نفت افزوده می‌شود زیرا دبی جریان گاز صفر است. با عبور از نقطه حباب شیب کاهش دبی بطور چشم‌گیر افزایش یافته بطوری که در دمای ۱۶۲ درجه سانتی‌گراد دبی جریان آب کاملاً صفر می‌شود.

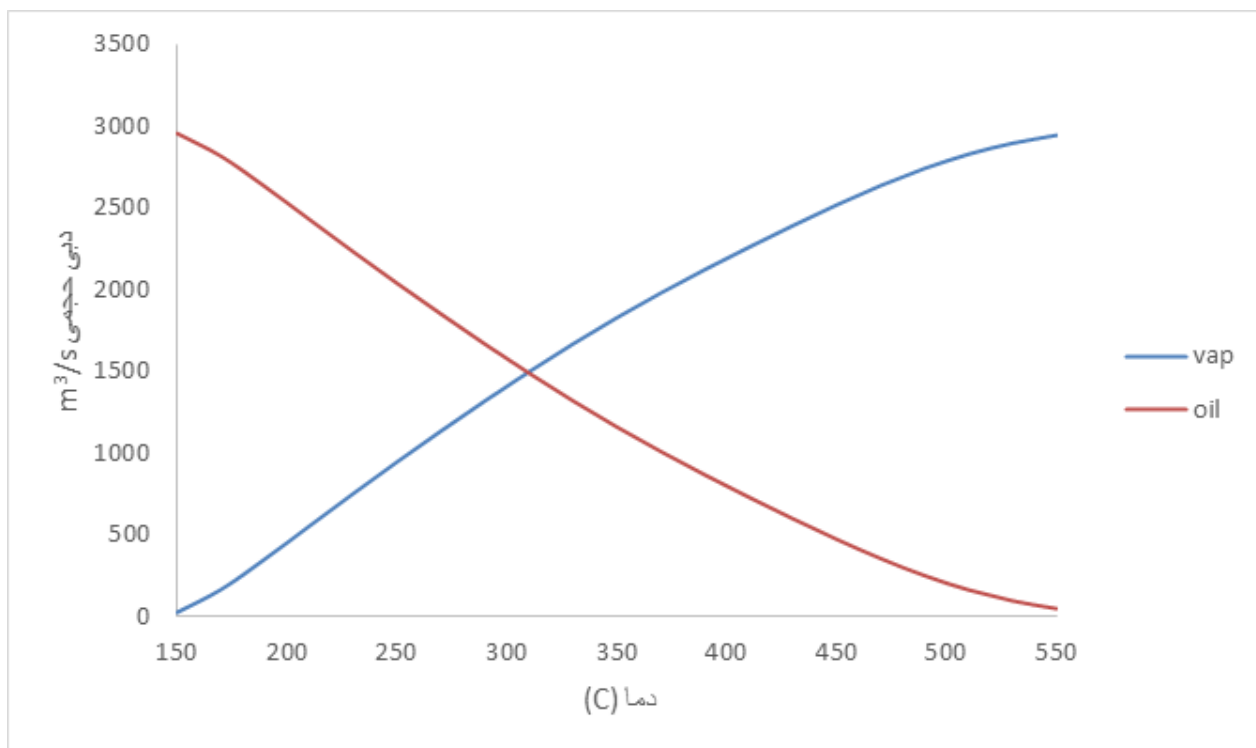
۳-۱-۱- بررسی تاثیر دمای سپراتور گاز، بر دبی جرمی

شکل (۴) دبی جرمی جریان گاز بر حسب دما را نشان می‌دهد در این نمودار آنالیز حساسیت از دمای ۵۰ درجه سانتی‌گراد تا دمای ۲۰۰ درجه سانتی‌گراد انجام شده و مشخص است. دبی جرمی جریان گاز تا دمای

حدود ۱۵۰ ثابت و صفر است و پس از آن با افزایش دما افزایش می‌یابد. صفر بودن دبی جرمی تا قبل از دمای ۱۵۰ درجه سانتی‌گراد ناشی از دمای حباب جریان در فشار جریان است.



شکل ۷- تغییرات بار حرارتی بر حسب دما



شکل ۸- نمودار دبی جرمی بر حسب دما جریان‌های بخار و نفت

هزینه‌های عملیاتی و هم هزینه ساخت مبدل می‌شود.

۳-۱-۳- بررسی تغییرات دبی جریان‌ها با دمای سیال

ورودی به فلش درام

استفاده از فلش درام قبل از برج تقطیر به دلیل جداسازی بخارات موجود در گاز و تاثیر آن بر کاهش بار حرارتی دیگ و چگالنده ضروری است. در شکل (۸) تغییرات دبی جریان‌ها با تغییر دمای سیال ورودی به تجهیز مشاهده می‌شود. همانطور که مشخص است با افزایش دما، دبی بخار جداسازی شده افزایش یافته است که از نظر ترمودینامیکی قابل انتظار است. بنابراین با افزایش دبی بخار و با صحت قوانین موازنه جرم، انتظار کاهش دبی جریان مایع تولیدی می‌رود که در شکل مشاهده می‌شود.

۳-۱-۴- تحلیل برج تقطیر

برج‌های تقطیر جهت جداسازی و خالص سازی مواد با نقطه جوش متفاوت و جداسازی برش‌های مختلف هیدروکربنی موجود در نفت خام، بهترین و مقرون به صرفه‌ترین روش استفاده از این فرآیند است.

در این قسمت برج تقطیر دارای یک چگالنده و یک دیگ و چند

۳-۱-۲- تحلیل انرژی مصرفی منبع حرارتی خارجی

گرم

شکل (۷) تغییرات بار حرارتی بر حسب دما را نشان می‌دهد که می‌توان نتیجه افزایش ظرفیت حرارتی مواد به دلیل افزایش دما و افزایش اختلاف دما را مشاهده کرد. برای تحلیل انرژی در این تجهیز، آنالیز حساسیت نسبت به دمای سیال ورودی به آن در فشار ثابت به کار برده می‌شود. به طور کلی با افزایش دمای سیال ورودی به فلش درام، بار حرارتی چگالنده قبل از آن افزایش می‌یابد. در شکل (۶) نیز همان طور که در قسمت قبل پیش بینی شد، تا قبل از نقطه حباب با افزایش دما دبی جریان نفت افزایش داشت، ولی بعد از نقطه جریان نفت با شدت زیاد کاهش می‌یابد. این روند کاهش ادامه خواهد داشت تا به نقطه شبنم رسیده که در آن تماماً بخار بوده و دبی سایر جریان‌ها صفر شود

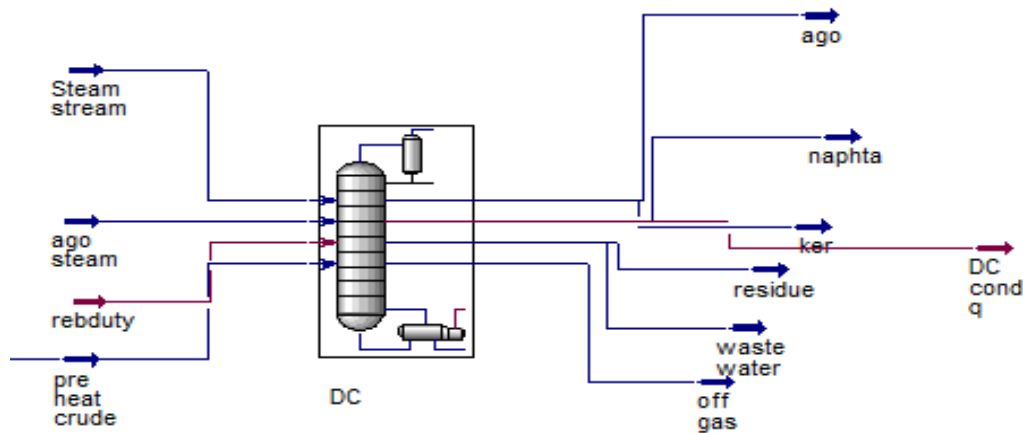
در حالت کلی با افزایش دما دبی جریان بخار افزایش می‌یابد و در نتیجه دبی جریان فاز مایع سنگین کاهش خواهد یافت و دبی فاز مایع سبک نیز متاثر از دو فاز دیگر تغییرات خواهد داشت. افزایش بار حرارتی منبع حرارتی خارجی گرم هم باعث افزایش

توجه به سطح دمای دیگ از انواع بخار استفاده می‌شود. اجزای دیگ در شکل (۱۱) نشان داده شده است.

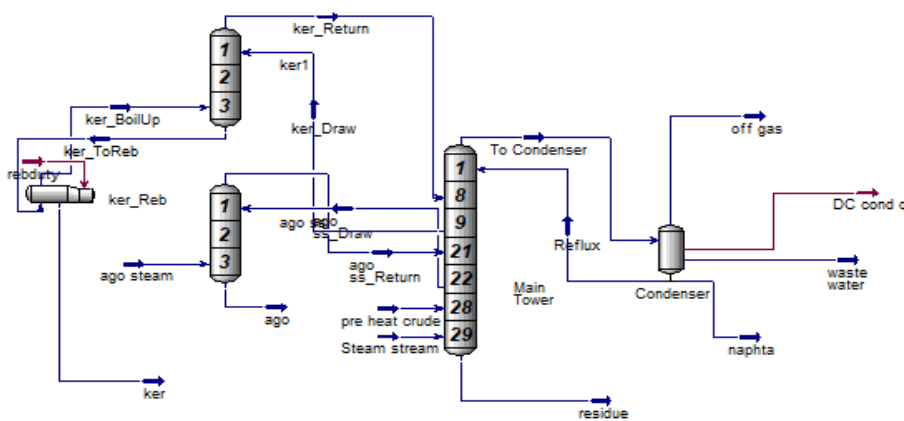
به نسبت جریان بازگشتی (بخار) به جریان مایع خروجی از دیگ (محصول پایین برج که در این فرآیند باقیمانده نام گرفته) نسبت جوش (boilup ration) می‌گویند. با ورود بخار از دیگ به برج و صعود آن به مراحل بالاتر، انتقال جرم بین سطوح مایع و بخار صورت می‌گیرد و اجزای سبک در طی تعادل ترمودینامیکی و همچنین انتقال جرم به فاز بخار وارد می‌شوند و از طرفی فاز مایع اجزا سنگین را به خود جذب می‌کند.

استریپر جانبی است که وظیفه آنها افزایش خلوص جریان‌های جانبی است. در شکل (۹) نمای خارجی برج تقطیر و شکل (۱۰) نمای داخلی آن را نشان می‌دهد. با ورود خوراک به برج به صورت مایع (در حال جوش) بر روی یکی از سینی‌های میانی برج، حرکت مایع به سمت سینی‌های پایینی انجام می‌گیرد. سپس پس از خروج از پایین‌ترین سینی برای تبخیر و بازگردانی آن به برج از تجهیزاتی به نام دیگ استفاده می‌شود که این کار خالص‌سازی جریان‌ها را بهتر صورت می‌دهد.

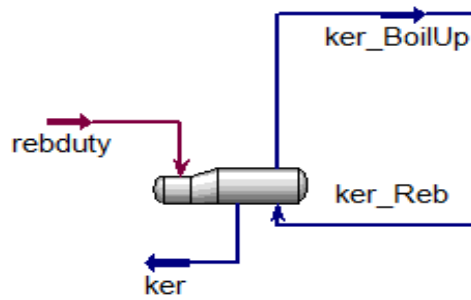
در دیگ برای تبخیر جریان به انرژی گرمایی نیاز است که این انرژی معمولاً بصورت بخار آب مورد استفاده قرار می‌گیرد و ب



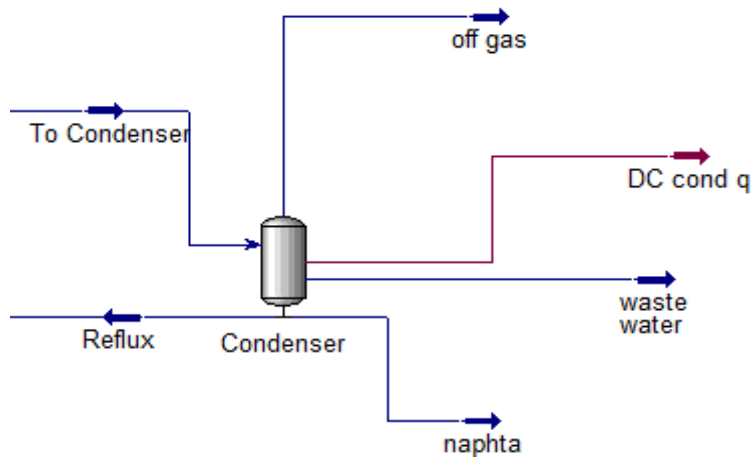
شکل ۹- نمای برج تقطیر



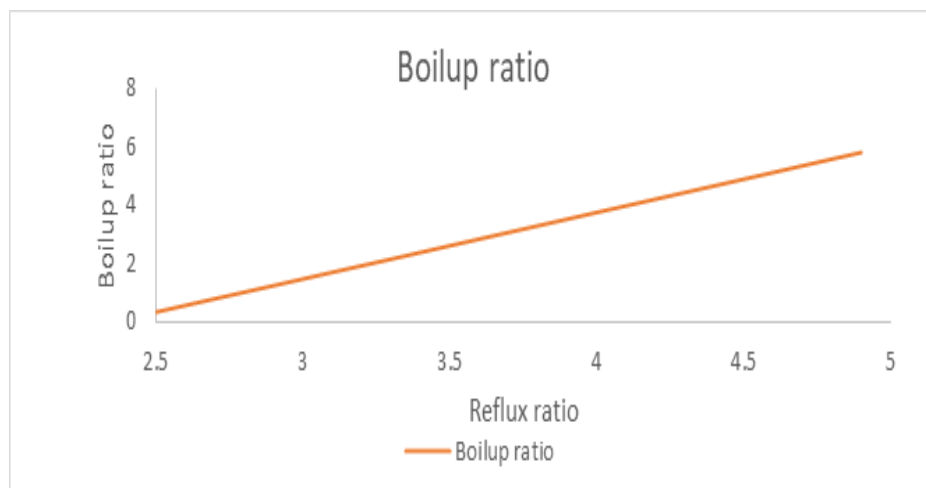
شکل ۱۰- نمای داخلی تجهیزات برج تقطیر



شکل ۱۱- نمای عملیاتی دیگ



شکل ۱۲. نمای عملیاتی چگالنده



شکل ۱۳- نمودار نسبت جوشش به نسبت ریفلکس

که در دیگ انجام شده و به تکمیل آن کمک می‌کند. در چگالنده نیز به نسبت مایع برگشتی به خارج شده از بالا نسبت ریفلکس (refluxation) می‌گویند. شکل (۱۲) نمای عملیاتی چگالنده را نشان می‌دهد

با رسیدن بخار به سینی اول و گذر از آن، از تجهیزری به نام چگالنده برای میعان قسمتی از آن استفاده می‌شود. این بازگردانی به همان دلیل انجام می‌شود

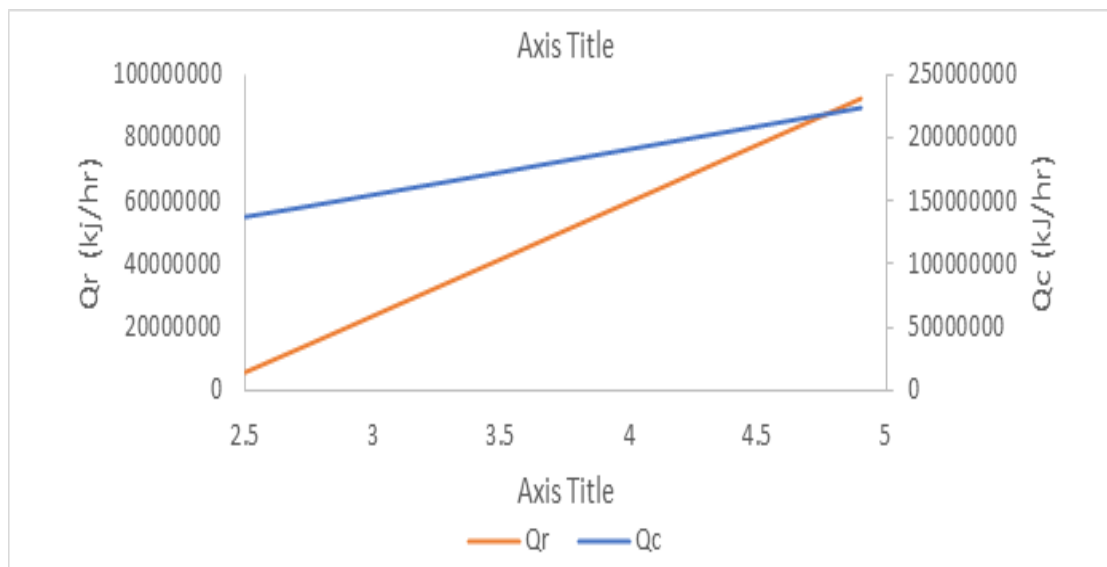
دیده می‌شود با افزایش نسبت ریفلاکس جرم مولکولی نفتا کاهش یافته و جرم مولکولی کروژن افزایش و کاهش جرم مولکولی جریان نفتا را می‌توان نشانه‌ای بر افزایش غلظت مواد هیدروکربنی سبک در آن دانست. همچنین افزایش جرم مولکولی در کروژن دلیلی بر افزایش غلظت مواد سنگین‌تر در آن است.

به همین دلیل می‌توان گفت افزایش نسبت ریفلاکس در جهت افزایش خلوص جریان‌ها عمل کرده است. این مزیت همانطور که گفته شد با افزایش بار حرارتی دیگ و چگالنده ایجاد شده است. به همین دلیل است که بهینه‌سازی اقتصادی فرآیند اهمیت می‌یابد زیرا که افزایش خلوص جریان‌ها به افزایش قیمت فروش آنها منتج می‌شود ولی در خلاف جهت آن بار حرارتی دیگ و چگالنده افزایش یافته که سبب افزایش هزینه فرآیند می‌شود. مطابق شکل (۱۶) نرخ انتقال حرارت مورد نیاز این پالایشگاه (منبع گرمایی و برج تقطیر) به تفکیک آورده شده است. به طور

در شکل (۱۴) تاثیر نسبت ریفلاکس در بارحرارتی چگالنده و دیگ دیده می‌شود. با افزایش نسبت ریفلاکس، به دلیل میعان مقادیر بیشتری از بخار در چگالنده، به بار حرارتی بیشتری برای سرمایه‌گذاری نیاز می‌باشد.

به طور کلی در برج تقطیر مصرف انرژی و هزینه‌های عملیاتی از طریق انرژی مصرفی در دیگ و چگالنده اعمال می‌شود. در شکل (۱۳) تاثیر نسبت ریفلاکس در نسبت جوشش دیده می‌شود. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش نسبت ریفلاکس، دبی مایع درون برج افزایش می‌یابد و چون دبی محصول پایین ثابت است، انتظار افزایش نسبت جوشش در دیگ وجود دارد.

همچنین با افزایش نسبت ریفلاکس و در نتیجه افزایش نسبت جوشش در دیگ، مقادیر بیشتری از مایع در دیگ تبخیر می‌شود و به همین دلیل بار گرمایشی دیگ افزایش می‌یابد. همانطور که گفته شد هدف از افزایش

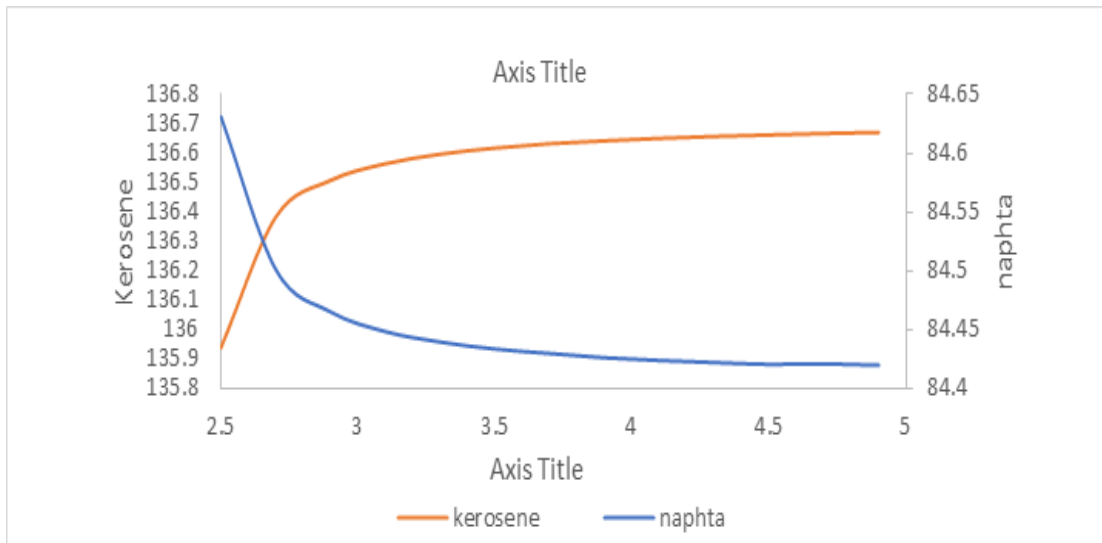


شکل ۱۴- تاثیر نسبت ریفلاکس در بارحرارتی چگالنده و دیگ

کلی، نرخ انتقال حرارت مورد نیاز این پالایشگاه ۵۶۹۰۸۵۹۶۶.۳ کیلو ژول بر ساعت است.

نسبت ریفلاکس، افزایش بازگردانی جریان‌ها می‌باشد که به خالص‌سازی کمک می‌کند. در شکل (۱۵) تاثیر افزایش نسبت ریفلاکس بر خلوص دو جریان دیده می‌شود. همانطور که ذکر شد

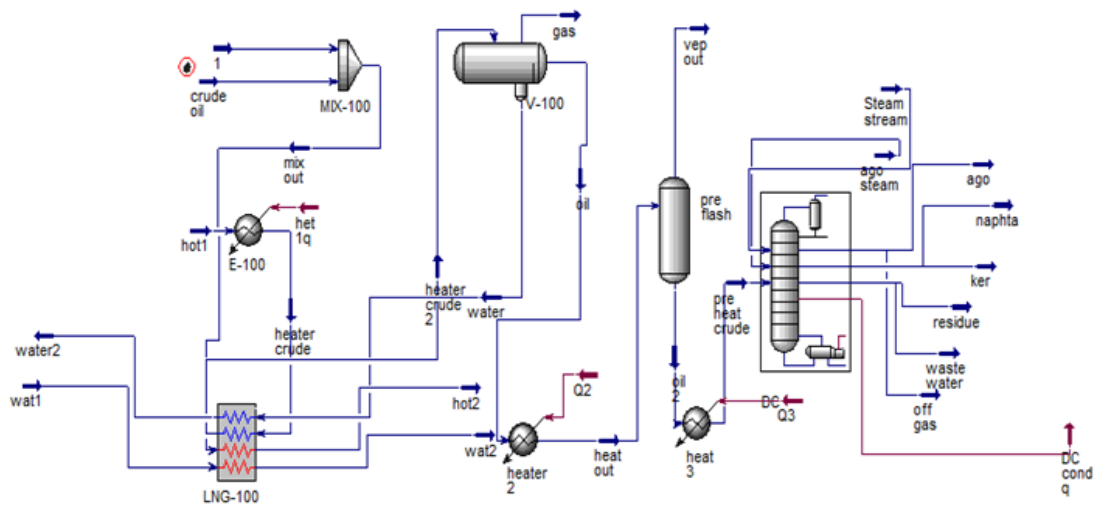
در برش‌های نفتی، به دلیل عدم مشهود بودن مواد از جرم مولکولی برای تشخیص عملکرد استفاده می‌شود. همانطور که



شکل ۱۵- نسبت ریفلکس به جرم مولکولی نفتا و کروژن

het 1q	Q2	Q3	DC cond q	qq
6.043e+007	1.165e+008	2.143e+008	1.430e+008	3.483e+007

شکل ۱۶- نرخ انتقال حرارت هر تجهیز به تفکیک



شکل ۱۷- پالایشگاه اصلاح شده

eams		Compositions	Energy Streams	Unit Ops	
		het 1q	Q2	Q3	DC cond q
kl/h]		6.043e+007	1.165e+008	2.143e+008	1.430e+008

شکل ۱۸- نرخ انتقال حرارت بعد اصلاح پالایشگاه

۳-۲- اصلاح و بازسازی پالایشگاه

در این قسمت با استفاده از مفاهیم پایه انتگراسیون انرژی و نرم‌افزار، با حذف کردن منبع حرارتی خارجی گرم و سرد، دو جریان سرد و دو جریان گرم در یک مبدل با هم انتقال حرارت انجام داده و باعث حذف انرژی مورد نیاز منبع حرارتی خارجی گرم و سرد شده و در نتیجه باعث کاهش مصرف انرژی در کل پالایشگاه می‌شود. فرآیند با اختلاط آب و نفت آغاز شده و با وارد شدن به منبع حرارتی خارجی گرم دمای آن از ۱۴ درجه سانتی‌گراد به ۶۵ درجه سانتی‌گراد رسیده است. و در ادامه وارد مبدل حرارتی طراحی شده و با جریان آب خروجی از سپراتور سه فازی تبادل حرارت می‌کند. در شکل (۷۱) نمای عملیاتی پالایشگاه طراحی شده را نشان می‌دهد. بعد از طراحی مبدل حرارتی و به حداقل رساندن مصرف منابع حرارتی خارجی نتایج به دست آمده و با حذف یک منبع خارجی و استفاده از جریان‌های موجود نرخ انتقال حرارت کل پالایشگاه برابر است با ۴۲۹۶۵۲۴۳۵ کیلو ژول بر ساعت.

۴- نتیجه‌گیری کلی و پیشنهادات

در این مقاله به بررسی آنالیز پینچ و شبیه‌سازی پالایشگاه نفت پرداخته شد. همانطور که در این مقاله مشاهده شد با توجه به افزایش قیمت حامل‌های انرژی و محدودیت سوخت‌های فسیلی موجود و همچنین تصویب قوانین سختگیرانه تر زیست محیطی، توجه به موضوع بهینه‌سازی مصرف انرژی در صنایع به ویژه صنایع پالایش نفت که در مقایسه با صنایع دیگر دارای مصارف انرژی بالایی هستند، اجتناب ناپذیر است.

- باتوجه به شبیه‌سازی انجام شده، مقدار نرخ انتقال حرارت خروجی از منابع خارجی گرم
- و دیگر این پالایشگاه با استفاده از نرم افزار ۳.۵۶۹۰۸۵۹۶۶ کیلو ژول بر ساعت می‌باشد.
- با استفاده از مفاهیم انتگراسیون، آنالیز پینچ و طراحی مبدل حرارتی نرخ انتقال حرارت به ۵۳۴۲۵۶۹۲۴ کیلو

ژول بر ساعت کاهش یافت.

- نتایج نشان داد که تنها با آنالیز پینچ و طراحی یک مبدل حرارتی حدود ۷ درصد مصرف منابع خارجی کاهش پیدا کرده است.

به منظور دستیابی به اهداف بالاتر، می‌توان موضوعات زیر را برای ادامه کار پیشنهاد کرد:

- بررسی سایر پتانسیل‌های بهینه‌سازی برج تقطیر مانند بهینه‌سازی نسبت‌های جریان برگشتی و بهینه‌سازی فشار عملیاتی.
- استفاده از سایر نرم‌افزارهای مربوط به آنالیز پینچ و مقایسه نتایج آنها با نتایج موجود.
- طراحی مبدل و آنالیز پینچ برای سایر منابع حرارتی و مقایسه نتایج آنها با موجود.

۵- مراجع

- [1] Yadegari, M. and A. Bak Khoshnevis, Investigation of entropy generation, efficiency, static and ideal pressure recovery coefficient in curved annular diffusers. The European Physical Journal Plus, (2021). 136: p. 1-19.
- [2] Yadegari, M. and A.B. Khoshnevis, Entropy generation analysis of turbulent boundary layer flow in different curved diffusers in air-conditioning systems. The European Physical Journal Plus, (2020). 135(6): p. 534.
- [3] Yadegari, M. and A.B. Khoshnevis, Numerical study of the effects of adverse pressure gradient parameter, turning angle and curvature ratio on turbulent flow in 3D turning curved rectangular diffusers using entropy generation analysis. The European Physical Journal Plus, (2020). 135(7): p. 548.
- [4] Yadegari, M., An optimal design for S-shaped air intake diffusers using simultaneous entropy generation analysis and multi-objective genetic algorithm. The European Physical Journal Plus, (2021). 136(10): p. 1019.
- [5] Yadegari, M. and A. Bak Khoshnevis, A numerical

- [14] B. Wang, J.J. Klemeš, P.S. Varbanov, H.H. Chin, Q.-W. Wang, M. Zeng, Heat exchanger network retrofit by a shifted retrofit thermodynamic grid diagram-based model and a two-stage approach, *Energy* 198 (2020), 117338,
- [15] I.C. Kemp, *Pinch Analysis and Process Integration: A User Guide on Process Integration for the Efficient Use of Energy*, second ed., Elsevier/Butterworth-Heinemann, 2007.
- [16] L. Gai, P.S. Varbanov, J.J. Klemeš, L. Sun, Hierarchical targeting of hydrogen network system and heat integration in a refinery, *Chem. Eng. Trans.* 81 (2020) 217–222,
- [17] A. Manizadeh, A. Entezari, R. Ahmadi, The energy and economic target optimization of a naphtha production unit by implementing energy pinch technology, *Case Stud. Therm. Eng.* 12 (2018) 396–404
- [18] U. Safder, P. Ifaei, C. Yoo, A novel approach for optimal energy recovery using pressure retarded osmosis technology: chemical exergy pinch analysis – case study in a sugar mill plant, *Energy Convers. Manag.* 213 (2020), 112810,
- [19] M.M. El-Halwagi, *Sustainable Design through Process Integration*, Elsevier Inc., Massachusetts, USA, 2012.
- [20] V.K. Bulasara, R. Uppaluri, A.K. Ghoshal, Revamp study of crude distillation unit heat exchanger network: energy integration potential of delayed coking unit free hot streams, *Appl. Therm. Eng.* 29 (2009) 2271–2279
- [21] R. lotfi, F. sanandaji, The application of pinch and exergy analysis in increasing the power of thermal power plants, 10th National Iranian Chemical Engineering Congress, Iran, Zahedan, (2005), (in Persian).
- [22] M. Jafari nasr, M. shahvardi, Applying technology to improve heat transfer in the modification of heat exchangers, in order to increase energy efficiency, 8th National Iranian Chemical Engineering Congress, Iran, Mashhad, (2003), (in Persian).
- [6] Haghightajoo, H., M. Yadegari, and A. Bak Khoshnevis, Optimization of single-obstacle location and distance between square obstacles in a curved channel. *The 10.22034/STME.2024.425737.1048 European Physical Journal Plus*, 2022. 137(9): p. 1042.
- [7] M. Mehdizadeh-Fard, F. Pourfayaz, M. Mehrpooya, A. Kasaeian, Improving energy efficiency in a complex natural gas refinery using combined pinch and advanced exergy analyses, *Appl. Therm. Eng.* 137 (2018) 341–355,
- [8]. B. Linnhoff, D. W. Townsend, D. Boland, G. F. Hewitt, B. E. A. Thomas, A. R. Guy & R. H. Marsland, 1983 .A User Guide on Process Integration for the Efficient Use of Energy. Institution of Chemicals Engineers.
- [9]. Bejan.A,Tsatsaronis.G,Moran.M, 1996, . Thermal Design and Optimization .John Wiley and Sons.
- [10] A. Talaei, A.O. Oni, M. Ahiduzzaman, P.S. Roychaudhuri, J. Rutherford, A. Kumar, Assessment of the impacts of process-level energy efficiency improvement on greenhouse gas mitigation potential in the petroleum refining sector, *Energy* 191 (2020), 116243,
- [11] D. Ibrahim, M. Jobson, J. Li, G. Guill'en-Gos'albez, Optimal design of flexible heat-integrated crude oil distillation units using surrogate models, *Chem. Eng. Res. Des.* 165 (2021) 280–297,
- [12] M. panjehshhi, F. atabi, F. ataei, Y. golzari, Improving the thermal cycle performance of Shazand Arak steam power plant, using pinch and exergy composite analysis. 22nd International Power System Conference, Iran, Tehran, (2007), (in Persian).
- T.G. Walmsley, B.H.Y. Ong, J.J. Klemeš, R.R. Tan, [13] P.S. Varbanov, Circular Integration of processes, industries, and economies, *Renew. Sustain. Energy Rev.* 107 ,(2019) 507–515

unit, through modification of heat exchangers using pinch technology, Master's thesis, Iran, Petroleum university of technology, (2022), (in Persian).

[23] M. Mehrpoya, Simulation and optimization of natural gas refinery, Master's thesis in mechanical engineering, Iran, University of Tehran, (2014), (In Persian).

[24] S. A. El- Temtamy, I. Hamid, and E. M. a. E.- R. Gabr, Seyed, "The Use of Pinch Technology to Reduce Utility Consumption in a Natural Gas Processing Plant," *Petroleum Science and Technology*, 28 (2010), , pp. 1316-1330.

[25] Sung-Geun Toon, "Heat Integration Analysis for an Industrial Ethylbenzene Plant Using Pinch Analysis", *Applied Thermal Engineering*, 27 (2007), pp. 886-897.

[26] L. Matijasevic, H. Otmaei, "Energy Recovery by Pinch Technology", *Applied Thermal Engineering*, 22 (2002), pp. 477-484.

[27] M. farkhondeh kavaki, M. panjehshhi, Optimizing the energy consumption of the aromatic unit in Bandar Imam Petrochemical Company, using pinch technology method, Master's thesis in chemical engineering, Iran, University of Tehran, (2002), (in Persian).

[28] M. alikhani, M. panjehshhi, Reduction of thermal energy consumption of Isomax unit in Tehran refinery, using pinch technology, Master's thesis in chemical engineering, Iran, University of Tehran, (2001), (in Persian).

[29] M. hojateslami, R. shokrani, H. fatemi, Applying Pinch technology to optimize energy consumption in Hafshejan sugar factory (Chaharmahal), *Journal of food science and technology (Iran)*, Vol. 4, (2006), (in Persian).

[30] S. sanaye, H. majidi, Optimization of heat exchangers of concrete production unit - 1 of Tabriz Petrochemical using pinch analysis, *Journal of Heat Exchanger (Iran)*, Vol. 5, (2009), (in Persian).

[31] M. kheyri, M. hayati ashtiani, Study of thermal pinch of LPG refinery unit, Master's thesis in chemical engineering, Iran, University of Kashan, (2022), (in Persian).

[32] M. shokripour, A. alizadeh, J. khoshrou, Improving exergy efficiency in an atmospheric crude oil distillation

بررسی شرایط تاثیرگذار بر عملکرد اسکرو کانوایر با هدف اصلاح یا بازطراحی مکانیزم آن در مجتمع مس شهر بابک

مهدی آخوندی زاده^{۱*}، میثم آتش افروز^۲، کامران فتحی پور^۳

۱- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سیرجان، سیرجان، ایران

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سیرجان، سیرجان، ایران

۳- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سیرجان، سیرجان، ایران

چکیده

در پژوهش پیش رو، مشکلات عملکردی اسکروفیدر-کانوایر مجتمع مس شهر بابک بررسی شده است. در این راستا، طراحی سیستم، براساس کدهای طراحی، مطالعه شده و درستی طراحی اسکرو، متناظر با شرایط کارکرد، ارزیابی شده است. نمودارهای تغییر سرعت اسکرو، نرخ انتقال بار و نرخ تخلیه دوزین بین در زمانها و شرایط کاری مختلف از اتاق کنترل دریافت و به دقت ارزیابی شده است. داده‌های تجربی مشخص کرد که نرخ انتقال اسکرو، در شرایط مختلف، مقادیری دارد که با رابطه تئوری که در مراجع برای محاسبه آن ارائه شده است همخوانی ندارد. بنابراین، از داده‌برداری در شرایط مختلف، برای اصلاح ضریب معادله تئوری کمک گرفته شد تا بتوان محاسبات تئوری را به مقادیر واقعی نزدیک کرد. با ضرایب اصلاحی محاسبه شده، امکان بررسی ظرفیت طرح قبلی اسکرو و طرح جدید، در شرایط مختلف فراهم شد و بر این اساس، ظرفیت بیشینه اسکرو محاسبه شد. بازطراحی اسکرو براساس شرایط مواد و نرخ مورد تقاضا انجام شده است.

کلمات کلیدی

طراحی نقاله‌ها، اسکرو کانوایر، اسکرو فیدر، جریان مواد دانه‌ای، شیب اسکرو.

Study the influencing parameters on performance of screw conveyor in order to redesign it in ShahreBabak copper complex

Mehdi Akhondizadeh^{1*}, Meysam Atashafrooz¹, Kamran Fathipour¹

1- Mechanical Engineering Department, Sirjan University of Technology, Sirjan, Iran

Abstract

In the present work, the performance of a case study screw conveyor in ShahreBabak copper complex has been studied. The design of screw based on the standard design codes, especially CEMA code, has been investigated to determine the design problems. The variation graphs of the screw speed, material rate and the upper bin discharge have been recorded to use in evaluations. Data collection revealed that the screw conveying rate of material did not match with the evaluations which given by the standard codes for the conveying capacity of screw. The data were used to derive a correction factor between the operational data and theoretical relations of conveying capacity. By the obtained correction factor, the relation for evaluation of the case screw capacity was derived and by with, the maximum screw capacity was determined. Redesign of screw, according to the material conditions and required capacity (of about 72 t/h) has been performed.

Keywords

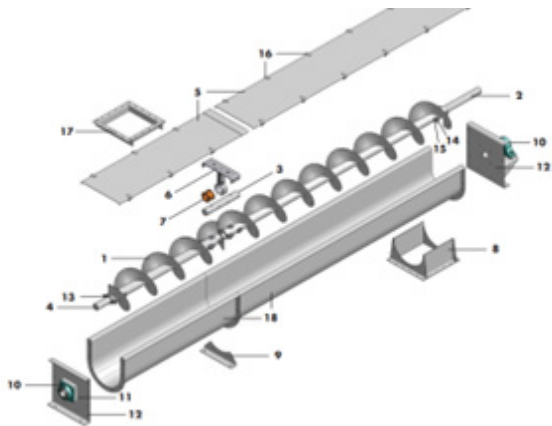
Conveyor design, Screw conveyor, Screw feeder, Material handling, Screw slope.

۱-مقدمه

محاسبه پارامترهای عملکردی استفاده شده است. ضرایب معادله محاسبه نرخ انتقال اسکرو، با انطباق نتایج تجربی و محاسبات تئوری، استخراج شده است. از ضرایب استخراج شده، برای بازطراحی اسکرو استفاده شده است.

۲- معرفی اسکرو کانوایر

اسکروفیدرها و کانوایرها، از فرآیند جابجایی مثبت مواد در تماس با حلزون، برای تغذیه و یا انتقال مواد استفاده می‌کنند. اصل کارکرد این تجهیزات به این صورت است که، در اثر یک دور دوران حلزون، چون مواد تقریباً نمی‌چرخند ولی حلزون می‌چرخد، مواد برای انطباق موقعیت در تماس خود با حلزون، مجبور هستند در امتداد محور دوران جابجا شوند و این فرآیند جابجایی مثبت گفته می‌شود. اجزای اصلی اغلب این تجهیزات، در شکل ۱ نشان داده شده و در جدول ۱ معرفی شده‌اند.



شکل ۱- شماتیک اجزای اصلی اسکرو کانوایرها [۵]

جدول ۱- اعضای اسکرو کانوایر متناظر با شکل ۱

۱۰ بیرینگ انتهایی	۱ اسکرو
۱۱ آب بند	۲ شفت
۱۲ صفحات انتهایی	۳ کوپلینگ
۱۳ بوش	۴ شفت انتها
۱۴ پیچ کوپلینگ	۵ درپوش
سایر اجزا	۶ نشیمنگاه بیرینگ

امروزه، اسکرو کانوایرها در صنایع متعدد از جمله صنایع معدنی، کشاورزی، پزشکی و تولید، برای انتقال مواد دانه‌ای و فله‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرند. براساس اینکه پارامترهای متعددی بر عملکرد آنها در انتقال مواد تاثیر گذار است مطالعات متعددی در این حوزه در حال انجام است. روش‌های تحقیق در این زمینه، شامل مطالعات تئوری مبتنی بر روابط مکانیکی و هندسی، شبیه سازی المان گسسته، که روشی برای محاسبه سینماتیک جریان ذرات است، برای بررسی نحوه حرکت مواد و مطالعه سینماتیک حرکت مواد و تحقیقات بر پایه آزمایش می‌باشد. ژیاثوژیا و همکاران [۱] حرکت فاز جامد-گاز را در یک اسکرو کانوایر عمودی مطالعه کردن تا تابع توزیع سرعت ذرات محیطی در راستای شعاع مشخص گردد. لیکینگ و همکاران [۲] تاثیر زاویه خم پره‌ها را بر عملکرد اسکرو کانوایر در یک معدن ذغال سنگ به کمک شبیه سازی المان محدود مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که افزایش زاویه خم پره تا یک میزان مشخص موجب افزایش نرخ انتقال و فراتر از آن مقدار باعث کاهش ظرفیت انتقال می‌شود. اوون و کلیری [۳] با استفاده از شبیه سازی المان گسسته تاثیر پارامترهای تاثیرگذار مثل سرعت دورانی اسکرو، زاویه، قطر اسکرو، گام و قطر پایپ را بر عملکرد اسکرو مورد مطالعه قرار دادند. یانکین [۴] مطالعه جامع عملکرد اسکرو کانوایرها در قالب مطالعات تئوری و مقایسه و اعتبارسنجی با کار آزمایشگاهی را در رساله دکتری خود انجام داد. در کنار منابع ذکر شده، استاندارد ANSI/CEMA [۵] ابزار قدرتمندی در طراحی و انتخاب اسکرو کانوایر و فیدرها در اختیار طراحان قرار داده است. همه شرایط عملکردی و قطعات مورد نیاز برای اسکرو کانوایرها براساس شرایط و نوع بار مورد انتقال، از این استاندارد قابل استخراج است. در کار حاضر، نتایج بررسی عملکرد یک اسکرو کانوایر، که براساس تقاضای مجتمع مس شهر بابک، برای رفع مشکلات آن انجام شده است، ارائه می‌شود. نتایج داده برداری تجربی، برای تشخیص وضعیت فعلی، در متن تشریح شده است. علاوه بر نتایج داده برداری، از استاندارد ANSI/CEMA در

۳- بیان مساله

سه بار در یک ساعت، به مقدار بیشینه و کمینه رسیده است.

جدول ۲- مقادیر متناظر با تغییرات سرعت و تناژ شکل ۲

پارامتر	سرعت (دور در دقیقه)	تناژ (تن بر ساعت)
کمترین	۲۹/۷	۴۷/۲
بیشترین	۶۰	۵۸/۳
متوسط	۵۰/۸	۵۱/۶

مقادیر پارامترهای هندسی اسکرو، در جدول ۳ آورده شده است. پارامترهای ابعادی، در این جدول، بر حسب میلی‌متر هستند.

ملاحظه می‌شود که، تغییرات طرح جدید، نسبت به طرح اولیه، شامل کاهش قطر لوله و افزایش گام تغذیه بوده است که هردو، منجر به افزایش ظرفیت اسکرو خواهد شد. اما ظاهراً این افزایش ظرفیت، اسکرو را از کنترل پذیری خارج کرده است. این موضوع، در کار حاضر مورد بررسی قرار می‌گیرد.

جدول ۳- پارامترهای طراحی طرح اولیه و طرح جدید

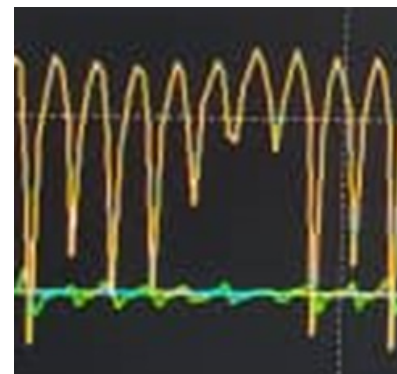
پارامتر	طرح اولیه	طرح جدید
قطر اسکرو	۵۳۰	۵۳۰
قطر لوله	۳۳۵	۲۵۰
تعداد راه	۲	۲
گام تغذیه	۲۲۰	۳۵۰
گام انتقال	۲۵۰	۲۵۰
طول تغذیه	۷۵۰	۷۵۰
طول انتقال	۴۵۰۰	۴۵۰۰
توان موتور	۷۵ کیلووات	۷۵

۴- محاسبات ظرفیت اسکرو

ظرفیت اسکرو کانوایر برحسب پارامترهای عملکردی آن با رابطه زیر محاسبه می‌شود: [۵]

$$C = \frac{0.4712n(D_s^2 - D_p^2)PK}{1728} \quad (1)$$

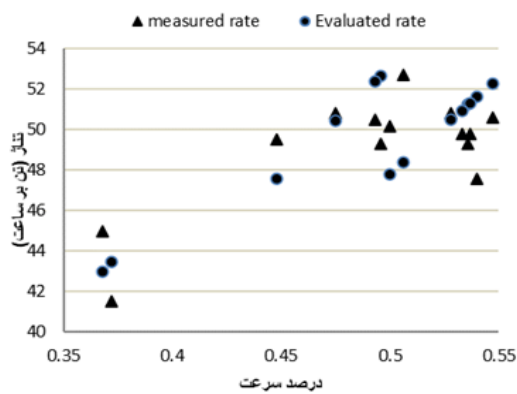
در جلسات حضوری با افراد فنی مرتبط با موضوع، مشخص شد، اسکروکانوایر که توسط طراح، Autotech، ظرفیت نامی ۷۲ تن بر ساعت برای آن ادعا شده است، امکان افزایش ظرفیت بیش از ۵۰ تن بر ساعت را نداشته و لذا، طرح اولیه تغییر کرده است. ظاهراً، در طرح جدید، مشکل ظرفیت برطرف شده و اسکرو قابلیت افزایش ظرفیت را دارد. مشکل طرح جدید این است که، هنگام تغییر ظرفیت اسکرو، که با تغییر سرعت آن انجام می‌شود، تثبیت ظرفیت با تاخیر حاصل می‌شود. یعنی مثلاً وقتی از اپراتور، فرمان تغییر ظرفیت از ۴۵ تن بر ساعت به ۵۵ تن بر ساعت صادر می‌شود، مدت زمانی طول می‌کشد تا ظرفیت تثبیت شود. همچنین، وابستگی این نوسانات ظرفیت، به میزان پرشدگی مخزن بالادست اسکرو (دوزین بین) نیز افزایش یافته است. نمونه‌ای از تغییرات سرعت و تغییر تناژ در مدت ۲۴ ساعت در شکل ۲ نشان داده شده است. در این شکل، تغییرات مکرر تناژ و سرعت قابل مشاهده است. برای وضوح بیشتر، بخشی از نمودار، بزرگنمایی شده است.



شکل ۲. تغییرات تناژ و سرعت در مدت ۲۴ ساعت

مقادیر متناظر با نمودار شکل ۲، در جدول ۲ داده شده است. فرکانس تغییرات سرعت و تناژ، در این بازه زمانی، حدود ۳ سیکل تغییرات در هر ساعت است. یعنی هم سرعت و هم تناژ انتقالی،

ملاحظه می‌شود که تقریباً در تمامی موارد، برای آنکه رابطه تئوری محاسبه نرخ تغذیه و مقادیر اندازه گیری شده، به هم نزدیک شود، نیاز به لحاظ کردن ضریب کوچکتر از ۱ بعنوان ضریب اصلاحی، است. برای اعتبارسنجی این ضرایب اصلاحی، داده‌های مربوط به تناژ و سرعت، در زمانی دیگر، ثبت می‌شود و با رابطه محاسباتی نیز محاسبه می‌گردد. مقایسه این مقادیر اندازه گیری شده و محاسباتی با ضریب $C_r = 0.45$ ، برای تناژ بالای ۵۰ تن بر ساعت و $C_r = 0.5$ برای نرخ کمتر از ۵۰ تن بر ساعت، در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- مقایسه تناژ اندازه‌گیری و محاسبه شده، با لحاظ کردن ضریب اصلاحی

علاوه بر اندازه‌گیری‌های انجام شده از عملکرد اسکرو، مرور تحقیقات محققان و نتایج آزمایشگاهی شرکت‌های سازنده نشان می‌دهد که عواملی در ضریب اصلاحی تاثیرگذار هستند. طبق استاندارد ANSI/CEMA، عوامل زیر بر ضریب اصلاحی تاثیرگذار هستند:

- نسبت گام به قطر اسکرو
 - شکل پره‌های اسکرو
 - نیاز به استفاده از اسکرو جهت اختلاط مواد در طول مسیر
- برای نسبت گام به قطر، پیشنهاد شده است که استانداردهای خاصی رعایت شود. نسبت‌های استاندارد شامل ۰/۵، ۲/۳، ۱ و ۱/۵ هستند. برای اسکرو طرح جدید، که این نسبت حدود ۲/۳ است، تاثیر این نسبت در ضریب اصلاحی، حدود ۰/۶۶ می‌باشد.

که در آن، C ظرفیت انتقال اسکرو بر حسب فوت مکعب بر ساعت، n سرعت دوران اسکرو (دور در دقیقه)، P گام اسکرو بر حسب اینچ، K درصد پرشدگی، D_s قطر اسکرو و D_p قطر لوله، هر دو بر حسب اینچ، هستند. معادله (۱) رابطه معتبری برای محاسبه ظرفیت اسکرو کانوایر است [۶-۸]. معادله (۱) بر حسب تن بر ساعت، با لحاظ کردن یک ضریب اصلاحی، بصورت زیر است:

$$Q(t/h) = \frac{PKC_r \rho n (D_s^2 - D_p^2)}{117} \quad (2)$$

که در آن ρ چگالی توده مواد بر حسب تن بر متر مکعب، n سرعت دوران اسکرو بر حسب دور در دقیقه و C_r ضریب اصلاحی است. ظرفیت انتقال اسکرو، یا همان تناژ، در شرایط مختلف از اتاق کنترل دریافت شده و همچنین، با معادله (۲) نیز محاسبه شده است و نتایج، در جدول ۴ آورده شده است. در این جدول، همچنین، ضریب اصلاحی لازم برای نزدیک شدن مقادیر محاسبه شده با داده‌های واقعی نیز داده شده است. در این جدول، سرعت بصورت درصد سرعت نامی، ۱۴۶۰ دور در دقیقه، بیان شده است.

جدول ۴- مقادیر تناژ و سرعت اسکرو، و ضریب اصلاحی C_r

C_r	ظرفیت انتقال (تن بر ساعت)		ردیف
	درصد سرعت	ظرفیت انتقال (تن بر ساعت)	
۰/۳۹	۶۶	۵۵	۱
۰/۳۶	۷۴	۵۸	۲
۰/۵	۴۵/۳	۴۸/۶	۳
۰/۵۵	۴۴	۵۲	۴
۰/۴۲	۵۵/۴	۴۹/۹	۵
۰/۴۴	۵۲	۴۹/۱	۶
۰/۷۵	۳۵/۳	۵۶/۳	۷
۰/۳	۷۷/۷	۵۰/۳	۸
۰/۴۵	۵۰/۶	۴۹	۹
۰/۵	۴۵/۳	۴۸/۶	۱۰
۰/۴۲	۵۵/۳	۵۰/۲	۱۱
۰/۷۹	۳۳/۳	۵۶/۲	۱۲

داده‌های مرجع [۳] تغییر نرخ با ضریب ۱ به تغییر سرعت مرتبط است. یعنی در حالت اول، در شرایط ثابت سایر پارامترها، اگر سرعت X برابر شود نرخ تغذیه $0.85X$ برابر می‌شود و در حالت دوم، در شرایط ثابت سایر پارامترها، با X برابر شدن سرعت، نرخ نیز X برابر می‌شود. همچنین مشاهداتی نشان داده است که یک اسکرو استاندارد با شیب ۱۵ درجه ظرفیت حدود ۷۵٪ ظرفیت حالت افقی خود را خواهد داشت و با شیب حدود ۲۵ درجه حدود ۵۰٪ ظرفیت خود را از دست خواهد داد [۱۰].

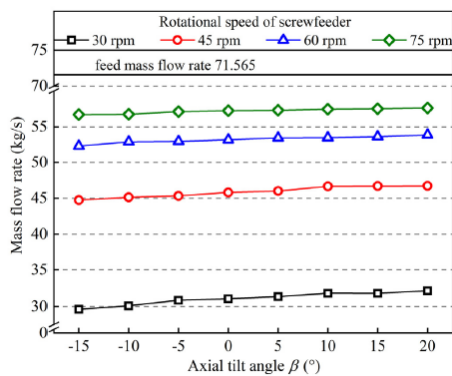
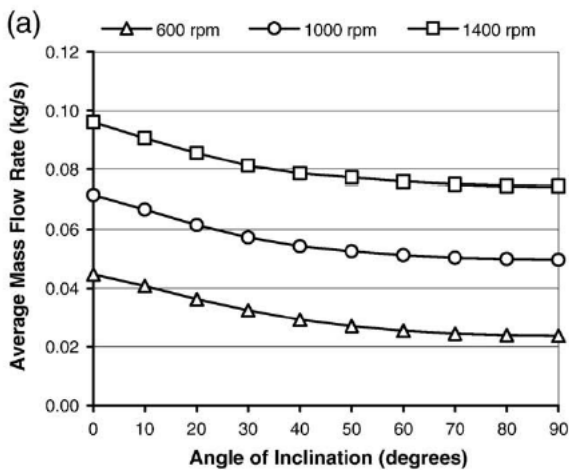


Fig. 12. The mass flow rate versus axial tilt angle.

شکل ۵- تاثیر زاویه پره و سرعت اسکرو بر نرخ انتقال مواد [۲]



شکل ۶- تاثیر شیب اسکرو و سرعت اسکرو بر نرخ انتقال مواد [۳]

نتیجه‌گیری کلی راجع به مقدار ضرایب اصلاحی مورد استفاده در معادله محاسبه نرخ:

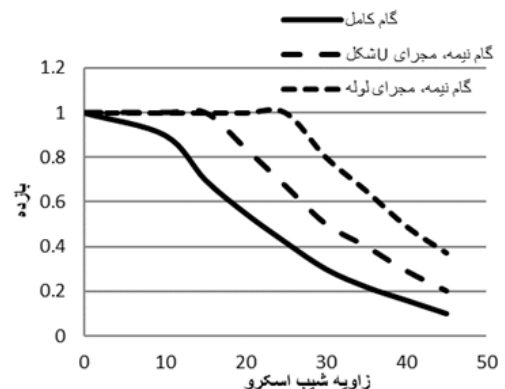
- نقش نسبت گام به قطر در ضرایب اصلاحی با ضریب ۰/۶۶ لحاظ می‌شود.

شکل پره‌های اسکرو کار حاضر، استاندارد است. این فاکتور برای این اسکرو بی‌تاثیر است و اثر آن، با ضریب ۱ لحاظ می‌شود. نیاز به اختلاط مواد، در اسکرو حاضر، مطرح نیست و این فاکتور نیز بی‌تاثیر است.

محققان، تاثیر فاکتورهای دیگری را در ضریب اصلاحی، از طریق آزمایش و شبیه‌سازی، مشاهده کرده‌اند. این فاکتورها عبارتند از: شیب، سرعت دورانی و زاویه انحنای پره اسکرو در نمودارهایی که در ادامه ارائه می‌شود، زاویه پره مقادیر مثبت و منفی دارد. زاویه مثبت به معنای انحنای خلاف جهت حرکت مواد است.

براساس منحنی‌هایی که در شکل ۴ نشان داده شده است، شیب اسکرو بین ۱۰ تا ۲۰ درجه باعث کاهش ظرفیت انتقال بین ۱۰ تا ۴۰ درصد می‌شود. برای این محدوده شیب، گام ۲/۳ توصیه می‌گردد [۹].

دو تحقیق دیگر، اثر شیب اسکرو، زاویه انحنای پره و سرعت اسکرو بر نرخ انتقال را مورد بررسی قرار دادند. در واقع، سرعت اسکرو قطعاً بر نرخ انتقال تاثیرگذار است اما استاندارد ANSI/CEMA این تاثیر را خطی می‌داند. از نمودارهای نشان داده شده در شکل‌های ۴ تا ۶ می‌توان این ارتباط را بررسی کرد که آیا نتایج تحقیقات هم این ارتباط خطی را تایید می‌کنند یا خیر.



شکل ۴- تغییرات بازده اسکرو نسبت به زاویه شیب اسکرو [۹]

بررسی نمودارها نشان داد که براساس داده‌های مرجع [۲] تغییر نرخ با ضریب ۰/۸۵ به تغییر سرعت مرتبط است و براساس

انتقال تا ۷۲ تن بر ساعت خواهد شد. به هر دلیل، این اقدام انجام نشده و تغییر طرح اسکرو در دستور کار قرار گرفته و اسکرو طرح جدید، طراحی شده که نسبت به طرح اولیه، قطر پایپ کاهش و گام افزایش یافته است. یعنی حجم فضای انتقال در یک گام، نسبت به طرح قبل از ۲۳۱۰ به ۵۴۶۸ اینچ مکعب افزایش یافته است.

در اولین قدم طراحی اسکرو، باید شرایطی را در نظر گرفت تا به انتخاب اولیه پارامترها رسید و با سعی و خطا، پارامترها را اصلاح کرده و نزدیکترین مقادیر استاندارد را برای آنها انتخاب کرد.

پارامترهای تعیین کننده در انتخاب اول، شامل گام، قطر اسکرو، قطر لوله و سرعت اسکرو هستند. البته، ضریب اصلاحی C_r نیز وابسته به این پارامترها است ولی یک پارامتر ثانویه به حساب می آید و نمی توان در انتخاب اول در مورد آن قضاوت خاصی کرد. گام نیز وابسته به قطر است و برای مواد حاضر، که مواد روان به حساب می آیند و نیازمند اندکی شیب در اسکرو هستند، این پارامتر نیز محدود به حدود نصف یا دو سوم قطر اسکرو می شود. پس اولین انتخاب، قطر اسکرو است. قطر استاندارد اسکرو و ماکزیمم سرعت مجاز برای کارکرد در پرتشنگی های مختلف، به هم وابسته هستند و در جداول داده شده اند. البته، بیشترین سرعت مجاز، به ویژگی های مواد نیز بستگی دارد.

داده های اولیه:

ظرفیت ۷۲ تن بر ساعت، شیب ۱۷ درجه، طول اسکرو ۴۵/۵ متر، مواد نرمه کوچکتر از ۴۰۰ میکرومتر، درجه روان شدگی بالا محاسبات طراحی:

برآوردها نشان می دهد، مواد حاضر به کد ۱۱۸A_{۲۵} بسیار نزدیکتر هستند که در جدول مواد معرفی شده در استاندارد ANSI/CEMA [۵] نیست. (۱۱۸، چگالی پوند بر فوت مکعب، A_{۲۵} اندازه ذرات، ۲ روان بودن ذرات و ۵ شاخص سایش مواد است).

قطر اسکرو ۱۶ و ۲۰ اینچ، ملاک انتخاب قرار می گیرد و در

• در مورد تاثیر سرعت بر ضریب اصلاحی، جمع بندی قطعی بدست نمی آید و بنظر می رسد در محدوده سرعت اسکرو مورد بحث، که بیشترین مقدار آن، ۲۶ دور دقیقه است، رابطه خطی بین نرخ انتقال و سرعت اسکرو، به واقعیت نزدیکتر است و ضریبی در معادله لحاظ نمی گردد.

• برای تاثیر زاویه شیب ۱۷ درجه ای اسکرو، ضریب کاهش ۰/۸ در نظر گرفته می شود.

• در مورد زاویه خمیدگی، تاثیر زیادی ذکر نشده است و ضریبی مربوط به آن در نظر گرفته نمی شود.

جمع بندی تاثیر این عوامل، بر ضریب اصلاحی را می توان بصورت زیر بیان کرد:

$$C_r = 0.88 * 0.66 = 0.528 \quad (۳)$$

لازم به ذکر است، که داده های واقعی، در خصوص میانگین ضریب اصلاحی، به عدد ۰/۴۵ رسید.

ظرفیت اسکرو جدید، در سرعت حداکثری ۱۰۰٪، براساس ضریب اصلاحی ۰/۴۵ و ۰/۵۲ بین ۹۵ تا ۱۱۰ تن بر ساعت بدست می آید که بسیار نزدیک به مشاهدات اپراتورها از اسکرو است.

۵- بازطراحی اسکرو

همان گونه که در بخش های قبل ذکر شد، اسکرو طرح قبل، ظرفیت مورد تقاضای مجتمع مس شهر بابک را تامین نکرده است. اسکرو طرح قبل، با فرض ضریب اصلاحی ۰/۵۶، در حداکثر سرعت، یعنی ۲۶ دور در دقیقه، ظرفیت حدود ۵۰ تن بر ساعت دارد. استاندارد ANSI/CEMA، برای اسکرو ۲۰ اینچ، حداکثر سرعت حدود ۹۴ دور در دقیقه را، برای مواد فعلی، مجاز می داند. مشخص نیست که چرا سرعت اسکرو فعلی به ۲۶ دور در دقیقه محدود شده است. شاید ملاحظات مربوط به کاهش نرخ سایش، در این محدودیت سرعت، تاثیرگذار بوده است. با تغییر گیربکس و کاهش نسبت انتقال از ۵۶ فعلی به حدود ۳۸، سرعت ماکزیمم اسکرو به ۳۷ دور در دقیقه افزایش یافته و موجب افزایش نرخ

شاخص سایش یعنی A_{27} نیز قابلیت کارکرد در سرعت ۴۰ دور در دقیقه را خواهد داشت و بنابراین حتی با ضریب کاهشی ۰/۵۲ ظرفیت حدود ۱۱۰ تن بر ساعت را خواهد داد. طراحی مجدد نشان داد که قطر اسکرو فعلی که حدود ۲۲ اینچ انتخاب شده است به نسبت ۷۲ تن بر ساعت مورد تقاضا، بسیار زیاد است. براساس محدودیت ذکر شده، می‌توان با تغییر گیربکس، سرعت را از ماکزیمم فعلی که حدود ۲۶ دور در دقیقه است تا ۴۰ دور در دقیقه ارتقا داده و با اسکرو با قطر کمتر نیز به ظرفیت مطلوب رسید. علاوه بر این، قطر پایپ پیشنهادی در استاندارد ANSI/CEMA برای اسکرو ۲۰ اینچ، حدود ۴ یا نهایتاً ۴/۵ اینچ است اما قطر پایپ اسکرو فعلی حدود ۱۰ اینچ است. البته با توجه به اینکه اسکرو دو راهه است به علت مباحث مربوط به خیز اسکرو باید پایپ و شفت تقویت می‌شدند ولی مقدار فعلی بنظر زیاد می‌آید.

۶- نتایج

• طرح جدید اسکرو به لحاظ توصیه‌هایی که برای حداکثر سرعت مجاز اسکرو در کدهای طراحی شده است و با توجه به دور بیشینه موتور (۱۴۶۰ دور در دقیقه) و نسبت گیربکس (۵۵,۶) اجازه کار کردن در سرعت ماکزیمم موتور را دارد. در این حالت سرعت اسکرو ۲۶ دور در دقیقه خواهد بود.

• محاسبه نرخ تغذیه اسکرو و اصلاح ضرایب به کمک داده برداری از عملکرد اسکروی واقعی نشان داد اسکروی جدید در دور بیشینه ۲۶ دور در دقیقه، ظرفیت انتقال بین ۹۵ تا ۱۱۰ تن بر ساعت را دارد.

• در نمودارها مشاهده می‌شود که تغییر سرعت اسکرو بعنوان مثال حدود ۳۰٪ اتفاق افتاده است. این تغییر سرعت، با لحاظ کردن ضرایب کاهشی که با داده‌های در محل اعتبار سنجی شده است، باید منجر به تغییر نرخ حدود ۲۳ تن بر ساعت شود. اما این تغییر نرخ در نمودار متناظر مشاهده نمی‌شود. این یک سوال مکانیکی ایجاد میکند که چرا اسکرو پاسخ مکانیکی مناسب به این تغییر سرعت نداده است و نرخ به تناسب افزایش سرعت افزایش پیدا نکرده است.

مورد قابلیت روان شدن مواد، اعداد ۲ و ۳ در نظر گرفته می‌شود و در مورد شاخص سایش اعداد ۵، ۶ و ۷ لحاظ می‌شود.

قطر پایپ پیشنهادی از جداول مربوطه استاندارد ANSI/

CEMA: ۴ یا ۴/۵ اینچ برای هر دو قطر اسکرو ۱۶ و ۲۰ اینچ

قطر شفت: ۳ اینچ

ضخامت اسکرو: ۰/۲۵ یا ۰/۵ اینچ

البته براساس شاخص‌های سایش، ضخامت می‌تواند بیش از این مقدار در نظر گرفته شود. در صورت افزایش ضخامت، باید ملاحظات خیز رعایت شود.

ماکزیمم خیز مجاز: ۰/۱ اینچ

ماکزیمم شیب مجاز: ۰/۱۳۵ درجه

مقادیر جدول ۵ برای محدودیت سرعت اسکرو و ظرفیت

متناظر، از استاندارد ANSI/CEMA، به دست می‌آید.

جدول ۵- ظرفیت اسکرو با فرض $C_p=0.52$ و پرشدگی ۹۵٪ و

قطر پایپ ۴ اینچ

ردیف	کد مواد A...	قطر اسکرو (اینچ)	بیشینه سرعت مجاز (دور بر دقیقه)	ظرفیت متناظر (تن بر ساعت)
۱	۲۵	۱۶	۱۳۰	۱۷۹
۲	۲۵	۲۰	۱۱۰	۳۰۰
۳	۳۵	۱۶	۸۰	۱۱۰
۴	۳۵	۲۰	۷۰	۱۹۰
۵	۲۶	۱۶	۴۵	۶۲
۶	۲۶	۲۰	۴۰	۱۱۰
۷	۳۶	۱۶	۴۵	۶۲
۸	۳۶	۲۰	۴۰	۱۱۰
۹	۲۷	۱۶	۴۵	۶۲
۱۰	۲۷	۲۰	۴۰	۱۱۰

نتیجه اینکه، اسکرو ۱۶ اینچ، تنها در صورتی که مواد از نوع A۳۵ یا ملایم‌تر از آن، به لحاظ شاخص سایش باشند، متناسب با ظرفیت مورد تقاضای بالای ۷۲ تن بر ساعت است و در غیر اینصورت، با توجه به محدودیت‌های ذکر شده برای سرعت، متناسب نیست. اسکرو ۲۰ اینچ، حتی در شرایط مواد با بدترین

[2] Liqing Sun, Xiaodi Zhang, Qingliang Zenga, Kuidong Gao, Kao Jiang, Jiawei Zhou, Application of a screw conveyor with axial tilt blades on a shearer drum and investigation of conveying performance based on DEM, Particuology, 2021

[3]. Owen PJ, Cleary PW. Prediction of screw conveyor performance using the Discrete Element Method (DEM). Powder Technology. 2009 Aug 10;193(3):274-88.

[4]. Yu Yongqin. Theoretical modelling and experimental investigation of the performance of screw feeders. Doctoral thesis, Mechanical Engineering Department, University of Wollongong, 1997

[5] Screw Conveyors for Bulk Materials ANSI/CEMA, Conveyor Equipment Manufacturers Association, Standard No. 350, Fifth Edition, 2019

[6] Asli-Ardeh EA, Mohsenimanesh A. Determination of effective factors on power requirement and conveying capacity of a screw conveyor under three paddy grain varieties. The Scientific World Journal. 2012;2012.

[7] Olanrewaju TO. Design and fabrication of a screw conveyor. Agricultural Engineering International: CIGR Journal. 2017 Oct 11;19(3):156-62.

[8] Bolat B, Bogoclu ME. Increasing of screw conveyor capacity. Journal of Trends in the Development of Machinery and Associated Technology. 2012;16(1):207-10.

[9] Screw conveyor engineering guide, KWS manufacturing, 2015

[10] <https://www.kaseconveyors.com/resources/screw-conveyor-engineering-guide/inclined-screw-conveyors/>

محاسبات نشان داد که دهانه تغذیه اسکرو همواره پر از مواد است و همین برای تغذیه ۱۰۰ درصدی کفایت می‌کند. در تحقیقات در این زمینه و کدهای طراحی نیز ذکر شده که تغذیه‌های تحت گرانش همیشه پرشدگی دهانه را بصورت کامل دارند. اما در بعضی از زمان‌ها مشاهده شد که سرعت اسکرو از ارتفاع مواد در دوزین بین تبعیت کرده و رفتار تقریباً منظمی با تغییرات آن دارد.

- در محدوده مورد تقاضای نرخ یعنی حدود ۷۲ تن بر ساعت، قطر ۲۰ اینچ برای اسکرو مناسب است و می‌توان با اندکی کاهش قطر پایپ و افزایش سرعت اسکرو با تغییر گیربکس به نرخ‌های مورد تقاضا رسید

- شیب فعلی ۱۷ درجه اسکرو مناسب است و با توجه به نوسان‌هایی که در بعضی از شرایط در نرخ انتقال مشاهده می‌شود می‌تواند تا ۲۵ درجه نیز افزایش یابد و محدودیتی به لحاظ توان مصرفی براساس موتور گیربکس فعلی وجود ندارد

- طرح فعلی اسکرو به لحاظ ظرفیت انتقال نسبت به نرخ مورد تقاضای ۷۲ تن، بسیار بالاتر است و تا ظرفیت حدود ۱۱۰ تن بر ساعت برای آن تخمین زده می‌شود. البته طراحی فعلی به لحاظ سایش اسکرو باید بسیار مناسب عمل کند.

- برای حالت آماده-به-کار در کنار اسکروی فعلی، برای کمک به انتقال مواد در شرایط نیاز به توقف یا تعمیر اسکرو اصلی، یک اسکرو ۱۶ اینچی سبک تر می‌توان در نظر گرفت که یا در مدت تعمیرات، در ظرفیت پایین‌تر حدود ۵۰ تن از آن کار گرفته شود و یا ظرفیت ۷۲ تن را در سرعت بالاتر از سرعت مجاز از آن گرفت و مقداری افزایش سایش را پذیرفت.

- با توجه به قابلیت روان شدگی بالای مواد حاضر، دو راهه بودن ماریپچ اسکرو همچنان توصیه می‌شود.

۷-مراجع

[1]. Xiaoxia S, Wenjun M, Yuan Y. Design method of a vertical screw conveyor based on Taylor–Couette–Poiseuille stable helical vortex. Advances in mechanical engineering. 2017 Jul;9(7).



مروری بر روش‌های اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت هدایتی مواد توده‌ای و فیلم نازک

مهدی جعفری وردنجانی^{*۱}

۱- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

چکیده

هدایت حرارتی و رسانایی حرارتی تماسی نقش مهمی را در امر طراحی محصولات حرارتی مهندسی ایفا می‌کنند. تا به امروز انواع مختلفی از تکنیک‌های اندازه‌گیری مواد جامد و فیلم نازک شناخته شده است. به طور کلی این روش‌ها در دو دسته پایدار و گذرا تقسیم‌بندی می‌شوند که هر یک با توجه به ماهیت و دقت مورد نیاز اندازه‌گیری، نسبت به نمونه مورد نظر، مورد استفاده قرار می‌گیرند. به طور کلی رایج‌ترین چالش تکنیک‌های اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت رسانشی در دستیابی به خطای کمتر از ۵ درصد مربوط می‌شود که به واسطه انتقال حرارت توده‌ای و یا تماسی ایجاد می‌شود. از این جهت انتخاب روش اندازه‌گیری مناسب به منظور اندازه‌گیری کمی و دقیق نمونه مورد نظر نیاز به دانشی در زمینه ویژگی‌های ترموفیزیکی، هندسه و روش آماده‌سازی نمونه دارد. همچنین درک اصول و محدودیت‌های روش‌های آزمایش و منابع خطای احتمالی که نتایج نهایی را تحت تأثیر قرار می‌دهند، از اهمیت بالایی برخوردار است. در این راستا در مطالعه حاضر، پس از بررسی وجوه مختلف روش‌های اندازه‌گیری پایدار و گذرا شامل نوع نمونه، دقت قابل دستیابی، هزینه‌ها، فعالیت‌های مورد نیاز جهت آماده‌سازی، و سایر موارد مرتبط، مقایسه‌ای بین آنها صورت گرفته، در نهایت با توجه به پارامترهای زمان اندازه‌گیری، اندازه مناسب نمونه، هزینه، و پیچیدگی تکنیک، روش مناسب با توجه به نمونه مورد نظر مورد توصیه قرار گرفته است.

کلیدواژگان

ضریب انتقال حرارت، فیلم نازک، مواد توده‌ای، انتقال حرارت تماسی

A Review on Heat Transfer Coefficient Measuring Methods in Bulk and Film Specimens

Mehdi Jafari Vardanjani^{1*}

1- Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

Thermal conductivity and contact thermal conductivity play an important role in the design of engineering thermal products. To date, various types of solid and thin film measurement techniques are known. In general, these methods are divided into two categories: stable and transient, each of which is used according to the nature and accuracy required of the measurement, relative to the target test sample. In general, the most common challenge of the techniques for measuring the conductive heat transfer coefficient is related to achieving an error of less than 5%, which is caused by bulk or contact heat transfer. For this reason, choosing the appropriate measurement method for quantitative and accurate measurement of the target sample requires knowledge in the field of thermophysical characteristics, geometry and sample preparation method. It is also important to understand the principles and limitations of testing methods and possible sources of error that affect the final results. In this regard, in the present study, after examining the various aspects of stable and transient measurement methods, including the type of sample, achievable accuracy, costs, activities required for preparation, and other related matters, a comparison has been made between them; finally, the appropriate method has been recommended according to the target sample considering the parameters of measurement time, appropriate sample size, cost, and complexity of the technique.

Keywords

Heat transfer coefficient, Thin film, Bulk materials, Conductivity

۱- مقدمه

با ایجاد تفاضل دمایی ثابت مستقل از زمان اندازه‌گیری می‌شوند. در روش‌های گذرا معمولاً میزان پراکندگی انرژی نمونه به صورت وابسته به زمان اندازه‌گیری می‌شود. هر یک از این روش‌ها بسته به ویژگی‌های حرارتی، پیکربندی نمونه، و دمای اندازه‌گیری، با توجه به معایب و مزایای خود برای محدوده خاصی از مواد قابل استفاده هستند.

مواد نازک یا فیلمی شکل با ضخامت‌هایی بین چند نانومتر تا چندصد میکرون به صورت گسترده‌ای در سامانه‌های مهندسی کاربرد دارند. این مواد جهت ارتقای عملکرد مکانیکی، نوری، الکتریکی، و حرارتی در صنایع ریزپردازنده [۹]، فوتونیک [۱۰]، سلول‌های خورشیدی [۱۱] و ترموالکترونیک [۱۲] به کار می‌روند. این مواد فیلمی ممکن است به همراه یک زیرلایه یا به صورت چندلایه، یا حتی آزاد مورد استفاده قرار گیرند. معمولاً رسانایی حرارتی فیلم‌های نازک به صورت ناهمسان و وابسته به ضخامت هستند. همچنین روش آماده‌سازی و زیرلایه فیلم نیز از عوامل مؤثر بر رسانش این مواد به شمار می‌رود. معمولاً روش‌های اندازه‌گیری ضریب رسانش حرارتی مواد توده‌ای به دلیل ابعاد بزرگ، برای مواد نازک و فیلم قابل استفاده نیستند. بنابراین با توجه به پیشرفت‌های حاصل در زمینه انتقال حرارت در ابعاد میکرو و نانو طی ۳۰ سال اخیر، روش‌های خاصی در این زمینه ابداع شده است [۱۳-۱۸]. این روش‌ها عمدتاً شامل تکنیک‌های، و بازتاب حرارتی می‌شوند.

رسانایی حرارتی (k) قابلیت رسانش حرارت یک ماده را نشان می‌دهد. این پارامتر به انرژی حرارتی (Q) عبور کننده از داخل ضخامت (L) در جهت عمود بر سطح (A) وابسته است. با فرض پایداری شرایط، تفاضل دمای ایجاد شده در طرفین ضخامت نمونه ($T_h - T_c$) نیز بر مقدار این پارامتر مؤثر می‌باشند. محدوده مقادیر ضریب رسانایی حرارتی (k) برای مواد جامد، در دمای اتاق، بین $0.015 \frac{W}{m \cdot K}$ تا $3000 \frac{W}{m \cdot K}$ شناسایی شده است. این پارامتر می‌تواند به صورت تابع دما یا تابع جهت شار حرارت نیز باشد.

رسانایی حرارتی تماسی نیز به نسبت شار حرارتی عبورکننده بین دو سطح تماس بر تفاضل دمایی آن دو سطح گفته می‌شود. این موضوع برای مواد جامد اغلب به دلیل زبری سطوح تماس رخ می‌دهد. این پارامتر متأثر از عواملی چون زبری سطح، سختی سطح، ناخالصی‌ها، ضریب رسانایی حرارتی دو سطح تماس، و فشار تماس می‌باشد [۱]. برای مواد نازک (فیلم)، موضوع رسانش تماسی و افت دمای ناشی از آن به استحکام چسبندگی و تفاوت مواد بستگی دارد. در این راستا باید توجه نمود که مقاومت تماسی حرارتی و مقاومت مرزی حرارتی به ترتیب جهت توصیف قابلیت رسانش حرارتی سطح تماس مواد توده‌ای و فیلم نازک به کار می‌روند [۲، ۳]. شناخت رسانش حرارتی و رسانش حرارتی تماسی از ملزومات طراحی سامانه‌های حرارتی به شمار می‌روند. در این مقاله، روش‌های اندازه‌گیری این پارامتر جهت مشخصه‌یابی رسانش حرارتی و رسانش حرارتی تماسی مواد جامد توده‌ای و فیلمی مرور و مقایسه شده‌اند تا با توجه به پارامترهای زمان اندازه‌گیری، اندازه مناسب نمونه، هزینه، و پیچیدگی تکنیک، روش مناسب با توجه به نمونه مورد نظر مورد توصیه قرار گیرد.

از دهه ۱۹۵۰ میلادی تلاش‌های گسترده‌ای جهت تشخیص ضریب رسانش حرارتی و رسانش حرارتی تماسی مواد در مواد توده‌ای صورت گرفته است [۴-۸]. برخی از رایج‌ترین روش‌های مورد استفاده را که می‌توان آنها را در گروه کلی روش پایدار و گذرا جای داد نشان می‌دهد. در روش‌های حالت پایدار خواص حرارتی

جدول ۱- روش‌های مشخصه‌یابی حرارتی رایج مورد اشاره

نمونه	پایدار	ناپایدار	
		فرکانس	زمان
توده‌ای	• مطلق		
	• مقایسه‌ای	توان پالسی	
	• شعاعی		
	• موزی		
فیلم	حرارتی و الکتریکی	• 3ω	• بازتاب حرارتی
		• بازتاب حرارتی	

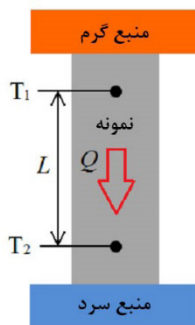
معیارهای مختلفی جهت طبقه‌بندی روش‌های اندازه‌گیری و

پایدار، در طول مشخصی از نمونه اندازه‌گیری می‌شود. حسگرهای دما می‌توانند از نوع ترموکوپل یا دماسنج باشند. به دلیل وسعت کاربرد و دقت بالای ترموکوپل‌ها معمولاً از این نوع حسگر برای اندازه‌گیری دما استفاده می‌شود. خطای اندازه‌گیری دما (Δ) ناشی از حسگر دما باید کمتر از ۱٪ باشد. بنابراین ضریب انتقال حرارت (k) را می‌توان به کمک قانون فوریه محاسبه نمود:

$$k = \frac{QL}{A\Delta T} \quad (1)$$

$$Q = p - Q_{loss} \quad (2)$$

که در آن Q مقدار جریان حرارتی داخل نمونه، A سطح مقطع نمونه، L فاصله بین دو حسگر دما، ΔT تفاضل دمای موجود بین دو حسگر دما، p توان گرمایشی به کار رفته در سمت منبع حرارتی و Q_{loss} اتلاف حرارتی ناشی از تابش، رسانش و همرفت در محیط است.



شکل ۲- طرح‌واره روش مطلق

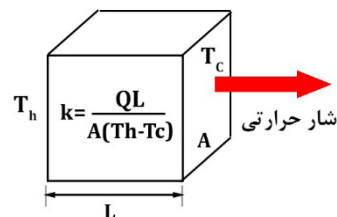
چالش اصلی روش مطلق در تعیین شار حرارتی Q نمونه، در ضمن وجود اتلاف حرارتی Q_{loss} و اندازه‌گیری دقیق تفاضل دما ΔT است. اتلاف حرارتی شامل همرفت و تابش به محیط اطراف و رسانش از طریق مفتول‌های ترموکوپل است. عموماً اتلاف حرارتی باید طوری کنترل شود که ۲٪ کل شار حرارتی در محیط باشد. جهت کمینه‌سازی همرفت و تابش، اکثر اندازه‌گیری‌ها در خلأ و حفاظت تابشی انجام می‌شود. همچنین سعی می‌شود مفتول‌های ترموکوپل با ضریب هدایت پائین و سطح مقطع کم انتخاب شود. مهم‌ترین معایب روش مطلق شامل موارد زیر است:

محاسبه ضریب انتقال حرارت رسانشی مواد در نظر گرفته شده است که شامل معیارهای ایستایی یا دینامیکی بودن روش، تماسی یا غیر تماسی بودن روش، پایدار یا ناپایدار بودن مواد و سایر موارد می‌شود. در اینجا معیار در نظر گرفته شده جهت طبقه‌بندی و بحث روی این روش‌ها بر اساس ماهیت نمونه در نظر گرفته شده است که می‌تواند توده‌ای یا فیلم نازک باشد. بر این اساس سایر معیارهای مذکور نیز در قالب این طبقه‌بندی مورد اشاره و بحث قرار گرفته است. به این ترتیب ویژگی‌ها، روابط و جنبه‌های مختلف روش‌های اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت تماسی مورد بحث قرار گرفته، در پایان مقایسه‌ای از لحاظ زمان مورد نیاز و اندازه نمونه قابل اندازه‌گیری انجام شده است.

۲- مواد توده‌ای^۱

۱-۲- روش حالت پایدار

در حالت پایدار (شکل ۱)، رسانایی حرارتی تماسی با اندازه‌گیری تفاضل دمایی یک فاصله معین، در شرایط شار حرارتی پایدار Q داخل نمونه تعیین می‌شود. این روش شامل تکنیک‌های مطلق، مقایسه‌ای، شعاعی و موازی می‌شود.



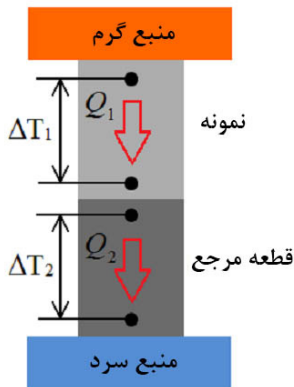
شکل ۱- طرح‌واره مکانیزم انتقال حرارت رسانشی

پایدار

۱-۱-۲- تکنیک مطلق

روش مطلق معمولاً برای نمونه‌های منشوری یا استوانه‌ای استفاده می‌شود. در زمان انجام اندازه‌گیری، نمونه مورد آزمایش بین یک منبع حرارتی و یک دافع حرارت قرار داده می‌شود (شکل ۲). نمونه توسط یک منبع حرارتی با توان ورودی ثابت معلوم گرم شده، افت دمای حاصل (ΔT)، پس از توزیع دمای حالت

است. در این تکنیک به جای قطعه استاندارد، از یک مبدل شار حرارتی استفاده می‌شود. بدین ترتیب با کالیبراسیون مناسب مبدل شار حرارتی، به کمک یک نمونه با ضریب انتقال حرارتی معلوم، می‌توان ضریب انتقال حرارتی نمونه مورد نظر را به سادگی و به کمک قانون فوریه محاسبه نمود. از این روش معمولاً برای موادی با ضریب انتقال حرارت پائین، از قبیل مواد عایق کاری ساختمان استفاده می‌شود.



شکل ۳- طرح‌واره روش مقایسه‌ای

۲-۱-۳- تکنیک شعاعی

دو روش پایدار شرح داده شده فوق از یک پیکربندی طولی جهت اندازه‌گیری ضریب رسانایی حرارتی نمونه‌ها استفاده می‌کنند. این امر برای دماهای پائین قابل قبول است. اما، برای اندازه‌گیری در دماهای خیلی بالا (مثلاً بالای ۱۰۰۰k)، اتلاف حرارتی ناشی از تابش از طریق گرم‌کن و سطوح نمونه قابل چشم‌پوشی نیست و می‌تواند در هنگام محاسبه شار حرارتی نمونه باعث ایجاد عدم قطعیت شود. جهت غلبه بر این مشکل، نمونه‌های استوانه‌ای در روش شار حرارتی شعاعی مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این روش نمونه به صورت داخلی، در محور خود گرم شده، گرما همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است به صورت شعاعی به خارج جریان می‌یابد. یک شیب دمایی پایدار در جهت شعاعی ایجاد می‌شود. همچنین از ترموکوپل‌ها جهت سنجش دما، با دقت $\pm 0.1^\circ C$ استفاده می‌شود. بنابراین ضریب انتقال حرارت را می‌توان از طریق قانون فوریه^۱، در مختصات استوانه‌ای

- نمونه باید به اندازه کافی بزرگ باشد (در محدوده چند سانتی‌متر و بزرگ‌تر)
- جهت دستیابی به تعادل دمایی کامل، معمولاً تست باید طی چند ساعت انجام شود.

۲-۱-۲- تکنیک مقایسه‌ای

بزرگ‌ترین چالش روش اندازه‌گیری مطلق در تعیین شار حرارتی عبورکننده از نمونه است. حال اگر جنس استاندارد در دسترس باشد که ضریب انتقال حرارت آن معلوم است، می‌توان تکنیک مقایسه‌ای را بدون نیاز به اندازه‌گیری مستقیم شار حرارتی به کار برد. شکل ۳ پیکربندی مورد استفاده در تکنیک مقایسه‌ای را نشان می‌دهد که شبیه روش مطلق است. حداقل دو حسگر باید در این روش به کار برده شود. انتخاب تعداد حسگرهای دمایی به ابعاد دستگاه، محدوده دمایی، نمونه و گاز داخل سیستم بستگی دارد. از آنجا که شار حرارتی عبورکننده از مواد استاندارد برابر شار حرارتی عبوری از داخل نمونه مورد نظر است، می‌توان ضریب انتقال حرارتی نمونه مورد نظر را به صورت زیر محاسبه نمود:

$$k_1 = k_2 \cdot \frac{A_2 \Delta T_2 L_1}{A_1 \Delta T_1 L_2} \quad (3)$$

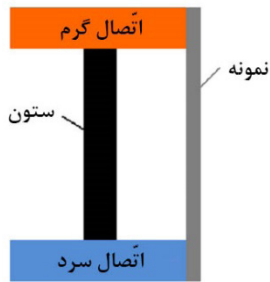
که در آن ضرایب ۱ و ۲ به ترتیب مربوط به نمونه و جنس استاندارد است. با به کارگیری جنس استاندارد با ضریب انتقال حرارت معلوم، می‌توان ضریب انتقال حرارت نمونه مورد نظر را طبق رابطه (۳) بدون نیاز به اندازه‌گیری شار حرارتی، محاسبه نمود. بنابراین خطاهای ناشی از اندازه‌گیری شار حرارتی از بین می‌رود. البته باید ملاحظات را جهت اطمینان از برابری شار حرارتی بین قطعه استاندارد و نمونه آزمایشی، مد نظر قرار داد. هنگامیکه ضریب انتقال حرارت نمونه مورد نظر، با ضریب انتقال حرارت جنس استاندارد قابل مقایسه باشد، بالاترین دقت در این روش به دست می‌آید. این روش یکی از متداول‌ترین روش‌ها در اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت محوری به شمار می‌رود.

نوع دیگری از روش مقایسه‌ای، تکنیک سنجش شار حرارتی

^۱ Fourier

محاسبه نمود:

نیاز به محاسبه سطح مقطع چنین نمونه کوچکی است. عدم دقت در اندازه‌گیری سطح مقطع می‌تواند به عدم قطعیت در رسانایی حرارتی محاسبه‌شده منجر شود.



شکل ۵- روش ضریب رسانایی موازی برای نمونه‌های سوزنی

۲-۲- روش حالت ناپایدار

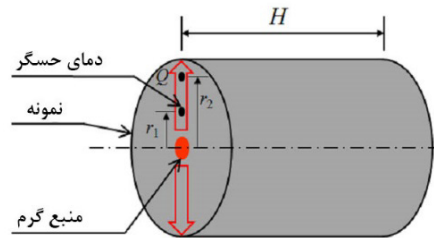
به منظور رفع مسائل مربوط به روش‌های پایدار از قبیل اتلاف حرارت مزاحم، حسگرهای دمایی مقاومت تماسی و مدت زمان نسبتاً طولانی مورد نیاز برای دستیابی به اختلاف دمای پایدار، مجموعه‌ای از تکنیک‌های گذرا (ناپایدار) گسترش یافته‌اند. منابع حرارتی مورد استفاده در روش‌های گذرا به صورت متناوب یا پالسی فراهم می‌آیند که به تغییرات دمایی متناوب (خروجی سیگنال فاز) یا گذرا (خروجی سیگنال دامنه) در نمونه منجر می‌شود. در اینجا چهار تکنیک گذرا شامل تکنیک توان پالسی، مفتول گرم، منبع صفحه‌ای ناپایدار^۲ و تکنیک نفوذ حرارتی پرتوی لیزر تشریح می‌شود.

۲-۲-۱- تکنیک توان پالسی

تکنیک توان پالسی در ابتدا توسط مالدونادو^۳ جهت اندازه‌گیری توان ترموالکتریک و رسانایی حرارتی معرفی شد [۲۰]. این تکنیک در واقع نوع دیگری از همان تکنیک مطلق روش پایدار است، با این تفاوت که در آن از یک جریان الکتریکی متناوب جهت گرمایش استفاده شده است. اصول این تکنیک از لحاظ گرمایش، بسیار نزدیک به روش آنگستروم^۴ است [۲۱، ۲۲]. اما تفاوت آن در دمای دافع حرارت است که تغییرات آن طی

$$k = \frac{Q \cdot \ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}{2\pi H \Delta T} \quad (4)$$

که در آن r_1 و r_2 شعاع‌هایی هستند که در آنها حسگرهای دمایی قرار داده شده‌اند. H ارتفاع نمونه است.



شکل ۴- طرح‌واره روش شار حرارتی شعاعی

۴-۱-۲- تکنیک موازی

مشخصه‌یابی مواد توده‌ای کوچک چالش بزرگی به حساب می‌آید زیرا سنجش دما توسط ترموکوپل‌ها و اندازه‌گیری شار حرارت در آنها بسیار دشوار است. تکنیک سنجش رسانایی حرارتی موازی توسط تریت^۱ و همکاران برای نمونه‌های سوزنی شکل معرفی شده است [۱۹]. شکل ۵ پیکربندی مناسب این آزمایش را نشان می‌دهد که در واقع نوع دیگری از تکنیک مطلق است که برای نمونه‌هایی که نمی‌توان در آنها از گرم‌کن و ترموکوپل استفاده کرد، ابداع شده است. در این روش یک نگهدارنده نمونه یا سکو بین منبع گرما و دافع حرارت قرار داده شده‌اند. ترموکوپل تفاضلی بین سطح گرم و ستون و مابین سطح سرد و ستون قرار داده شده است. پیش از اندازه‌گیری رسانایی حرارتی نمونه، یک بار عمل اندازه‌گیری برای نگهدارنده نمونه انجام می‌شود تا اتلاف حرارتی مربوط به عضو نگهدارنده نمونه تعیین شود. سپس نمونه به نگهدارنده متصل شده، ضریب رسانایی حرارتی مجدداً اندازه‌گیری می‌شود. بنابراین رسانایی حرارتی نمونه را می‌توان با در نظر گرفتن تفاضل این دو مقدار با ضرب طول نمونه و تقسیم آن بر سطح مقطع نمونه محاسبه نمود. عیب اصلی این روش در

^۱ Tritt

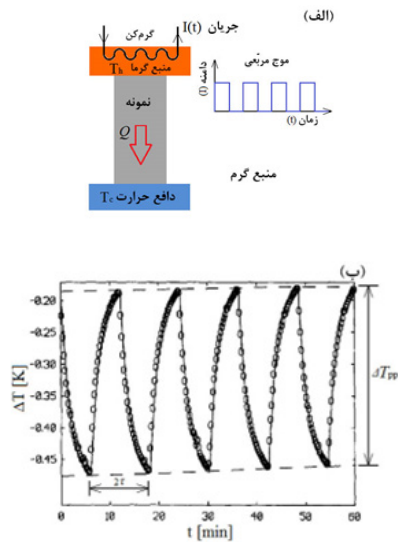
^۲ TPS

^۳ Maldonado

^۴ Angstrom

$$k = \frac{R I_0^2}{\Delta T_{pp}} \tanh\left(\frac{K\tau}{2C}\right) \quad (۶)$$

که در آن τ نصف دوره تناوب جریان گرمایشی، C ظرفیت گرمایی حجمی، R مقاومت حرارتی و I_0 دامنه جریان الکتریکی است. از آنجائیکه تمام پارامترها به عنوان تابعی از دما در دسترس هستند، جهت یافتن عبارت ضریب انتقال حرارت در رابطه (۶) می‌توان از روش عددی و تکرار آن استفاده نمود. همانطور که در مطالعات دیگر [۲۴، ۲۵] اشاره شده است این تکنیک قابلیت اندازه‌گیری را در محدوده ۱.۹k تا ۳۹۰k را دارد و آنطور که مالدونادو گزارش داده است، عدم قطعیت روش در حد ۳٪ است.



شکل ۶ - (الف) نمای شماتیک تکنیک توان پالسی (ب) تفاضل دمای وابسته به زمان

طبق آنچه که در زمینه روابط این روش گفته شد، مشکل عمده آن نیاز به محاسبات پیچیده و غیرمستقیم جهت دستیابی به ضریب انتقال حرارت رسانشی است که احتمال خطای محاسباتی را افزایش می‌دهد.

۲-۲-۲- تکنیک مفتول گرم

روش مفتول گرم یک تکنیک گذرا محسوب می‌شود که در آن افزایش دما از یک فاصله معین تا منبع گرمایی خطی (همان مفتول گرم از جنس پلاتین یا تانتالیم) قرارگرفته در نمونه، اندازه‌گیری می‌شود. این روش جریان حرارتی را در داخل نمونه به صورت تک‌بعدی ایده‌آل ایزوتروپیک و همگن فرض می‌نماید،

عمل اندازه‌گیری بسیار آهسته است. شکل ۶-الف نمای شماتیک پیکربندی عمومی را برای روش توان پالسی نشان می‌دهد. نمونه که معمولاً به شکل استوانه یا مکعب است بین منبع حرارت و دافع گرما نگه داشته می‌شود. جریان گرمایشی مورد استفاده می‌تواند به صورت پالس‌های مربعی یا سینوسی باشد [۲۳]. در حین انجام آزمایش یک جریان الکتریکی متناوب با دوره تناوب 2τ روی منبع حرارتی اعمال می‌شود، در حالیکه دمای حمام دافع حرارت روی T_c قرار می‌گیرد. در این وضعیت شیب حرارتی ملایم $\Delta T = T_h - T_c$ (معمولاً در حدود ۰.۳k) بین منبع حرارتی (با دمای T_c) و دافع حرارت (با دمای T_h) ایجاد می‌شود که توسط یک ترموکوپل Au-Fe قابل اندازه‌گیری است [۲۰]. معادله تعادل حرارت بین حرارت انتشار یافته توسط گرمکن و گرمای منتقل شده از طریق نمونه در زیر ارائه شده است:

$$Q = C(T_h) \cdot \frac{dT_h}{dt} = R_e(T_h) I^2(t) - k \left(\frac{T_c + T_h}{2} \right) \Delta T(t) \quad (۵)$$

که در آن $R_e(T_h)$ مقاومت الکتریکی گرم‌کن وابسته به دما، $C(T_h)$ ظرفیت گرمایی حجمی گرم‌کن وابسته به دما، و $I(t)$ شدت جریان الکتریکی وابسته به زمان است. با توجه به اندازه‌گیری دمای T_h ، امکان محاسبه ضریب انتقال حرارت k به عنوان تابعی از دما وجود دارد. البته رابطه (۵) غیرخطی است و محاسبه تحلیلی آن مشکل خواهد بود. بنابراین معمولاً جهت خطی‌سازی این رابطه، $C(T_c)$ ، $R(T_c)$ و $k(T_c)$ به ترتیب به جای $C(T_h)$ ، $R(T_h)$ و $k\left(\frac{T_c + T_h}{2}\right)$ قرار داده می‌شوند. از آنجائیکه تفاضل بین T_c و T_h (همان ΔT) خیلی اندک است (شکل ۶-ب)، فرضیات اولیه به هم نمی‌خورد. همچنین فرض بر این است که T_c ثابت بوده، در مقایسه با جریان متناوب، تغییرات بسیار آهسته‌ای دارد. همانطور که شکل ۶-ب نشان می‌دهد، پاسخ نهایی به صورت آزهای خواهد بود. منحنی‌های خط‌چین پیوسته به صورت مماس به مقادیر حداکثر و حداقل این منحنی آزهای شکل رسم شده‌اند. با در نظر گرفتن تفاضل این دو منحنی ΔT_{pp} ، رابطه‌ی زیر جهت محاسبه ضریب انتقال حرارت نمونه به دست می‌آید [۲۰]:

$$T(r,t) = \frac{p}{4\pi kL} \left[\ln\left(\frac{4\alpha t}{r^2}\right) + \frac{r^2}{4\alpha t} - \frac{1}{4}\left(\frac{r^2}{4\alpha t}\right) - \dots - \gamma \right] \quad (7)$$

که در آن α نفوذپذیری حرارتی و γ ضریب ثابت مربوط به جنس است. برای مدت زمان طولانی t ، از عبارت $r^2/4\alpha t$ صرف نظر می‌شود. رابطه فوق را می‌توان به صورت زیر ساده‌سازی نمود:

$$T(r,t) = \frac{p}{4\pi kL} \left[\ln\left(\frac{4\alpha t}{r^2}\right) - \gamma \right] \quad (8)$$

افزایش دمای یک نقطه از نمونه را می‌توان برای زمان t_1 تا t_2 به صورت زیر بدست آورد:

$$\Delta T = T(t_2) - T(t_1) = \frac{p}{4\pi kL} \ln\left(\frac{t_2}{t_1}\right) \quad (9)$$

بنابراین ضریب رسانش حرارتی را می‌توان از طریق افزایش دما (ΔT) در مقابل لگاریتم طبیعی زمان به صورت زیر به دست آورد:

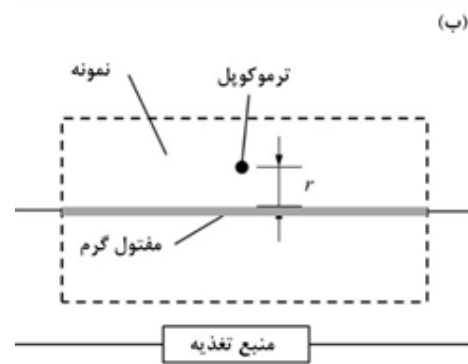
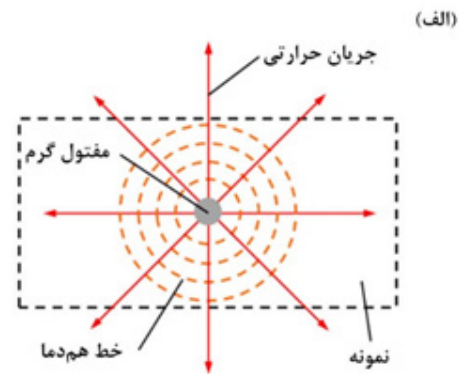
$$k = \frac{p}{4\pi [T(t_2) - T(t_1)] L} \ln\left(\frac{t_2}{t_1}\right) \quad (10)$$

باید توجه داشت که زمانی که r در رابطه (۸) برابر ۰ است، مفتول هم به عنوان یک گرم‌کن خطی و هم به عنوان یک داماسنج مقاومتی عمل می‌کند. در صورتیکه از این روش به درستی استفاده شود، عدم قطعیت آن برای گازها، مایعات و جامدات ۱% و برای نانوسیال‌ها زیر ۲% است [۳۰]. علیرغم دقت بالای این روش، استفاده از آن خیلی محدود است که دلیل احتمالی آن، ظرافت بالای مفتول مورد استفاده است که به سرعت به سطوح مختلف می‌چسبد.

۲-۲-۳- تکنیک دیسک گرم (منبع مسطح گذرا)

روش منبع مسطح گذرا یا همان دیسک گرم از یک تسمه یا دیسک فلزی نازک به عنوان یک منبع حرارت مسطح پیوسته و حسگر دمایی به صورت توام استفاده

به این ترتیب طبق شکل ۷ منبع حرارتی خطی با طول بی‌نهایت و قطر بسیار کوچک در نظر گرفته می‌شود. هنگامیکه یک جریان الکتریکی با شدت ثابت از مفتول می‌گذرد، رسانایی حرارتی نمونه را می‌توان با توجه به تغییرات دمای ایجادشده در فاصله مشخصی از مفتول، طی یک مدت زمان معین به دست آورد.



شکل ۷- اصول روش مفتول گرم با (الف) فرض بر جریان حرارتی تک‌بعدی نمونه؛ (ب) با عبور جریان الکتریکی ثابت از داخل مفتول گرم [۲۹]

این روش معمولاً برای اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت موادی با رسانایی حرارتی پائین از قبیل خاک‌ها [۲۶]، هسته‌های یخی [۲۷، ۲۸] و مواد نسوز کاربرد دارد. همچنین از این روش برای اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت مایعات استفاده می‌شود.

هم‌زمان با تولید پالس حرارتی ایجادشده توسط مفتول گرم در یک زمان محدود و توان گرمایشی ثابت، خطوط هم‌دمایی با تعادل حرارتی در یک ماده واسطه همگن بی‌نهایت ایجاد می‌شود. بدین ترتیب دمای گذرا را می‌توان با تقریب خوبی، برای یک زمان نسبتاً طولانی از ابتدای شروع گرمایش، به صورت زیر محاسبه نمود [۲۹]:

- مقاومت حرارتی تماسی بین حسگر و نمونه‌های آزمایشی
 - اینرسی حرارتی حسگر
 - ورودی توان اندازه‌گیری شده متأثر از ظرفیت گرمایی فیلم‌های ایزولاسیون الکتریکی
 - تغییر مقاومت الکتریکی دیسک‌های فلزی حسگر
- ۲-۴- تکنیک پرتوی لیزر برای نفوذ حرارتی

مقاومت تماسی حرارتی معمولاً یک منبع خطایی مهم در اندازه‌گیری دما به شمار می‌آید. روش پرتوی لیزر جهت دستیابی به دقت بالا از یک تکنیک غیرتماسی غیر مخرب بهره می‌برد [۳۶]. این روش در ابتدا توسط پارکر^۱ و همکاران [۳۷] معرفی شد. در این روش از یک تکنیک گرمایش نوری به عنوان منبع حرارتی لحظه‌ای، به همراه تکنیک ترموگرافیک جهت سنجش سریع دما استفاده می‌شود. نمونه آزمایشی معمولاً در هنگام اندازه‌گیری رسانایی حرارتی یک جسم تخت و در هنگام بررسی مقاومت تماسی گرمایی، ساختاری چندلایه دارد. پیکربندی متداول اندازه‌گیری با پرتوی لیزر در شکل ۹-الف نمایش داده شده است. در این روش از یک منبع نوری لحظه‌ای جهت گرم کردن یکنواخت سطح جلوی نمونه استفاده شده، یک حسگر، افزایش دمای وابسته به زمان را در سطح پشتی اندازه‌گیری می‌کند. فرض بر این است که انتقال حرارت به صورت تک‌بعدی انجام می‌شود (اتلاف حرارتی جانبی وجود ندارد). نمونه آزمایشی معمولاً با اسپری کردن یک لایه گرافیتی روی دو سطح آن آماده‌سازی می‌شود. این لایه ایجادشده در سطح جلویی به عنوان جاذب و در سطح پشتی به عنوان ساطع‌کننده، جهت سنجش دما عمل می‌کند [۳۸]. دماسنج مادون قرمز پشتی باید به اندازه کافی جهت پاسخ به سیگنال‌های ساطع شده بالا باشد. دقت کالیبراسیون دمایی معمولاً ± 0.2 K است. منحنی پاسخ دمایی پشتی (شکل ۹-ب) جهت برازش نفوذ حرارتی مورد استفاده قرار گرفته است. هرچه نفوذ حرارتی نمونه بیشتر باشد، انتقال حرارت و افزایش دمای سطح پشتی بیشتر است.

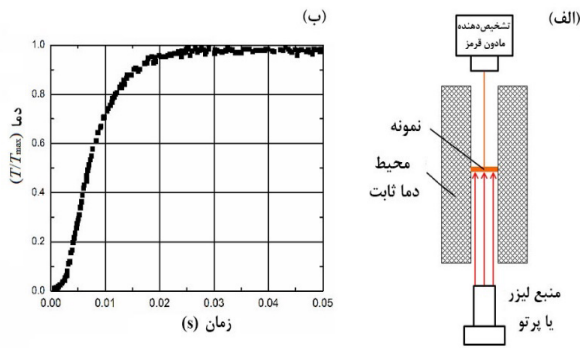
می‌کند (شکل ۸-الف). دیسک فلزی ابتدا از لحاظ الکتریکی عایق‌بندی شده، سپس بین دو نمونه آزمایشی مشابه قرار می‌گیرد. سایر سطوح نمونه‌های آزمایشی از لحاظ حرارتی عایق‌بندی شده‌اند. طی انجام آزمایش، یک جریان ثابت کوچک روی دیسک فلزی اعمال می‌شود تا آن را گرم کند. از آنجائیکه افزایش دمای دیسک فلزی وابستگی شدیدی به دو نمونه متصل به آن دارد، خواص حرارتی نمونه‌های آزمایشی را می‌توان با بررسی افزایش دما در یک محدوده زمانی کوتاه یافت. بازه زمانی عموماً تنها چند ثانیه است تا بتوان دیسک فلزی را در تماس با نمونه‌های بزرگ، طی فرآیند ثبت سیگنال گذرا بررسی نمود. بنابراین افزایش دما در سطح حسگر (ΔT) را می‌توان به صورت تابعی از زمان اندازه‌گیری نمود. دقت اندازه‌گیری حسگر دما (دماسنج مقاومتی دمایی) معمولاً $\pm 0.01^\circ\text{C}$ است. سپس، برازش منحنی‌های روابط (۱۱) و (۱۲) روی ΔT باعث دستیابی به معکوس ضریب انتقال حرارت ($1/K$) می‌شود [۳۱، ۳۲].

$$\Delta T(\phi) = \frac{Q}{\pi^{1.5} r k} D(\phi) \quad (11)$$

$$\phi = \sqrt{\frac{t\alpha}{r^2}} \quad (12)$$

که در آن r شعاع حسگر و $D(\phi)$ یک عبارت تئوری بی‌بعد مربوط به زمان است که رسانایی حرارتی حسگر را نشان می‌دهد (شکل ۸-ب).

طبق مطالعات انجام‌شده [۳۳، ۳۴]، این روش جهت اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت با مقداری بین 0.005 W/mK تا 500 W/mK در بازه دمایی 120 K تا 500 K، شامل حالات مایع، آئروژل و جامد کاربرد دارد. عیب مهم این روش نیاز به تختی کامل سطح دو نمونه است. این قضیه، عمل اندازه‌گیری را برای موادی مثل پودرها یا گرانول‌ها دشوار می‌کند [۳۵]. همچنین منابع خطایی این روش شامل موارد زیر می‌شود:



شکل ۹- (الف) نمای شماتیک روش پرتوی لیزر؛ (ب) نمونه‌ای از منحنی افزایش دما در سطح پشتی [۴۰]

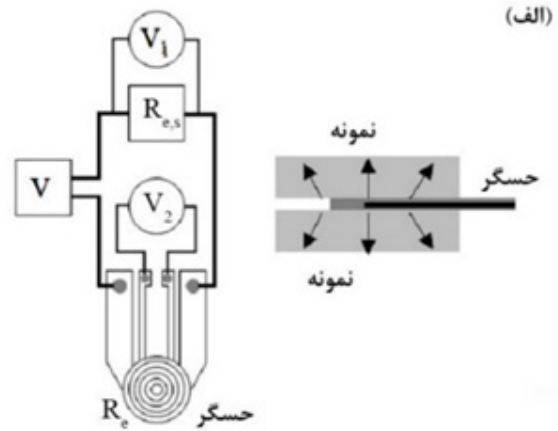
که در آن T_{max} دمای حداکثر سطح پشتی را نشان می‌دهد. ترکیب روابط (۱۳) تا (۱۵) به رابطه زیر منجر می‌شود:

$$W = 1 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \exp(-n^2 \eta) \quad (16)$$

هنگامی که W برابر 0.5 باشد (دمای سطح پشتی به نصف دمای بیشینه رسیده باشد)، η برابر 1.38 خواهد بود، بنابراین نفوذپذیری حرارتی α به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\alpha = \frac{1.38d^2}{\pi^2 t_{\frac{1}{2}}} \quad (17)$$

که در آن $t_{\frac{1}{2}}$ مدت زمان مورد نیاز جهت گرم کردن نمونه تا نصف دمای بیشینه در سطح پشتی است. روش پرتوی لیزر قابلیت اندازه‌گیری در محدوده دمایی -120°C تا 2800°C را داشته، عدم قطعیت آن برابر 3% گزارش شده است [۴۱]. مزایای این روش نه تنها سرعت آن (معمولاً بین 1 s تا 2 s برای اغلب جامدات)، بلکه قابلیت استفاده آن برای نمونه‌های کوچک (مثلاً با قطر 5 mm تا 12 mm) می‌باشد. چالش‌هایی نیز در این روش وجود دارد. اول اینکه ظرفیت گرمایی و چگالی را باید در آزمایش‌های مجزا اندازه‌گیری نمود که ممکن است به عدم قطعیت‌ها یا خطاهای انباشته منجر شود. اگر اثر گرمایش نگهدارنده نمونه به درستی در نظر گرفته نشود، می‌تواند منجر به خطای قابل توجهی در اندازه‌گیری شود [۴۲]. گرچه این روش را می‌توان برای نمونه‌های نازک به کار برد، ضخامت نمونه معمولاً توسط اشکال زمانی پالس گرمایشی و حسگر مادون قرمز محدود



شکل ۸- (الف) نمای فوقانی و سطح مقطع روش SPT [۹۳]؛ (ب) $D(\phi)$ به صورت تابعی از ϕ در رابطه [۱۳]

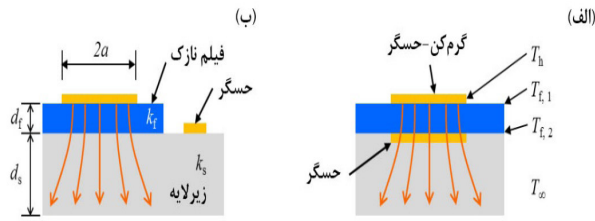
از لحاظ تئوری، افزایش دمای سطح پشتی را می‌توان به صورت تابعی از زمان نوشت [۳۷]:

$$T(t) = \frac{q}{\rho c_p d} \left[1 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \exp\left(\frac{-n^2 \pi^2}{d^2} \alpha t\right) \right] \quad (13)$$

که در آن d ضخامت نمونه و α نفوذپذیری حرارتی است. جهت ساده‌سازی رابطه (۱۳)، دو پارامتر بی‌بعد W و η تعریف شده‌اند:

$$W(t) = \frac{T(t)}{T_{max}} \quad (14)$$

$$\eta = \frac{\pi^2 \alpha t}{d^2} \quad (15)$$



شکل ۱۰- روش‌های پایدار برای اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت قائم فیلم؛ (الف) جهت اندازه‌گیری مستقیم، (ب) فاصله معین گرم‌کن [۶]

۳-۱-۲- اندازه‌گیری رسانش حرارتی درون صفحه‌ای

روش اندازه‌گیری رسانش حرارتی درون صفحه‌ای به منظور غلبه بر خطاهای احتمالی روش قائم ابداع شده است لیکن چالش اصلی این روش، ارزیابی شار حرارتی فیلم، در حضور افت حرارتی مزاحم داخل زیرلایه است. جهت افزایش دقت اندازه‌گیری ولکلین^۱ [۳۲، ۴۳] به این نتیجه دست یافت که باید حاصلضرب ضریب انتقال حرارت رسانشی درون صفحه‌ای فیلم $(k_{f,p})$ در ضخامت فیلم d_f ، برابر یا بزرگتر از همین حاصلضرب برای زیرلایه باشد $(k_{f,p}d_f \geq k_s d_s)$. البته جهت حذف کامل افت حرارت مزاحم از داخل زیرلایه، نیاز به یک ساختار معلق می‌باشد که زیرلایه را به طور کامل حذف نماید (شکل ۱۱) که این کار روند آماده‌سازی نمونه را پیچیده‌تر خواهد نمود.

همانطور که شکل ۱۱-الف نشان می‌دهد [۴۴]، تسمه فلزی رسوب داده شده روی فیلم نازک نقش گرم‌کن و حسگر را ایفا می‌کند. هنگامیکه جریان مستقیم از این تسمه عبور می‌کند، دما به صورت تابعی از پارامترهای توان گرمایش، ضریب انتقال حرارت فیلم، دمای محیط، ضخامت (d_f) و عرض (L_f) فیلم افزایش می‌یابد. بنابراین ضریب انتقال حرارت درون صفحه‌ای را می‌توان بدون عوض کردن باقی پارامترها، از تفاضل افزایش دمای گرم‌کن-حسگر در دو اندازه‌گیری صورت گرفته روی دو عرض متفاوت فیلم نازک به دست آورد. در روش دیگر نشان داده شده در شکل ۱۱-ب، حسگر دیگری جهت اندازه‌گیری دمای دافع گرما مورد استفاده قرار گرفته است که در آن می‌توان ضریب انتقال حرارت را به طور مستقیم به صورت زیر نوشت:

می‌شود. بسته به نفوذپذیری نمونه، تجهیزات اندازه‌گیری پرتوی لیزر، می‌توانند نمونه‌هایی با ضخامت $100 \mu\text{m}$ و بیشتر را اندازه‌گیری کنند.

۳- فیلم نازک

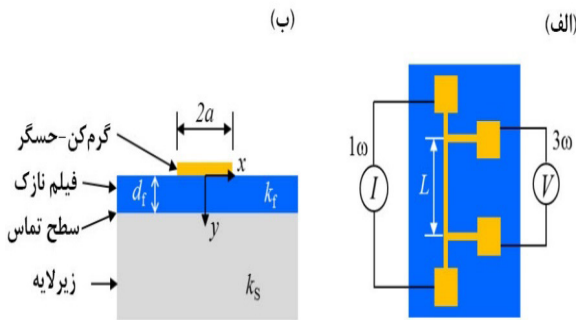
۳-۱- روش حالت پایدار

۳-۱-۱- اندازه‌گیری رسانش حرارتی قائم

به منظور اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت فیلم نازک، باید افت دمای ایجادشده در ضخامت فیلم نازک اندازه‌گیری شود. ایجاد و اندازه‌گیری این افت دما زمانی که ضخامت نمونه کمتر از چند میکرون باشد، کار مشکلی خواهد بود. شکل ۱۰ دو پیکربندی اندازه‌گیری حالت پایدار متداول را نشان می‌دهد. در هر دو پیکربندی، فیلم با ضخامت d_f روی زیرلایه‌ای با رسانایی حرارتی بالا و زبری سطح ناچیز رسوب داده می‌شود. سپس یک تسمه فلزی به طول L و عرض $2a$ ($L \gg 2a$) روی فیلم نازکی که ضریب انتقال حرارتی آن باید مورد ارزیابی قرار گیرد رسوب داده می‌شود. تسمه فلزی باید دارای یک ضریب مقاومت دمایی بالا (در حد فیلم Cr/Au) باشد. در حین انجام آزمایش، تسمه فلزی توسط یک جریان مستقیم عبورکننده از آن گرم می‌شود. این تسمه فلزی به طور هم‌زمان به عنوان گرم‌کن الکتریکی و حسگر دمای خود (T_h) عمل می‌کند.

دمای سطح فوقانی فیلم $T_{f,1}$ معمولاً هم‌اندازه با دمای متوسط گرم‌کن (T_h) فرض می‌شود. به نظر می‌رسد که قرار دادن یک حسگر دیگر زیر فیلم جهت اندازه‌گیری دمای تحتانی آن $(T_{f,2})$ منطقی به نظر برسد. اما این راه حل فرآیندهای آماده‌سازی نمونه را پیچیده‌تر خواهد نمود. راه حل دیگر استفاده از حسگر دیگر قرار داده شده در فاصله‌ای معین از گرم‌کن-حسگر است تا افزایش دمای زیرلایه زیر فیلم را اندازه‌گیری کند (شکل ۱۰-ب). بنابراین جهت یافتن افزایش دمای زیرلایه در موقعیت گرم‌کن-حسگر نسبت به افزایش دمای زیرلایه در موقعیت حسگر، از یک مدل انتقال حرارت دوبعدی استفاده می‌شود.

$L = 1000 \sim 10000 \mu m$ و به طول $a = 10 \sim 50 \mu m$ است که از لحاظ تئوری بی‌نهایت فرض می‌شود. تسمه فلزی به عنوان یک گرم‌کن الکتریکی و حسگر دمایی عمل می‌کند (شکل ۱۲).



شکل ۱۲- نمای (الف) فوقانی و (ب) سطح مقطع روش 3ω برای مشخصه‌یابی فیلم نازک [۴۵].

در این روش یک جریان متناوب با فرکانس ω از گرم‌کن یا حسگر عبور می‌کند که از رابطه زیر پیروی می‌کند:

$$I(t) = I_0 \cdot \cos(\omega t) \quad (19)$$

که به واسطه مقاومت الکتریکی گرم‌کن-حسگر، باعث ایجاد حرارت ژولی با فرکانس 2ω در آن می‌شود. چنین گرم‌مازی در فرکانس 2ω باعث تغییرات دمایی گرم‌کن-حسگر در فرکانس 2ω ، به صورت زیر می‌شود:

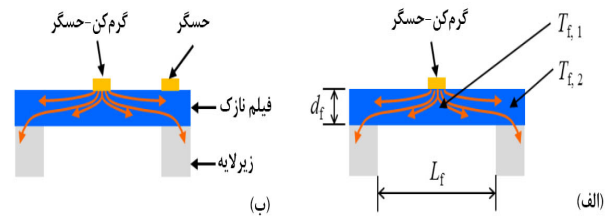
$$\Delta T(t) = \Delta T_0 \cos(2\omega t + \phi) \quad (20)$$

که در آن ΔT_0 مقدار تغییرات دما و ϕ فاز است. اینکار باعث تغییر مقاومت الکتریکی گرم‌کن-حسگر در فرکانس 2ω می‌شود:

$$R_e(t) = R_{e,0} (1 + \alpha_R \Delta T) = R_{e,0} [1 + \alpha_R \Delta T_0 \cos(2\omega t + \phi)] \quad (21)$$

که در آن α_R ضریب دمایی مقاومت گرم‌کن-حسگر است. $R_{e,0}$ مقاومت الکتریکی در وضعیت اولیه است. هنگامیکه این پارامتر در جریان محرک 1ω ضرب شود، یک سیگنال ولتاژ کوچک را می‌توان در فرکانس 3ω روی گرم‌کن-حسگر تشخیص داد:

$$k_{f,P} = \frac{QL_f}{2d_f(T_{f,1} - T_{f,2})} \quad (18)$$



شکل ۱۱ - (الف) اندازه‌گیری رسانایی حرارتی درون صفحه‌ای، از طریق تفاضل افزایش دمای گرم‌کن-حسگر [۴۴]؛ (ب) با یک گرم‌کن-حسگر و یک حسگر دمای اضافی

که در آن Q توان پخش‌شده در گرم‌کن فلزی، در واحد طول، $L_f/2$ فاصله گرم‌کن تا دافع گرما و $T_{f,1}$ دمای فیلم نازک، دقیقاً زیر گرم‌کن-حسگر است که برابر با دمای گرم‌کن-حسگر فرض شده است. $T_{f,2}$ دمای لبه فیلم نازک مماس با زیرلایه است.

برای اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت یک نمونه رسانا یا نیمه‌رسانای الکتریکی، عایقی بین گرم‌کن-حسگر و فیلم مورد نیاز است که این امر تحلیل داده را خیلی پیچیده خواهد نمود. جهت اطمینان از انتقال حرارت تک‌بعدی باید اتلاف حرارت مزاحم را به حداقل رساند که شامل اتلاف حرارت رسانشی در طول جهت گرم‌کن-حسگر و اتلاف حرارت همرفت و تابشی به محیط می‌شود. اتلاف حرارت رسانشی گرم‌کن-حسگر را می‌توان از طریق روش‌های ساخت میکرووی پیشرفته، جهت کمینه‌سازی سطح مقطع آن کاهش داد. جهت کاهش اتلاف حرارت همرفتی، آزمایش معمولاً در محیط خلأ صورت می‌گیرد. همچنین جهت کاهش اتلاف حرارت تابشی، معمولاً اختلاف دمایی موجود کوچک در نظر گرفته شده، از پوششی با ضریب تابش استفاده می‌شود.

۳-۲- روش حالت ناپایدار

۳-۲-۱- تکنیک $3\dot{u}$

در این روش فیلم نازک مورد نظر روی یک زیرلایه ایجاد می‌شود. همچنین یک تسمه فلزی (آلمینیوم، طلا، یا پلاتین) روی نمونه قرار داده می‌شود. ابعاد تسمه فلزی معمولاً نصف عرض

ثابت، i برابر $\sqrt{-1}$ ، k رسانایی حرارتی، p/L توان الکتریکی بیشینه برای واحد طول و f_{linear} تابع خطی $\ln \omega$ است. واضح است که می‌توان رسانایی حرارتی ایزوتروپیک زیرلایه k_S را به عنوان یک تابع خطی فرکانس لگاریتم $\ln(\omega)$ ، از شیب بخش حقیقی اندازه دما، طبق رابطه (۲۳) بدست آورد.

به دلیل وجود یک فیلم روی زیرلایه، جهت یافتن ضریب رسانایی حرارتی قائم $k_{f,\perp}$ (شکل ۱۳-الف) نیاز به تخمین افت دما در طول فیلم نازک وجود خواهد داشت. دمای سطح فوقانی فیلم معمولاً برابر دمای گرم‌کن-حسگر است زیرا مقاومت‌های تماسی معمولاً خیلی کوچک ($10^{-7} - 10^{-8} \text{ m}^2\text{K/W}$) [۱۴] است. متداول‌ترین روش تعیین دمای سطح تحتانی از طریق شار حرارتی آزمایشی محاسبه‌شده با رسانایی حرارتی زیرلایه k_S است که معمولاً می‌توان آن را به وسیله روش 3ω در رابطه (۲۳) اندازه‌گیری نمود. با فرض رسانش تک‌بعدی در طول فیلم نازک (شکل ۱۲-الف)، رسانایی حرارتی فیلم نازک را می‌توان به سادگی از طریق رابطه زیر یافت:

$$\Delta T_{S+f} = \Delta T_S + \frac{pd_f}{2aLk_{f,\perp}} \quad (24)$$

که در آن f نماینده خواص فیلم و $S+f$ نماینده ساختار فیلم نازک روی زیرلایه بوده، $k_{f,\perp}$ با برازش داده رشد دمای اندازه‌گیری‌شده تحت تأثیر اعمال مجموعه‌ای از فرکانس‌های گرمایش ω روی رابطه (۲۴) بدست می‌آید.

روش 3ω را می‌توان جهت اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت داخل صفحه‌ای فیلم نازک نیز مورد استفاده قرار داد. در این حالت در مقایسه با اندازه‌گیری رسانش حرارتی قائم، به منظور ایجاد حساسیت فیلم به رسانایی حرارتی درون‌صفحه‌ای و قائم، از یک گرم‌کن باریک‌تر استفاده می‌شود (شکل ۱۳-ب). نصف عرض گرم‌کن a باید جهت برآورده کردن شرط زیر، به اندازه کافی باریک باشد [۴۵]:

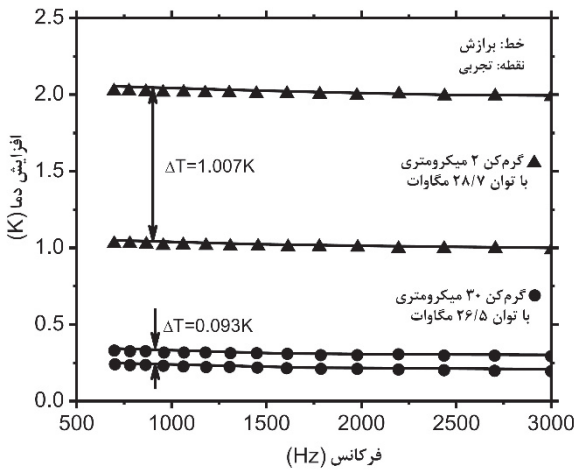
$$V(t) = R_e I_0 \left[\cos(\omega t) + 0.5\alpha_R \Delta T_0 \cos(\omega t + \varphi) + 0.5\alpha_R \Delta T_0 \cos(3\omega t + \varphi) \right] \quad (22)$$

این تغییرات ولتاژ ($V(t)$) در فرکانس 3ω حاوی اطلاعاتی در زمینه انتقال گرما در داخل نمونه است. البته از آنجائیکه سیگنال ولتاژ 3ω (دامنه $\frac{R_0 I_0 \alpha_R \Delta T_0}{2}$) خیلی ضعیف است، معمولاً از یک تقویت‌کننده دائمی برای پیاده‌سازی چنین تکنیکی استفاده می‌شود. در هنگام اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت یک نمونه رسانا یا نیمه رسانای الکتریکی، بایستی یک لایه عایق بین گرم‌کن-حسگر و فیلم نازک قرار گیرد. بسته به عرض گرم‌کن، می‌توان رسانایی حرارتی درون‌صفحه‌ای یا قائم فیلم‌ها را با استفاده از روش 3ω اندازه‌گیری نمود. معمولاً از عبارات تحلیلی تخمینی جهت تعیین رسانایی درون‌صفحه‌ای یا قائم استفاده می‌شود. تاسکیوک^۱ پاسخ عمومی انتقال حرارت را در راستای یک مجموعه فیلم چندلایه روی زیرلایه ارائه داده است [۱۳]. دامس نیز حالت کلی چارچوب توابع انتقال حرارتی و الکتریکی را توضیح داده است [۴۶، ۴۷].

برای ساده‌ترین وضعیت که در آن یک گرم‌کن-حسگر فلزی، بدون فیلم نازک روی یک زیرلایه ایزوتروپیک قرار گرفته باشد، در صورتی که عمق نفوذ حرارتی $L_p = \sqrt{\alpha_S / 2\omega}$ خیلی بزرگتر از نصف عرض گرم‌کن-حسگر (a) باشد، می‌توان گرم‌کن-حسگر را به عنوان یک منبع خطی فرض نمود. α_S ضریب دمایی مقاومت فیلم-زیرلایه است. با انتخاب فرکانس گرمادهی مناسب جریان حرارتی، نفوذ حرارتی را می‌توان در داخل زیرلایه به طور موضعی شناسایی نمود. بنابراین افزایش دمای گرم‌کن-حسگر به صورت زیر تخمین زده می‌شود:

$$\Delta T = \frac{p}{\pi Lk} \left[0.5 \ln \left(\frac{\alpha}{a^2} \right) - 0.5 \ln(\omega) + \eta \right] - i \left(\frac{p}{4Lk_S} \right) = \frac{p}{\pi Lk_S} f_{linear}(\ln \omega) \quad (23)$$

که در آن زیرنویس S به زیرلایه مربوط شده، η یک مقدار



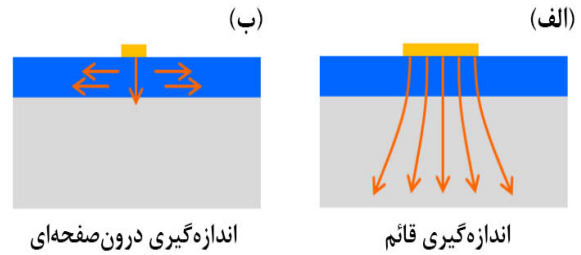
شکل ۱۴- افزایش دمای اندازه‌گیری شده نقاط [۱۳].

روش 3ω به نمونه‌هایی محدود می‌شود که دارای تانسورهای رسانش حرارتی ایزوتروپیک هستند یا محورهای اصلی تانسور آنها با دستگاه مختصات کارتزین تعریف شده توسط خط گرم‌کن و سطح نمونه هم‌جهت است. اخیراً می‌شرا^۱ و همکاران نوعی از روش 3ω را ابداع کرده‌اند که می‌تواند تانسور رسانش حرارتی غیر ایزوتروپیک دلخواه را اندازه‌گیری نماید [۴۹]. در این راستا یک تانسور انتقال حرارت غیر ایزوتروپیک با عبارات غیرقطری مورد بررسی قرار گرفته است. به این ترتیب یک پاسخ بسته بدست آمده است و به طور عددی اعتبارسنجی شده است.

یک مزیت اصلی روش 3ω نسبت به روش‌های پایداری سنتی این است که خطای مربوط به افت تابش حرارتی به شدت کاهش یافته است. خطای ناشی از تابش در روش 3ω ، حتی برای دمای 1000 K، کمتر از 2% است [۵۰]. از روش 3ω می‌توان برای اندازه‌گیری فیلم‌های نازک رسانا، نیمه‌رسانا و نارسانای الکتریکی استفاده نمود. چالش‌های روش 3ω شامل موارد زیر است:

- مواد رسانا و نیمه‌رسانای الکتریسیته باید از لحاظ الکتریکی نسبت به گرم‌کن-حسگر عایق‌سازی شوند [۵۱، ۵۲] که این امر باعث ایجاد مقاومت حرارتی اضافی شده، دقت و حساسیت روش اندازه‌گیری را کاهش می‌دهد.

- ساخت گرم‌کن-حسگر نیاز به روش‌های ساخت



شکل ۱۳- نمای شماتیک اندازه‌گیری روش 3ω ؛ (الف) قائم؛ (ب) درون صفحه‌ای [۴۸]

$$\frac{a}{d_f} \left(\frac{k_{f,\perp}}{k_{f,p}} \right)^{\frac{1}{2}} \leq 0.1 \quad (25)$$

که در آن $k_{f,\perp}$ و $k_{f,p}$ به ترتیب ضریب انتقال حرارتی قائم و درون‌صفحه‌ای هستند. d_f ضخامت فیلم است. به دلیل پخش حرارت جانبی که به رسانش گرمایی درون‌صفحه‌ای نیز حساس هست، نیاز به استفاده از یک مدل انتقال حرارت دوبعدی می‌باشد تا برای کاهش داده‌ها مورد استفاده قرار گیرد. افت دما روی فیلم نازک به صورت زیر [۱۳] بدست می‌آید:

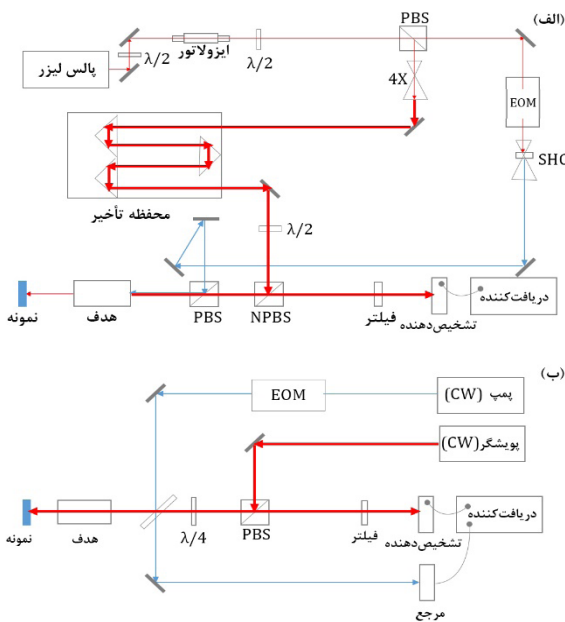
$$\Delta T_f = \frac{p}{\pi L} \left(\frac{1}{k_{f,\perp} k_{f,p}} \right)^{\frac{1}{2}} \int_0^\infty \frac{\sin^2 \lambda}{\lambda^3} \tanh \left[\lambda \left(\frac{d_f}{a} \right) \left(\frac{k_{f,p}}{k_{f,\perp}} \right)^{\frac{1}{2}} \right] d\lambda \quad (26)$$

رابطه فوق افت دمایی فیلم را به صورت نرمالیزه شده نسبت به مقدار انتقال حرارت تک‌بعدی مطلق داخل فیلم می‌دهد که به عنوان تابعی از ضریب انتقال حرارتی داخل صفحه‌ای و قائم و نصف عرض گرم‌کن-حسگر a است. در عمل، معمولاً $k_{f,\perp}$ در ابتدای امر با گرم‌کن-حسگری با عرض بسیار بزرگتر اندازه‌گیری می‌شود که صرفاً به ضریب انتقال حرارت قائم حساس است. سپس $k_{f,p}$ با یک عرض بسیار کوچک‌تر اندازه‌گیری می‌شود (شکل ۱۴).

میکرو دارد که هزینه‌بر خواهد بود.

۲-۲-۳- تکنیک بازتاب حرارتی ناپایدار

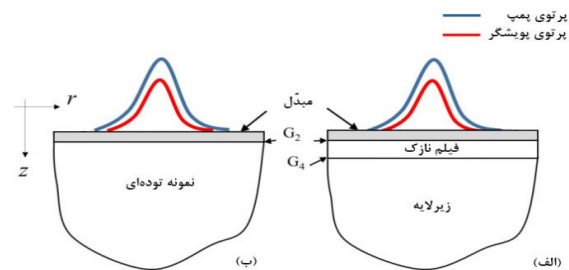
تکنیک بازتاب حرارتی ناپایدار یک روش سنجش نوری غیرتماسی خواص حرارتی (رسانایی حرارتی، ظرفیت گرمایی و رسانایی حرارتی تماسی) مواد توده‌ای و فیلم نازک به شمار می‌آید. نمونه‌ها معمولاً با یک فیلم نازک آلومینیومی یا تنگستنی (لایه می‌دَل فلزی)، که در طول موج لیزر میزان بازتاب آنها با افزایش دما تغییر می‌کند، پوشانده می‌شوند. این امر باعث می‌شود که بتوان پاسخ حرارتی را با نظارت تغییر بازتاب تشخیص داد. شکل ۱۵ دیگرام شماتیک پیکربندی نمونه را برای فیلم نازک و یک ماده توده‌ای تحت اندازه‌گیری پرتوهای پمپ و پوشگر که به طور منطبق متمرکز شده‌اند نشان می‌دهد. تکنیک بازتاب حرارتی در ابتدا در دهه ۱۹۷۰ و ۱۹۸۰، هنگامیکه منابع نوری موج پیوسته جهت گرم کردن نمونه مورد استفاده قرار گرفت گسترش یافت [۵۳]. این تکنیک اخیراً جهت اندازه‌گیری رسانایی حرارتی غیرایزوتروپیک فیلم‌های نازک [۵۴] و پوشش انتقال فونون طیفی [۵۵] مورد استفاده قرار گرفته است.



شکل ۱۶- (الف) نمای شماتیک یک سیستم RTDT دو رنگ. (ب) شماتیک سیستم RTDF [۶۱].

شکل ۱۶-الف یک سیستم آزمایشی شماتیک را نمایش می‌دهد. خروجی لیزر به دو پرتو تقسیم می‌شود. یک پرتو جهت ایجاد گرما به پمپ و یک پرتو جهت سنجش به پوشگر وارد می‌شود. پرتوی پمپ پیش از تمرکز روی نمونه، توسط یک مدولاتور صوتی-نوری^۱ یا مدولاتور الکترو-اپتیک^۲ در فرکانس چند kHz تا چند MHz مدوله می‌شود. پرتوی پوشگر پس از ایجاد یک تأخیر مکانیکی (معمولاً چند پیکوثانیه تا چند نانوثانیه)، پس از آن که نمونه توسط پالس گرم شده است تشخیص داده می‌شود. سپس سیگنال استخراج و تقویت می‌شود.

نمایشی از دریافت داده در شکل ۱۷ نشان داده شده است. پالس‌های مدله‌شده پمپ در فرکانس ω_0 (شکل ۱۷-الف) نمونه را به صورت دوره‌ای گرم می‌کنند. سپس پاسخ نوسانی دمای نمونه (شکل ۱۷-ب) توسط پرتوی پوشش، با یک تأخیر زمانی τ_0 تشخیص داده می‌شود. در این مورد، پاسخ بازتاب حرارتی در فرکانس مدولاسیون ω_0 به عنوان حاصل جمع پاسخ‌های پالس واحد $h(t)$ در دامنه زمان بیان می‌شود:



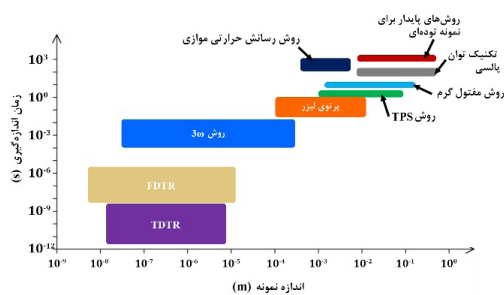
شکل ۱۵- پیکربندی متداول نمونه برای اندازه‌گیری خواص حرارتی (الف) فیلم نازک روی زیرلایه و (ب) نمونه توده‌ای

تکنیک بازتاب حرارتی ناپایدار را می‌توان به عنوان روش بازتاب حرارتی در دامنه زمان^۱ [۵۶، ۵۷] و روش بازتاب حرارتی در دامنه فرکانس^۲ [۵۴، ۶۰-۵۸] پیاده‌سازی نمود. این روش پاسخ بازتاب حرارتی را بعنوان تابعی از تأخیر مابین دریافت پالس در پوشگر و پمپ در سطح نمونه اندازه‌گیری می‌کند.

۱ TDTR
۲ FDTR
۳ AOM
۴ EOM

پرتوی پمپ، R_2 ضریب بازتاب در طول موج پرتوی پوشگر و $\frac{dR_2}{dT}$ ضریب بازتاب حرارتی مبدل در طول موج پوشگر است.

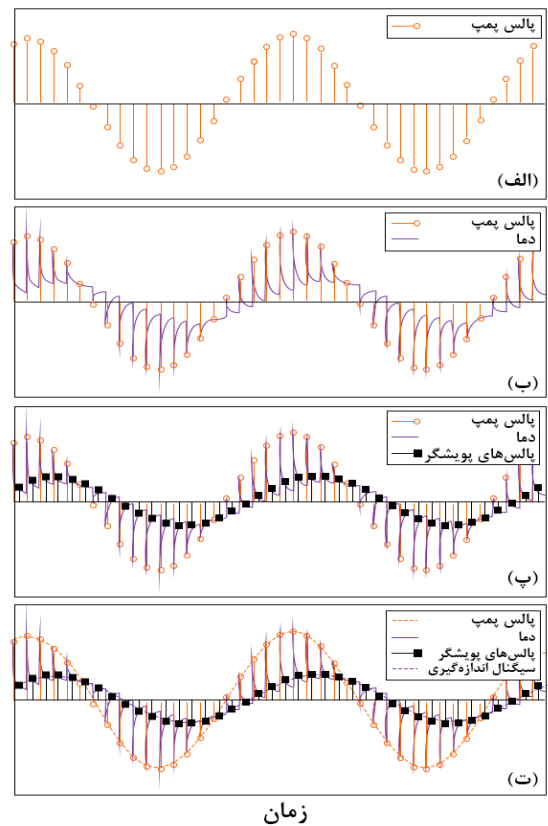
شکل ۱۸ مقایسه‌ای را از جهت اندازه نمونه و مدت زمان مورد نیاز برای اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت رسانشی نشان می‌دهد. منظور از اندازه نمونه در این نمودار، طول شیب دمایی ایجاد شده در نمونه است. مدت زمان اندازه‌گیری، زمان ایجاد تغییرات دمایی (با منبع حرارتی پیوسته یا پالسی)، یا بازه زمانی تغییرات دما (منبع حرارتی متناوب پیوسته) طی آزمایش است. همانطور که دیده می‌شود، روش‌های پایدار قابلیت اندازه‌گیری نمونه‌های بزرگ را در طولانی‌ترین زمان داده‌برداری دارند، در حالیکه روش بازتاب حرارتی ناپایدار (FDTR و TDTR) قادر به اندازه‌گیری این پارامتر برای نازک‌ترین فیلم، در کوتاه‌ترین زمان ممکن می‌باشد. شکل ۱۹ به طور کلی محدودیت‌ها و کاربردهای روش‌های مختلف مورد بررسی را نمایش می‌دهد.



شکل ۱۸- اندازه نمونه و زمان اندازه‌گیری برای روش‌های مختلف اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت رسانشی

۴- نتیجه‌گیری

با توجه به تحلیل و مقایسه صورت گرفته در مورد روش‌های مختلف اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت رسانشی و مواد مختلف در زمینه پارامترهای پایداری یا گذرا بودن روش، وضعیت توده‌ای یا لایه‌ای (فیلم) بودن نمونه، جنس مواد، مدت زمان مورد نیاز آزمایش، هزینه، میزان دقت قابل دستیابی، محدوده دمای قابل استفاده از روش، پیچیدگی پیکربندی آزمایش، عوامل بروز خطا، روابط تئوری مورد استفاده و کاربردهای هر روش می‌توان به این نتیجه دست یافت که طبق شکل ۱۸ و شکل ۱۹ هر یک از



شکل ۱۷- تصویر شماتیک تشخیص RTDT: (الف) مدولاسیون الکترو-اپتیک یا صوتی-نوری؛ (ب) پاسخ دمای سطح نمونه؛ (پ) بازتاب پالس‌های پوشگر؛ (ت) المان‌های هارمونیک پوشگر [۶۲]

$$z(\omega_0, \tau_d) = V_{in} + iV_{out} \quad (27)$$

بنابراین

$$z(\omega_0, \tau_d) = \beta \cdot \frac{2\pi}{\omega_s} \sum_{n=0}^{\infty} h \left(n \cdot \frac{2\pi}{\omega_s} + \tau_d \right) e^{-i\omega_0(nT_0 + \tau_d)} \quad (28)$$

که در آن $z(\omega_0, \tau_d)$ پاسخ بازتاب حرارتی در فرکانس مدولاسیون ω_0 ، بخش حقیقی پاسخ (سیگنال درون-فاز)، V_{in} بخش موهومی پاسخ (سیگنال برون-فاز)، τ_d زمان تأخیر، $\frac{2\pi}{\omega_s}$ مدت زمان بین دو پالس متوالی در فرکانس لیزر ω_s و β مقدار ثابتی است که از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\beta = G_{det} P_1 (1 - R_1) \left(\frac{dR_2}{dT} \right) P_2 R_2 \quad (29)$$

که در آن G_{det} ضریب بهره آشکارساز نوری، P توان پرتوی پمپ، P_2 توان پرتوی پوشگر، R_1 ضریب بازتاب در طول موج

اندازه‌گیری دما به شمار می‌آید. از این رو روش پرتوی لیزر یا بازتاب حرارتی جهت دستیابی به دقت بالا توسعه یافته است. البته نباید خطای ناشی از انتقال حرارت تابشی را در این روش‌ها نادیده گرفت و باید شرایط مناسبی را جهت اندازه‌گیری غیرتماسی فراهم نمود. همچنین در روش‌های تماسی معمولاً فرض بر این است که انتقال حرارت به صورت تک‌بعدی انجام می‌شود (اتلاف حرارتی جانبی وجود ندارد).

در مجموع می‌توان گفت که طبق مقایسه صورت‌گرفته، روش‌های پایدار قابلیت اندازه‌گیری نمونه‌های بزرگ را در طولانی‌ترین زمان داده‌برداری دارند، در حالی که روش بازتاب حرارتی ناپایدار قادر به اندازه‌گیری این پارامتر برای نازک‌ترین فیلم، در کوتاه‌ترین زمان ممکن می‌باشد.

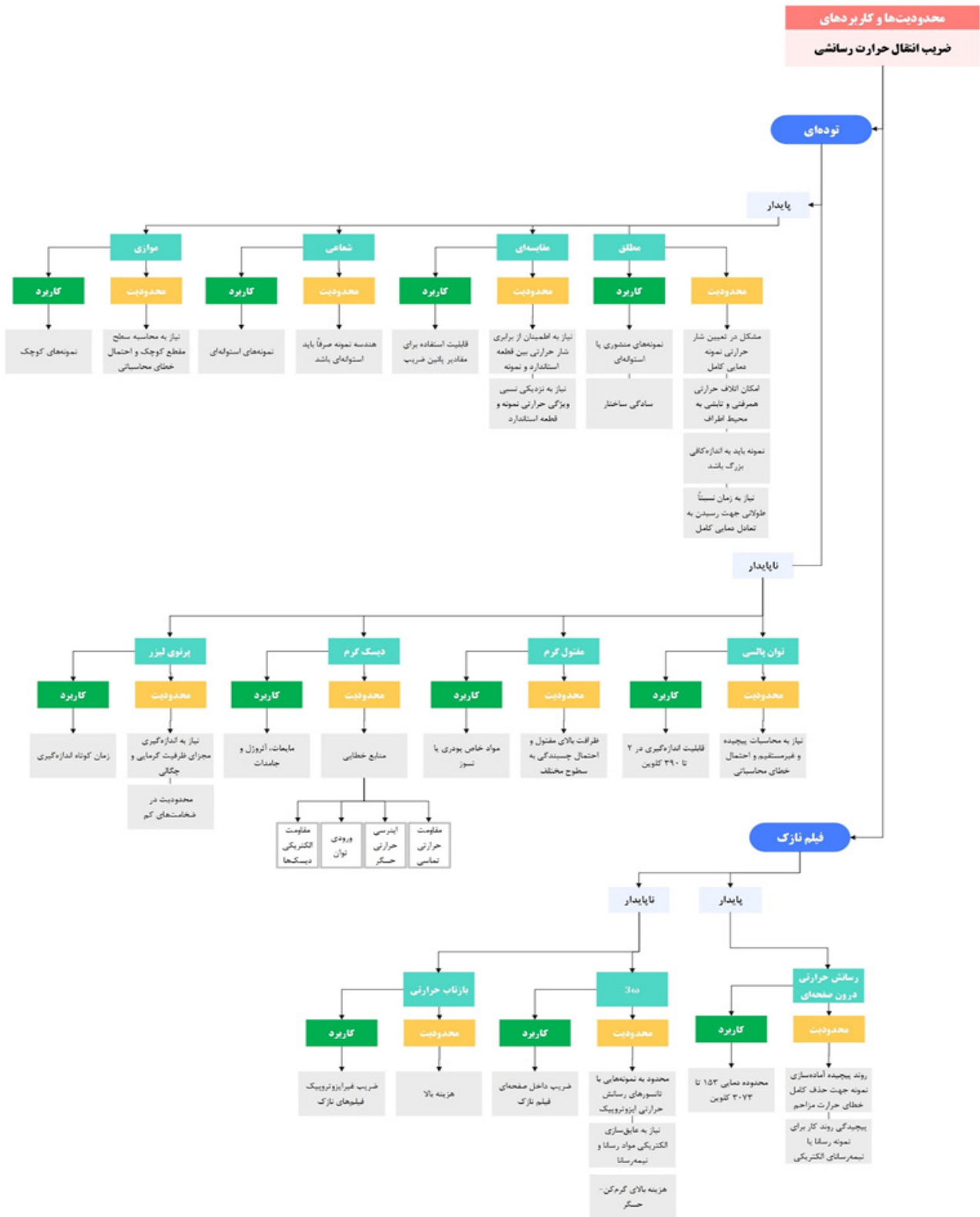
روش‌ها کاربردها و محدودیت‌های خاص خود را دارد و انتخاب آنها بسته به پارامترهای مذکور می‌باشد و نمی‌توان روالی یکسان را برای تمام مواد، و شرایط مختلف در نظر گرفت. برای مثال بزرگ‌ترین چالش روش اندازه‌گیری مطلق در تعیین شار حرارتی عبورکننده از نمونه است. که برای رفع این مشکل از یک قطعه استاندارد (مرجع) با ضریب انتقال حرارت معین استفاده شده است. بدین ترتیب می‌توان تکنیک مقایسه‌ای را بدون نیاز به اندازه‌گیری مستقیم شار حرارتی استفاده کرد.

همچنین پیکربندی‌های طولی دارای محدودیت بازه دمایی مناسب هستند. برای مثال برای اندازه‌گیری در دماهای خیلی بالا (مثلاً بالای ۱۰۰۰ کلوین)، اتلاف حرارتی ناشی از تابش از طریق گرم‌کن و سطوح نمونه قابل چشم‌پوشی نیست و می‌تواند در هنگام محاسبه شار حرارتی نمونه باعث ایجاد عدم قطعیت شود. بنابراین جهت غلبه بر این مشکل، نمونه‌های استوانه‌ای در روش شار حرارتی شعاعی مورد استفاده قرار می‌گیرند.

روش‌های ناپایدار نیز به منظور غلبه بر محدودیت‌های روش‌های پایدار شامل اتلاف حرارت مزاحم، حسگرهای دمایی مقاومت تماسی و مدت زمان نسبتاً طولانی مورد نیاز برای دستیابی به اختلاف دمای پایدار گسترش پیدا کرده‌اند که مهم‌ترین آنها روش 3ω می‌شود.

از سوی دیگر توده‌ای یا لایه‌ای بودن نمونه باعث می‌شود که نتوان از هر روش به طور دلخواه جهت اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت رسانشی در مواد استفاده نمود و باید با توجه به دقت مورد نیاز، روش مناسب را انتخاب نمود. به عنوان مثال مشخصه‌یابی مواد توده‌ای کوچک میلیمتری چالش بزرگی به حساب می‌آید زیرا سنجش دما توسط ترموکوپل‌ها و اندازه‌گیری شار حرارت در آنها بسیار دشوار است.

تماسی یا غیرتماسی بودن روش اندازه‌گیری نیز باعث ایجاد محدودیت یا مزیت در روش مورد نظر می‌شود. به عنوان مثال مقاومت تماسی حرارتی معمولاً یک منبع خطایی مهم در



شکل ۱۹- محدودیت‌ها و کاربردهای روش‌های مختلف اندازه‌گیری ضریب انتقال حرارت

۵- فهرست علائم

β	مقدار ثابت روش بازتاب حرارتی ناپایدار	A	سطح مقطع نمونه
γ	ضریب ثابت جنس روش مفتول گرم	C	ظرفیت گرمایی حجمی
\ddot{A}	تفاضل	c	دافع حرارت
η	ضریب ثابت روش 3ω	c_p	ظرفیت گرمایی ویژه
λ	متغیر زمان	D	عبارت تئوری بی‌بعد مربوط به زمان
ρ	چگالی جرم	d	ضخامت نمونه، عملگر دیفرانسیل
τ	نصف دوره تناوب جریان گرمایشی	f	فیلم
ϕ	متغیر وابسته به زمان و شعاع در روش دیسک گرم، فاز	f_{linear}	تابع خطی $\ln \omega$
ω	فرکانس زاویه‌ای	G_{det}	ضریب بهره آشکارساز نوری
ω_s	فرکانس لیزر	H	ارتفاع نمونه
P	موازی	I_0	دامنه جریان الکتریکی
\perp	عمود	h	منبع گرم

k	ضریب انتقال حرارت	n	متغیر جمع گسسته
P_1	توان پرتوی پمپ	P_2	توان پرتوی پویشرگر
L	فاصله بین دو حسگر دما	L_p	عمق نفوذ حرارتی
P	توان گرمایشی	Q	شار حرارتی پایدار
q	شار حرارتی	Q_{loss}	اتلاف حرارتی ناشی از تابش
R	مقاومت حرارتی	R	مقاومت الکتریکی
R_1	ضریب بازتاب در طول موج پرتوی پمپ	R_2	ضریب بازتاب در طول موج پرتوی پویشرگر
R_e	مقاومت الکتریکی	$R_{e,0}$	مقاومت الکتریکی وضعیت اولیه
r	شعاع	S	زیرلایه
S	زیرلایه	T	دما
T_{pp}	دمای قلّه یا درّه روی نمودار دما	t	زمان
$t_{\frac{1}{2}}$	مدّت گرم کردن نمونه تا نصف دمای بیشینه	V	ولتاژ
V	ولتاژ	V_{in}	بخش حقیقی پاسخ
V_{out}	بخش موهومی پاسخ	W	پارامتر بی‌بعد روش تکنیک پرتوی لیزر
z	پاسخ بازتاب حرارتی	α	نفوذپذیری حرارتی
α	ضریب دمایی مقاومت گرم‌کن-حسگر	α_R	ضریب دمایی مقاومت فیلم-زیرلایه
α_S	ضریب دمایی مقاومت فیلم-زیرلایه		

۶- منابع

- [1] Savija, I., et al., Review of Thermal Conductance Models for Joints Incorporating Enhancement Materials. Journal of Thermophysics and Heat Transfer - J THERMOPHYS HEAT TRANSFER, 2003. 17: p. 43-52.
- [2] Pollack, G.L., Kapitza Resistance. Reviews of Modern Physics, 1969. 41(1): p. 48-81.
- [3] Borumand, F., and Esmailian, M., Design and Analysis of the Marine Permanent Magnet Motor Cooling System, Science and Technology in Mechanics, 2023. 2(1): p.145-156. (in persian)
- [4] Hamilton, R.L. and O.K. Crosser, Thermal Conductivity of Heterogeneous Two-Component Systems. Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals, 1962. 1(3): p. 187-191.
- [5] Prasher, R., Thermal Interface Materials: Historical Perspective, Status, and Future Directions. Proceedings of the IEEE, 2006. 94: p. 1571-1586.
- [6] Tritt, T.M., Thermal Conductivity: Theory, Properties, and Applications. 2006: Springer US.
- [7] Yüncü, H. and S. Kakaç, Thermal Contact Conductance - Theory and Applications, in Cooling of Electronic Systems, S. Kakaç, H. Yüncü, and K. Hijikata, Editors ,1994 .Springer Netherlands: Dordrecht. p. 677-702.
- [8] Zeller, R.C. and R.O. Pohl, Thermal Conductivity and Specific Heat of Noncrystalline Solids. Physical Review B, 1971. 4(6): p. 2029-2041.

- Instruments, 2001. 72: p. 1770-1774.
- [20] Maldonado, O., Pulse method for simultaneous measurement of electric thermopower and heat conductivity at low temperatures. *Cryogenics*, 1992. 32(10): p. 908-912.
- [21] Pawlik, K., A. Kucharczyk, and M. Podpora, Method of determining thermal diffusivity on the basis of measurements of linear displacements. *Measurement*, 2023. 211: p. 112624.
- [22] Sundqvist, B., Thermal diffusivity measurements by Ångström's method in a fluid environment. *International Journal of Thermophysics*, 1991. 12(1): p. 191-206.
- [23] Romao, C.P., et al., Thermal, vibrational, and thermoelastic properties of $\text{Y}_2\text{Mo}_3\text{O}_{12}$ and their relations to negative thermal expansion. *Physical Review B*, 2014. 90(2): p. 024305.
- [24] Kennedy, C.A. and M.A. White, Unusual thermal conductivity of the negative thermal expansion material, ZrW_2O_8 . *Solid State Communications*, 2005. 134: p. 271.
- [25] Whitman, C.A., M.B. Johnson, and M.A. White, Characterization of thermal performance of a solid-solid phase change material, di-n-hexylammonium bromide, for potential integration in building materials. *Thermochimica Acta*, 2012. 531(Complete): p. 54-59.
- [26] Abu-Hamdeh, N., A. Khair, and R. Reeder, Comparison of two methods used to evaluate thermal conductivity for some soils. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2001. 44: p. 1073-1078.
- [27] Fešta, C. and A. Rossi, Apparatus for routine measurements of the thermal conductivity of ice cores. *Annals of Glaciology*, 1999. 29: p. 151-154.
- [28] Huang, W., et al., Effective thermal conductivity of reservoir freshwater ice with attention to high temperature. *Annals of Glaciology*, 2013. 54(62): p. 189-195.
- [29] Franco, A., An apparatus for the routine measurement of thermal conductivity of materials for building application based on a transient hot-wire method. *Applied Thermal Engineering*, 2007. 27(14): p. 2139-2147.
- [9] Machlin, E.S., Chapter V - Structure of amorphous films, in *Materials Science in Microelectronics I (Second Edition)*, E.S. Machlin, Editor. 2005, Elsevier: Oxford. p. 141-172.
- [10] Peumans, P., A. Yakimov, and S. Forrest, Small molecular weight organic thin-film photodetectors and solar cells. *Journal of Applied Physics*, 2003. 93: p. 3693-3723.
- [11] Xi, J.Q., et al., Optical thin-film materials with low refractive index for broadband elimination of Fresnel reflection. *Nature Photonics*, 2007. 1(3): p. 176-179.
- [12] Dresselhaus, M.S., et al., New Directions for Low-Dimensional Thermoelectric Materials. *Advanced Materials*, 2007. 19(8): p. 1043-1053.
- [13] Borca-Tasciuc, T., A.R. Kumar, and G. Chen, Data reduction in 3ω method for thin-film thermal conductivity determination. *Review of Scientific Instruments*, 2001. 72(4): p. 2139-2147.
- [14] Cahill, D.G., et al., Nanoscale thermal transport. II. 2003-2012. *Applied Physics Reviews*, 2014. 1(1): p. 011305.
- [15] Cahill, D.G., K. Goodson, and A. Majumdar, Thermometry and Thermal Transport in Micro/Nanoscale Solid-State Devices and Structures. *Journal of Heat Transfer*, 2001. 124(2): p. 223-241.
- [16] Marconnet, A.M., M.A. Panzer, and K.E. Goodson, Thermal conduction phenomena in carbon nanotubes and related nanostructured materials. *Reviews of Modern Physics*, 2013. 85(3): p. 1295-1326.
- [17] Shi, L., et al., Evaluating Broader Impacts of Nanoscale Thermal Transport Research. *Nanoscale and Microscale Thermophysical Engineering*, 2015. 19(2): p. 127-165.
- [18] Khorrami, A., Emamian, A., Amiri Delouei, A., Three-dimensional heat transfer simulation of a non-Newtonian droplet considering the effects of surface evaporation, *Science and Technology in Mechanics*, 2023. 2(1): p.41-49. (in persian)
- [19] Zawilski, B., R. Littleton, and T.M. Tritt, Description of the parallel thermal conductance technique for the measurement of the thermal conductivity of small diameter samples. *Review of Scientific*

- laser flash method .in Fifteenth Annual IEEE Semiconductor Thermal Measurement and Management Symposium (Cat. No.99CH36306). 1999.
- [41] Abdulgatov, I., et al., Thermal-Diffusivity and Heat-Capacity Measurements of Sandstone at High Temperatures Using Laser Flash and DSC Methods. *International Journal of Thermophysics*, 2015. 36: p. 658-691.
- [42] Khuu, V., et al., Considerations in the Use of the Laser Flash Method for Thermal Measurements of Thermal Interface Materials. *IEEE Transactions on Components, Packaging and Manufacturing Technology*, 2011. 1: p. 1015-1028.
- [43] Völklein, F., H. Reith, and A. Meier, Measuring methods for the investigation of in-plane and cross-plane thermal conductivity of thin films. *physica status solidi (a)*, 2013. 210(1): p. 106-118.
- [44] Völklein, F., Thermal conductivity and diffusivity of a thin film SiO₂/Si₃N₄ sandwich system. *Thin Solid Films*, 1990. 188(1): p. 27-33.
- [45] Dames, C., Measuring the thermal conductivity of thin films: 3 omega and related electrothermal methods. *Annual Review of Heat Transfer*, 2012. 16.
- [46] Dames, C. Chapter 2 Measuring the Thermal Conductivity of Thin Films : 3 Omega and Related Electrothermal. 2013.
- [47] Sekimoto, Y., et al., Error factors in precise thermal conductivity measurement using 3ω method for wire samples. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 2023. 148(6): p. 2285-2296.
- [48] Liu, J., et al., Simultaneous measurement of thermal conductivity and heat capacity of bulk and thin film materials using frequency-dependent transient thermoreflectance method. *Rev Sci Instrum*, 2013. 84(3): p. 034902.
- [49] Mishra, V., et al., A 3 omega method to measure an arbitrary anisotropic thermal conductivity tensor. *Review of Scientific Instruments*, 2015. 86(5): p. 054902.
- [50] Cahill, D.G. and R.O. Pohl, Thermal conductivity of amorphous solids above the plateau. *Physical Review B*, 1987. 35(8): p. 4067-4073.
- [51] Feser, J.P., et al., Ultralow Thermal Conductivity p. 2495-2504.
- [30] Assael, M.J., K.D. Antoniadis, and W.A. Wakeham, Historical Evolution of the Transient Hot-Wire Technique. *International Journal of Thermophysics*, 2010. 31(6): p. 1051-1072.
- [31] Bouguerra, A., et al., Measurement of thermal conductivity, thermal diffusivity and heat capacity of highly porous building materials using transient plane source technique. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2001. 28(8): p. 1065-1078.
- [32] Johra, H., *Thermal Properties of Building Materials - Review and Database*. 2021.
- [33] Gustafsson, S.E., Transient plane source techniques for thermal conductivity and thermal diffusivity measurements of solid materials. *Review of Scientific Instruments*, 1991. 62(3): p. 797-804.
- [34] He, Y., Rapid thermal conductivity measurement with a hot disk sensor: Part 1. Theoretical considerations. *Thermochimica Acta*, 2005. 436(1): p. 122-129.
- [35] Afriyie, E.T., et al., Textural and thermal conductivity properties of a low density mesoporous silica material. *Energy and Buildings*, 2014. 75: p. 210-215.
- [36] Min, S., J. Blumm, and A. Lindemann, A new laser flash system for measurement of thermophysical properties. *Thermochimica Acta*, 2007. 455: p. 46-49.
- [37] Parker, W.J., et al., Flash Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity. *Journal of Applied Physics*, 1961. 32: p. 1679.
- [38] Ruoho, M., K. Valset, and T. Finstad, Measurement of thin film thermal conductivity using the laser flash method. *Nanotechnology*, 2015. 26: p. 195706.
- [39] Gong, L., et al., Porous mullite ceramics with low thermal conductivity prepared by foaming and starch consolidation. *Journal of Porous Materials*, 2014. 21.
- [40] Campbell, R.C., S.E. Smith, and R.L. Dietz, Measurements of adhesive bondline effective thermal conductivity and thermal resistance using the

2008. 79 11: p. 114902.

in Polycrystalline CdSe Thin Films with Controlled Grain Size. *Nano Letters*, 2013. 13(5): p. 2122-2127.

[52] Roy-Panzer, S., et al., Thermal characterization and analysis of microliter liquid volumes using the three-omega method. *Review of Scientific Instruments*, 2015. 86(2): p. 024901.

[53] Rosencwaig, A. and A. Gersho, Theory of the photoacoustic effect with solids. *Journal of Applied Physics*, 1976. 47(1): p. 64-69.

[54] Schmidt, A.J., R. Cheaito, and M. Chiesa, Characterization of thin metal films via frequency-domain thermoreflectance. *Journal of Applied Physics*, 2010. 107(2): p. 024908.

[55] Wilson, R.B. and D.G. Cahill, Anisotropic failure of Fourier theory in time-domain thermoreflectance experiments. *Nature Communications*, 2014. 5(1): p. 5075.

[56] Capinski, W.S., et al., Thermal-conductivity measurements of GaAs/AlAs superlattices using a picosecond optical pump-and-probe technique. *Physical Review B*, 1999. 59(12): p. 8105-8113.

[57] Hu, Y., et al., Spectral mapping of thermal conductivity through nanoscale ballistic transport. *Nature nanotechnology*, 2015. 10(8): p. 701-706.

[58] Malen, J.A., et al., Optical Measurement of Thermal Conductivity Using Fiber Aligned Frequency Domain Thermoreflectance. *Journal of Heat Transfer*, 2011. 133(8): p. 081501.

[59] Mikolajek, M., et al., Temperature Measurement Using Optical Fiber Methods: Overview and Evaluation. *Journal of Sensors*, 2020 :2020 .p. 8831332.

[60] Sekine, M. and M. Furuya, Development of Measurement Method for Temperature and Velocity Field with Optical Fiber Sensor. *Sensors*, 2023. 23(3): p. 1627.

[61] Zhu, J., et al., Ultrafast thermoreflectance techniques for measuring thermal conductivity and interface thermal conductance of thin films. *Journal of Applied Physics*, 2010. 108: p. 094315.

[62] Schmidt, A., X. Chen, and G. Chen, Pulse accumulation, radial heat conduction, and anisotropic thermal conductivity in pump-probe transient thermoreflectance. *The Review of scientific instruments*,

بررسی اثر ضریب اصطکاک بر نیروی شکل‌دهی ورق مسی در فرآیند پرسکاری در قالب‌های شیاردار مقید

سعید رهنما^{۱*}، معین غلامی^۲، پیام عسکری^۲، عباس یعقوب زاد^۳

۱- دکترای تخصصی، دانشیار مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه بیرجند، ایران

۲- دانشجوی دکترا، دانشگاه بیرجند، ایران

۳- کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد دزفول، ایران

چکیده

روش‌های تغییر شکل پلاستیک شدید روش‌هایی هستند که می‌توان به کمک آن، موادی با نسبت استحکام به وزن بالا تولید نمود. فرآیند پرسکاری شیاری، یک روش تغییر شکل پلاستیک شدید است که به منظور تولید ورق‌های فلزی با ساختار بسیار ریزدانه بکار گرفته می‌شود. در این تحقیق به صورت عددی و با استفاده از روش اجزاء محدود فرآیند پرسکاری شیاری محدود تا یک پاس کامل بر روی نمونه‌ی مسی خالص مورد مطالعه قرار می‌گیرد. لذا بوسیله‌ی نرم‌افزار ABAQUS ۶-۱۴ مدل‌سازی عددی انجام شد که با استفاده از این روش نتایج خروجی هر مرحله به عنوان ورودی مرحله بعد منتقل می‌شود. نتایج عددی نشان داد که با اعمال هر مرحله از فرآیند (Constrained Groove Pressing) میزان کرنش پلاستیک بیشتر می‌شود و همچنین در راستای طول نمونه میزان کرنش موثر پلاستیک به صورت نوسانی تغییر می‌کند. با بررسی تغییرات نیروی شکل‌دهی حین فرآیند مشاهده شد روند تغییرات نیرو در مراحل فرد شامل سه بخش است و در بخش سوم شیب تغییرات نیرو به شدت افزایش می‌یابد که دلیل آن افزایش سطوح تماس و اثر اصطکاک به منظور پر شدن گوشه‌های قالب است. با بررسی اثر ضریب اصطکاک بر روی نیروی شکل‌دهی مشاهده گردید با افزایش ضریب اصطکاک مقدار ماکزیمم نیروی شکل‌دهی بیشتر می‌شود.

کلمات کلیدی

مدل‌سازی، ورق مسی، کارسختی، نیروی شکل‌دهی.

Investigating the effect of friction coefficient on the forming force of copper sheet in the pressing process in bound groove molds

Saeed Rahnama^{1*}, Moein gholami¹, Payam askari¹, Abbas Yaghobzadeh¹

¹-Department of Mechanical Engineering, University of Birjand, Tehran University, Iran.

Abstract

Extreme plastic deformation methods are methods that can be used to produce materials with a high strength-to-weight ratio. Groove pressing process is a severe plastic deformation method used to produce metal sheets with very fine grain structure. In this research, numerically and using the finite element method, the groove pressing process is studied up to one full pass on a pure copper sample. Therefore, numerical modeling was done by ABAQUS 6-14 software, and by using this method, the output results of each stage are transferred as input to the next stage. Numerical results showed that with the application of each step of the process (Constrained Groove Pressing), the amount of plastic strain increases and also along the length of the sample, the amount of effective plastic strain changes in an oscillating manner. By examining the changes in the forming force during the process, the trend of force changes was observed. It consists of three parts in odd stages, and in the third part, the slope of force changes increases sharply, which is due to the increase of contact surfaces and the effect of friction in order to fill the corners of the mold. By examining the effect of the friction coefficient on the forming force, it was observed that with the increase of the friction coefficient, the maximum value of the forming force increases.

Keywords

Modeling, Copper sheet, Hardness, Forming force

۱- مقدمه

روش‌های تغییرشکل پلاستیک شدید شامل فرآیندهایی هستند که با تغییر دانه‌بندی ریزساختار مواد از ابعاد میکرون به ابعاد نانومتری منجر به تولید محصولاتی با استحکام بسیار بالاتر می‌شوند. ویژگی مشترک و منحصر به فرد فرآیندهای تغییرشکل پلاستیک شدید، ثابت بودن ابعاد و عدم تغییر شکل ظاهری ماده حین فرآیند است، که در نتیجه آن محدودیت اعمال کرنش از بین می‌رود. فلزاتی که تحت فرآیندهای تغییرشکل پلاستیک شدید قرار گرفته‌اند، خواص بسیار خوبی همانند استحکام زیاد در دمای محیط، مقاومت در برابر سایش، خاصیت سوپر پلاستیک در دمای بالا و نرخ کرنش کم، خواص خستگی خوب و مقاومت عالی در برابر خوردگی از خود نشان می‌دهند [۱،۶]. فرآیندهای تغییرشکل پلاستیک شدید شامل روش‌های بسیار متعددی مانند فشار در کانال‌های یکسان زاویه‌دار^۱ ECAP [۷-۸] و پیچش با فشار بالا^۲ HPT [۹-۱۰] و اتصال با نورد تجمعی^۳ ARB [۱۱-۱۲] می‌باشد. بیشتر این روش‌ها نیازمند ابزار گران‌قیمت و انجام مراحل پیچیده‌ای هستند که استفاده به روش صنعتی را با مشکل مواجه کرده است [۱۳-۱۴]. یکی از انواع این فرآیندها، فرآیند پرس‌کاری شیاری محدود^۴ CGP است که در سال‌های اخیر مورد توجه بسیاری از محققین قرار گرفته است [۳،۶]. روشی نسبتاً جدید در تغییر شکل پلاستیک شدید است. این فرآیند اولین بار در سال ۲۰۰۲ توسط شین^۵ و همکارانش توسعه داده شده است [۱۵]. آن‌ها فرآیند را بر روی ورق‌های آلومینیومی اعمال کردند و نتیجه گرفتند با این روش بهبود خواص مکانیکی و همچنین ریزدانه‌سازی ریز ساختار در ورق‌های فلزی امکان‌پذیر است. در همین سال لی^۶ و همکاران [۱۶] برای نخستین بار به شبیه‌سازی اجزاء محدود این روش پرداختند و نتایج حاصل را با نتایج فرآیند CGR مقایسه کردند. بررسی فرآیند CGP در دو دمای متفاوت (دمای اتاق و تبرید) تحقیقی بود که کریشناپایا^۷ و

همکاران [۱۷] در سال ۲۰۰۵ به آن پرداختند. در سال ۲۰۱۰ [۱۸] گانش^۹ و همکاران تاثیر فرآیند CGP ورق آلومینیوم را بر روی فرآیند کشش عمیق بررسی کردند و نشان دادند که فرآیند CGP روی این ورق‌ها قابلیت فرآیند کشش عمیق را بهبود می‌بخشد. در همان سال حسینی و همکاران [۱۹] با استفاده از یک مدل رفتاری ماده که بر پایه‌ی فرضیات فیزیکی و متالورژیکی استوار بود به پیش‌بینی منحنی تنش-کرنش با فرض متغیر بودن وضعیت چگالی نابجایی پرداختند. آن‌ها با کمک این منحنی با روش اجزاء محدود به بررسی کرنش، نرخ کرنش و توزیع سختی در ورق‌های CGP شده پرداختند. آن‌ها بیان کردند بین نتایج اجزاء محدود و آزمایش تجربی تطابق خوبی برقرار است. بررسی اثر فرآیند CGP بر روی غیر یکنواختی میکروساختار موضوعی بود که یاداو و همکاران [۲۰] در سال ۲۰۱۶ بررسی کردند و نتیجه گرفتند که نمونه‌های CGP شده دارای غیر یکنواختی موضعی هستند که به صورت سینوسی در ساختار ماده تکرار می‌شود. وانگ^{۱۰} و همکاران [۵] در سال ۲۰۱۴، اثر زاویه قالب و عرض شیار بر خواص مکانیکی و ریزساختاری ورق نیکل تحت فرآیند پرس‌کاری شیاری محدود را به صورت تئوری و تجربی بررسی کردند و گزارش کردند افزایش پهنا و زاویه شیارها موجب افزایش نیروی فرآیند می‌شود. این محققین در پژوهشی دیگر [۲۲] اثر اصطکاک را به صورت تجربی در فرآیند CGP بررسی کردند و نشان دادند با بهبود شرایط سطح امکان اعمال تعداد پاس‌های بالاتر فراهم می‌گردد. غلامی و همکاران [۲۵] به صورت تجربی و عددی اثر فرآیند CGP را بر روی ورق آلومینیومی ۶۰۶۱ مورد مطالعه قرار دادند و نتیجه گرفتند که توزیع خواص مکانیکی در نمونه‌های CGP شده غیر یکنواخت است. در نهایت گزارش کردند که با بهینه‌سازی پارامترهای هندسی فرآیند می‌توان یکنواختی خواص مکانیکی را افزایش داد. غلامی و همکاران در پژوهشی دیگر [۲۶]، به صورت عددی اثر استفاده از ورق‌گیر را

^۱ Equal channel angular pressing

^۲ High pressure torsion

^۳ Accumulative roll bonding

^۴ Equal channel angular rolling

^۵ Constrained Groove Pressing

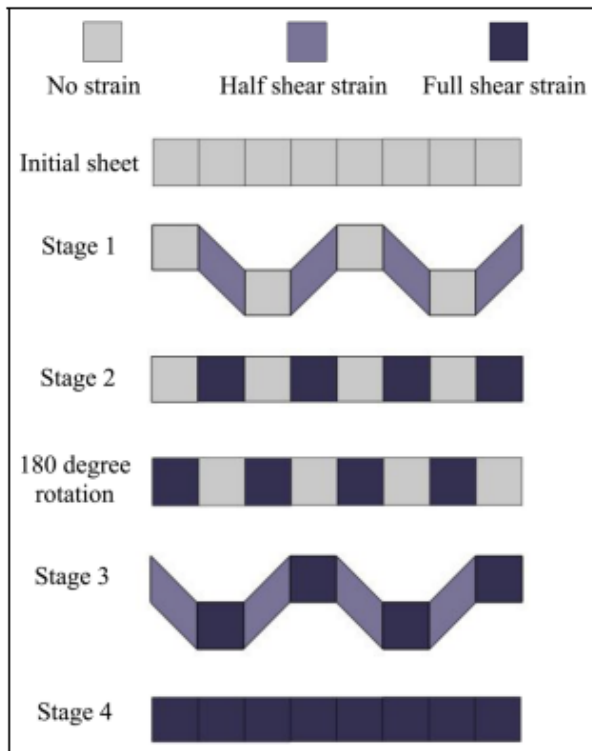
^۶ Shin

^۷ Lee

^۸ Krishnaiah

^۹ Ganesh

^{۱۰} Wang



شکل ۱: نمایی ساده از مراحل عملی فرآیند پرسکاری در قالب‌های شیاردار مقید [۲۵].

در این فرآیند چهار مرحله متوالی فشار ورق یک پاس کامل محسوب می‌شود که دو مرحله توسط قالب‌های شیاردار و دو مرحله توسط قالب‌های تخت انجام می‌گیرد. قبل از پرس کاری یک جفت قالب شیاردار نامتقارن (شکل ۱ (a)) و یک جفت قالب تخت (شکل ۱ (C)) آماده می‌شوند. در ابتدا، نمونه توسط قالب‌های شیاردار با عرض شیار T و یک زاویه شیار θ (شکل ۱ (a)) که فاصله بین صفحات قالب بالا و پایین برابر با ضخامت نمونه است نگه‌داشته می‌شود. اولین مرحله در هر پاس، یک ورق فلزی به ضخامت t بین دو قالب شیاردار که شکل نامتقارن دارند، قرار می‌گیرد. قالب پایینی در تمام جهات و زوایا کاملاً مقید شده است و قالب بالایی می‌تواند در راستای عمودی حرکت کند. پس از نزدیک شدن قالب‌ها به یکدیگر و اعمال فشار به ورق تا اندازه‌ای که فاصله میان آن‌ها برابر ضخامت ورق باشد، بخش‌هایی از ورق که در نواحی مورب قالب‌ها شکل‌دهی می‌شوند (مناطق تک هاشورخورده در شکل ۱ (b))، در معرض تغییر شکل توسط تنش برشی قرار گرفته‌اند در صورتی که نواحی تخت ورق (مناطق ب

روی یکنواختی کرنش پلاستیک انباشته شده در نمونه مسی را بررسی کردند و نتیجه گرفتند که استفاده از ورق گیر حین فرآیند به طور قابل ملاحظه‌ای موجب یکنواختی کرنش پلاستیک و در نتیجه یکنواختی خواص مکانیکی می‌شود. جبلی و همکاران [۲۷] در سال ۲۰۲۳، روش CGP را در دمای بالا (250°C به صورت تجربی بکار گرفته و اثر این روش را روی خواص مکانیکی نمونه شکل‌دهی شده بررسی کردند. در نهایت با مطالعه شکست‌نگاری مشخص شد که با افزایش تعداد پاس‌های فرآیند، مکانیزم شکست از حالت ترد به حالت نرم تغییر می‌یابد. وانگ و همکاران [۲۸] در سال ۲۰۲۳، اثر CGP با بکارگیری کوبش التراسونیک در دماهای مختلف را بررسی کردند و نتیجه گرفتند، در دمای ۲۰۰ درجه سانتی‌گراد با مدت زمان کوبش ۱۰۰ ثانیه، تلفیق مناسبی از شکل‌پذیری و استحکام حاصل می‌شود. یاداو و همکاران [۲۹] در سال ۲۰۲۳، به مطالعه اثر فرآیند CGP بر روی رفتار سایشی نمونه‌های آلومینیومی پرداختند و نتیجه گرفتند مقاومت به سایش نمونه‌های CGP شده به دلیل اعمال کرنش نیز، افزایش می‌یابد. ب توجه به تحقیقات گذشته، اثر ضریب اصطکاک در فرآیند CGP بر روی نیروی شکل‌دهی صورت نگرفته است. در تحقیق حاضر، علاوه بر مطالعه کرنش پلاستیک ایجاد شده در نمونه، به بررسی اثر اصطکاک روی نیروی شکل‌دهی پرداخته شده است و نتایج بدست آمده نشان‌دهنده آن است که با افزایش ضریب اصطکاک میزان ماکزیمم نیروی شکل‌دهی افزایش می‌یابد.

۲- فرآیند CGP

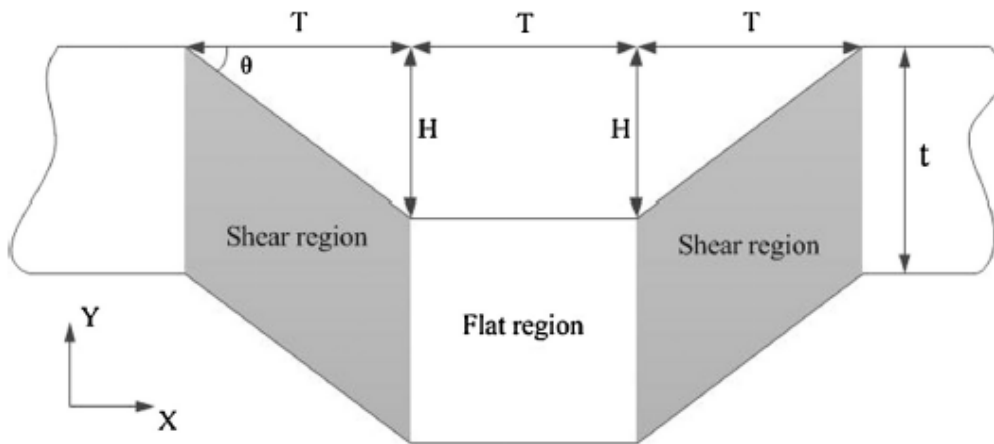
در فرآیند CGP، چهار مرحله پرس کاری متوالی مانند شکل ۱ انجام می‌شود که یک سیکل پرس کاری شیاردار محدود نامیده می‌شود. انجام هر سیکل پرس کاری می‌تواند همراه با ریزتر کردن دانه‌بندی‌های ورق منجر به افزایش استحکام و سختی ورق شود، ولی با افزایش تعداد سیکل‌ها اثرات فرآیند بر بهبود رفتار مکانیکی ورق کاهش می‌یابد، همچنین ایجاد ترک‌های سطحی و کاهش شکل‌پذیری نمونه از عوامل محدود کننده تعداد سیکل‌های قابل انجام روی یک ورق است.

سوم و چهارم باعث می‌شود یک تغییرشکل پلاستیک با توزیع تقریباً یکنواخت در سراسر ورق بوجود بیاید. با تکرار روش CGP تا زمانیکه هیچ‌گونه ترک در ورق و شکست آن پدیدار نشده است مقدار زیادی کرنش پلاستیک در ورق همزمان با عدم تغییر در ابعاد اولیه آن انباشته می‌شود که منجر به ایجاد یک ساختار بسیار ریزدانه یا نانومتری در ماده می‌شود.

۲-۱- محاسبه کرنش برشی پلاستیک مؤثر در فرآیند CGP

کرنش برشی پلاستیک مؤثر در یک سیکل کامل فرآیند پرس‌کاری شیاری محدود در حالت ایده‌آل با حل عددی محاسبه شده و با نتایج تحلیلی منتشر شده مقایسه شده است.

شکل ۲ قسمتی از ورق که تحت فرآیند CGP قرار گرفته است را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، روابط نظری برای محاسبه کرنش مؤثر انباشته شده پس از فشار اول CGP در نواحی تغییرشکل یافته‌ی ورق استخراج شده است.



T- Groove width, θ - Groove angle, H- Groove height, t- Sample thickness

شکل ۲: طرح‌واره بخشی از ورق پس از تغییر شکل در مرحله اول فرآیند پرسکاری در قالب‌های شیاردار مقید [۵].

$$\epsilon_{xy} = \frac{\gamma_{xy}}{2} \quad (۲)$$

کرنش مؤثر ون میزز (ϵ_{eff}) از رابطه زیر بدست می‌آید [۵].

$$\epsilon_{eff} = \sqrt{\frac{2}{3}[(\epsilon_x - \epsilon_y)^2 + (\epsilon_y - \epsilon_z)^2 + (\epsilon_z - \epsilon_x)^2] + \frac{4}{3}[\epsilon_{xy}^2 + \epsilon_{yz}^2 + \epsilon_{zx}^2]} \quad (۳)$$

بدون هاشور در شکل ۱ (b)) بدون اینکه تغییرشکلی در آن نواحی ایجاد شود باقی می‌مانند. دومین مرحله از هر پاس، ورق فلزی توسط یک جفت قالب مسطح ساده فشرده می‌گردد (شکل ۱ (C)) که باعث می‌شود قسمت‌هایی از ورق که در مرحله اول دچار تغییر شکل شده‌اند، تحت یک تغییر شکل برشی معکوس قرار بگیرند. این در حالی است که بخش‌هایی که در مرحله اول تغییرشکل نیافته‌اند، همچنان بدون تغییر شکل باقی می‌مانند. پس از پایان مرحله دوم و قبل از اجرای مراحل سوم و چهارم فرآیند، قطعه‌کار به اندازه ۱۸۰ درجه حول محور ضخامتش دوران می‌کند به صورتی که نواحی تغییر شکل یافته در مرحله اول روی نواحی تخت قالب شیاردار و نواحی تخت که تغییر شکل نیافته‌اند، روی مناطق مورب قالب‌های شیاردار قرار بگیرد. (شکل ۱ (d)) تا به این ترتیب با اعمال فشار مجدد ورق فلزی توسط قالب‌های شیاردار نامتقارن (شکل ۱ (e)) و همچنین مسطح شدن آن (شکل ۱ (f)) در این دو مرحله، آن قسمت‌هایی که در دو مرحله اول دچار تغییر شکل نشده‌اند، دچار تغییر شکل می‌شوند. مراحل

مقدار کرنش برشی مهندسی از رابطه ۱ محاسبه می‌شود

$$\gamma_{xy} = \frac{H}{T} = \tan \theta \quad (۱)$$

که در این رابطه H ، T و θ به ترتیب ارتفاع، پهنا و زاویه‌ی شیاردار هستند. مقدار تانسور کرنش برشی نصف مقدار محاسبه شده در رابطه ۱ است.

۴- شبیه‌سازی اجزاء محدود

در این تحقیق از نرم افزار اجزاء محدود ABAQUS ۶-۱۴ برای شبیه‌سازی عددی مساله استفاده شده است. چون با اعمال هر مرحله از فرآیند CGP به دلیل کارسختی خواص مکانیکی نمونه تغییر می‌کند، در تحلیل عددی حاضر از روشی استفاده شده است که می‌تواند نتایج خروجی هر مرحله را به عنوان ورودی مرحله بعد منتقل کند. ورق مسی در این شبیه‌سازی به صورت جسم جامد تغییرشکل پذیر مدل شده است. به منظور مطالعه دقیق‌تر از نظر توزیع و مقدار نیروی شکل‌دهی، قالب‌های مورد استفاده در شبیه‌سازی به صورت صلب / تحلیلی مدل شده است. از آنجا که در فرآیند CGP تغییرات اندازه نمونه پس از هر پاس در امتداد جهت شیارها ناچیز است، این فرآیند کرنش صفحه‌ای محسوب می‌شود. در مدل اجزاء محدود، ابعاد قالب و نمونه 2×20 میلی‌متر در نظر گرفته شده است. از نتایج این مدل برای ارزیابی کرنش پلاستیک انباشته در حین فرآیند و نیروی شکل‌دهی استفاده شده است. در این شبیه‌سازی مقدار ضریب اصطکاک مطابق با منبع [۱۲] برابر 0.25 در نظر گرفته شده است. در هر مرحله از تحلیل، درجات آزادی قالب‌های پایین (تخت و شیاردار) در تمام جهات مقید شده است. کفه بالایی قالب نیز تنها در راستای عمود بر ورق امکان جابجایی دارد. میزان جابجایی قالب در حین فرآیند تغییر شکل به میزان ضخامت ورق می‌باشد. در شبیه‌سازی انجام گرفته در این تحقیق، به‌منظور جلوگیری از ازدیاد طول ورق بدون ایجاد لبه در قالب، طرفین ورق مقید شده است.

با فرض تغییرشکل برشی خالص تحت شرایط کرنش صفحه‌ای ($\epsilon_x = \epsilon_y = \epsilon_z = \epsilon_{yz} = \epsilon_{zx} = 0$) کرنش مؤثر ایجاد شده در نواحی تغییرشکل یافته پس از هر فشار در فرآیند PGC از رابطه زیر محاسبه می‌شود

$$\epsilon_{eff} = \sqrt{\frac{4\epsilon_{xy}^2}{3}} = \sqrt{4\left(\frac{\gamma_{xy}}{3}\right)^2} = \frac{\gamma_{xy}}{\sqrt{3}} = \frac{\tan \theta}{\sqrt{3}} \quad (4)$$

بنابراین، کرنش مؤثر کل جمع شده در یک ورق عبور کرده از n سیکل کامل فرآیند CGP از رابطه زیر محاسبه خواهد شد [۵]:

$$\epsilon_{total} = n \frac{2 \tan \theta}{\sqrt{3}} \quad (5)$$

اگر زاویه یارب (θ) برابر 45 درجه باشد، پهنای شیار (T) برابر ارتفاع شیار (H) است. لذا کرنش برشی مهندسی برابر 1 خواهد بود $\gamma_{xy} = 1$ و در هر فشار کرنش مؤثری برابر با $\epsilon_{eff} = \frac{1}{\sqrt{3}} \approx 0.58$ بر نواحی تغییرشکل یافته اعمال خواهد شد. لذا از لحاظ نظری یک سیکل فرآیند CGP با این زاویه شیار، چنانچه کل تنش به صورت تنش برشی لحاظ شود، منجر به اعمال کرنش مؤثر کل برابر $1/16$ بر ورق می‌شود [۵].

۳- مواد و روش تحقیق

در این تحقیق، شبیه‌سازی اجزاء محدود دوپاس کامل فرآیند پرس کاری شیاری محدود توسط نرم‌افزار آباکوس بر روی ورق مسی خالص به صورت دوبعدی انجام می‌شود. خواص مکانیکی و ضرایب جانسون-کوک ورق مسی مورد استفاده در شبیه‌سازی در جداول ۱ و ۲ ارائه شده است

جدول ۱- چگالی و خواص الاستیک ورق مس خالص مورد استفاده در شبیه‌سازی [۲۳].

چگالی (Kg/m^3)	نسبت پواسون (ν)	مدول یانگ (GPa)
۸۹۶۰	۰/۳۳	۱۱۷

جدول ۲- ثوابت و پارامترهای جانسون-کوک مورد استفاده در شبیه‌سازی [۲۳].

A (MPa)	B (MPa)	n	C	m	Tr (K)	Tm (K)	ϕ_0
۹۰	۲۹۲	۰,۳۱	۰,۰۲۵	۱,۰۹	۲۹۸	۱۳۵۶	۱

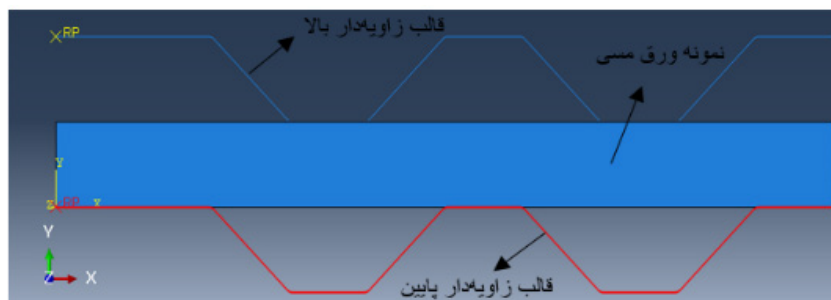
۵- ارائه نتایج و بحث

در این بخش، نتایج بدست آمده از پژوهش مورد نقد و بررسی قرار گرفته است. مهمترین نتایج بدست آمده توزیع کرنش پلاستیک انباشته شده و نیروی شکل‌دهی حین انجام فرآیند است. در نهایت اثر ضریب اصطکاک روی نیروی شکل‌دهی فرآیند مورد مطالعه قرار گرفته است.

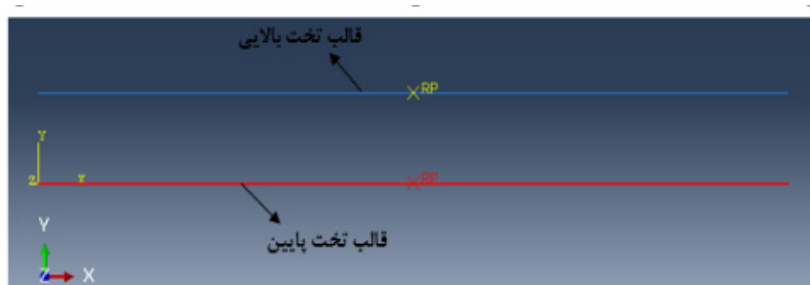
۵-۱- توزیع کرنش پلاستیک انباشته شده

در شکل ۴ نتایج شبیه‌سازی برای یک سیکل کامل فرآیند CGP نشان داده شده است. نتایج به صورت کانتورهای کرنش پلاستیک مؤثر در مراحل چهارگانه ترسیم شده است. همانطور که مشخص است کرنش پلاستیک مؤثر انباشته در طی چهار مرحله افزایش می‌یابد. همچنین نتایج نشان می‌دهد نواحی که در دو مرحله اول تغییر شکل نداشته‌اند در مرحل سوم و چهارم بیشترین میزان کرنش در ورق را دارا هستند.

در این شبیه‌سازی با توجه به شکل ساده ورق از المان دو بعدی- CPE4R: A 4-node bilinear plane strain quad-، rilateral, reduced integration, hourglass control جهت مش‌بندی ورق استفاده شده است. این المان مربعی دارای یک درجه آزادی برای هر گره است که با بهره‌گیری از انتگرال‌گیری کاهش یافته، از پدیده قفل شونده‌گی برشی جلوگیری می‌شود. با توجه به ماهیت حل روش‌های عددی از جمله تحلیل اجزاء محدود، سائز المان تاثیر زیادی بر روی نتایج حاصله دارد. لذا به منظور انتخاب سائز مناسب المان در تحلیل اجزاء محدود از روش همگرایی مش برای پارامتر کرنش پلاستیک مؤثر استفاده شده است. با توجه به توضیحات داده شده، سائز مناسب المان به روش همگرایی برابر با $0/35$ میلی‌متر بدست آمده است. لذا تعداد 348 المان در مدل اجزاء محدود برای ورق وجود دارد. در شکل ۳ قالب‌های شیاری، تخت و نمونه ایجاد شده در شبیه‌سازی اجزاء محدود نشان داده شده است.

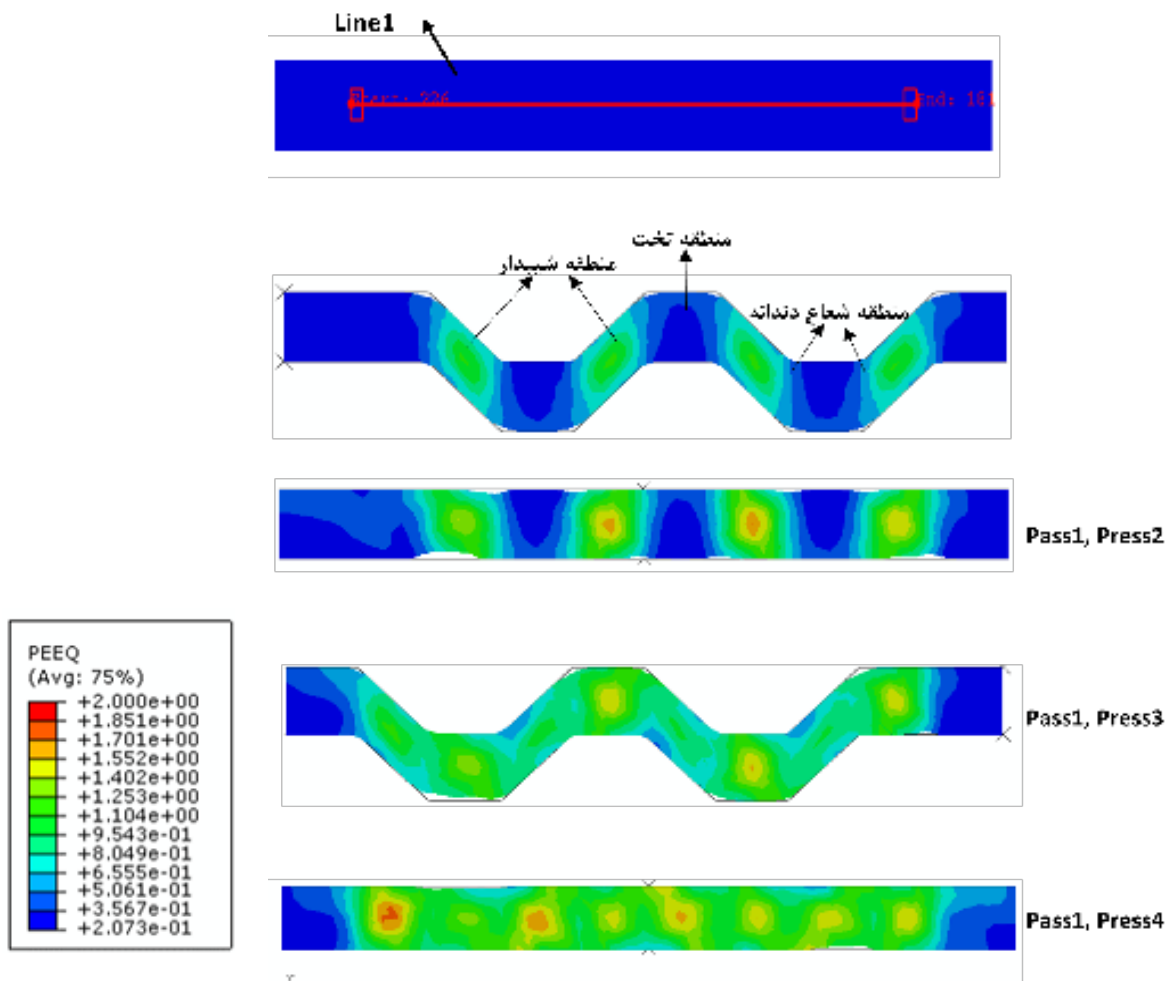


الف



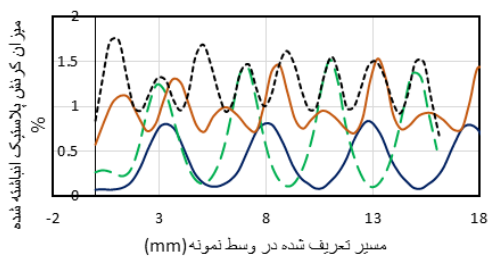
ب

شکل ۳ نمایی از قالب‌های: الف) شیاری، و نمونه ب) قالب‌های تخت، ایجاد شده در شبیه‌سازی اجزاء محدود.



شکل ۴: کانتورهای کرنش پلاستیک مؤثر در مراحل چهارگانه.

کرنش مؤثر پلاستیک در پایان مرحله چهارم غیریکنواخت است [۲۵،۳۰]. دلیل این غیر یکنواختی در ادامه تشریح خواهد شد. برای مطالعه و مقایسه بهتر توزیع کرنش مؤثر پلاستیک در مراحل چهارگانه فرآیند پرس کاری شیاری محدود، بر اساس منابع [۲۵،۲۶،۳۰] یک مسیر در وسط نمونه واقع بر گره‌های خط مرکزی در فواصل مساوی تعریف شد و در شکل ۵ منحنی‌های توزیع کرنش مؤثر پلاستیک برای مراحل چهارگانه فرآیند نشان داده شده است.



شکل ۵: منحنی‌های توزیع کرنش مؤثر پلاستیک برای مراحل چهارگانه فرآیند CGP (در راستای خط ۱- شکل ۴).

همانطور که از شکل ۴ مشخص است در مرحله اول مناطق مورب دچار تغییر شکل و در نتیجه کرنش برشی شده‌اند در حالی که مناطق تخت بدون تغییر شکل باقی مانده‌اند [۲۵،۲۶،۳۰]. در مرحله دوم از پاس اول مناطق تغییر شکل یافته در مرحله اول در معرض تغییر شکل برشی معکوس قرار گرفته و حدود دو برابر مقدار کرنش مؤثر پلاستیک بیشتر می‌شود و این در حالی است که مناطق تغییر شکل نیافته همچنان بدون تغییر باقی می‌مانند [۲۵،۲۶]. در مراحل سوم و چهارم (چرخش ۱۸۰ درجه ورق حول محور ضخامت) مناطقی که در مراحل اول و دوم تغییر شکل نداشته‌اند با قالب در تماس بوده و مطابق روند گفته شده دچار تغییر شکل می‌شوند. در حالت ایده آل انتظار می‌رود که پس پایان مرحله چهارم (یک پاس کامل) توزیع کرنش مؤثر پلاستیک یکنواختی در سراسر ورق ایجاد شود، اما توزیع

باعث غیریکنواختی کرنش در نقاط مختلف نمونه می‌شوند که در نتیجه باعث غیر یکنواختی در میزان ریزش دانه در فرآیند تغییر شکل پلاستیک شدید به روش CGP می‌شود [۲۵]. در جدول ۳، مقدار میانگین کرنش پلاستیک بدست آمده در شبیه‌سازی اجزاء محدود در پایان مرحله چهارم فرآیند، با سایر پژوهش‌ها مقایسه شده است

جدول ۳-مقایسه مقدار میانگین کرنش پلاستیک با سایر

پژوهش‌ها		
Researchers	Material	average effective plastic strain
Gholami et al[25]	Al ۶۰۶۱	۱.۳۶
Gholami et al[26]	Copper	۱.۲۷
Sunil Kumar et al [۳۱]	AA۵۰۸۳	۱.۲۲
Honarpisheh et al [۳۰]	Pure Copper	۱.۳۱
Current study	Copper	۱.۲۳

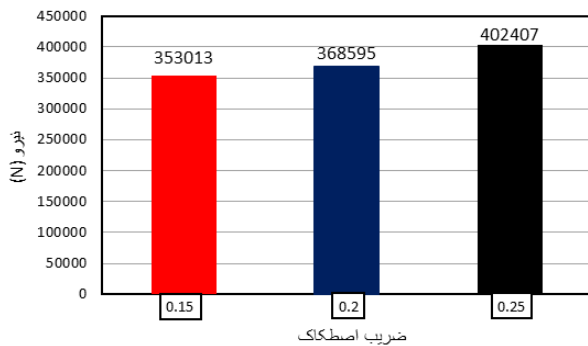
۵-۵- نیروی شکل‌دهی حین فرآیند

در شکل ۶ مقدار نیروی شکل‌دهی حاصل از شبیه‌سازی اجزاء محدود برای مراحل مختلف یک پاس فرآیند نشان داده شده است. با توجه به شکل مشاهده می‌گردد، با جابجایی قالب بالا به سمت پایین میزان نیروی شکل‌دهی در همه مراحل فرآیند، روند افزایشی دارد. در مرحله اول فرآیند، با جابجایی قالب، تغییرات نیروی شکل‌دهی شامل سه بخش است. در بخش اول نیرو افزایش می‌یابد که دلیل آن مقاومت الاستیک ورق مسی در برابر تغییر شکل است. بخش دوم پس از تسلیم نمونه، شیب تغییرات نیرو کاهش یافته، اما همچنان روند صعودی دارد. بخش سوم پایان شکل‌دهی و پر شدن قالب است. روند تغییرات نیروی شکل‌دهی مشابه با نتایج گزارش شده در منابع [30,22] می‌باشد. این سه ناحیه در شکل ۷ برای مرحله اول از پاس اول فرآیند با کمک کانتور کرنش نشان داده شده است. مطابق شکل ۶ شیب نمودار در مراحل ۱ و ۳ بیشتر از مراحل ۲ و ۴ است که می‌توان آنرا به لغزش ورق روی شیارهای قالب بالا و پایین به دلیل نیروی قالب بالا و در نتیجه افزایش اصطکاک نسبت داد. رفتار پایانی نمودار در مراحل ایجاد شیار (مراحل ۱ و ۳) با مراحل

با توجه به شکل ۵ در مرحله اول از پاس اول، میزان کرنش پلاستیک موثر از کمترین مقدار در نواحی تخت (با مقدار کرنش برابر ۰.۰۷) تا بیشترین مقدار در نواحی مورب شیارها (با مقدار کرنش برابر ۰.۸۳) تغییر می‌کند. در شکل ۴ این مناطق مشخص شده است. در مرحله دوم بیشترین کرنش موثر پلاستیک در نواحی شیاری به مقدار ۱.۵۱ رسیده است در حالیکه کرنش نواحی تخت در کمینه مقادیر باقی مانده است. مطابق با این روند انباشت کرنش در مراحل سوم و چهارم (چرخش ۱۸۰ درجه‌ای ورق حول محور ضخامت) میانگین کرنش پلاستیک به ترتیب در حدود ۰.۹۵ و ۱.۲۳ رسیده است.

در حالت ایده آل و بر اساس مدل تحلیلی، بایستی مقادیر کرنش پلاستیک در مراحل اول و دوم به ترتیب به مقادیر ۰/۵۸ و ۱/۱۶ برسد و همچنین کرنش پلاستیک موثر در مراحل سوم و چهارم (مناطق که در مرحله اول و دوم تغییر شکل نداشته‌اند) باید به همین مقادیر برسند [۵]. بر اساس نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی اجزاء محدود میزان کرنش پلاستیک بیشتر از این مقادیر هستند. دلیل این موضوع وجود تغییر شکل بیشتر در نواحی برشی در فرآیند پرسکاری شیاری محدود نسبت به برش ساده در مدل تحلیلی است، چرا که تماس بین ناحیه برشی و ناحیه مسطح در فرآیند، برش ساده نیست. این مورد هم در شبیه‌سازی و هم در عمل مشاهده شده است [۲۴]. همانگونه که در شکل‌های ۴ و ۵ مشخص است، دو میلی‌متر در نواحی ابتدایی و انتهایی ورق صرفاً جهت انطباق با دو دیواره داخلی حفره قالب در نظر گرفته شده‌اند که در مراحل شکل‌دهی تغییر شکل نمی‌دهند. در سایر نقاط، میزان کرنش پلاستیک مؤثر در پایان پاس اول در بازه 0.2 الی 2 متغیر می‌باشد. به عبارتی به دلیل شرایط متفاوت ایجاد شده در حین فرآیند، میزان انباشت کرنش پلاستیک در نواحی مختلف ورق یکسان نیست و توزیع غیر یکنواختی دارد. یکی از دلایل این غیریکنواختی را می‌توان به شعاع گوشه لبه دندانه‌های قالب نسبت داد [۲۵]. وجود شعاع گوشه باعث می‌شود که نواحی ورق در تماس با آن، در معرض تغییر شکل برشی کمتری نسبت به نواحی مورب و تخت قرار بگیرند. تفاوت تغییر شکل در این مناطق،

این تحقیق اثر ضریب اصطکاک بر نیروی شکل‌دهی مورد مطالعه قرار گرفته و در شکل ۸ نتایج آن نشان داده شده است. شایان ذکر است این نتایج برای مرحله اول از پاس اول فرآیند پرسکاری شیاری محدود گزارش شده است.



شکل ۸ مقایسه مقادیر ماکزیمم نیروی شکل‌دهی بر اساس ضریب اصطکاک‌های مختلف در مرحله اول از پاس اول فرآیند CGP.

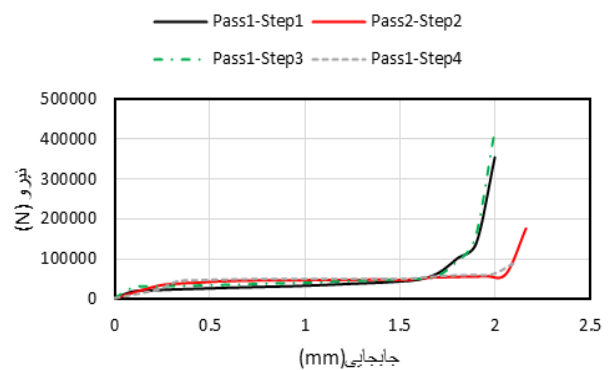
شکل ۸ نشان می‌دهد که افزایش میزان ضریب اصطکاک باعث افزایش ماکزیمم نیروی شکل‌دهی می‌گردد. به عبارت دیگر این دو پارامتر باهمدیگر رابطه مستقیم دارند. میزان افزایش نیروی شکل‌دهی در حالتی که ضریب اصطکاک $0/2$ است نسبت به حالت اولیه (ضریب اصطکاک $0/15$) $4/41$ درصد و با افزایش ضریب اصطکاک به مقدار $0/25$ این مقدار به $13/99$ درصد می‌رسد. همانطور که در بخش قبل بیان شد علت افزایش ماکزیمم نیروی شکل‌دهی در اثر پر شدن شدن گوشه‌های قالب است که در آن حالت به دلیل افزایش سطوح تماس و از سوی دیگر ضریب اصطکاک بالا موجب افزایش میزان ماکزیمم نیروی شکل‌دهی می‌گردد.

۶- نتیجه‌گیری

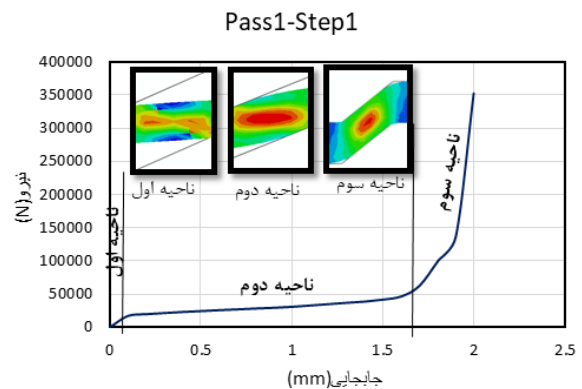
در این مقاله، شبیه‌سازی اجزاء محدود فرآیند CGP با استفاده از نرم‌افزار آباکوس انجام شد و مهمترین نتایج بدست آمده به صورت خلاصه در این بخش ارائه می‌گردد.

۱- روابط تحلیلی حاکم بر فرآیند کرنش پلاستیک را $1/16$ پیش‌بینی می‌کند که به صورت تصادفی با افزایش تعداد پاس افزایش می‌یابد. اما در شبیه‌سازی انجام شده مشاهده شد که

مسطح‌سازی ورق (مراحل ۲ و ۴) متفاوت است. با حرکت ورق در درون شیارها و در مراحل پایانی پر شدن گوشه‌های تیز قالب، به دلیل افزایش بسیار زیاد سطح تماس و افزایش زیاد نیروی مقاوم اصطکاک، میزان نیروی شکل‌دهی با شیب زیاد افزایش می‌یابد. افزایش نیرو در مراحل پایانی مراحل مسطح‌سازی، مربوط به وجود دیواره‌های جانبی قالب‌ها است که در مراحل تخت‌کردن سبب مقید شدن تغییر شکل و افزایش نیرو می‌شوند [۲۱،۳۰].



شکل ۶ نتایج مربوط به تغییرات نیروی شکل‌دهی بر حسب جابجایی قالب بالا در مراحل چهارگانه فرآیند در پاس اول



شکل ۷ روند تغییرات نیرو در سه ناحیه مختلف از مرحله اول پاس اول فرآیند

۳-۵- بررسی اثر ضریب اصطکاک روی نیروی شکل‌دهی

یکی دیگر از پارامترهای تاثیرگذار بر نیروی شکل‌دهی فرآیند، ضریب اصطکاک است. افزایش میزان ضریب اصطکاک باعث می‌شود ورق در برابر تغییر شکل بیشتر مقاومت کند و به همین دلیل میزان نیروی مورد نیاز جهت شکل‌دهی افزایش می‌یابد. در

fluences of die structure on constrained groove pressing of commercially pure Ni sheets, *Materials Processing Technology*, Vol. 215, No. 1, pp. 205-218, 2015.

[6] A. Shirdel, A. Khajeh, M. Moshksar, Experimental and finite element investigation of semi-constrained groove pressing process, *Materials & Design*, Vol. 31, No. 2, pp. 946-950, 2010.

[7] M. A. Ranaci, A. Afsari, S. Y. Ahmadi, Brooghani, M. M. Moshksar, Microstructure, mechanical and electrical properties of commercially pure copper deformed severely by equal channel angular pressing, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 15, pp. 257-267, 2014. (in Persian).

[8] M. Nili Ahmadabadi, H. Shirazi, H. Ghasemi-Nanesa, S. Hossein Nedjad, B. Poorganji, T. Furuha, Role of severe plastic deformation on the formation of nanograins and nano-sized precipitates in Fe-Ni-Mn steel, *Materials and Design*, Vol. 32, pp. 3526-31, 2011.

[9] Y.u. Ivanisenko, R.Z. Valiev, H.J. Fecht, Grain boundary statistics in nanostructured iron produced by high pressure torsion, *Materials Science and Engineering A*, Vol. 390, pp. 159-65, 2005.

[10] Z. Horita, D.J. Smith, M. Furukawa, M. Nemoto, R.Z. Valiev, T.G. Langdon, An investigation of grain boundaries in submicrometergrained Al-Mg solid solution alloys using high-resolution electron microscopy, *Journal of Materials Research*, Vol. 11, No. 08, pp. 1880-1890, 1996.

[11] Y. Saito, N. Tsuji, H. Utsunomiya, T. Sakai, R. G. Hong, Ultrafine grained bulk aluminum produced by accumulative rollbonding (ARB) process, *Scripta Materialia*, Vol. 39, No. 9, pp. 1221-1227, 1998.

[12] Y. Saito, N. Tsuji, H. Utsunomiya, T. Sakai, Novel ultra-high straining process for bulk materials—development of the accumulative roll-bonding (ARB) process, *Acta Materilia*, Vol. 47, pp. 579-83, 1999.

[13] G. Faraji, HS. Kim, Review of principles and methods of severe plastic deformation for producing ultrafine-grained tubes, *Materials Science and Technology*, Vol. 4, pp. 1-9, 2016.

[14] H.Torabzadeh Ksshi, G. Faraji, A review of the production of ultrafine grained and nanograined metals by applying severe plastic deformation, *Modares Mechanical Engineering*, pp. 271-282, 2016.

میانگین کرنش در وسط نمونه پس از پایان پاس اول برابر $1/23$ است. با توجه به خطای کم ($0.3/6$) و ماهیت اندازه‌گیری کرنش در مدل تحلیلی توسعه یافته و مدل اجزاء محدود میزان خطا قابل توجیه است.

۲- در راستای طول نمونه، تغییرات کرنش نوسانی بوده و در منطقه شعاع گوشه کمترین میزان کرنش ایجاد می‌شود.

۳- با استفاده از شبیه‌سازی اجزاء محدود در حالت دو بعدی و کرنش صفحه‌ای، امکان پیش‌بینی رفتار نیروی شکل‌دهی وجود دارد. با توجه به روند تغییرات نیرو در مراحل شیاردار کردن (مراحل ۱ و ۳) و مراحل مسطح کردن (مراحل ۲ و ۴) مشابه هستند. نیرو در مراحل شیاردار کردن به سه ناحیه تقسیم می‌شود که در مرحله سوم و در زمان تکمیل محفظه شیاردار با شیب زیاد افزایش می‌یابد. افزایش نیروی مضاعف در پایان مراحل ۱ و ۳ ناشی از نیروی شکل‌دهی برای پر شدن گوشه‌های قالب است.

۴- با بررسی اثر ضریب اصطکاک بر روی نیروی شکل‌دهی فرآیند مشخص گردید افزایش میزان ضریب اصطکاک باعث افزایش ماکزیمم نیروی شکل‌دهی می‌گردد.

۷-منابع

[1] M. Borhani, F. Djavanroodi, Rubber pad-constrained groove pressing process: Experimental and finite element investigation, *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 546, No. 1, pp. 1-7, 2012.

[2] A. Sajadi, M. Ebrahimi, F. Djavanroodi, Experimental and numerical investigation of Al properties fabricated by CGP process, *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 552, No. 1, pp. 97-103, 2012.

[3] K. Peng, L. Su, L. L. Shaw, K.-W. Qian, Grain refinement and crack prevention in constrained groove pressing of two-phase Cu-Zn alloys, *Scripta Materialia*, Vol. 56, No. 11, pp. 987-990, 2007.

[4] K. Peng, Y. Zhang, L. L. Shaw, K.-W. Qian, Microstructure dependence of a Cu-38Zn alloy on processing conditions of constrained groove pressing, *Acta Materialia*, Vol. 57, No. 18, pp. 5543-5553, 2009.

[5] Z.-S. Wang, Y.-J. Guan, G.-C. Wang, C.-K. Zhong, In-

Vol. 237(12) 1836–1846 IMechE 2022.

- [26] Moein Gholami, Ali Hasanabadi. Investigation of Effective Plastic Strain Heterogeneity and the Effect of Using Interface Sheet in Constrained Groove Pressing of Copper Sheet. *Journal of Modern Processes in Manufacturing and Production*, Volume 12, No. 1, Autumn 2023.
- [27] A. Ahmadi Jebelli, F. Fereshteh-Saniee. (2023). Superior combined strength and elongation by conducting elevated temperature constrained groove pressing on Al–Mg–Mn sheets. *Materials Chemistry and Physics* 307 128090.
- [28] Meng Kong a,b, Tong Zang a,b, Zongshen Wang a,b, Lihua Zhu a,b, Hongyu Zheng a,b, Shan Gao c, Harry M. Ngwangwa. (2023). Effects of constrained groove pressing and temperature-assisted ultrasonic shot peening on microstructure and mechanical properties of a twophase MgLi alloy. *journal of materials research and technology*;23:1947 e1967.
- [29] Prabhat Chand Yadav a, Gaurav Gupta b, Rajat Gupta c, Ambreen Nisar. (2023). Directional fretting wear behaviour of constrained groove pressed aluminium sheet. *Materials Today Communications* 35 105669, doi.org/10.1016/j.mtcomm.2023.105669.
- [30] Honarpisheh, M, Tavajjohi M.H.1, Nazari F. (2019). Experimental and Numerical Study of Severe Plastic Deformation in the Constrained Groove Pressing Process on the Pure Copper Sheets. *Modares Mechanical Engineering*. 2019;19(2):269-280. (in Persian).
- [31] Kumara, S., Hariharanb, K., Digavallia, R. K. and Paulc, S. K. 2019. Accounting Bauschinger effect in the numerical simulation of constrained groove pressing process. *Journal of Manufacturing Processes*. 38: 49–62.
- [15] Shin DH, Park JJ, Kim YS, Park KT. Constrained groove pressing and its application to grain refinement of aluminum. *Mater SciEng A*; Volume 328 pp 98–103, (2002).
- [16] Lee, J. W., & Park, J. J. (2002). Numerical and experimental investigations of constrained groove pressing and rolling for grain refinement. *Journal of Materials Processing Technology*, 130, 208-213.
- [17] Krishnaiah, A., Chakkingal, U., & Venugopal, P. (2005). Applicability of the groove pressing technique for grain refinement in commercial purity copper. *Materials Science and Engineering: A*, 410, 337-340.
- [18] Niranjana, G. G., & Chakkingal, U. (2010). Deep drawability of commercial purity aluminum sheets processed by groove pressing. *Journal of Materials Processing Technology*, 210(11), 1511-1516.
- [19] Hosseini, E., & Kazeminezhad, M. (2010). Integration of physically based models into FE analysis: Homogeneity of copper sheets under large plastic deformations. *Computational Materials Science*, 48(1), 166-173.
- [20] Yadav PC, Sinhal A, Sahu S, Roy A, Shekhar S. Microstructural inhomogeneity in constrained groove pressed Cu-Zn alloy sheet. *Journal of Materials Engineering and Performance*. 2016;25(7):2604-2614.
- [21] Wang, Z., Liang, P., Guan, Y., Liu, Y., & Jiang, L. (2014). Experimental investigation of pure aluminum sheets processed by constrained groove pressing.
- [22] Wang, Z.S., Y.J. Guan, and C.K. Zhong. Effects of Friction on Constrained Groove Pressing of Pure Al Sheets. in *Advanced Materials Research*. 2014. Trans Tech Publ.
- [23] Kuns L, Collini L. Mechanical properties of copper processed by equal channel angular pressing – a review. *Frattura ed Integrità Strutturale*. 2012;6(19):61-75.
- [24] H.S.Siddesha1, M. Shantharaja2, DilipKumar.K3, C.K.Umesh. EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL SIMULATION OF PRODUCING ULTRA-FINE GRAIN. *IJARSE*, Vol. No.4, Special Issue (02), February 2015.
- [25] Seyyed Ehsan Eftekhari Shahri, Moein Gholami and Masoud Rakhshkhorshid. Numerical-experimental study of die geometry in the constrained groove pressing of 6061 aluminum sheets. *J Engineering Manufacture* 2023,

تحلیل عملکرد کنترل وضعیت ماهواره در معرض نویز با روش‌های بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان

وحید بهلوری^{۱*}، حمیده سادات سیدحسینی^۲

۱- استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

۲- کارشناسی ارشد، گروه مهندسی کامپیوتر، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله، از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان برای کاهش اثر نویز حسگر بر عملکرد سیستم کنترل وضعیت فضاپیما با عملگرهای چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت ماهواره به عنوان معیار عملکرد اصلی کنترلی انتخاب شده است. الگوریتم بهینه‌ساز مبتنی بر روش ژنتیک و مبتنی بر تکرارهای متوالی مونت کارلو برای لحاظ کردن اثر نویز و بدست آوردن ضرایب کنترلی می‌باشد. از دینامیک مرتبه اول برای مدل‌سازی چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر اصلی کنترلی با لحاظ کردن محدودیت‌های عملی حداکثر گشتاور تولیدی استفاده شده و از یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PI-D) اصلاح‌شده با روش مشاهده‌گر برای کنترل ماهواره استفاده شده است. سیگنال نویز سفید گوسی پس از عبور از یک فیلتر مرتبه اول به سیگنال‌های مسیر بازخورد زاویه و سرعت زاویه‌ای اضافه شده و به مدار کنترلی اعمال می‌شود. به منظور مقایسه منصفانه نتایج، ضرایب کنترلی به ازای شرایط شبیه‌سازی یکسان، برای دو رویکرد بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان بدست آمده و معیار عملکرد بر حسب تابع چگالی طیفی توان نویز به ازای دو رویکرد بهینه‌سازی بررسی شده است. نتایج مقایسه‌ای نشان می‌دهند، سیستم کنترلی که با روش بهینه‌سازی مقاوم و قابلیت اطمینان تنظیم شده، معیار عملکرد آن در مواجهه با نویز مقاوم‌تر بوده و عدد قابلیت اطمینان عملکرد آن بزرگتر از نتایج حاصل از بهینه‌سازی قطعی است. نتایج نشانگر ارجحیت استفاده از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان برای سیستم کنترل در معرض نویز است.

واژه‌های کلیدی

کنترل وضعیت ماهواره، نویز حسگر، بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان، چرخ عکس‌العملی، کنترل PID

Improving the performance of satellite attitude control with a reaction wheel actuator and considering sensor noise

Vahid Bohlouri^{1*}, Hamideh Sadat Seyed Hosseini²

1- Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

2- Department of Computer Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

In this paper, the robust optimization method has been used to reduce the effect of sensor noise on the performance of the satellite attitude control system with a reaction wheel actuator. In this regard, the absolute pointing error on the satellite attitude has been chosen as the main control performance criterion. The optimization algorithm based on the genetic algorithm and the Monte Carlo method of successive iterations have been used to include the effect of noise and obtain the control coefficients. A modified proportional-integral-derivative (PI-D) controller with the observer method has been utilized to control the spacecraft. White Gaussian noise is added to angular velocity and angular feedback through a low-pass filter. To compare the results fairly, the control coefficients for the same simulation conditions have been obtained for two approaches; robust optimization and deterministic optimization. The performance criterion in terms of the noise power spectral density function has been investigated for two optimization approaches. The comparative results show that the tuned control system by the robust optimization method, its performance criterion is more robust in the face of noise and has less changes, while the performance criterion of the deterministic optimization method has more changes in noisy condition.

Keywords

Satellite attitude control, Sensor noise, Robust optimization, Reaction wheel, Modified PID.

۱-مقدمه

فضاپیماها نقش به‌سزایی در رفع نیازها و توسعه فناوری‌های روز دنیا دارند، بطوری که سرویس‌های مختلف مخابراتی، ناوبری^۱، سنجشی^۲، تصویربرداری و اکتشافات فضایی را انجام می‌دهند [۱]. در میان اجزاء و زیرسیستم‌های یک فضاپیما بخش تعیین و کنترل وضعیت^۳ وظیفه انجام مانورهای وضعیت، کنترل و مستهلک‌سازی^۴ سرعت زاویه‌ای، پایدارسازی و تعیین وضعیت را بر عهده دارد [۲، ۳]. عملگر رانشگر^۵ مبتنی بر نیروی عکس‌العمل یا خروج گاز پرفشار، چرخ عکس‌العملی مبتنی بر اثر ژيروسکوپی و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی مبتنی بر نیروی مغناطیسی، سه عملگر عمده کنترلی هستند که بطور مجزا یا ترکیبی در سیستم کنترل وضعیت فضاپیما استفاده شده تا مانور وضعیت انجام شود [۴].

کنترل تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID)، به دلیل سابقه زیاد، راحتی استفاده و پیاده‌سازی آسان و عملکرد مناسب اهمیت زیادی در صنعت داشته است. این مزیت‌ها سبب ارجحیت استفاده از این کنترلرها بوده و استفاده از آن‌ها اکنون نیز متداول است. یکی از معایب کنترلرهای خانواده PID، جمع‌شوندگی و اشباع^۶ سیگنال کنترلی و اشباع عملگر است. تحقیقات علمی زیادی برای جلوگیری از جمع‌شوندگی کنترل‌کننده‌ها ارائه شده که به عنوان نمونه مرجع [۵] روش‌های ضد جمع‌شوندگی از جمله روش انتگرال‌گیری شرطی را بررسی نموده است. آستروم^۷ در دو مرجع [۶، ۷] روش محدود نمودن نقطه تنظیمی، روش محاسبه بازگشتی و روش باند تناسبی را برای محدود کردن خروجی انتگرال‌گیر، بهبود عملکرد و رفع جمع‌شوندگی ارائه نموده است. در مرجع [۸] روش مشاهده‌گر^۸ و شایسته‌سازی برای رفع اثر جمع‌شوندگی کنترل PID بررسی شده است.

در کنترل وضعیت ماهواره کنترل‌کننده PID با ترکیب عملگرهای متنوع کاربرد زیادی داشته و در تحقیقات مختلفی

بررسی شده که در اینجا بطور نمونه چند مورد ذکر می‌شود. مقایسه کنترل PD با PID در کنترل وضعیت سه محوره با عملگر مغناطیسی و رانشگر در مرجع [۹] مطالعه شده است. در مرجع [۱۰] از کنترل PID و کنترل تطبیقی در کنترل وضعیت ماهواره صلب با عملگر چرخ عکس‌العملی و مغناطیسی استفاده شده که با استفاده از آن سرعت پاسخ بهبود یافته است. از کنترل PID با چرخ عکس‌العملی در مرجع [۱۱] استفاده شده که در آن با تنظیم ضرایب کنترلی بصورت بهینه، پاسخ مناسب بدست آمده است. در مرجع [۱۲] مقایسه‌ای بین روش‌های PID اصلاح‌شده، شامل روش محاسبه بازگشتی، روش مشاهده‌گر و روش انتگرال‌گیری شرطی در کنترل مانور وضعیت ماهواره انجام شده است. همچنین در مرجع [۱۳] از روش مشاهده‌گر برای کنترل وضعیت ماهواره با عملگر رانشگر دو وضعیتی و مقایسه آن با کنترل PID کلاسیک استفاده شده است. در مراجع [۱۴، ۱۵] از کنترل‌کننده PID اصلاح‌شده در کنترل وضعیت ماهواره با عملگر رانشگر دو وضعیتی در حضور اغتشاش^۹ استفاده شده که در مرجع [۱۶] از روش مدل مرجع برای حذف اغتشاش و در مرجع [۱۷] از روش بهینه‌سازی مقاوم^{۱۰} برای افزایش قوام کنترلی در برابر عدم قطعیت‌ها استفاده شده است. از طرفی به منظور استفاده از کنترل PID در سیستم‌های غیرخطی نیاز به تنظیم مناسب ضرایب است که عموماً دو رویکرد در این زمینه در نظر گرفته می‌شود؛ روش نخست طراحی سیستم کنترل با کنترل PID و سپس بهبود عملکرد نامطلوب آن و رویکرد بعدی بهره‌گیری از روش‌های نوین نظیر فازی، تطبیقی، شبکه عصبی و الگوریتم تکاملی ژنتیک برای تنظیم بهره‌های کنترلی است [۱۸]. روش‌های مبتنی بر رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان در سال‌های اخیر توسعه داشته بطوریکه در این زمینه می‌توان به استفاده از این رویکرد در تنظیم کنترل‌کننده PID با ترکیب کنترل فازی اشاره نمود [۱۹].

۱Navigation

۲Remote Sensing

۳Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)

۴De-tumbling

۵Thruster

۶Wind up

۷Astrom

۸Observer

۹Disturbance

۱۰Robust Optimization

گشتاور بسیار کمی را دارد [۲۲]. چرخ عکس‌عملی^۵ به عنوان یکی از متداول‌ترین عملگرها، بر مبنای شتاب زاویه‌ای و متناسب با ممان اینرسی داخلی، مومنتوم زاویه‌ای بطور پیوسته تولید می‌کند که به میدان مغناطیسی کره زمین هم وابستگی ندارد [۲۳]. این عملگر اشکال دو عملگر قبلی را نداشته و سطح خوبی از گشتاور پیوسته نیز تولید می‌کند، از محدودیت‌های چرخ عکس‌المعلی اشباع شدن حداکثر دور چرخنده آن بوده که نیاز به اشباع‌زدایی و کاهش سرعت چرخنده دارد [۴].

نمودار جعبه‌ای^۶ کنترل وضعیت تک‌محوره یک ماهواره صلب با عملگر چرخ عکس‌عملی و کنترل‌کننده PI-D اصلاح‌شده با روش مشاهده‌گر در شکل ۱ ترسیم شده است. قابل ذکر است به دلیل وجود بلوک اشباع، سیستم کنترل مذکور غیرخطی بوده و سیگنال نویز سفید گوسی پس از عبور از فیلتر مرتبه اول وارد سیستم کنترل می‌شوند. در این بلوک دیاگرام دو مسیر بازخورد^۷ زاویه و سرعت زاویه‌ای وجود دارد که معمولاً در تعیین وضعیت ماهواره، داده حسگرهای ژایرو و ژایروی نرخ نویزی بوده و می‌تواند دقت کنترلی را تحت تأثیر قرار دهد. در دیاگرام کنترلی شکل ۱، Θ_{ref} زاویه مطلوب ورودی، Θ زاویه ماهواره، $\hat{\Omega}$ سرعت زاویه‌ای، E سیگنال خطا، K_p بهره تناسبی، K_I بهره انتگرالی، L ضریب اشباع‌زدایی کنترل‌کننده، K_D بهره مشتقی، T ثابت زمانی چرخ عکس‌عملی، K ضریب بهره چرخ، U_p سیگنال کنترلی، U_r سیگنال کنترلی محدود شده، U_{max} و U_{min} حد بالا و پایین حداکثر سیگنال فرمان کنترلی می‌باشند. همچنین M_c گشتاور تولیدی کنترلی، M_d گشتاور اغتشاش خارجی، M گشتاور اعمالی به دینامیک ماهواره و J ممان اینرسی ماهواره است. نویز با تابع چگالی طیف توان به ترتیب Φ_{Θ} و Φ_w مدل شده است. روابط ریاضی دیاگرام کنترلی بصورت زیر است.

$$E(t) = \Theta_{ref} - \hat{\Theta} \quad (1)$$

نویز^۱ یکی از عوامل ایجاد خطا در سیستم‌های کنترلی است. برای کاهش خطای نویز، یک رویکرد استفاده از تخمین‌گراست^۲ که طی آن سیگنال اصلی آغشته به نویز، تخمین زده شود. اما رویکرد دیگر استفاده از روش بهینه‌سازی غیرقطعی^۳ است. عموماً در روش بهینه‌سازی مقاوم عدم قطعیت‌های پارامتری لحاظ می‌شوند. به عنوان نمونه مراجع [۱۷] و [۲۰] از این روش برای کاهش اثر عدم قطعیت در معیار عملکرد کنترل وضعیت ماهواره استفاده نموده‌اند. همچنین استفاده از رویکرد بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان^۴ نیز برای بهبود عملکرد کنترل وضعیت در برابر نامعینی‌ها در مرجع [۱۵] انجام شده است. در این تحقیق علمی مقدار نقض شدن دقت کنترلی به عنوان یک معیار عملکرد در نظر گرفته شده و عدد قابلیت اطمینان بر این مبنای سنجش شده است نویز به عنوان عاملی مستقل در ایجاد خطای نشانه‌روی کنترل وضعیت فضاپیما در این مقاله مورد نظر بوده و برای کاهش اثر آن بر عملکرد کنترل وضعیت، استفاده از روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان پیشنهاد شده است. با در نظر گرفتن چگالی طیفی توان نویز حسگر و نمونه‌برداری از آن، می‌توان در الگوریتم بهینه‌ساز با تکرارهای متوالی و استفاده از ویژگی‌های آماری، این روش را پیاده‌سازی نمود.

۲- کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌عملی

رانسگرها یکی از عملگرهای معمول کنترل وضعیت ماهواره بوده که عموماً دو وضعیتی (روشن-خاموش) هستند و گشتاور غیرپیوسته، غیرخطی و با سطح نیروی بالا تولید می‌کنند. عملکرد غیرخطی و غیرپیوسته از معایب این دسته از عملگرها بوده و توانایی ایجاد گشتاور زیاد و سریع از مزیت‌های آن‌هاست [۲۱]. نوع دیگر عملگرهای یک فضاپیما، عملگرهای مغناطیسی بوده که به شدت به میدان مغناطیسی زمین وابسته هستند، معمولاً این عملگرها در مدارهای کم ارتفاع که اندازه میدان مغناطیسی در آنجا بزرگ است استفاده می‌شوند؛ علاوه بر این توانایی تولید

۱Noise

۲Estimator

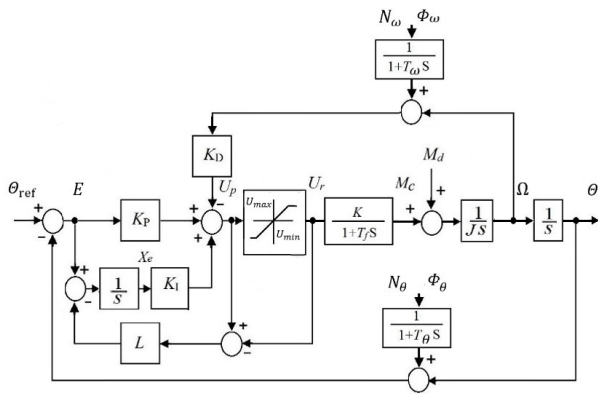
۳Nondeterministic

۴Reliability Based Optimization

۵Reaction Wheel

۶Block Diagram

۷Feedback



شکل ۱: کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره با چرخ عکس‌العملی،

اصلاح شده و نویز حسگر PI-D کنترل‌کننده

جدول ۱: پارامترهای سیستم کنترل وضعیت و یکای اندازه‌گیری آن‌ها

کمیت	یکا
U_p, U_r	N m
J	Kg m ²
Ω	rad/s
Θ, Θ_{ref}	rad
K_p	N m/rad
K_D	N m s/rad
K_I	N m/s rad
L	rad/N m
M_d, M_c, M	N m
Φ_θ, Φ_ω	rad ² s
T_f, T_θ, T_ω	s
K	-
U_{Max}, U_{Min}	N m
$T_f, T_\theta, T_\omega, t_f, t_0$	s
E	rad

بنابراین برای اصلاح الگوریتم کنترلی و رفع اشباع دائم، تفاضل سیگنال کنترلی، قبل و بعد از محدود‌ساز، بازخورد شده است. سیگنال بازخورد با یک بهره مشخص به بخش انتگرالی کنترل‌کننده منتقل شده و با کاهش سیگنال کنترلی خطای

$$u(t) = K_p E(t) - K_D \hat{\Omega} + K_I X_e \quad (2)$$

$$M = M_c + M_d \quad (3)$$

$$U_r = \begin{cases} U_{max} & \text{for } U_p > U_{max} \\ U_p & \text{for } U_{min} \leq U_p \leq U_{max} \\ U_{min} & \text{for } U_p < U_{min} \end{cases} \quad (4)$$

$$\hat{\theta} = \hat{N}_\theta + \theta \quad (5)$$

$$\hat{\Omega} = \hat{N}_\Omega + \Omega \quad (6)$$

$$\dot{X}_e = E - (U_p - U_r)L \quad (7)$$

$$\dot{M}_c = (K U_r - M_c) / T_f \quad (8)$$

$$\dot{\Omega} = \frac{M}{J} \quad (9)$$

$$0 = \Omega \quad (10)$$

$$\dot{\hat{N}}_\theta = (N_\theta - \hat{N}_\theta) / T_\theta \quad (11)$$

$$\dot{\hat{N}}_\omega = (N_\omega - \hat{N}_\omega) / T_\omega \quad (12)$$

یکی از پدیده‌های رایج در کنترل‌کننده PID، جمع‌شوندگی و اشباع عملگر است که می‌تواند باعث افت عملکرد، افزایش فعالیت عملگر، مصرف انرژی بیشتر و کاهش طول عمر شود [۸]. به منظور جلوگیری از اشباع عملگر و رفع جمع‌شوندگی نیاز به تغییر و اصلاح کنترل‌کننده PID است که بدین منظور روش‌ها و الگوریتم‌هایی مدون شده که از آن جمله می‌توان به روش‌های محاسبه بازگشتی، مشاهده‌گر و انتگرال‌گیر شرطی اشاره کرد [۷ و ۸].

بر اساس روش کنترلی بهبودیافته مشاهده‌گر، نمودار جعبه‌ای کنترل‌کننده PI-D اصلاح‌شده برای یک ماهواره صلب تک‌محوره با عملگر چرخ عکس‌العملی در شکل ۱ ارائه شده است. در این شکل از ورودی و خروجی محدود‌کننده اشباع عملگر بازخورد گرفته شده و با یک ضریب (L) به سیگنال خطا اعمال شده است.

جدول ۲: ضرایب کنترلی بدست آمده از بهینه‌سازی قطعی

Θ_{ref}	K_p	K_D	K_I	L
۵	۵۳/۴۱	۳۵/۵۱	۳۱/۶۵	۷۳/۲۵
۱۵	۲۷/۱۶	۲۴/۵۴	۱۱/۹۷	۴/۰۵
۳۰	۹۲/۶۹	۵۲/۱۵	۴۹/۸۴	۱۷/۰۲
۴۵	۸۹/۹۳	۵۰/۸۴	۴۵/۴۲	۳۸/۶۸
۶۰	۱۵/۸۴	۱۷/۷۸	۵/۶۱	۱۵۷/۵۱

در این مقاله بهبود عملکرد کنترل وضعیت با فرض وجود سیگنال بازخورد آغشته به نویز مورد نظر بود. بنابراین در رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان، سیگنال‌های Θ و Ω مبتنی بر روابط ۵ و ۶ آغشته به نویز در نظر گرفته می‌شوند. بدین منظور چگالی طیفی توان^۳ نویز حسگر، Φ ، در نظر گرفته می‌شود. نویز سفید گوسی پس از عبور از فیلتر مرتبه اول محدود شده و یک سیگنال نویز رنگی با میانگین صفر و پهنای باند محدود شده بدست می‌آید. در اینجا بهینه‌ساز با تکرارهای متوالی اجرای برنامه، ویژگی‌های آماری معیار عملکرد یعنی «امید ریاضی» و «انحراف معیار» را به عنوان دو شاخص مناسب لحاظ می‌نماید. نهایتاً تابع هدف، ترکیب وزنی متناسب شده بین امید ریاضی و انحراف معیار با علامت \bar{E}_r در نظر گرفته شده است. در کنترل وضعیت ماهواره میزان از دست دادن مأموریت به ازای نرسیدن سیستم کنترلی به دقت مورد نظر نشان‌دهنده به عنوان یک عامل در کاهش عدد قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است. بنابراین دفعات نقض شدن قیدها به عنوان یک معیار برای قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است. در ادامه سایر گزاره‌های بهینه‌سازی مقاوم و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان مطابق زیر نوشته شده است.

$$\text{Find } (K_p, K_D, K_I, L) \quad (17)$$

$$\text{Minimizing } E\{\bar{E}_r\} + w\sigma\{\bar{E}_r\} \quad (18)$$

$$\text{Subject to } \Gamma_i(y, x) = \text{CDF}_{G_i}^{-1}(1 - P_{f,i}^{acc}) \leq 0 \quad (19)$$

تخمین مشاهده‌گر، بروزرسانی شده و کنترل کننده از اشباع خارج می‌شود.

حل عددی معادلات حالت با روش اویلر در نرم‌افزار متلب انجام شده است که در جدول ۱ پارامترها و واحد سیستم کنترل وضعیت درج شده است. قابل ذکر است که معادلات، روابط ریاضی و نتایج مقایسه‌ای کنترل کننده PI-D بهبود یافته با روش‌های مذکور در مرجع [۱۲] بررسی شده است

۳- بهینه‌سازی کنترل وضعیت ماهواره

برای مانورهای حالت ثابت^۱ ماهواره، دقت نشان‌دهنده روی زمینی از اهمیت بالایی برخوردار است، لذا در اینجا میانگین مطلق خطای نشان‌دهنده روی وضعیت (\bar{E}_r) به عنوان معیار عملکرد کنترلی در نظر گرفته شده که در رابطه ۱۳ بیان شده و مقدار خطا نیز با نماد \bar{e} مشخص شده است.

$$\bar{E}_r = \bar{e} = \frac{1}{t_f - t_0} \sum_{t_0}^{t_f} |\Theta_{ref} - \Theta| \quad (13)$$

برای تنظیم ضرایب در بهینه‌سازی قطعی^۲ از روش الگوریتم ژنتیک با جمعیت اولیه ۲۰۰ و نرخ جهش ۰/۰۱۲۵ استفاده شده است. سایر مشخصات و جملات بهینه‌سازی سیستم کنترلی در زیر ارائه شده است.

$$\text{Find } (K_p, K_D, K_I, L) \quad (14)$$

$$\text{Minimizing } \bar{E}_r \quad (15)$$

$$\text{Subject to } \bar{E}_r \leq K \quad (16)$$

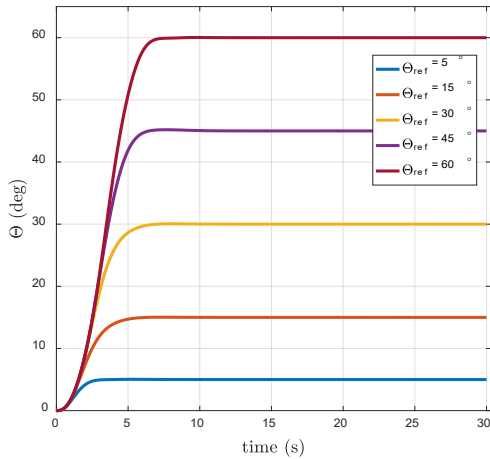
که در آن (K_p, K_D, K_I, L) ضرایب کنترلی بوده و رابطه ۱۶ مقدار مسئله را نشان می‌دهد. ضرایب بدست آمده از اجرای بهینه‌سازی قطعی با روش الگوریتم ژنتیک و به ازای شرط توقف کمتر بودن تغییرات تابع هدف از مقدار e^{-7} بصورت جدول ۲ بدست آمده است. در جدول ۲، ضرایب کنترلی به ازای زوایای ورودی مطلوب ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه استخراج شده است.

^۱Rest-to-rest

^۲Deterministic Optimization

^۳Power Spectral Density (PSD)

PI-D به ازای زوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه و به ازای ضرایب کنترلی مستخرج از بهینه‌سازی قطعی و بدون لحاظ کردن نویز مشاهده می‌شود. مطابق این شکل، سیستم کنترل اصلاح‌شده عملکرد خوبی دارد.



شکل ۲: پاسخ پله کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی و کنترل‌کننده PI-D اصلاح شده

مقدار چگالی طیف توان (PSD) نویز مطابق با برگه مشخصه حسگرهای وضعیت و سرعت زاویه‌ای قابل استخراج است. بر این اساس بازه PSD نویز بین 10^{-9} تا 10^{-5} rad^2 / Hz انتخاب شده است. در شکل ۳ امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب PSD نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست آمده از بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان و برای زوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه ترسیم شده است. مطابق شکل ۳، با تغییر مقدار نویز، معیار عملکرد حاصل از روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان، تغییرات بسیار جزئی دارد، در حالیکه تغییرات معیار عملکرد حاصل از روش بهینه‌سازی قطعی تغییرات بسیار زیادی دارد. نکته جالب توجه که از شکل مذکور مشخص است، بهتر بودن دقت نشانه‌روی در بهینه‌سازی قطعی در مواجهه با نویز خیلی کم است. این پدیده کاملاً مورد انتظار بوده است. با افزایش نویز، مزیت روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان در افزایش قوام^۱ و افزایش ایمنی^۲ است که افزایش قوام در این شکل مشهود است. در شکل ۴ انحراف معیار بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست

که در آن w ضریب وزنی، E امیدریاضی، σ انحراف معیار و K قید مسئله کنترلی، $P_{f,1}^{acc}$ احتمال خرابی قابل قبول و Γ_i تابع قیدساز است. ضرایب کنترلی بدست آمده از اجرای بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان با ۱۰۰۰ مرتبه تکرار مونت کارلوی برنامه و به ازای شرط توقف کمتر بودن تغییرات تابع هدف ترکیبی از مقدار خطای e^{-7} و برای زوایای ورودی ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه مطابق جدول ۳ بدست آمده است.

جدول ۳: ضرایب کنترلی مستخرج از بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت

اطمینان				
Θ_{ref}	K_P	K_D	K_I	L
۵	۱۳۸/۲۰	۱۰۴/۶۲	۵۰/۵۸	۳۶/۷۳
۱۵	۶۰/۷۸	۵۴/۷۸	۱۹/۱۸	۱/۰۵
۳۰	۹۹/۸۹	۸۸/۲۵	۳۰/۸۶	۰/۰۴
۴۵	۱۴۳/۷۸	۱۲۰/۰۴	۴۹/۶۴	۲/۶۴
۶۰	۱۲۲/۲۶	۹۷/۲۹	۴۳/۶۹	۱۷/۵۶

قابلیت اطمینان در اینجا میزان موفقیت سیستم کنترل در رسیدن به دقت نشانه‌روی مطلوب را نشان می‌دهد که مطابق رابطه زیر نوشته شده است.

$$R(\%) = \frac{\text{run} - \text{failure}}{\text{run}} \times 100 \quad (20)$$

که در آن R نشان‌دهنده قابلیت اطمینان بر حسب درصد، run نشان‌دهنده تعداد کل اجرای برنامه است و failure نشان‌دهنده تعداد نقض قید انجام شده در کل اجرای برنامه است برای مقایسه معیار عملکرد در دو رویکرد بهینه‌سازی انجام شده، می‌بایست مقایسه‌ای بین نتایج بر حسب نویز حسگر انجام شود که در ادامه بررسی می‌شود.

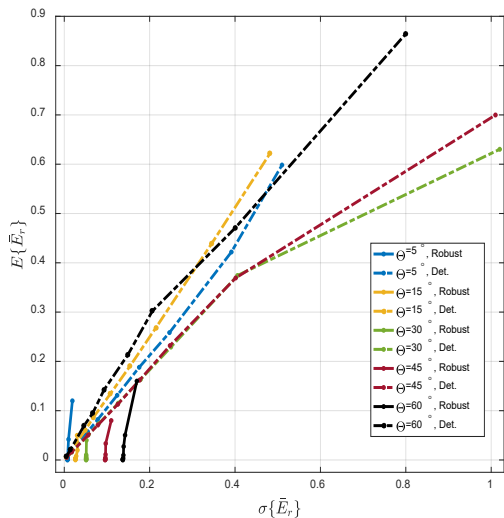
۴- بحث و نتایج

در این قسمت نتایج شبیه‌سازی سیستم کنترل وضعیت ماهواره به ازای ضرایب بدست آمده از فرآیند بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان بررسی می‌شود. در شکل ۲، پاسخ پله کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی و کنترل‌کننده

^۱Robustness

^۲Safety

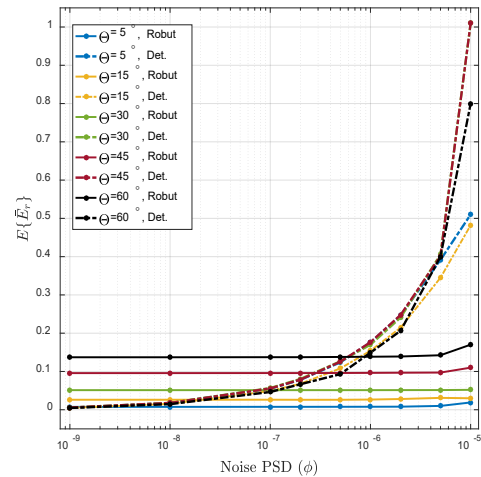
امید ریاضی معیار عملکرد، به ازای PSD های 10^{-9} تا 10^{-5} ترسیم شده است. در این شکل با بررسی اثر توأمان امیدریاضی و انحراف معیار، به خوبی قوام کنترل وضعیت ماهواره که با روش بهینه‌سازی مقاوم تنظیم شده نسبت به بهینه‌سازی قطعی مشاهده می‌شود. در این شکل اندازه‌های نمودارها معنادار بوده و با مقایسه زوایای ورودی یکسان، میزان تغییرات توأمان معیار عملکرد به خوبی مشخص است.



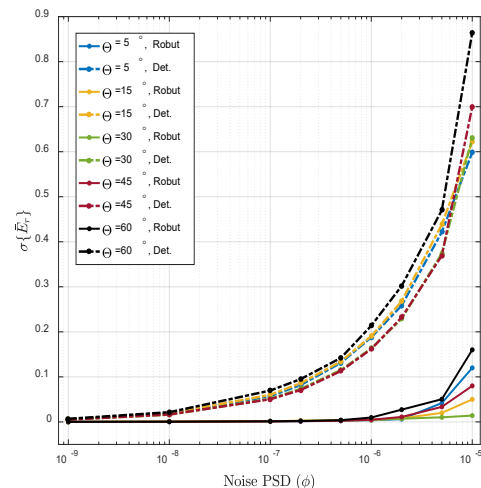
شکل ۵: امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب انحراف معیار و به ازای PSD های 10^{-5} تا 10^{-9}

در دو شکل ۶ و ۷، میزان انحراف معیار و امیدریاضی عملکرد بر حسب عدم قطعیت در ممان اینرسی، عدم قطعیت در دامنه اغتشاش خارجی و عدم قطعیت در مدل عملکرد به ازای سه رویکرد بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان ترسیم شده است. مطابق دو شکل ۶ و ۷، نتایج به ازای بهینه‌سازی با مقادیر قطعی، هم مقدار امیدریاضی خطای بیشتری داشته و هم مقدار انحراف معیار خطای بزرگتری دارد. لذا مزیت رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان بیشتر مشخص است. در دو شکل ۶ و ۷ مشاهده می‌شود با افزایش عدم قطعیت‌ها، امیدریاضی و انحراف معیار خطای نشانه‌روی در رویکرد بهینه‌سازی غیرقطعی، عملکرد مناسب‌تری نسبت به بهینه‌سازی قطعی دارد. این مسئله به خوبی مزیت استفاده از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان را در مواجهه به نویز یا عدم قطعیت نمایش داده است.

آمده از دو نوع بهینه‌سازی و به ازای زاوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه ترسیم شده است. نرخ رشد انحراف معیار در مواجهه با چگالی طیفی توان نویز در روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان بسیار کمتر از روش بهینه‌سازی قطعی است. بنابراین این شکل نیز به خوبی مزیت روش بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم را در کاهش اثر نویز بر معیار عملکرد نمایش می‌دهد.



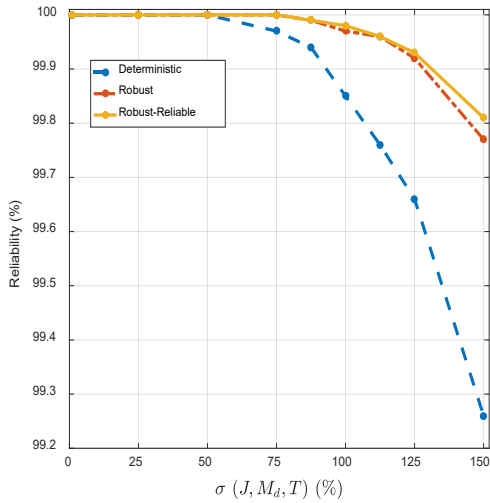
شکل ۳: امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست آمده از دو نوع بهینه‌سازی



شکل ۴: انحراف معیار عملکرد بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست آمده از دو نوع بهینه‌سازی

به عنوان یک نمودار معنادار، مقدار امیدریاضی و انحراف معیار خطای نشانه‌روی ماهواره بصورت توأمان بدست آمده و در شکل ۵ نمایش داده شده است. در این شکل انحراف معیار بر حسب

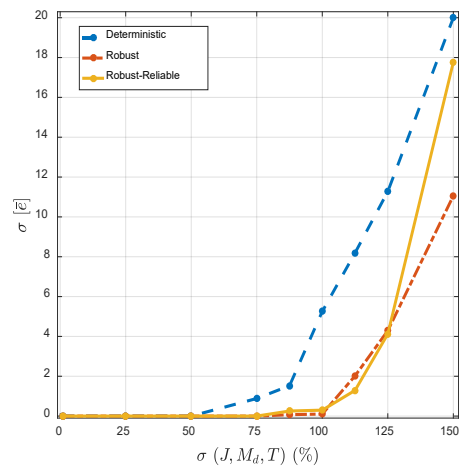
بهینه‌سازی با پارمترهای قطعی اختلاف معناداری با رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان دارد. بنابراین مطابق شکل ۸، رویکرد بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان توانسته بهترین قابلیت اطمینان را محقق نماید.



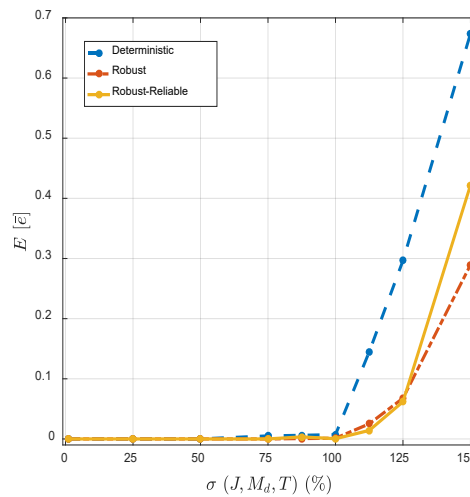
شکل ۸: قابلیت اطمینان بر حسب عدم قطعیت اغتشاش، ممان اینرسی و مدل عملگر در سه بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله عملکرد کنترل وضعیت فضاپیما در مواجهه با داده حسگر آغشته به نویز با استفاده از رویکرد بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم، بهبود یافته است. از عملگر چرخ عکس‌العملی و کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی اصلاح‌شده با روش مشاهده‌گر و همچنین دو حسگر زاویه و سرعت زاویه‌ای آغشته به نویز برای مدل‌سازی کنترل وضعیت استفاده شد. نویز سفید گوسی پس از عبور از یک فیلتر محدودساز پهنای باند به مدار کنترلی فیدبک شده است. میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت به عنوان معیار عملکرد اصلی انتخاب شد و بهینه‌سازی با پارمترهای قطعی و بهینه‌سازی با پارمترهای نویزی به ازای شرایط یکسان بر پایه شبیه‌سازی مونت کارلو انجام شد. به منظور مقایسه منصفانه، حل عددی به ازای شرایط یکسان با دو رویکرد بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم انجام شد. به منظور مقایسه، انحراف معیار و امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب تابع چگالی طیفی نویز و برای دو بهینه‌سازی مذکور بررسی



شکل ۶: انحراف معیار عملکرد بر حسب عدم قطعیت اغتشاش، ممان اینرسی و مدل عملگر در سه بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان



شکل ۷: امیدریاضی عملکرد بر حسب عدم قطعیت اغتشاش، ممان اینرسی و مدل عملگر در سه بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان

در شکل ۸، قابلیت اطمینان عملکرد به ازای سه رویکرد بهینه‌سازی مذکور بر حسب عدم قطعیت ترسیم شده است. قابلیت اطمینان در اینجا به معنای دفعات نقض‌نشدن قیود نسبت به کل تعداد اجرای برنامه است. محور افقی درصد انحراف معیار عدم قطعیت‌های ممان اینرسی ماهواره، دامنه گشتاور اغتشاشی و ثابت زمانی مدل عملگر می‌باشد. در این شکل هر چه مقدار عدم قطعیت بیشتر شده است، میزان نقض قید بیشتر شده یا قابلیت اطمینان کاهش یافته است، البته میزان کاهش قابلیت اطمینان در روش

T_θ	ثابت زمانی فیلتر نویز حسگر زاویه
T_ω	ثابت زمانی فیلتر نویز حسگر سرعت زاویه‌ای
E	سیگنال خطا
K	ضریب بهره چرخ
U_{min} و U_{max}	حد بالا و پایین حداکثر سیگنال فرمان کنترلی
Θ_{ref}	زاویه مطلوب ورودی
$\hat{\Theta}$	سیگنال زاویه آغشته به نویز
$\hat{\Omega}$	سیگنال سرعت زاویه‌ای آغشته به نویز
t_f	زمان نهایی شبیه سازی
t_0	زمان اولیه شبیه سازی
$\bar{E}_r = \bar{e}$	میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت
w	ضریب وزنی
$\sigma\{ \}$	انحراف معیار
$E\{ \}$	امید ریاضی
$P_{f,1}^{acc}$	احتمال خرابی قابل قبول
Γ_i	تابع قیدساز
u	سیگنال کنترلی تولید شده
N_θ	سیگنال نویز رنگی حسگر زاویه
N_θ	سیگنال نویز سفید حسگر زاویه
N_ω	سیگنال نویز سفید حسگر سرعت زاویه‌ای
N_ω	سیگنال نویز رنگی حسگر سرعت زاویه‌ای

۷-مراجع

- [1] R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, pp. 206-210, Boston: Kluwer Academic Publisher, 1978.
- [2] Ley, Wilfried, Klaus Wittmann, and Willi Hallmann, eds. *Handbook of space technology*, John Wiley & Sons, (2009).
- [3] A. E. Bryson, *Control of spacecraft and aircraft*, Princeton University Press, 1994.
- [4] Sidi, Marcel J. *Spacecraft dynamics and control: a*

شده و کمیت قابلیت اطمینان نیز به عنوان معیار دیگر لحاظ شد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد در مواجهه با نویز، سیستم کنترل تنظیم شده با ضرایب ناشی از بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم، تغییرات کمتر، قوام بیشتر، قابلیت اطمینان بیشتر و خطای نشانه‌روی کمتری دارد. همچنین در صورتی که میزان نویز خیلی کم باشد، روش بهینه‌سازی قطعی ارجحیت خواهد داشت. از نتایج دیگر، قابلیت انتخاب ضریب وزنی در تابع هدف ترکیبی به منظور رسیدن به شرایط مورد انتظار نسبی از قوام سیستم کنترل و قابلیت اطمینان مورد نظر است. سه معیار عملکرد بر حسب چگالی طیفی نویز و بر حسب عدم قطعیت در ممان اینرسی ماهواره، مدل عملگر و اغتشاش خارجی نیز مطالعه شد که نتایج حاکی از بهبود معیارهای عملکرد در روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان نسبت به روش بهینه‌سازی قطعی است.

۶-فهرست علائم

یکای	کمیت
سیگنال کنترلی	U_p
سیگنال کنترلی محدود شده	U_r
ممان اینرسی	J
سرعت زاویه‌ای	Ω
زاویه	Θ
بهره تناسبی	K_P
بهره مشتقی	K_D
بهره انتگرالی	K_I
ضریب اشباع‌زدایی کنترل‌کننده	L
گشتاور اغتشاشی	M_d
گشتاور کنترلی	M_c
گشتاور	M
چگالی طیفی توان نویز حسگر سرعت زاویه‌ای	Φ_ω
چگالی طیفی توان نویز حسگر زاویه	Φ_θ
ثابت زمانی چرخ عکس‌العملی	T_f

Engineering, Vol. 40 No.12 (2018):pp. 1-18.

[15] Bohlouri, Vahid, and Seyed Hamid Jalali-Naini. "Application of reliability-based robust optimization in spacecraft attitude control with PWWF modulator under uncertainties." *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 41 No.10 (2019):pp.1-15.

[16] Crowe, James, et al. *PID control: new identification and design methods*. Springer-Verlag London Limited, (2005).

[17] Shinskey, F., *Process Control System: Application, Design and Tuning*, Fourth Edition, McGraw-Hill, USA, (1996).

[18] Bolandi, Hossein, Farhad Fanisaberi, and Amir Es-lami Mehrjerdi. "Design of an Attitude Controller for Large-Angle Maneuvers of a Satellite considering of Reaction Wheels Constraints with High Fidelity Model." *Aerospace Knowledge and Technology Journal* Vol1 No.1 (2012):pp.20-30.

[19] Liu, J., & Wang, L. (2023). Hybrid reliability-based sequential optimization for PID vibratory controller design considering interval and fuzzy mixed uncertainties. *Applied Mathematical Modelling*, 122, 796-823.

[20] Bohlouri, Vahid, Masoud Ebrahimi, and Seyed Hamid Jalali Naini. "Robust optimization of satellite attitude control system with on-off thruster under uncertainty." *International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC)*. IEEE, (2017).

[21] P. A. Servidia, R. S. Pena, *Practical stabilization in attitude thruster control*. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, Vol. 41, No. 2, pp. 584-598, 2005.

[22] V. A. Bushenkov, M. Y. Ovchinnikov, G. V. Smirnov, *Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils*, *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 12, pp. 721-728, 2005.

[23] Y. Lin, C. Wang, *Detumbling of a rigid spacecraft via torque wheel assisted gyroscopic motion*, *Acta Astronautica*, Vol. 93, No. 1 pp. 1-12, 2014.

practical engineering approach, Cambridge university press, (1997).

[5] Rundqwist, Lars. "Anti-reset windup for PID controllers." *IFAC Proceedings* Vol. 23 No. 8 (1990): pp. 453-458.

[6] Hagglund, Tore, and Karl J. Astrom. *PID controllers: theory, design, and tuning*. ISA-The Instrumentation, Systems, and Automation Society (1995).

[7] Astrom, Karl Johan, and Lars Rundqwist. *Integrator windup and how to avoid it*. *Proceeding of the American Control Conference*, USA, pp.(1989) ,1693-1698 .

[8] Peng, Youbin, Damir Vrancic, and Raymond Hanus. "Anti-windup, bumpless, and conditioned transfer techniques for PID controllers." *IEEE Control systems magazine* Vol. 16 No. 4 (1996): pp. 48-57.

[9] Tisa, Paul, and Paul Vergez. "Performance analysis of control algorithm for FalconSat-3, the 16th AAS." *AIAA Space Flight Mechanics Conference*. (2006).

[10] S. Balochian, A. Asaee, *Controlling the Micro Satellite with Adaptive and PID Controllers and Their Function Comparison*, *Advances in Mechanical Engineering and its Applications (AMEA)*, Vol. 1 No. 3, pp. 54-63, (2012).

[11] Snider, Ryan E., *Attitude Control of a Satellite Simulator Using Reaction Wheels and a PID Controller*, Master Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics of Air University, Ohio, USA, (2010).

[12] Moghadaszadeh Bazaz, Sara, and Jalali-Naini S.H., *Attitude Control of a Rigid Satellite with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulation Using Modified PID Controllers*, *The 15th Iranian Aerospace Society Conference*, Tehran, Iran, (2016). (in Persian)

[13] Moghadaszadeh Bazaz, Sara, Vahid, Bohlouri, and Seyed Hamid Jalali-Naini, *Attitude Control of a Rigid Satellite with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulation Using Observer-based Modified PID Controller*. *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 8, pp. 139-148, (2016). (in Persian)

[14] Bohlouri, Vahid, Zeynab Khodamoradi, and Seyed Hamid Jalali-Naini. "Spacecraft attitude control using model-based disturbance feedback control strategy." *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and*

شبیه‌سازی عددی موتور EF7 در شرایط عملکردی مختلف

سید محمد مهدی دلآوری^۱، کریم علی اکبری^{۲*}، محمد شیخی^۳

۱- کارشناسی مهندسی مکانیک خودرو، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

۲- دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

۳- دکتری مهندسی مکانیک، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

چکیده

در تحقیق حاضر با کمک از یک نرم افزار تجاری به نام AVL BOOST به روش عددی به شبیه‌سازی عملکرد موتور EF7 بنزین سوز پرداخته شده است و اثر نسبت تراکم و زمان‌بندی جرقه روی توان، گشتاور و راندمان حرارتی بررسی شده است. نسبت تراکم و زمان‌بندی جرقه دو پارامتر مهم در طراحی موتورهای احتراق داخلی هستند و یافتن محدوده مناسب از آن‌ها می‌تواند نقش موثری در بهبود عملکرد و کارایی این موتورها داشته باشد. خطای مدل‌سازی حاضر نسبت به نتایج تست‌های تجربی در محدوده ۳٪ گزارش شد، همچنین نتایج شبیه‌سازی نشان داد در دور بالا (۵۰۰۰ دور بر دقیقه) اگر جرقه ۲۵ درجه قبل از نقطه مرگ بالا شروع شود و مدت جرقه در محدوده ۵۵ درجه باشد بیشترین توان خروجی از موتور حاصل می‌گردد و با طولانی‌تر شدن مدت احتراق، سرعت احتراق کاهش یافته و توان خروجی کاهش می‌یابد. همچنین با آوانس (جلو انداختن) بیش از حد زمان جرقه، درصد بیشتری از انرژی ورودی به صورت حرارت به دیواره موتور تلف می‌شود و توان خروجی کاهش می‌یابد. قابل توجه است در شرایط مناسب زمان‌بندی جرقه در ۵۰۰۰ دور بر دقیقه می‌توان به راندمان حرارتی در حدود ۳۸٪ دست یافت که نسبت به حالت زمان‌بندی جرقه پیش فرض در این دور راندمان حرارتی در حدود ۱۱٪ تقویت شده است.

واژه‌های کلیدی

موتور EF7، AVL BOOST، زمان‌بندی جرقه، راندمان حرارتی

Numerical simulation of EF7 engine in different operating conditions

Seyyed Mohammad Mahdi Delavari¹, Karim Aliakbari^{2*}, Mohammad Sheykhi¹

1-Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran.

Abstract

In this research, with the help of commercial software called AVL BOOST, the performance of the EF7 gasoline engine has been simulated numerically, and the effect of compression ratio and spark timing has been investigated on power, torque, and thermal efficiency. The error of the current modeling compared to the results of experimental tests was reported in the range of 3%. Also the simulation results showed that at high speed (5000 rpm) if the spark advance starts 25 degrees before the top dead point and the spark duration in the range is 55 degrees, the maximum output power is obtained from the engine, and as the spark duration increases, the ignition speed decreases and the output power decreases. Besides, with the greater advance (ignition start angle), a greater percentage of the input energy is lost as heat to the engine wall and the output power decreases. It is noteworthy that in the optimal conditions of spark timing at 5000 rpm, the thermal efficiency of about 38% can be achieved, which is increased by about 11% compared to the default spark timing mode.

Keywords

EF7 engine, AVL BOOST, Spark timing, Thermal efficiency

پژوهشگران با توجه به قوانین سخت‌گیرانه زیست محیطی در پژوهشگاه‌ها، دانشگاه‌ها و صنایع مرتبط با خودروسازی برای چندین دهه به طور مداوم در حال پژوهش برای دستیابی به حداکثر کارایی و عملکرد موتورهای اشتعال جرقه‌ای^۱ (SI) و سایل نقلیه هستند [۱-۴]. روش‌های متنوع مختلفی برای افزایش کارایی، کاهش مصرف سوخت و کاهش انتشار گازهای گلخانه‌ای در موتورهای اشتعال جرقه‌ای استفاده می‌شود [۵-۷].

کارایی موتورهای اشتعال جرقه‌ای تابع عوامل بسیاری هستند که مهمترین آن‌ها دور موتور، نسبت تراکم، آوانس جرقه و زمان اشتعال هستند. بعلاوه، این عوامل از مهمترین پارامترها برای بهینه‌سازی کارایی، راندمان و انتشار گازهای آلاینده است که به موتورهای احتراقی اجازه می‌دهد تا با اهداف و استانداردهای انتشار گازهای آلاینده مطابقت داشته باشند [۸-۱۰]. از زمان ظهور اولین موتور چهار زمانه اتو، توسعه موتور جرقه زنی به سطح بالایی از موفقیت دست یافته است. در سال‌های اولیه، افزایش قدرت موتور و قابلیت اطمینان کار موتور، هدف اصلی طراحان موتور بود. با این حال، در سال‌های اخیر، زمان‌بندی احتراق توجه بیشتری را به توسعه موتورهای پیشرفته SI برای به حداکثر رساندن عملکرد جلب کرده است [۱۱-۱۴]. مدل‌سازی موتور احتراق داخلی به صورت ساده و کلی در مراجع [۱۵، ۱۶] مورد بررسی قرار گرفت و از نمودارهای تجربی جهت پیش‌بینی عملکرد موتور استفاده گردید. چان و ژو [۱۷] روی مدل‌سازی ترمودینامیک درون سیلندر تحت مقادیر بالای کندی جرقه‌زنی، به‌ویژه تأثیر کندی جرقه بر توزیع فشار سیلندر، کار کردند. دمای گاز درون سیلندر و جرم محبوس شده تحت شرایط زمان‌بندی جرقه متغیر نیز محاسبه شد. نتایج شبیه‌سازی شده نشان می‌دهد که این مدل می‌تواند فشار سیلندر را به خوبی با تعیین دمای سیلندر و جرم محبوس شده در دریچه‌های خروجی باز شده، که برای تعیین افزایش آنتالپی، توسط مقادیر بالای تاخیر اشتعال، برای گرم کردن کاتالیزور سه

طرفه در یک چارچوب زمانی تعریف‌شده، حیاتی هستند، بازتولید کند. شیخی و همکاران [۱۸] یک مدل عددی با دقت مناسب را برای بررسی اثرات زمان‌بندی جرقه به عنوان محرک اصلی یک سیستم ترکیبی حرارت و برق^۲ (CHP) ارائه دادند. آن‌ها همچنین، در نهایت با انجام بهینه‌سازی دو هدفه، شرایط بهینه عملکرد موتور پیشنهاد دادند. نتایج نشان داد که اگر موتور از نظر پارامتر نسبت قیمت نسبت به راندمان^۳ (PR) و مصرف سوخت با سرعت‌های کمتری کار کند، شرایط عملکرد بهتری خواهد داشت. سویلو و گرین [۱۹] یک مدل ترمودینامیکی صفر بعدی را برای بررسی اثرات زمان اشتعال، ترکیب سوخت و نسبت هم ارزی بر روی سرعت سوزش و فشار سیلندر برای یک موتور گاز طبیعی توسعه دادند. بعلاوه، آن‌ها تجزیه و تحلیل سرعت سوختن برای تعیین دوره شروع شعله و دوره انتشار شعله در شرایط مختلف کارکرد موتور انجام دادند. مدل صفر بعدی می‌تواند داده‌های فشار اندازه‌گیری شده را با خطای کمتر از ۸ درصد در بزرگی مطابقت دهد، اگر محاسبات در زمان‌بندی جرقه آزمایشی آغاز شوند. اگر مدل فرعی شروع شعله برای شرایط کاری موتور خاص تنظیم شده باشد، آنگاه مدل می‌تواند فشار اندازه‌گیری شده را با خطای کمتر از ۱٪ در بزرگی مطابقت دهد. ما و همکاران [۲۰] یک مدل دو ناحیه‌ای صفر بعدی برای بررسی تأثیر فرآیند احتراق موتور اشتعال جرقه‌ای بر راندمان حرارتی آن استفاده کردند که عمدتاً به اثرات مرحله احتراق، مدت زمان احتراق، ترکیب سوخت‌ها و چرخه‌های آن‌ها معطوف شده بود. نتایج نشان داد که اگرچه کاهش مدت احتراق می‌تواند درجه احتراق با حجم ثابت را افزایش دهد، اما اثرات مثبت آشکاری بر بازده حرارتی نهایی ندارد. همچنین، نتایج نشان داد که تغییرات چرخه‌ای در فرآیند احتراق تأثیر زیادی بر بازده حرارتی دارد که در نتیجه هرچه تغییرات بیشتر باشد، تأثیر منفی بزرگتر است. غالی و همکاران [۲۱] یک مدل عددی جدید از یک موتور دریچه گاز حرارتی برای پرداختن به ویژگی‌های آن از طریق مقایسه در برابر دریچه

^۱ Spark ignition

^۲ Combined heat and power

^۳ Price ratio

[۲۶] یک موتور چهار زمانه و پرسرعت اشتعال جرقه ای را برای منعکس کردن اثرات نسبت ترکیب چهار سوخت (درصد حجمی n-بوتانول و بنزین)، زمان جرقه (۲۵ تا ۴۸ ققبل از نقطه مرگ بالا) و لامبدا (بین ۰/۸۵ تا ۱/۵) مورد مطالعه قرار دادند. نتایج نشان داد که با افزایش نسبت ترکیب n-بوتانول، سرعت جریان جرم سوخت هنگامی که لامبدا ثابت است افزایش می‌یابد. توان خروجی، راندمان حرارتی ترمزو مصرف سوخت مخصوص ترمز با افزایش نسبت n-بوتانول افزایش می‌یابد.

هدف از کار حاضر پیدا کردن نقطه عملکرد مناسب موتور با تغییرات زمان آوانس جرقه، مدت زمان اشتعال، نسبت تراکم، و دور می‌باشد. برای پیدا کردن نقطه مناسب که نوآوری کار حاضر محسوب می‌شود از موتور اشتعال جرقه‌ای مدل EF7 استفاده شده است. برای دستیابی به این هدف، موتور مورد مطالعه ابتدا در نرم‌افزار AVL BOOST مدل‌سازی شده و سپس این مدل با داده‌های تجربی و عددی موتور EF7 اعتبارسنجی گردیدند. بعلاوه، ویژگی‌هایی مانند قدرت، گشتاور، و راندمان حرارتی در دورها و نسبت‌های تراکم مختلف بدست آمدند. برای پیدا کردن نقطه مناسب، ویژگی‌هایی مانند قدرت، گشتاور، مصرف سوخت ویژه، و راندمان حرارتی در زاویه‌های آوانس و مدت اشتعال مختلف در ۵۰۰۰ دور در دقیقه مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

۲- شبیه سازی و روند حل مسئله

۲-۱- طرح سیستم

در شکل ۱ یک نقشه نرم‌افزار موتور اشتعال جرقه‌ای EF7 بنزینی نشان داده شده است. این نقشه در نرم‌افزار تجاری AVL BOOST طراحی شده است. موتور EF7 یک موتور چهار سیلندر خطی است که توسط شرکت ایران خودرو طراحی و تولید شده است. این موتور از پایه بر اساس سوخت گاز طبیعی طراحی شده و در عین حال قابلیت کارکرد با بنزین را نیز دارا است.

در شکل ۱ حرارت اتلافی، پارامترهای مورد نیاز ورودی

سوپاپ مکش، پارامترهای مورد نیاز سوپاپ خروجی، تبدیل توان نشان داده شده است. مدل موتور نشان داده شده با استفاده

گاز مکانیکی معمولی مورد مطالعه قرار دادند. نتایج نشان داد که عملکرد امیدوارکننده‌ای در مقایسه با دریاچه گاز مکانیکی، به ویژه در بار جزئی، با کاهش مصرف سوخت ویژه ترمز، افزایش بازده حجمی، و افزایش بازده حرارتی دارد. علاوه بر این، کارآمدترین روش برای کنترل دمای هوای ورودی در مبدل حرارتی، تنظیم دبی جرمی اگزوز به جای دبی جرمی ورودی داشت. ارزو و همکاران [۲۲] مدل‌سازی ترمودینامیکی ساده و مطالعه تجربی که بر روی هیدروژن، متان، مونوکسیدکربن و مخلوط‌های آن‌ها در موتور اشتعال جرقه‌ای خودروهای تجاری مورد ارزیابی قرار دادند. نتایج آن‌ها نشان داد که حداکثر گشتاور ترمز و مقادیر فشار متوسط موثر در محدوده بار کامل موتور و آوانس بهینه جرقه به دست می‌آید. بهاتی و همکاران [۲۳] انرژی و اگزورژی نسبت تراکم متغیر موتور جرقه چهار زمانه بر اساس کار تجربی مورد بررسی قرار دادند. نتایج مطالعه نشان داد که استفاده از آنالیز انرژی و اگزورژی درک ارزشمندتری از عملکرد و بهبود موتورهای احتراق داخلی با مکان یابی و سپس کاهش تلفات اگزورژی در آن مکان به دست می‌دهد. استفاده از سوخت‌های گازی جایگزین، تکنیک‌های بازیابی گرمای خروجی اگزوز، استراتژی‌های احتراق ضعیف و دمای پایین این تلفات اگزورژی را کاهش می‌دهد. یون و همکاران [۲۴] یک مدل عددی مناسب جهت تحلیل عملکرد موتور احتراقی پیشنهاد کردند، به کمک این مدل راندمان حرارتی موتور در شرایط کاری مختلف با دقت خوبی قابل تخمین زده شده بودند در صورتی که در مطالعات قبلی ذکر شده با راندمان حرارتی ثابت در نظر گرفته شده و یا از منحنی نتایج تجربی استفاده می‌شد. نتایج نشان داد که مدل پیشنهادی می‌تواند نتایج قابل اعتمادی ارائه دهد و می‌تواند برای موتورهای با ظرفیت بزرگ‌تر اعمال شود. لی و همکاران [۲۵] تأثیر مقادیر مختلف نسبت هوای اضافی و زمان‌بندی آوانس جرقه بر ویژگی‌های احتراق و انتشار موتور احتراق جرقه‌ای با سوخت هیدروژن مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آن‌ها نشان داد که احتراق سوخت با آلاینده پایین با حداکثر زمان‌بندی گشتاور ترمز، زمان‌بندی جرقه، بالاترین بازده حرارتی ترمز و کمترین انتشار NOx را به نمایش داد. تانگ و همکاران

پیستون، $\frac{dQ_F}{d\theta}$ ورودی گرمای سوخت، $\frac{dQ_W}{d\theta}$ تلفات حرارتی دیواره، و $h_u \frac{dm_b}{d\theta}$ جریان آنتالپی از ناحیه نسوخته به ناحیه سوخته ناشی از تبدیل است. شارژ تازه برای محصولات احتراق شار حرارتی بین دو ناحیه نادیده گرفته شده است. $h_{BB} \frac{dm_{BB}}{d\theta}$ آنتالپی ناشی از دمیدن است، u و b در زیرنویس گاز نسوخته و سوخته هستند. علاوه بر این، مجموع تغییرات حجم باید برابر با تغییر حجم سیلندر و مجموع حجم های زون برابر بحجم سیلندر باشد:

$$\frac{dV_b}{d\theta} + \frac{dV_u}{d\theta} = \frac{dV}{d\theta} \quad (3)$$

$$V_b + V_u = V \quad (4)$$

مقدار مخلوط سوزانده شده در هر زمان تنظیم از تابع Wiebe به دست می‌آید. برای تمامی اصطلاحات دیگر، مانند تلفات حرارتی دیوار و غیره، از مدل‌های مشابه مدل‌های تک ناحیه‌ای با توزیع مناسب در دو ناحیه استفاده می‌شود [۲۹].

تأثیر تغییرات در مشخصات جرودی به موتور را می‌توان با تعریف سه معیار مهم گشتاور موثر (T_{eff}) بر حسب نیوتن متر، توان موثر (P_{eff}) بر حسب کیلووات و بازده حرارتی موثر (ζ_{theff}) بر حسب درصد بررسی کرد که به ترتیب به عنوان معادلات (۷)–(۵) تیف می‌شوند [۳۰، ۳۱].

$$T_{eff} = \frac{P_{eff}}{n_m} \left(\frac{6000}{2\pi} \right) \quad (5)$$

$$P_{eff} = \frac{\oint T(t) n_m dt}{\oint dt} \left(\frac{2\pi}{6000} \right) \quad (6)$$

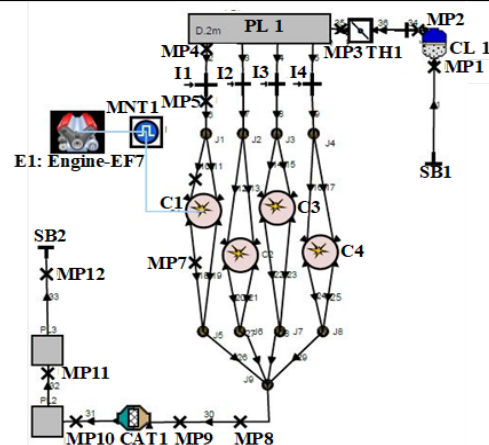
$$\zeta_{theff} = \frac{P_{eff}}{CV \dot{m}_f} \quad (7)$$

n_m ، CV ، و \dot{m}_f به ترتیب دور موتور (rpm)، ارزش حرارتی پایین سوخت (kJ/kg)، و مصرف سوخت (kg/s) می‌باشند.

۳ روش حل

رل معادلات در نرم افزار AVL BOOST عددی مقدار

از نرم افزار AVL BOOST تکمیل شده است که در مراجع [۲۰، ۲۷] نیز شبیه‌سازی مشابه انجام شده است. این مدل دارای سیستم تزریق سوخت چند نقطه ای^۱ (MPFI) است. انژکتورها با نام (I1 – I2 – I3 – I4) مشخص شده است. دارای چهار سیلندر، که سیلندرها با نام (C1 – C2 – C3 – C4)، یک عدد کاتالیزور با نام (CAT 1)، یک فیلتر هوا (CL 1)، یک دریچه گاز با نام (TH 1)، دو عدد انباره های آگزوز خروجی با نام (PL 2 – PL)، موتور با (E1)، نمایشگر (MNT1)، نقاط اندازه‌گیری (MP)، مرز سیستم (SB)، نقاط اتصال (J)، و اعداد ذکر شده نشان دهنده تعداد اجزا، اتصالات، و لوله‌ها مشخص شده است.



۱: طرح شبیه سازی AVL.

شکل ۱- طرح شبیه سازی AVL.

۲-۲- مدل سازی

برای مطالعه حاضر، مدل دو ناحیه‌ای Wiebe برای تحلیل احتراق انتخاب شد. این مدل محفظه احتراق را به مناطق گاز نسوخته و سوخته تقسیم می‌کند [۲۸]. با این حال، این فرض که بارهای سوخته و نسوخته دارای دمای یکسانی هستند، حذف می‌شود. در عوض، قانون اول ترمودینامیک به ترتیب برای بار سوخته و بار نسوخته اعمال می‌شود.

$$\frac{dm_b u_b}{d\theta} = -p_c \frac{dV_b}{d\theta} + \frac{dQ_F}{d\theta} - \sum \frac{dQ_{Wb}}{d\theta} + h_u \frac{dm_b}{d\theta} - h_{BB,b} \frac{dm_{BB,b}}{d\theta} \quad (1)$$

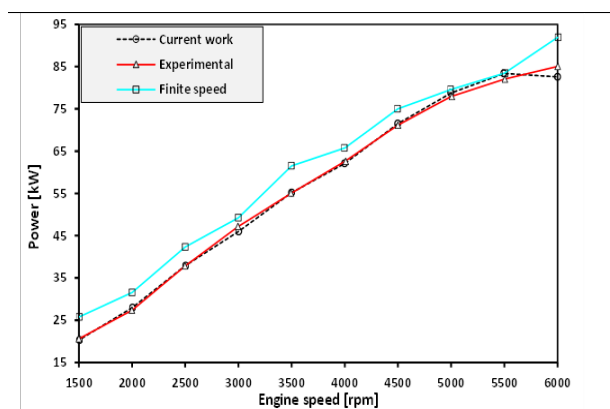
$$\frac{dm_u u_u}{d\theta} = -p_c \frac{dV_u}{d\theta} - \sum \frac{dQ_{Wu}}{d\theta} - h_u \frac{dm_b}{d\theta} - h_{BB,b} \frac{dm_{BB,b}}{d\theta} \quad (2)$$

که در آن dm_u تغییر انرژی داخلی در سیلندر، $p_c \frac{dV}{d\theta}$ کار

مقدار	مشخصات
ردیفی چهار سیلندر	پیکربندی سیلندر
۸۵ × ۷۸/۶	سوراخ × ضربه (میلی متر)
۱۶۵۰	حجم جابجایی (cm ³)
۲۳۰	مدت مکش هوا (درجه)
۲۴۰	مدت زمان خروج گازهای گلخانه‌ای (درجه)
-۳۴	شروع احتراق (درجه)
۴۰	مدت زمان احتراق (درجه)
چهار عدد در هر	
سیلندر	تعداد دریچه‌ها
۳۰/۶	قطر دریچه ورودی (میلی متر)
۳۰/۶	قطر سوپاپ آگزوز (میلی متر)
۱-۳-۴-۲	ترتیب احتراق
۱۱:۱	نسبت تراکم (-)
۸۰/۶۰۰۰	حداکثر توان (کیلو وات/ دور در دقیقه)
۱۵۶/۳۶۰۰-۴۵۰۰	حداکثر گشتاور (نیوتن متر/ دور در دقیقه)

جدول ۲- اعتبارسنجی مدل فعلی با روش تحلیلی سرعت محدود (FS) [۳۲] و تجربی در ۳۰۰۰ دور در دقیقه.

مطالعه حاضر	سرعت		پارامتر
	تجربی [۳۲]	محدود [۳۲]	
	۴۷/۲	۴۹/۲	توان (کیلو وات)
	۰	+۴/۲۴	خطای توان (%)



شکل ۲- اعتبارسنجی مدل حاضر با توان موتور.

در شکل ۳ تاثیر نسبت تراکم در دورهای مختلف روی توان خروجی موتور مدل‌سازی شده است. با افزایش دور موتور، میزان مصرف سوخت بالا رفته و توان خروجی همواره بالا می‌رود همچنین با

اولیه است و برای حل، فرضیات زیر لحاظ گردیده است:

۱- روش حل عددی معادلات دیفرانسیل موتور روش رانگ-کوتا است.

۲- گام زاویه‌ای یک درجه در نظر گرفته شده و تعداد تکرارها ۵۰ می‌باشد.

۳- شرط همگرایی بر پایه فشار می‌باشد.

۴- مدل‌های دو منطقه‌ای ساده فرض می‌کنند که سیلندر دارای یک منطقه سوختن و یک منطقه نسوخته در تمام موارد در طول فرآیند سوزاندن است. منطقه احتراق از سوخت، محصولات احتراق و هوا تشکیل شده است، در حالی که منطقه نسوخته از هوای اطراف تشکیل شده است. اسپری بنزین در انواع چند منطقه‌ای به چندین منطقه جدا می‌شود. میزان آماده‌سازی و سوزاندن هر منطقه به‌طور مداوم تحت نظارت قرار گرفت که ای روش در مرجع [۲۷] نیز اشاره شده است.

۴- تحلیل نتایج

در این قسمت در ابتدا به اعتبارسنجی مدل بکار رفته جهت تحلیل عملکرد موتور احتراقی پرداخته می‌شود و سپس تاثیر پارامترهای مختلف موتور روی عملکرد فنی موتور (توان، گشتاور، و راندمان حرارتی) مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۴-۱- اعتبارسنجی نتایج

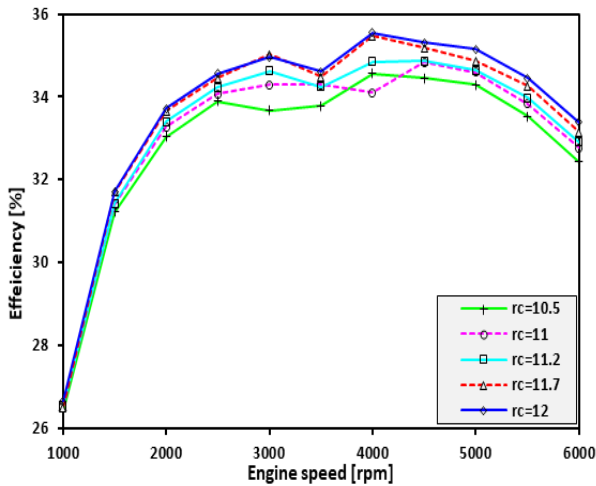
مشخصات موتور مورد نظر جهت مدل‌سازی کار حاضر موتور اشتعال جرقه‌ای مدل EF7 می‌باشد که در جدول ۱ لیست شده است. جدول ۲ نتایج اعتبارسنجی را برای توان در ۳۰۰۰ دور در دقیقه نشان می‌دهد که خطای مدل‌سازی در پیش‌بینی قدرت موتور در محدوده ۲/۵۴- درصد است.

در شکل ۲ توان خروجی موتور EF7 برای مدل حاضر، مدل سرعت محدود^۱ (FS) [۳۲] و نتایج آزمایشگاهی [۳۲] در دورهای مختلف مورد مقایسه قرار گرفته است. نتایج مدل حاضر در تخمین توان خروجی حاکی از معتبر بودن و بالا بودن دقت مدل‌سازی حاضر در مقایسه با سایر مدل‌های پیشنهاد شده است.

جدول ۱- پارامترهای موتور EF7 [۳۲].

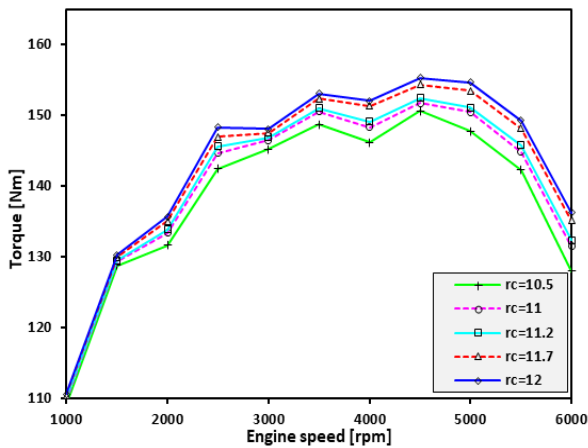
^۱ Finite speed

بالا رفتن نسبت تراکم موتور، به دلیل بالا رفتن فشار موتور، همواره توان خروجی افزایش می‌یابد.



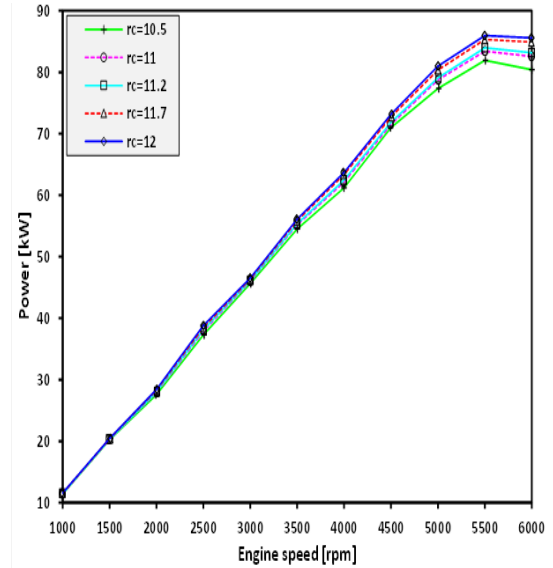
شکل ۴- تاثیر نسبت تراکم روی بازده حرارتی در دورهای مختلف موتور

در شکل ۵ تاثیر نسبت تراکم در دورهای مختلف روی گشتاور آورده شده است. به طور مشابه راندمان حرارتی در محدوده دور ۳۵۰۰ تا ۴۰۰۰ دور در دقیقه بیشترین گشتاور خروجی را داشته و گشتاور همواره با بالا رفتن نسبت تراکم تقویت می‌شود.



شکل ۵- تاثیر نسبت تراکم روی گشتاور خروجی سیستم در دورهای مختلف موتور.

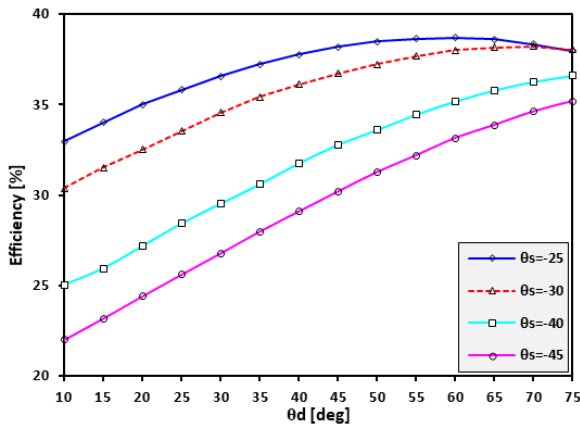
۴-۲- تاثیر زمان شروع احتراق و مدت زمان احتراق بر عملکرد موتور در شکل ۶ تاثیر زمان بندی جرقه روی توان خروجی موتور در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه شبیه‌سازی شده است. در صورتی که جرقه ۲۵ درجه قبل از نقطه مرگ بالا زده شود و مدت جرقه در محدوده ۵۵ درجه باشد بیشترین توان خروجی از موتور حاصل می‌گردد و با طولانی‌تر شدن مدت جرقه، سرعت احتراق کاهش یافته و توان خروجی کاهش می‌یابد. همچنین با آوانس بیشتر



شکل ۳- تاثیر نسبت تراکم روی توان خروجی سیستم در دورهای مختلف موتور

در شکل ۴ تاثیر نسبت تراکم در دورهای مختلف روی راندمان حرارتی مدل‌سازی شده است. با توجه به اینکه بالا رفتن نسبت تراکم سبب افزایش فشار موتور می‌شود، همواره بالا رفتن این پارامتر سبب می‌شود درصد بیشتری از انرژی ورودی به کار مفید تبدیل شده و راندمان حرارتی افزایش یابد. مطابق مرجع [۳۴] قابل توجه است در دورهای پایین مدت زمان سیکل ترمودینامیکی موتور طولانی‌تر است و موتور زمان بیشتری جهت اتلاف حرارت داشته و درصد بیشتری از انرژی ورودی به جداره موتور تلف می‌نماید بدین ترتیب در دورهای پایین، موتور راندمان مناسبی ندارد. با بالا رفتن دور موتور فرصت کافی برای انتقال حرارت وجود نداشته و درصد بیشتری از انرژی ورودی به کار مفید تبدیل می‌شود اما در دورهای خیلی بالا اثرات اصطکاک موتور می‌تواند غالب‌تر شود و سبب کاهش راندمان حرارتی گردد. بدین ترتیب کاملاً مشخص است در محدوده ۳۵۰۰ تا ۴۰۰۰ دور در دقیقه موتور احتراقی EF7 بنزین سوز بیشترین کارایی حرارتی را دارد.

به بیش از ۳۸٪ می‌رسد که راندمان حرارتی در حالت زمان‌بندی جرعه پیش‌فرض در محدوده ۳۴٪ است و با بکارگیری زمان‌بندی جرعه مناسب راندمان حرارتی موتور در حدود ۱۱٪ تقویت شده است.



شکل ۸- تاثیر زمان شروع احتراق و مدت زمان احتراق روی بازده حرارتی خروجی در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه.

۵- نتیجه‌گیری

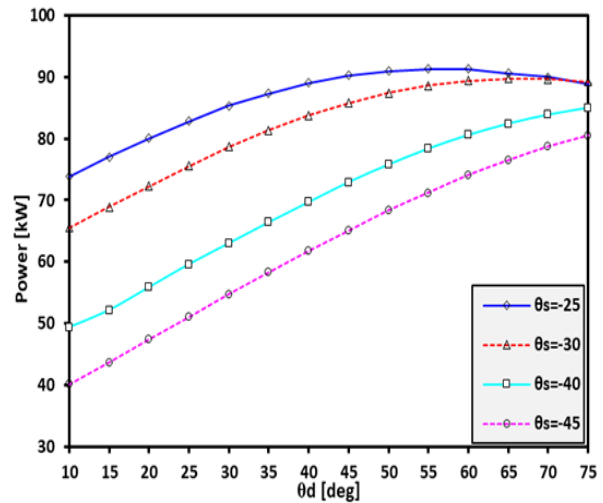
در مقاله حاضر اثرات اثر نسبت تراکم و دور موتور بر مشخصات عملکردی موتور احتراقی EF7 به کمک نرم افزار تجاری AVL BOOST به روش عددی مورد تحلیل قرار گرفت و نتایج زیر حاصل گردید:

۱- مدل عددی توسعه یافته دقت مناسبی در پیش‌بینی عملکرد موتور احتراقی داشت و خطای مدل‌سازی در پیش‌بینی توان خروجی از موتور کمتر از ۳٪ گزارش شد.

۲- نتایج نشان داد که ویژگی‌هایی موتور شامل توان، گشتاور و راندمان با افزایش دور و نسبت تراکم عملکرد بهتری دارد. همچنین نتایج نشان داد که ویژگی‌هایی موتور حاضر بین دورهای ۳۵۰۰ تا ۴۰۰۰ دور در دقیقه عملکرد بهتری دارد.

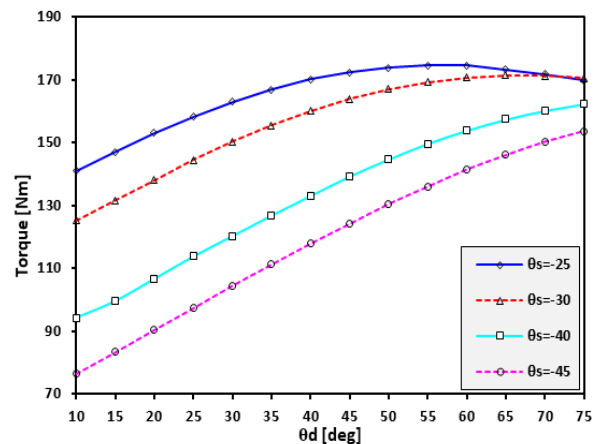
۳- نتایج نشان داد که در صورتی که جرعه ۲۵ درجه قبل از نقطه مرگ بالا زده شود و مدت جرعه در محدوده ۵۵ درجه باشد بیشترین توان خروجی از موتور در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه حاصل می‌گردد و با طولانی‌تر شدن مدت جرعه، سرعت احتراق کاهش یافته و توان خروجی کاهش می‌یابد. همچنین با آوانس بیشتر زمان جرعه درصد بیشتری از انرژی ورودی به صورت حرارت به دیواره موتور تلف می‌شود و توان خروجی کاهش می‌یابد.

زمان جرعه درصد بیشتری از انرژی ورودی به صورت حرارت به دیواره موتور تلف می‌شود و توان خروجی کاهش می‌یابد.



شکل ۶- تاثیر زمان شروع احتراق و مدت زمان احتراق روی توان خروجی در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه.

در شکل ۷ تاثیر زمان‌بندی جرعه روی گشتاور خروجی در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه مدل‌سازی شده است. با توجه به شکل ۷ مشابه رفتار توان، مقدار مناسب زاویه شروع جرعه و مدت زاویه جرعه در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه جهت دستیابی به بیشترین مقدار گشتاور به ترتیب: ۲۵- و ۵۵ درجه است. در این شرایط گشتاور خروجی به بیش از ۱۷۴ نیوتن متر می‌رسد.



شکل ۷- تاثیر زمان شروع احتراق و مدت زمان احتراق روی گشتاور خروجی در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه.

در شکل ۸ تاثیر زمان‌بندی جرعه روی بازده حرارتی موتور در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه ارائه شده است. با توجه به نتایج این شکل مشخص است در حالت زمان‌بندی جرعه مناسب راندمان حرارتی

Farokhad HK, Nasrabad AE. Optimal design and analysis of a novel variable-length intake manifold on a four-cylinder gasoline engine. Appl Therm Eng 2022;200:117631.

[2] Adnan R, Masjuki HH, Mahlia TMI. Performance and emission analysis of hydrogen fueled compression ignition engine with variable water injection timing. Energy 2012;43:416–26. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.energy.2012.03.073>.

[3] Bobi S, Kashif M, Laonual Y. Combustion and emission control strategies for partially-premixed charge compression ignition engines: A review. Fuel 2022;310:122272. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.fuel.2021.122272>.

[4] Armas O, García-Contreras R, Ramos Á. Impact of alternative fuels on performance and pollutant emissions of a light duty engine tested under the new European driving cycle. Appl Energy 2013;107:183–90. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2013.01.064>.

[5] Mehregan M, Sheykhi M, Alizadeh Kharkeshi B, Emamian A, Aliakbari K, Rafiee N. Performance analysis and optimization of combined heat and power system based on PEM fuel cell and β type Stirling engine. Energy Convers Manag 2023;283:116874. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.enconman.2023.116874>.

[6] Aliakbari K, Ebrahimi-Moghadam A, Pahlavanzadeh M, Moradi R. Performance characteristics and exhaust emissions of a single-cylinder diesel engine for different fuels: Experimental investigation and artificial intelligence network. Energy 2023;284:128760.

[7] Yadegari M, Ghassemi M. Investigation of the Effects of Temperature, Mass Flow Rate of the Injected Fuel, Pore Diameter, Porosity and Ambient Pressure on the Amount of Pollutants in the Combustion Chamber. Iran J Mech Eng Trans ISME 2022;23:122–46.

[8] Gölcü M, Sekmen Y, Erduranlı P, Salman MS. Artificial neural-network based modeling of variable valve-timing in a spark-ignition engine. Appl Energy 2005;81:187–97.

[9] Windarto C, Lim O. Spark discharge energy effect on in-cylinder characteristics performance of rapid compression and expansion machine with spark ignition direct injection strategy. Fuel 2023;337:127165. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.fuel.2022.127165>.

[10] Kurien C, Varma PS, Mittal M. Effect of ammonia energy fractions on combustion stability and engine characteristics of gaseous (ammonia/methane) fuelled spark ignition engine. Int J Hydrogen Energy 2023;48:1391–400. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.10.032>.

[11] Wouters C, Burkardt P, Steeger F, Fleischmann M, Pischinger S. Comprehensive assessment of methanol as an alternative fuel for spark-ignition engines. Fuel 2023;340:127627. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.fuel.2023.127627>.

[12] Onowwiona HI, Ugursal VI, Fung AS. Modeling of in-

۴- نتایج نشان داد که مقدار زاویه شروع جرقه و مدت زاویه احتراق مناسب در دور ۵۰۰۰ دور بر دقیقه جهت دستیابی به بیشترین مقدار گشتاور به ترتیب: ۲۵- و ۵۵ درجه است و در این شرایط گشتاور خروجی به بیش از ۱۷۴ نیوتن متر می‌رسد.

۵- نتایج نشان داد که در حالت زمان‌بندی جرقه مناسب، راندمان حرارتی به بیش از ۳۸٪ می‌رسد که راندمان حرارتی در حالت زمان‌بندی جرقه پیش‌فرض در محدوده ۳۴٪ است و با بکارگیری زمان بندی جرقه مناسب، راندمان حرارتی موتور در حدود ۱۱٪ تقویت شده است.

۶- فهرست علائم

الیسی

ارزش حرارتی سوخت، kJ/kg CV

ج، kg m

دور موتور، rpm n_m

توان موثر، kW P_{eff}

گرما، kJ Q

گشتاور موثر، Nm T_{eff}

حجم، m^3 V

بازده حرارتی موثر، - ζ_{theff}

زیرنویس و علائم اختصاری

گاز نسوخته u

گاز سوخته b

مرز سیستم System Boundary (SB)

نقطه اندازه‌گیری Measuring Point (MP)

صافی هوا Air Cleaner (CL)

محدودکننده Restriction (R)

دریچه Throttle (TH)

انباره Plenum (PL)

انژکتور Injector (I)

نقطه اتصال Junction (J)

سیلندر Cylinder (C)

کاتالیزور Catalyst (CAT)

موتور Engine (E)

نمایشگر Monitor (MNT)

۷- منابع

[1] Talati H, Aliakbari K, Ebrahimi-Moghadam A,

- [25] Lee J, Park C, Bae J, Kim Y, Choi Y, Lim B. Effect of different excess air ratio values and spark advance timing on combustion and emission characteristics of hydrogen-fueled spark ignition engine. *Int J Hydrogen Energy* 2019;44:25021–30. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.07.181>.
- [26] Tang Q, Jiang P, Peng C, Chang H, Zhao Z. Comparison and analysis of the effects of spark timing and lambda on a high-speed spark ignition engine fuelled with n-butanol/gasoline blends. *Fuel* 2021;287:119505.
- [27] Iliev S. A comparison of ethanol and methanol blending with gasoline using a 1-D engine model. *Procedia Eng* 2015;100:1013–22.
- [28] Altun Ş, Öztöpe HF, Öner C, Varol Y. Exhaust emissions of methanol and ethanol-unleaded gasoline blends in a spark ignition engine 2013.
- [29] AVL List GmbH, AVL Boost – Theory. 2013.
- [30] Silva EAA, Ochoa AA V, Henríquez JR. Analysis and runners length optimization of the intake manifold of a 4-cylinder spark ignition engine. *Energy Convers Manag* 2019;188:310–20. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.enconman.2019.03.065>.
- [31] Ceviz MA, Akın M. Design of a new SI engine intake manifold with variable length plenum. *Energy Convers Manag* 2010;51:2239–44. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.enconman.2010.03.018>.
- [32] Altın İ, Bilgin A, Sezer I. Theoretical investigation on combustion characteristics of ethanol-fueled dual-plug SI engine. *Fuel* 2019;257:116068.
- [33] Kakaee A, Karimi M. A comparative study on influence of natural gas composition on the performance of a CNG engine. *Mapta J Mech Ind Eng* 2018;2:9–18.
- [34] Szybist JP, Busch S, McCormick RL, Pihl JA, Splitter DA, Ratcliff MA, et al. What fuel properties enable higher thermal efficiency in spark-ignited engines? *Prog Energy Combust Sci* 2021;82:100876. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.pecs.2020.100876>.
- ternal combustion engine based cogeneration systems for residential applications. *Appl Therm Eng* 2007;27:848–61.
- [13] Fong KF, Lee CK. Performance analysis of internal-combustion-engine primed trigeneration systems for use in high-rise office buildings in Hong Kong. *Appl Energy* 2015;160:793–801. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2014.11.059>.
- [14] Rezaie B, Javan S, Mohammadi V, Ahmadi P. Performance Assessment and Optimization of a Combined Cooling, Heating and Power (CCHP) System for Residential Application using Low Grade Heat of an Internal Combustion Engine. *Curr. Altern. Energy* 2017;2.
- [15] Abbasi M, Chahartaghi M, Hashemian SM. Energy, exergy, and economic evaluations of a CCHP system by using the internal combustion engines and gas turbine as prime movers. *Energy Convers Manag* 2018;173:359–74.
- [16] Meybodi MA, Behnia M. Impact of carbon tax on internal combustion engine size selection in a medium scale CHP system. *Appl Energy* 2011;88:5153–63.
- [17] Chan SH, Zhu J. Modelling of engine in-cylinder thermodynamics under high values of ignition retard. *Int J Therm Sci* 2001;40:94–103.
- [18] Sheykhi M, Mehregan M, Aliakbari K. A novel differential thermodynamic model for simulating spark ignition engine performance. *Energy Convers Manag* 2023;298:117794.
- [19] Soylu S, Van Gerpen J. Development of empirically based burning rate sub-models for a natural gas engine. *Energy Convers Manag* 2004;45:467–81.
- [20] Ma F, Wang Y, Wang J, Ding S, Wang Y, Zhao S. Effects of combustion phasing, combustion duration, and their cyclic variations on spark-ignition (SI) engine efficiency. *Energy & Fuels* 2008;22:3022–8.
- [21] Ghaly AM, Eldrainy YA, El-Maghlany WM, Yousef AM. Novel thermal throttling model in spark ignition engines: A way to replace a mechanical one. *Therm Sci Eng Prog* 2017;4:223–30. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.tsep.2017.10.012>.
- [22] Urroz JC, Diéguez PM, Arzamendi G, Arana M, Gandía LM. Gaseous fueling of an adapted commercial automotive spark-ignition engine: Simplified thermodynamic modeling and experimental study running on hydrogen, methane, carbon monoxide and their mixtures. *Fuel* 2023;337:127178. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.fuel.2022.127178>.
- [23] Bhatti SS, Verma S, Tyagi SK. Energy and exergy based performance evaluation of variable compression ratio spark ignition engine based on experimental work. *Therm Sci Eng Prog* 2019;9:332–9. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.tsep.2018.12.006>.
- [24] Yun KT, Cho H, Luck R, Mago PJ. Modeling of reciprocating internal combustion engines for power generation and heat recovery. *Appl Energy* 2013;102:327–35.



مسیریابی برای ربات‌های پرنده بدون سرنشین در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان خرید کالاهای اینترنتی

عرفان خسرویان*

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه پیام نور، تهران، ایران

چکیده

با توجه به رشد روزافزون تجارت جهانی و ضرورت تحویل سریع سفارش‌ها در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان خرید کالاهای اینترنتی، نیاز به حمل‌ونقل هوایی بار در مقابل روش‌های توزیع جاری (زمینی و دریایی) بیش از پیش احساس می‌شود؛ به طوری که طی سال‌های اخیر، توجه ویژه‌ای به این حوزه شده است. یکی از چالش‌های موجود در یک شبکه توزیع هوایی مسئله مسیریابی برای ربات‌های بدون سرنشین با در نظر گرفتن افزایش رضایت مشتریان و محدودیت‌های شبکه و مشتریان می‌باشد. برای نیل به این هدف در این مقاله ابتدا مسئله مسیریابی و محدودیت‌های مشتری و شبکه مطرح و به صورت ریاضیاتی فرموله گردید. باید اشاره داشت که دینامیک ربات هوایی یکی از محدودیت‌های اصلی مسئله می‌باشد و تاکنون در پژوهش‌های ارائه شده از مسئله مسیریابی در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان مورد توجه قرار نگرفته و مهجور مانده است (علت امر نیز دخیلی شدن معادلات دینامیکی-سینماتیکی پرنده و به تبع دشوار و پیچیده شدن مسئله می‌باشد). این در حالی است که در این مقاله معادلات غیرخطی ربات هوایی جهت سرویس‌دهی به مشتریان به فرم فضای حالت بیان شد. سپس مسئله مسیریابی با در نظر گرفتن معادلات فرم فضای حالت ربات‌های پرنده و محدودیت‌های مشتریان و شبکه با الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک (حل گر بهینه‌ساز) حل گردید. پس از بیان روابط و حل مسئله توسط الگوریتم ژنتیک، نتایج در قالب مسیرهای بهینه ارائه شد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد رویکرد پیشنهادی به خوبی توانسته کلیه نیازهای و اهداف مسئله را پاسخ دهد و می‌توان از آن در مسئله مسیریابی شبکه‌های هوایی با ابعاد بالا نیز بهره گرفت.

کلمات کلیدی

مسیریابی، ربات هوایی، معادلات فضای حالت، الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک، شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان

Routing for unmanned flying robots in expedited order delivery within distribution networks and online customer service platforms

Erfan Khosraviyan*

Department of Mechanical Engineering, Payame Noor University, Tehran, Iran.

Abstract

Amidst the continuous expansion of global commerce and the urgent need for expedited order delivery within distribution networks and online customer service platforms, the demand for air cargo transportation has reached unprecedented levels, complementing traditional distribution channels such as land and sea. Consequently, this sector has garnered considerable attention in recent years. One of the primary challenges encountered in aerial distribution networks pertains to the routing problem for unmanned aerial vehicles (UAVs), which necessitates considerations of enhanced customer satisfaction and network constraints. To address this challenge, this paper commences by introducing the routing problem alongside customer and network constraints, subsequently presenting their mathematical formulations. Notably, the dynamic behavior of aerial robots poses a significant constraint in this context, which has been inadequately addressed in existing research on routing problems within distribution and customer service networks. This deficiency is attributed to the involvement of flight dynamics equations, complicating the problem significantly. In this study, the nonlinear equations governing aerial robots for customer service are reformulated in state space representation. Subsequently, the routing problem, incorporating the state space equations of flying robots and considerations of customer and network constraints, is tackled using a genetic optimization algorithm—an optimal solver. Following the solution process using the genetic algorithm, the results are elucidated in terms of optimal routes. Simulation outcomes validate the efficacy of the proposed approach in meeting all problem requirements and objectives, thereby presenting a viable solution for routing large-scale aerial networks.

Keyword

Routing, Aerial robot, State space equations, Genetic optimization algorithm, Distribution network and customer service

۱- مقدمه

پرنده از یک یا چند ترمینال یا انبار به ارائه خدمت به مجموعه‌ای از مشتریان مستقر در نقاط مختلف جغرافیایی می‌پردازند که هر یک دارای تقاضای معینی می‌باشد و این امر را به نحوی انجام می‌دهند که هزینه‌های انجام این کار به حداقل برسد. در فرایند سرویس‌دهی در طول مسیر هر یک از مشتریان تنها یک بار ملاقات می‌شود و تقاضای هر از مشتریان تنها توسط یک پرنده پاسخ داده می‌شود. بدین صورت که پرنده باید کالاها را از مبادی مشخصی به نام دیو یا انبار جمع‌آوری کرده و به مقاصد موردنظر منتقل نماید. به بیان دیگر این مسئله شامل مجموعه‌ای از مشتری‌ها می‌باشد که تقاضای تحویل و برداشت مرتبط با این مشتری‌ها باید برآورده گردد.

با توجه به مقالات، کتب و تحقیقات ارائه شده مسئله مسیریابی می‌تواند بر اساس حوزه کاربری هوایی، زمینی، دریایی و زیرسطحی، فرض‌های بکار گرفته شده در مدل‌سازی، روش حل و غیره مورد بررسی قرار داد. در این پژوهش سعی داریم تا با رویکردی متفاوت و از منظر مدل‌سازی و روش حل، به بررسی مطالعات در حوزه مسیریابی بپردازیم تا زمینه‌های توسعه برای مطالعات آتی فرا روی پژوهشگران قرا گیرد. نتایج مطالعات صورت گرفته نشان می‌دهد هنوز جنبه‌های بسیاری برای توسعه و بهبود مسئله مسیریابی در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان خرید کالاها یا اینترنتی وجود دارد که به دلیل ماهیت نسبتاً پیچیده آن‌ها کمتر مورد توجه محققان قرار گرفته است لذا راه برای مطالعه و بررسی در این حوزه باز است.

مسئله مسیریابی برای وسایل نقلیه باحالت مخفف^۱ VRP یکی از مسائل مبتنی بر بهینه‌سازی است که در برخی مواد یک مسئله ترکیبی بسیار پیچیده می‌باشد که بیش از ۶ دهه قبل تعریف شده است. در یک مسئله مسیریابی هدف تعیین و طراحی مجموعه‌ای از مسیرها برای یک یا چندین مجموعه وسیله نقلیه است که باید به مجموعه‌ای از مشتریان که دارای تقاضاهای مشخص و معلوم می‌باشند خدمات‌رسانی شود به نحوی که با رعایت قیدهای مسئله، تابع معیار کمینه گردد. این تابع می‌تواند

امروزه با توجه به رشد تجارت جهانی و ضرورت تحویل سریع سفارش‌ها، نیاز به حمل‌ونقل هوایی بار بیش از پیش احساس می‌شود؛ به طوری که طی سال‌های اخیر، توجه ویژه‌ای به این حوزه شده است. در حال حاضر پرنده‌های بدون سرنشین به ویژه عمودپروازها نظیر کوادروتورها به دلیل سریع بودن و داشتن انعطاف در برنامه‌ریزی مسیر، وسایل کارایی برای بخش سرویس‌دهی و حمل‌ونقل می‌باشند؛ بنابراین می‌توان از این وسایل برای حمل‌ونقل محموله‌های سبک وزن در بسیاری از صنایع، از جمله در فروشگاه‌های اینترنتی، استفاده نمود. لازم به ذکر است که یکی از مهم‌ترین و کلیدی‌ترین عناصر در بهره‌وری و سودآوری در زنجیره تأمین در فروشگاه‌های اینترنتی، به کارگیری از یک شبکه توزیع سریع و مناسب است. بدین صورت که شبکه قادر باشد اهدافی نظیر کمینه کردن هزینه‌ها و تأمین سطح رضایت مشتریان را برآورده سازد. حال آنکه در یک شبکه توزیع، مواردی نظیر مسیریابی و هماهنگی بین وسایل نقلیه، تعیین الویت برای سرویس‌دهی به مشتریان و افزایش رضایت مشتریان از چالش‌های موجود در حوزه هستند که در سال‌های اخیر توجه محققین بسیاری را به خود جلب کرده است.

همان‌طور که اشاره شد یکی از چالش‌های موجود در یک شبکه توزیع افزایش رضایت مشتریان می‌باشد زیرا در دنیای رقابتی امروز با فراگیر شدن فلسفه تولید به هنگام، ارائه خدمات در ظرف زمانی مدنظر کارفرما اهمیت به سزایی پیدا کرده است. لذا تخطی از محدوده زمانی مدنظر کارفرما، هزینه‌های اضافی ناشی از دیرکرد و یا زودکرد را به سیستم تحمیل خواهد کرد؛ بنابراین در نظر گرفتن ظرف زمانی موردنظر کارفرما و لحاظ کردن هزینه‌های ناشی از عدم تحویل به موقع در مسئله مسیریابی، می‌تواند تصویر بهتری از واقعیت مسئله را ارائه کرده و منجر به دستیابی به راه‌حل‌های مؤثرتر (کاربردی‌تر) گردد.

مسئله مسیریابی برای ربات‌های بدون سرنشین به مسئله‌ای اطلاق می‌شود که در آن یک ناوگان متشکل از چندین ربات

^۱ Vehicle Routing Problem (VRP)

از دیگر فعالیت‌های صورت گرفته در حوزه مسئله مسیریابی وسایل نقلیه، می‌توان به کتاب ویرایش یافته توسط تویت و ویگو^۸ اشاره داشت [۵] که در آن برخی از حالت‌های کاربردی مسئله مسیریابی مطرح و رویکردهای حل مسئله ارائه شده است.

حالتی از مسئله مسیریابی که امروزه و در دنیای واقعی به شدت مورد توجه می‌باشد مسئله مسیریابی وسایل نقلیه همراه با پنجره زمانی و همچنین فرمول سازی برخی از حالت‌های مختلف مسئله مسیریابی است که توسط کوردو و همکارانش^۹ مطرح و حل شد [۶].

باید متذکر شویم که ادامه بررسی روند توسعه مسئله مسیریابی وسایل نقلیه می‌تواند از دیدگاه‌های صورت گرفته برای حل آن نام برد، چراکه در دوره‌های زمانی مختلف، از ابتدای طرح مسئله مسیریابی تا به امروز، محققان بسیاری، ایده‌های متفاوتی را برای حل مسئله مسیریابی وسایل نقلیه با روش‌های گوناگون مطرح نموده‌اند که هر یک منجر به افزایش کیفیت جواب و کاهش زمان حل، شده است [۷-۸].

امروزه وسایل هوایی بدون سرنشین به دلیل کاربردها و قابلیت‌هایشان به نحو چشمگیری مورد استفاده قرار گرفته‌اند. کوادروتور بدون سرنشین، یک نمونه بالگرد است که مکانیزم پروازی آن از چرخش چهار موتور و پروانه که در چهار طرف قاب اصلی آن قرار دارند، حاصل می‌شود. کاربردهای کوادروتورها سبب علاقه‌مندی هر چه بیشتر برای پژوهش و توسعه‌ی روز افزون آن‌ها شده است. از جمله این کاربردها، تصویر برداری‌های هوایی، برداشتن اجسام و جابه‌جا کردن آن‌ها، با در نظر گرفتن گیرش‌های مختلف برای انجام این کار، می‌باشد [۹-۱۰].

در سال‌های اخیر بسیاری از مجموعه‌ها و شرکت‌های بزرگ جهانی در حال بررسی و آنالیز شرایطی هستند که بتوانند بسته‌ها، نامه‌ها و سفارشات کاربران را به کمک کوادروتورها در محل به

زمان مسافرت، هزینه کل شامل (هزینه‌های متغیر وسایل نقلیه، هزینه‌های زیست‌محیطی و هزینه‌های ثابت)، تعداد وسایل نقلیه، مسافت و ترکیبی از این‌ها باشد. باید متذکر شویم که هر یک از وسایل نقلیه دارای ظرفیت بار مشخص و محدود می‌باشد. به بیانی دیگر با توجه به فیزیک و نیاز مسئله وسایل نقلیه می‌توانند همگن و یا ناهمگن باشند. همچنین فرض می‌شود که هر یک از وسایل نقلیه باید مسیر خود را از انبار شروع کنند و به انبار ختم نمایند با توجه به مقالات و منابع می‌توان بیان داشت که ایده اولیه مسئله مسیریابی برای وسایل نقلیه توسط دانتسیگ و رامسر^۱ در سال ۱۹۵۹ میلادی در قالب مسئله [۱]، برای مسیریابی کامیون‌های گازوئیل از پایانه سوخت‌رسانی به ایستگاه‌های متقاضی گازوئیل، مطرح شده است. ایشان نشان دادند که به‌کارگیری روش‌های مدیریتی و مباحث بهینه‌سازی در حوزه حمل‌ونقل تأثیر بسزایی در کاهش هزینه‌های مربوط به کالا دارد. از آن زمان به بعد حالت‌های مختلفی از مسئله مذکور مورد مطالعه قرار گرفته و روش‌ها و الگوریتم‌های متنوعی برای آن ارائه شده است که از آن جمله می‌توان به مسیریابی وسایل نقلیه با پنجره زمانی^۲ VRPTW، مسیریابی وسایل نقلیه با قید ظرفیت^۳ CVRP، شکل پویای مسیریابی وسایل نقلیه^۴ DVRP شکل تصادفی مسئله مسیریابی وسایل نقلیه^۵ SVRP، مسیریابی وسایل نقلیه با مسیرهای باز^۶ OVRP و غیره اشاره کرد [۲-۳].

با گسترش کاربرد مسئله مسیریابی وسایل نقلیه در حوزه‌های مختلف، محدودیت‌ها و مفروضاتی به این مسئله اضافه شد که منجر به پیدایش انواع متفاوتی از این مسئله گردیده است. از جمله فعالیت‌هایی که در این حوزه مطرح است می‌توان به تحقیق درور و همکارانش^۷ اشاره داشت [۴]. در پژوهش ایشان هر مشتری اجازه دارد توسط وسایل نقلیه متفاوت سرویس‌دهی شود درحالی‌که در مسئله مسیریابی کلاسیک هر مشتری تنها یک‌بار و توسط یک وسیله نقلیه قابل ملاقات بود.

۱ Dantzig and Ramser (1959)

۲ Vehicle Routing Problem with Time Window.

۳ Capacitated Vehicle Routing Problem.

۴ Dynamic Vehicle Routing Problem.

۵ Stochastic Vehicle Routing Problem.

۶ Open source vehicle routing problem

۷ Trudeau, et al.

۸ Toth, P. & Vigo, D.

۹ Cordeau, et al.

شامل مولتی روتورها، مشتریان و انبار، محدوده سرویس‌دهی، شرایط جغرافیایی و غیره داشته باشیم. معمولاً مدل ریاضی که حاوی همه اطلاعات لازم از سیستم مورد بررسی است مبنای شروع طراحی مسئله مسیریابی خواهد بود [۱۴-۱۳]. بدیهی است هر چه مدل ریاضی به واقعیت سیستم تحت بررسی باشد، مسیرهایی که بر مبنای مدل ریاضی حاصل می‌شود، به واقعیت نزدیک‌تر بوده و پاسخ‌ها قابل اعتمادتر و کاربردی‌تر خواهند بود. باید خاطرنشان شد که در عمل امکان مدل‌سازی دقیق و کامل مسئله مسیریابی تقریباً غیرممکن است. به عبارت دیگر، هر مدلی که از مسئله واقعی بسازیم تا اندازه‌ای دقیق است و هیچ مدلی نیست که دقیقاً بیان‌کننده یک مسئله مسیریابی واقعی باشد؛ بنابراین هر مدل ریاضی تا اندازه‌ای غیردقیق است

غیردقیق بودن^۱ مدل ریاضی در مسائل مسیریابی می‌تواند معلول دو عامل باشد:

- ۱- ساختاری یا پارامتری^۲ که به دلیل عدم قطعیت در اندازه پارامترهای بکار رفته در مدل به وجود می‌آید. به بیان ساده پارامترهای یک مسئله مسیریابی معمولاً در یک وضعیت اندازه‌گیری شده، هرکدام یک مقدار نرمال و طبیعی دارد که آن را مقدار متوسط آن پارامتر می‌نامند. حال آنکه ممکن است مقدار اندازه‌گیری شده در شرایط مختلف نسبت به مقدار متوسط یا میانگین تا اندازه‌ای اختلاف داشته باشد مثلاً پارامترهایی نظیر سرعت پرنده، میزان توان مصرفی موردنیاز و غیره که برای افزایش سرعت محاسبات از مقدار متوسط آن در مدل استفاده می‌شود؛ بنابراین در یک مسئله مسیریابی، در حالت واقعی برخی پارامترها مقدار ثابتی نداشته و مقدار پارامترها تغییر می‌کند، درحالی‌که در مدل، برای هر پارامتر تنها یک مقدار در نظر گرفته می‌شود.
- ۲- بی‌دقتی مدل نشده^۳: که به دلیل حذف پیچیدگی مدل ریاضی و ساده‌سازی مدل ایجاد می‌شود.

برای بیان دقیق‌تر مدل، توصیف برخی مفاهیم پیش‌نیاز بوده

کاربران تحویل دهند. به‌عنوان مثال مدیریت شرکت آمازون از این طرح رونمایی کرده است. شرکت‌هایی نظیر DHL و TNT نیز برای ابراز وجود از این طرح حمایت کرده و تمایل خود را برای ارسال سفارشات زیر دو کیلوگرم به مشتریان توسط پهبادها اعلام کرده‌اند. پیش‌بینی می‌شود بسیاری از فروشگاه‌ها و مراکز تجاری در آینده‌ای نه چندان دور به کمک مولتی روتورها بسته‌های کاربران را به آنان تحویل دهند.

هر یک از مولتی روتورها دارای ویژگی‌های خاص خود است و به‌منظور دستیابی به اهداف خاصی طراحی می‌شود. مدت‌زمان پرواز یکی از همین ویژگی‌هاست که در هر مولتی روتوری متفاوت است و بسیاری از کاربران نیز آن را اولویت اصلی خود می‌دانند؛ بنابراین یکی از اصلی‌ترین پارامترهایی که در مسیریابی برای ربات‌های پرنده بدون سرنشین در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی باید در نظر گرفت میزان مصرف انرژی موردنیاز برای سرویس‌دهی می‌باشد لذا در این مقاله قصد داریم تا با اعمال محدودیت میزان مصرف انرژی و اعمال آن در مدل‌سازی رویه جدیدی را در مسئله مسیریابی برای پرنده‌های بدون سرنشین لحاظ نماییم. در اکثر پژوهش‌های صورت گرفته میزان مصرف انرژی به‌صورت ثابت در نظر گرفته می‌شود حال آنکه میزان مصرف انرژی به مسافت، سرعت پرنده، ارتفاع پروازی، وزن پرنده، وزن محموله و پارامترهایی از این دست وابسته است [۱۲-۱۱]. با توجه به مطالب فوق‌الذکر در بخش دوم مدل‌سازی مسئله مسیریابی تشریح خواهد شد. پس از مدل‌سازی مسئله مسیریابی الگوریتم تعیین میزان مصرف انرژی بر اساس مشخصات پرنده، وزن محموله محدوده سرعت مجاز پروازی و سیستم کنترلی ارائه خواهد شد. در بخش چهارم بهینه‌سازی جهت مسئله مدل شده شرح داده خواهد شد. در بخش پنجم نتایج حاکی از شبیه‌سازی ارائه می‌گردد.

۲- مدل‌سازی مسئله مسیریابی

به‌طورمعمول برای چگونگی سرویس‌دهی با مولتی روتورها در یک ناوگان همگن یا ناهمگن، باید اطلاعات کافی از آن مجموعه

^۱uncertainties

^۲Structured (parametric) Uncertainty

^۳Unstructured Uncertainty

که به شرح زیر می‌باشد:

• انبار

یکی از اجزای اصلی مسئله مسیریابی انبار می‌باشد که می‌بایست از آن به تمام مشتریان، سرویس‌دهی صورت پذیرد. در این مقاله مدل‌سازی مسئله بر مبنای وجود یک انبار صورت گرفته است لذا کلیه پرنده‌ها از یک انبار خارج و در پایان مسیر به همان انبار بازخواهند گشت.

• مشتریان

جزء اصلی دیگر در مسئله مسیریابی مشتریان است که در اطراف انبار پراکنده‌اند و منتظر ارائه سرویس هستند. هر یک از مشتریان دارای تقاضای مشخصی است.

• ربات‌های پرنده سرویس رسان

یکی اصلی‌ترین ارکان مسئله مسیریابی ربات‌های پرنده سرویس رسان، (کوادروتورها) می‌باشند. در این مسئله فرض می‌شود که کوادروتورها در یک انبار مرکزی مستقر باشند و می‌بایست به مشتریان ارائه سرویس نمایند. با توجه به اینکه در این مقاله سعی در ارتقا ناوگان با کاهش هزینه‌ها و افزایش رضایت‌مندی مشتریان داریم لذا ناوگان ناهمگن در نظر گرفته خواهد شد تا به واقعیت نزدیک‌تر باشد، بدین‌صورت که ناوگان دارای چندین نوع کوادروتور مختلف است. باید خاطرنشان شد ویژگی‌های خاصی که برای ناوگان کوادروتورها می‌توان در نظر گرفت عبارت‌اند از:

◇ هر کوادروتور ظرفیت حمل بار محدودی دارد.

◇ با توجه به درخواست مشتریان برای هر کدام از کوادروتورها یک‌زمان اعزام از انبار در نظر گرفته خواهد شد که در آن زمان، انبار را برای سرویس‌دهی ترک خواهد کرد.

◇ ناوگان دارای چندین نوع کوادروتور با ظرفیت حمل بار متفاوت حداکثر ۲۵۰ گرم، ۵۰۰ گرم و ۷۵۰ گرم است.

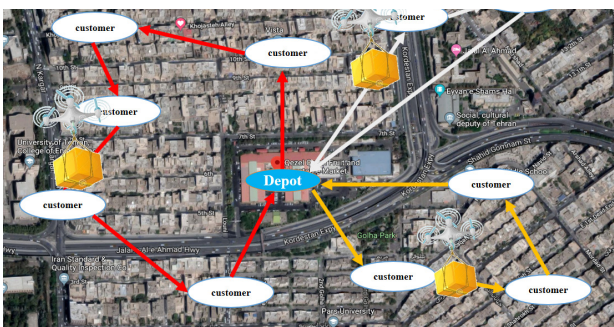
• اطلاعات مسیر

رکن دیگر مسئله مسیریابی وسایل نقلیه، اطلاعات مربوط به مسیرهایی است که وسایل نقلیه می‌بایستی از طریق آن‌ها خود را به مشتریان برسانند. این اطلاعات شامل زمان سفر، مسافت و هزینه جابجایی می‌باشد. به‌عنوان مثال: زمان ارائه سرویس به مشتریان یکی دیگر از پارامترهایی است که می‌تواند در نوع مسئله مسیریابی وسیله نقلیه تأثیر بگذارد و چنانچه این زمان نیز متناسب با نوع سرویس‌دهنده و مسیری که سرویس‌گیرنده در آن قرار دارد متفاوت باشد، مسئله مشکل‌تر خواهد بود. در مواردی که زمان ارائه سرویس به مشتریان تابعی از سرویس‌دهنده نباشد، می‌توان از این زمان صرف‌نظر کرد.

• شبکه ارتباطی بین مشتریان و انبار

نکته دیگر که در یک مسئله مسیریابی باید در نظر گرفته شود نحوه ارتباط بین مشتریان (هر مشتری با دیگر مشتریان) است. در این مقاله فرض بر این است که بین تمام مشتریان و انبار مسیر وجود دارد؛ یعنی سرویس‌دهنده می‌تواند از هر یک از مشتری به تمام مشتری‌های دیگر حرکت کند [۱۴-۱۶].

در این مقاله هدف نهایی، ارائه راهکاری جدید جهت سرویس‌دهی به تمام مشتریان با حداقل نمودن مسافت کل و یا کل زمان سفر طی شده توسط پرنده‌ها و حداقل نمودن تعداد پرنده‌ها با در نظر گرفتن توان مصرفی می‌باشد. در شکل ۱، شماتیک مسیرهای سرویس‌دهی به مشتریان برای یک مسئله مسیریابی به ازای ۱۰ مشتری و ۳ پرنده نشان داده شده است



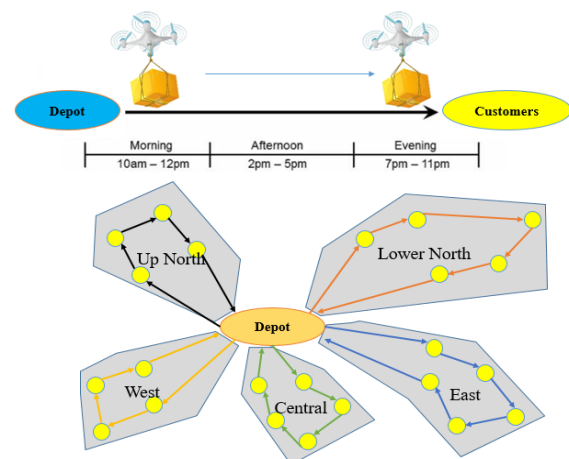
شکل ۱: شماتیک یک مسئله مسیریابی با ۱۰ مشتری و تعداد ۳ کوادروتور

۳- مفروضات مسئله

فرضیات مسئله مسیریابی را می‌توان به صورت زیر دسته‌بندی نمود:

- (۱) هر مسیری دقیقاً یک بار و توسط یک پرنده باید ملاقات شود.
- (۲) همه مسیرها از انبار شروع و به انبار ختم می‌شوند.
- (۳) تقاضای کلیه مشتریان به یک انبار (انبار مرکزی) اختصاص داده می‌شود.
- (۴) مجموع ظرفیت تقاضای مشتریان روی هر مسیر تعیین شده برای هر پرنده (کوادروتور) نباید از ظرفیت حمل بار آن پرنده تجاوز نماید.
- (۵) زمان پیمودن یک مسیر و رسیدن به هر مشتری نباید از حداقل و حداکثر زمان مجاز درخواست شده توسط مشتری تجاوز نماید.
- (۶) همان‌طور که قبلاً اشاره شد تمام پرنده‌ها، داری ظرفیت مشخص و ثابتی هستند. با توجه به اینکه در این پژوهش فرض شده ناوگان ناهمگن است لذا حداقل دو مدل کوادروتور خواهیم داشت.

با توجه به مطالب فوق‌الذکر برای درک بهتر، در شکل ۲ شماتیک برای یک مسئله مسیریابی به ازای مشتریان در چندین ناحیه با سفارشات زمانی و مکانی مختلف نشان داده شده است.



شکل ۲: شماتیک مسیرهای موجود (تور) برای یک مسئله مسیریابی - مناطق سرویس‌دهی، محدوده زمانی و مشتریان

تور یا گراف غیرجهت‌دار: یک مسئله مسیریابی بر روی گراف‌های غیرجهت‌دار $G(V,A)$ که شامل مجموعه نودها $V=\{0,1,\dots,n\}$ و مجموعه مسیرهای بین نودها $A=\{(i,j),i,j \in V\}$ است، تعریف می‌شود.

اجزای مسئله (اندیس‌ها و پارامترها)

در ادامه اندیس‌ها، پارامترهای مدل و متغیرها بیان می‌شوند: بیان شد که $A=\{(i,j),i,j \in V\}$ مجموعه مسیرهای بین نودها می‌باشد. باید اشاره کنیم که هزینه جابجایی بین نودها که در اکثر موارد به صورت (فاصله ضربدر هزینه هر واحد مسافت پیموده شده) به عنوان هزینه بین دو گره در نظر گرفته می‌شود. از آنجایی که هزینه، قیمت برحسب هر متر جابجایی به صورت ثابت در نظر گرفته می‌شود از ترم عدد هزینه‌ای صرف نظر کرده و فاصله پیموده شده را به عنوان معیاری برای سنجش هزینه اتخاذ نموده‌ایم. فاصله بین دو مشتری، نود i و j با نماد C_{ij} نشان داده می‌شود و فرض می‌شود مشتریان ثابت بوده لذا مقدار مذکور ثابت می‌باشد. $K=\{1,2,m\}$ مجموعه پرنده‌های ناهمگن از انواع متفاوت نظیر کوادروتور با قابلیت حمل بار حداکثر نیم، یک و یک و نیم کیلوگرم، است که ظرفیت بار هر نوع پرنده را با Q_k نشان می‌دهیم. هر گره $i=\{1,n\}$ بیانگر یک تقاضای حمل می‌باشد.

اندیس‌ها:

- i و j : تعداد مشتریان (گره یا نود) $i=1,2,\dots,n$
- k : تعداد کوادروتورها $k=1,2,\dots,m$
- t : زمان مورد انتظار مشتری برای دریافت یا تحویل کالا

پارامترها:

- C_{ij} : هزینه سفر از گره i به گره j (برحسب فاصله)
- M : تعداد پرنده (که ناهمگن در نظر گرفته شده است).
- n : تعداد تقاضاها (تعداد مشتریان)
- $q(i)$: تقاضای مشتری i
- $Q(k)$: ظرفیت قابل حمل توسط پرنده k

تأخیر برای زمان تحویل یا دریافت کالا (δ) معطوف می‌کنیم. در این مدل بهترین ترکیب تقاضا در هر مسیر و هر دوره زمانی ارائه شده به نحوی که منجر به کمینه شدن هزینه حمل و نقل می‌گردد. همان‌طور که اشاره شد از متغیر y_i^{kt} برای بررسی تقاضاها استفاده می‌شود بدین صورت که اگر تقاضای مشتری λ ام به پرنده k ام از مجموعه پرنده‌های ناهمگن با ظرفیت $Q_k \in Q$ در زمان t تخصیص داده شود مقدار متغیر مذکور یک و در غیر این صورت صفر خواهد بود. از آنجایی که انتظار می‌رود تقاضای هر مشتری در بازه زمان موردنظر مشتری یعنی $t \in [r_i^-, r_i^+]$ انجام شود لذا در صورتی که از این بازه تخطی شود باید یک جریمه اعمال شود که با δ_i^t نشان داده شده است. لازم به ذکر است که به منظور ساده‌سازی بهترین محدوده زمانی برای مشتری λ ام (پنجره زمانی تقاضای λ ام) به صورت $T_i = [r_i^-, r_i^+]$ بیان خواهد شد. متغیر عدد صحیح p_k^t برای نشان دادن وزن بار در نظر گرفته شده برای پرنده k ام در زمان t استفاده شده است. همچنین از متغیر z_i^{kt} برای هزینه پیمایش مسیر λ ام استفاده می‌شود بدین صورت که اگر پرنده k ام در زمان t از مسیر λ ام عبور کرده باشد عدد مذکور یک و در غیر این صورت صفر خواهد بود. تابع معیار مربوط به هزینه‌های حمل و نقل بار به صورت تعریف می‌نماییم:

$$(CS1) \min \sum_{i \in V'} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i} \delta_i^t y_i^{Q_k kt} + \quad (1)$$

$$\sum_{l \in L} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T} \alpha_l z_l^{Q_k kt}$$

تحت قیود:

$$\sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i} y_i^{Q_k kt} = 1 \quad \forall i \in V, Q_k \in Q \quad (2)$$

$$p_{Q_k k}^t \geq \sum_{i \in V | t \in T_i} \frac{q_i y_i^{Q_k kt}}{2} \quad \forall t \in T, k \in K, Q_k \in Q \quad (3)$$

- δ : جریمه برای سفارش λ ام در صورت برآورده نشدن در زمان تعیین شده.
 - $t_{\min}(\lambda)$: حداقل زمان مجاز برای دریافت سفارش مشتری λ ام
 - $t_{\max}(\lambda)$: حداکثر زمان مجاز برای دریافت سفارش مشتری λ ام
- متغیرها

- y_i^{kt} یک متغیر باینری (صفر-یک) است. در صورتی که پرنده k ام به سفارش مشتری λ ام در زمان t تخصیص داده شده باشد برابر یک خواهد بود در غیر این صورت برابر صفر می‌باشد.
- p_k^t مجموع سفارش‌های تخصیص داده شده به پرنده k ام در زمان t
- z_l^{kt} یک متغیر باینری (صفر-یک) است. در صورتی که در زمان t ام، پرنده k ام به در مسیر l باشد برابر یک خواهد بود، در غیر این صورت برابر صفر می‌باشد.

روابط حاکم بر مدل‌سازی

در ادامه در این بخش یک مدل ریاضی با پنج تابع معیار مختلف ارائه می‌شود که به شرح زیر است [۱۴-۱۵]:

۱. هزینه حمل و نقل (α)
۲. جریمه تأخیر برای زمان تحویل یا دریافت کالا (δ)
۳. هزینه‌های متغیر مربوط به حمل (V)
۴. هزینه‌های ثابت عملیاتی (F)
۵. توان الکتریکی مصرفی (E)

با توجه به این‌که در اینجا چندین معیار وجود دارد در فرمولاسیون ریاضی سعی شده تا به صورت جداگانه و قابل درک روابط بیان شود که به شرح زیر می‌باشد:

• تابع هزینه ۱

در ابتدا توجه خود را بر روی هزینه حمل و نقل (α) و جریمه

$$y_i^{(Q_k k-1)t} \geq y_i^{Q_k kt} \quad \forall i \in V, t \in T_i, k \in K, Q_k \in Q \quad (9)$$

در عبارت فوق متغیر y_i^{kt} ، مربوط به تقاضای λ_m تخصیص داده شده به پرنده k ام می‌باشد.

• تابع هزینه ۲

بخش دوم مدل‌سازی به هزینه‌های حمل‌ونقل (V) و هزینه‌های ثابت عملیاتی (F) اختصاص داده شده است. هزینه‌های مذکور شامل یک مؤلفه هزینه مسافت و یک مؤلفه هزینه جانبی پرنده (تعمیر و نگهداری و استهلاک) می‌باشد. در این بخش یک مدل با چندین مسیر به ازای پنجره‌های زمانی درخواستی ایجاد خواهد شد که هر مسیر دارای پنجره زمانی و مسافت‌های مشخصی می‌باشد و هدف این بخش کمینه‌سازی متغیر مربوط به هزینه‌ها بر اساس معیارهایی نظیر مسافت پیموده شده و هزینه‌های ثابت برای وسیله مورد استفاده می‌باشد. متغیر x_{ij}^{kt} در رابطه (۱۰) برابر یک خواهد بود در صورتی که پرنده k ام در زمان t ، مسیر مستقیم بین دو مشتری (i, j) را در بازه زمانی بین دو زمان درخواست (اشتراک زمان درخواست‌های مشتری λ_m و λ_j ام $t \in T_i \mid T_j$) بپیماید در غیر این صورت متغیر مذکور برابر صفر خواهد بود. مدل مربوطه به هزینه‌های فوق‌الذکر به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$(CS2) \min V \left(\sum_{(i,j) \in A} c_{ij} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i \mid T_j} x_{ij}^{Q_k kt} \right) + F \left(\sum_{j \in V} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i \mid T_j} x_{0j}^{Q_k kt} \right) \quad (10)$$

تحت قیود:

$$\sum_{j \in A} x_{ij}^{Q_k kt} = \sum_{j \in A} x_{ji}^{Q_k kt} \quad \forall i \in A, t \in T_i \mid T_j, k \in K, Q_k \in Q \quad (11)$$

$$\sum_{j \in V \mid t \in T_j} x_{0j}^{Q_k kt} \leq 1 \quad \forall t \in T, k \in K, Q_k \in Q \quad (12)$$

$$p'_{Q_k k} \geq \sum_{i \in V \mid t \in T_i} \frac{q_i y_i^{Q_k kt}}{2} \quad \forall t \in T, k \in K, Q_k \in Q \quad (4)$$

$$z_i^{Q_k kt} \in \{0, 1\} \quad \forall l \in L, t \in T, k \in K, Q_k \in Q \quad (5)$$

$$y_i^{Q_k kt} \in \{0, 1\} \quad \forall i \in V, t \in T_i, k \in K, Q_k \in Q \quad (6)$$

$$0 \leq p'_{Q_k k} \leq W_{uav} \text{ and integer } \forall t \in T_i, k \in K, Q_k \in Q \quad (7)$$

در رابطه (۱)، هدف تابع معیار، کمینه‌سازی مسافت و هزینه حمل‌ونقل است. محدودیت‌های (۲)، الزام مدل جهت بررسی همه مشتریان می‌باشد بدین صورت که هر مشتری باید فقط یک بار و توسط یک پرنده سرویس‌دهی شود. محدودیت‌های (۳)، مربوط به محاسبه وزن بارهای تخصیص داده شده به پرنده k ام و p'_k وزن مربوطه در زمان t برای پرنده مذکور می‌باشد؛ که در آن q_i مجموع وزن بارهای تخصیص داده شده به پرنده در بازه زمانی $[T_i^-, T_i^+]$ می‌باشد؛ که باید از ظرفیت بار پرنده کم‌تر باشد. محدودیت (۴) متغیر تخصیص بار برای محاسبه هزینه حمل بار برحسب مسافت می‌باشد. محدودیت‌های (۵-۷ تا ۳-۷) مربوط به طبیعت متغیرها می‌باشد.

لازم به ذکر است که به منظور تضمین هر چه بهتر محدودیت (۳) محدودیت روی حداکثر وزن بار تخصیص داده شده بر اساس ظرفیت پرنده k ام توسط مشتری λ_m در زمان t به صورت زیر می‌باشد:

$$p'_{Q_k k} \leq \sum_{i \in V \mid t \in T_i} \frac{q_i y_i^{Q_k kt}}{2} + 1 \quad \forall t \in T, k \in K, Q_k \in Q \quad (8)$$

بدون محدودیت فوق، در برخی موارد حداکثر بار تخصیص داده شده به پرنده k ام از ظرفیت بار مجاز پرنده تجاوز خواهد کرد و پاسخ‌ها (مسیرهای تخصیص داده شده به پرنده‌ها) غیرقابل استفاده خواهند بود.

از آنجایی مسیرهای پیموده شده نباید مجدداً طی شوند از

محدودیت زیر در آن استفاده می‌شود:

گرفت مسیرهای به دست آمده از نظر کاربردی و اقتصادی بهینه تر و قابل اعتمادتر خواهند بود. بدین منظور باید به مدل سازی رفتار پرنده و توان مصرفی آن بپردازیم. تابع معیار مربوطه به کمینه سازی توان مصرفی تحت قید معادلات دینامیکی کوادروتور به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$(CS3) \min P \left(\sum_{(i,j) \in A} c_{ij} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i \cup T_j} x_i^{Q_k kt} \right) \quad (17)$$

روابط مورد نیاز جهت محاسبه توان مورد نیاز برای یک کوادروتور در بخش مدل سازی دینامیکی و کنترلی ارائه شده است.

• تابع هزینه نهایی

با توجه به مدل و روابط بیان شده، تابع هزینه نهایی به صورت زیر به دست می آید:

$$(CS4) \sum_{i \in V'} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i} \delta_i^t y_i^{Q_k kt} + \sum_{i \in L} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T} \alpha_i z_i^{Q_k kt} + (E+V) \left(\sum_{(i,j) \in A} c_{ij} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i \cup T_j} x_i^{Q_k kt} \right) + F \left(\sum_{j \in A} \sum_{\substack{k \in K \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i \cup T_j} x_{0j}^{Q_k kt} \right) \quad (18)$$

تحت قیود (۲ تا ۹) و (۱۱ تا ۱۶).

۴- مدل سازی دینامیکی و کنترلی جهت محاسبه توان مصرفی

وسایل حمل و نقل بار و سرویس دهی در این مقاله پرنده های عمود پرواز (کوادروتورها) با قابلیت هدایت و کنترل خودکار می باشند. در حالت کلی هدایت و کنترل این پرنده با استفاده از سیستم های کنترل از راه دور و یا سیستم های متصل به پرنده (on board) و به صورت خودکار صورت می پذیرد به نحوی که امکان باقی ماندن پرنده در موقعیت و وضعیت مطلوب فراهم می گردد. در این راستا و به منظور نیل به اهداف تعقیب مسیر و حفظ وضعیت تا به امروز پژوهش های زیادی با الگوریتم های متعددی بسته به نوع عملیات، ساختار پرنده، قدرت پردازنده کنترلی و

$$\sum_{i \in V \mid t \in T_i} x_{i0}^{Q_k kt} \leq 1 \quad \forall t \in T, k \in K, Q_k \in Q \quad (13)$$

$$\sum_{j \in V \mid t \in T_j} x_{ij}^{Q_k kt} = y_j^{Q_k kt} \quad \forall j \in V, t \in T_j, k \in K, Q_k \in Q \quad (14)$$

$$\sum_{i \in S} \sum_{j \in S} x_{ij}^{Q_k kt} \leq |S| - r(s) \quad \forall S \subset V, |S| > 2, t \in T_i \cup T_j, k \in K \quad (15)$$

$$x_{ij}^{Q_k kt} \in \{0, 1\} \quad \forall i, j \in V : i \neq j, t \in T_i \cup T_j, k \in K, Q_k \in Q \quad (16)$$

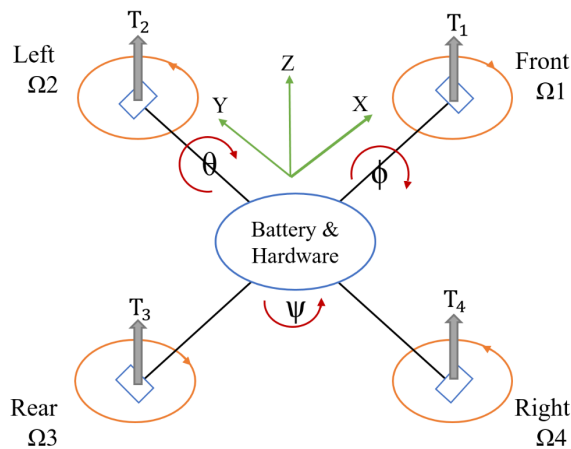
در رابطه (۱۰)، هدف، کمینه سازی هزینه های متغیر و ثابت وابسته به مسافت کل پیموده شده است. یک نمونه از هزینه ثابت انرژی مورد نیاز و مجوزها و هزینه ترک دیو (انبار) می باشد. محدودیت رابطه (۱۱)، مربوط به تعادل جریان گرہها می باشد بدین معنی که هزینه جابجایی از گرہ i به j برابر هزینه جابجایی از گرہ j به i می باشد. محدودیت های (۱۲) و (۱۳)، جهت محدود سازی هر پرنده به تنها یک بار سفر در یک دوره زمانی می باشد.

در محدودیت (۱۴)، متغیر x_{ij}^{kt} برای اتصال لینک بین متغیرهای گرہهای i و j پیموده شده توسط پرنده k در زمان t ام می باشد. محدودیت (۱۵) مربوط به گرد کردن حد بالای بارهای تخصیص داده شده به پرندهها بر اساس حداکثر ظرفیت بار مجاز پرندهها می باشد. در رابطه مذکور تابع $r(s) = \left\lfloor \frac{\sum_{j \in s} q_j}{Q} \right\rfloor$ مربوط به چک نمودن ظرفیت می باشد. محدودیت (۱۶) مربوط به طبیعت متغیرها می باشد.

• تابع هزینه ۳ (توان مصرفی)

توان مصرفی یکی از مهم ترین و اصلی ترین پارامترها در مسئله سرویس دهی می باشد بدین صورت که اگر بتوان در مدل سازی مسئله مسیریابی میزان مصرف انرژی یا توان مورد نیاز را بر حسب وزن بار، وزن پرنده، مشخصات فیزیکی و توان مصرفی در نظر

حاصل می‌شود. حرکت رول به‌طور مشابه با استفاده از موتورهای طرفین ایجاد می‌شود. حرکت یاو نیز با افزایش (کاهش) سرعت موتورهای جلو و عقب و کاهش (افزایش) سرعت موتورهای کناری حاصل می‌شود. این حرکت باید با ثابت نگه داشتن نیروی تراست کل روتورها انجام شود.



شکل ۳- شماتیک ساده شده دیاگرام کوادروتور [۱۷]

در این مقاله برای استخراج معادلات دینامیکی کوادروتور از معادلات نیوتن، اولبر و تئوری مومنتوم استفاده شده است. در مدل‌سازی فرضیات زیر در نظر گرفته شده است:

۱. ساختار کوادروتور متقارن است.
۲. ساختار کوادروتور جسم صلب است.
۳. پره‌ها جسم صلب هستند در نتیجه فلپینگ^۲ اتفاق نمی‌افتد.
۴. مرکز جرم بدنه فرض شده است.
۵. محورهای دستگاه بدنی منطبق با محورهای اصلی اینرسی کوادروتور هستند در نتیجه ماتریس اینرسی I قطری می‌شود که سبب ساده شدن معادلات خواهد شد.
۶. تراست و درگ متناسب با توان دوم سرعت زاویه‌ای پره‌ها هستند.

برای تشریح و درک بهتر از موقعیت و وضعیت یک کوادروتور هنگام حرکت کوادروتور می‌توان از دو سیستم مختصات بدنی و

دیگر موارد صورت پذیرفته است [۵-۳]. یکی از الگوریتم‌های کنترلی قدرتمند و کاربردی جهت حفظ موقعیت و تعقیب مسیر، الگوریتم کنترل فازی می‌باشد [۶-۷]. از آن جهت که دینامیک کوادروتورها غیرخطی بوده و در واقعیت برای مدل‌سازی از ساده‌سازی‌های استفاده می‌شود می‌تواند از الگوریتم فازی بهینه بهره جست به‌نحوی که پارامترهای کنترلی در صورت لزوم و بسته شرایط قابلیت به‌روزرسانی داشته باشد که برای فرایند به‌روزرسانی پارامترهای کنترلی می‌تواند از روش‌هایی نظیر بهینه‌سازی، شبکه عصبی و غیره بهره برد.

۵- معادلات حرکت

بدنه کوادروتور به شکل صلیب (+) است که بار مفید (سنسورها، پردازشگر مرکزی، کنترلر، دوربین و تجهیزات سرویس‌دهی به مشتریان و حمل بار) در مرکز آن قرار دارد. غالباً در هر گوشه بدنه پرنده مذکور یک موتور الکتریکی (BLDC^۱) نصب می‌شود که دارای یک پره سبک است که از آن با عنوان روتور در این مقاله یاد می‌کنیم. اجرای کلیه حرکات مانوری کوادروتور با تغییر در سرعت دورانی در موتورهای الکتریکی فوق‌الذکر صورت می‌پذیرد. در حرکت عمودی پرنده مذکور، برای برخاستن از زمین و همچنین حالت هاور، مجموع کل نیروی بالابر ایجاد شده توسط روتورها در جهت عمودی و در خلاف جهت نیروی وزن می‌باشد. به‌منظور جلوگیری از چرخش پرنده حول محورهای بدنه اصلی، نیروی بالابر تولید شده توسط هر یک از روتورها، باید دارای مقدار یکسانی باشد. بنابراین با افزایش یا کاهش یکسان سرعت روتورها حرکت در راستای عمودی امکان‌پذیر خواهد شد.

در این وسیله چرخش حول محور (X) را حرکت رول با علامت (Φ)، چرخش حول محور (Y) را حرکت پیچ با علامت (θ) و چرخش حول محور عمودی گذرنده از مرکز جرم را حرکت یاو با علامت (Ψ) می‌نامیم که در شکل ۲ شماتیک این حرکات‌ها نشان داده شده است. حرکت پیچ با افزایش (کاهش) سرعت موتور عقبی و کاهش (افزایش) سرعت موتور جلویی به‌طور همزمان

^۱ Brush-Less DC

^۲ Flapping

پرنده به شرح زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{I_Y - I_Z}{I_X} \Omega_R + \frac{lb}{I_X} u_1 \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_Z - I_X}{I_Y} \Omega_R + \frac{lb}{I_Y} u_2 \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_X - I_Y}{I_Z} \Omega_R + \frac{d}{I_Z} u_3\end{aligned}\quad (19)$$

در رابطه (۱۹) (ϕ, θ, ψ) زوایای اوپلر (رول (ϕ) ، پیچ (θ) و یاو (ψ)) نسبت به دستگاه اینرسی می‌باشند. (I_X, I_Y, I_Z) به ترتیب ممان اینرسی حول محور X, Y, Z می‌باشند البته باید اشاره داشت که در اینجا فرض شده ساختار کوادروتور متقارن است یعنی $(I_{XY} = I_{YZ} = I_{ZX} = 0)$. Ω_R مجموع سرعت زاویه‌ای روتورها می‌باشد. $u_i, i=1, \dots, 4$ ورودی‌های کنترلی می‌باشند. معادلات شتاب‌های انتقالی پرنده در دستگاه کارترین به شرح زیر قابل محاسبه خواهند بود:

$$\begin{aligned}\ddot{X} &= \sin(\theta) \cos(\phi) \frac{b}{m} u_4 \\ \ddot{Y} &= -\sin(\phi) \frac{b}{m} u_4 \\ \ddot{Z} &= -g + \cos(\theta) \cos(\phi) \frac{b}{m} u_4\end{aligned}\quad (20)$$

در رابطه (۲۰) (X, Y, Z) بیانگر بردار موقعیت پرنده در دستگاه اینرسی، m جرم پرنده (به همراه تجهیزات)، g شتاب جاذبه گرانشی زمین، b ضریب تراست و l فاصله مرکز دوران روتور (پره) تا مرکز بدنه می‌باشند.

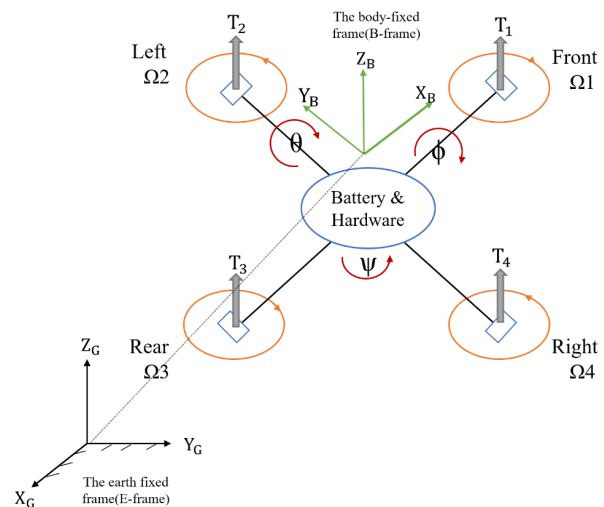
در رابطه (۱۹ و ۲۰) کنترلرها برحسب سرعت چرخش پره‌ها مطابق با رابطه (۲۱) قابل استخراج هستند:

اینرسی بهره گرفت (شکل ۳).

۱- دستگاه مختصات چسبیده به زمین (E) ^۱

۲- دستگاه مختصات بدنی (B) ^۲

برای استخراج معادلات حرکت نیازمند استفاده از قانون نیوتن هستیم و این قانون تنها در دستگاه اینرسی (مرجع لخت) معتبر است. در دستگاه بدنی ماتریس اینرسی نامتغیر با زمان است.



شکل ۴- شماتیک دستگاه‌ها مختصات اینرسی و بدنی برای کوادروتور [۱۷]

برای به دست آوردن مدلی برای تحلیل رفتار یک پرنده، باید معادلات مربوط به سینماتیک و دینامیک آن را به دست آورد.

یک پرنده با فرض صلب بودن در فضا، دارای شش درجه آزادی (DOF^3) است که سه درجه آن برای توصیف موقعیت مرکز جرم جسم (COM^4) و سه درجه دیگر برای توصیف جهت‌گیری پرنده در فضا به کار می‌رود. از آنجایی که هر درجه آزادی دو متغیر حالت را در بر می‌گیرد (موقعیت و سرعت)، به دوازده معادله دیفرانسیل مرتبه اول برای توصیف کامل حرکت جسم نیازمندیم. با استفاده از روابط نیروها و گشتاورها معادلات حرکت در دستگاه اینرسی به دست می‌آید [۱۷-۱۸]. معادلات شتاب‌های زاویه‌ای برای یک

^۱ The earth fixed frame(E-frame)

^۲ The body-fixed frame(B-frame)

^۳ Degrees Of Freedom

^۴ Center of Mass

انبار به قابل استخراج خواهد بود. از طرفی هر مشتری یک پنجره زمانی برای دریافت سفارش تعیین می‌کند که هدف خدمت‌رسانی در محدوده زمانی تعیین شده است. بدین ترتیب می‌بایست با رعایت محدوده حداقل و حداکثر سرعت مجاز پروازی، مسیرهای بهینه جهت سرویس‌دهی به مشتریان را به دست آورد به‌نحوی که بر اساس مدل دینامیکی ربات پرنده، انرژی موردنیاز بر حسب مسافت و وزن بار مورد نظر بهینه گردد.

به‌منظور حل مسئله می‌توان از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک [۱۹] استفاده نمود به‌نحوی که قیود مسئله ارضا و تابع معیار کمینه گردد. الگوریتم حل مسئله در ادامه ارائه شده است:

۱- شروع

۲- مقداردهی اولیه مشخصات ناوگان و پارامترهای مسئله نظیر تعداد پرنده‌ها، وزن خالص هر پرنده، ماکزیمم ظرفیت بار مجاز برای هر پرنده (بر حسب وزن و حجم)، تعداد مشتریان، موقعیت هر مشتری، پنجره زمانی مجاز برای سرویس‌دهی به هر مشتری. حداکثر سرعت مجاز هر یک از کوادروتور، حجم و وزن بار هر مشتری و غیره.

۳- تعیین فواصل مشتریان بر حسب داده‌های مرحله ۲ با رابطه زیر:

$$distance_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}$$

در رابطه فوق اندیس‌های i و j نماد مشتری i ام و j ام می‌باشد. x و y ، نماد مختصات طولی و عرضی مشتریان یا انبار می‌باشد.

۴- فراخوانی حل گر بهینه‌ساز چیتا

۵- دریافت یک پاسخ از حل گر بهینه‌ساز چیتا

۶- فراخوانی تابع قیود و محاسبه قیود بر حسب پاسخ دریافتی

۷- فراخوانی تابع معیار و محاسبه هزینه بر حسب پاسخ دریافتی

• تذکر: با توجه اینکه تابع معیار و قیود چندین بخش دارد

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\Omega_R = (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \quad (22)$$

در معادله (۲۱)، u_1 تا u_4 به ترتیب مربوط به گشتاور رول، گشتاور پیچ، گشتاور یاو و نیروی تراست هستند.

محاسبه توان مصرفی موردنیاز

با استفاده فرمان‌های تولید شده توسط الگوریتم ارائه‌شده در مرجع [۱۱-۱۲] می‌توان دور موردنیاز هر یک از موتورهای الکتریکی را محاسبه نمود. پس از محاسبه دور موردنیاز برای هر موتور الکتریکی می‌توان با استفاده از روابط (۲۳) و (۲۴) برای موتورهای الکتریکی^۱ ولتاژ و جریان موردنیاز در هر لحظه را به دست آورد. بنابراین با ولتاژ و جریان به‌دست‌آمده به‌راحتی می‌توان موردنیاز کل برای حمل بار را به دست آورد.

$$V = \left(\frac{R \times d}{K} \right) \times \Omega^2 + (K \times \Omega) \quad (23)$$

$$V = (R \times I) + (K \times \Omega) \quad (24)$$

رابطه (۲۷) را می‌توان به‌صورت زیر بازنویسی کرد:

$$I = \frac{V - (K \times \Omega)}{R} \quad (28)$$

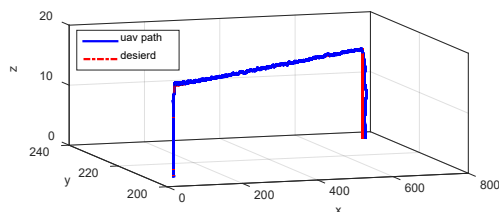
$$P = V \times I \quad (29)$$

تا بدین جا مسئله مسیریابی برای وسایل نقلیه، برخی از حوزه‌های کاربردی مسیریابی وسایل نقلیه، ضرورت مدل‌سازی در مسئله مسیریابی برای وسایل نقلیه و درنهایت مدل‌سازی مسئله مسیریابی برای ناوگان ناهمگن بیان شد. در ادامه نوبت به حل مسئله می‌رسد.

راهکار پیشرو بدین‌صورت خواهد بود که موقعیت مشتریان ثابت فرض گردیده است. با توجه به اینکه موقعیت مشتریان ثابت فرض شده لذا فاصله هر مشتری تا دیگر مشتریان و همچنین

۳	ضریب تراست	نیوتن در مربع ثانیه	$5-3,13e$
	(b)	$(2^N.s)$	
۴	ضریب درگ	نیوتن متر در مربع	$7-7,5e$
	(d)	ثانیه $(2^N.s)$	
۵	ممان اینرسی حول محور x	کیلوگرم. مترمربع	$3-6,228e$
	(Ix)	$(2^kg.m)$	
۶	ممان اینرسی حول محور y	کیلوگرم. مترمربع	$3-6,228e$
	(Iy)y	$(2^kg.m)$	
۷	ممان اینرسی حول محور z	کیلوگرم. مترمربع	$2-1,121e$
	(Iz)	$(2^kg.m)$	

در ادامه نتایج حاصل از شبیه‌سازی صورت گرفته در شکل‌های (۵) تا (۹) ارائه شده است.



شکل ۵- شماتیکی از نمای سه‌بعدی یک مسیر پروازی از انبار تا اولین مشتری

در شکل (۵) شماتیکی از نمای سه‌بعدی یک مسیر پروازی از انبار تا اولین مشتری نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود پرنده در سه راستا به‌خوبی توانسته مسیر را تعقیب نماید. در ادامه در شکل (۶) دور روتورها در طی زمان ترسیم شده است

باید در این مرحله هر تابع معیار و قیود تحت آن، فراخوانی و محاسبه شود؛ مثلاً فراخوانی تابع توان مصرفی بر حسب معادلات پرنده و محاسبه توان مصرفی هر مسیر و فراخوانی دیگر توابع هزینه.

۸- بررسی شرط توقف حلقه بهینه‌سازی در صورت عدم ارضا قیود اجرا مراحل ۵ تا ۸

۹- خروج از حلقه بهینه‌سازی

۱۰- ارسال مسیرهای به‌دست‌آمده به سیستم هدایت‌گر پرنده‌ها جهت هدایت و کنترل پرنده‌ها برای خدمت‌رسانی به مشتریان.

۱۱- پایان

۶- نتایج حاصل از شبیه‌سازی

تا بدین جا روابط موردنیاز جهت حل تشریح گردید. در ادامه نتایج حاصل از شبیه‌سازی مسئله مسیریابی برای ربات‌های پرنده بدون سرنشین در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان خرید کالاهای اینترنتی ارائه شده است.

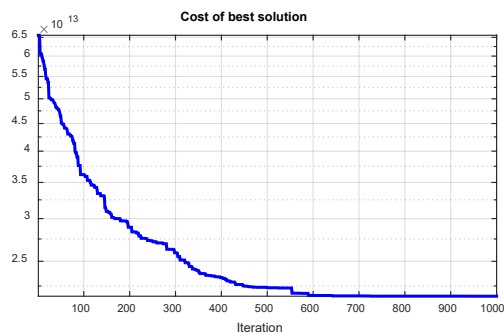
در شبیه‌سازی فرض گردیده ارتفاع پروازی ثابت و کلیه پرنده‌ها در یک ارتفاع مشخص و ثابت پرواز می‌نمایند. بدین ترتیب با فرض پرواز کلیه پرنده‌ها در ارتفاع، توان موردنیاز در فازهای ابتدایی و انتهایی پرواز، جهت حرکت برخاست و نشست ربات‌های پرنده ثابت و برحسب وزن پرنده و محموله محاسبه می‌گردد.

پارامترهای فیزیکی کوادروتور از مراجع [۱۱-۱۲] استخراج شده که در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول ۱: ثابت‌های مدل

ردیف	مشخصات	واحد	مقادیر
فیزیکی			
۱	طول بازو (l)	متر (m)	۰,۲۳۲
۲	جرم (m)	کیلوگرم (kg)	۰,۵

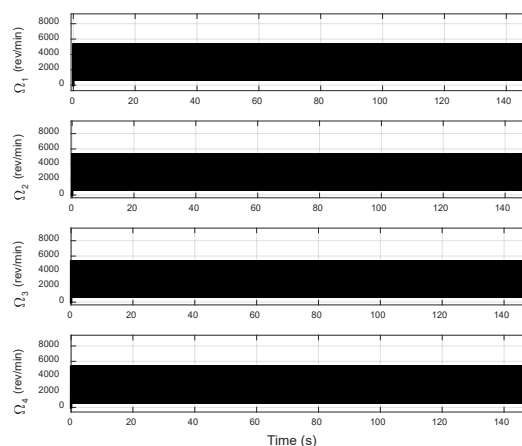
شکل ۸- شماتیکی از پاسخ مسیره‌های خدمت‌رسانی با معیار هزینه، زمان، مصرف توان تحت قیدهای پرنده و مشتری - به ازای ۵۰ مشتری و ۱۰ پرنده



شکل ۹- روند بهینه شدن تابع معیار با معیار هزینه، زمان، مصرف توان تحت قیدهای پرنده و مشتری - به ازای ۵۰ مشتری و ۱۰ پرنده

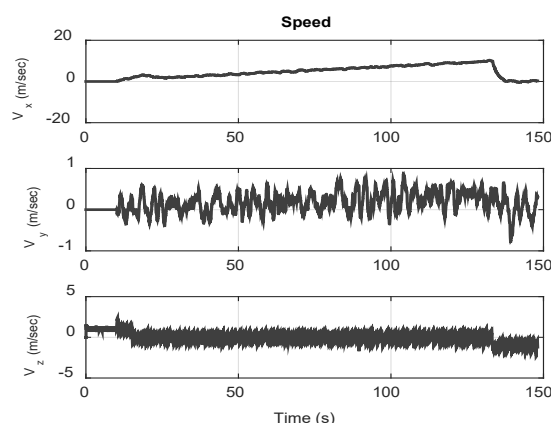
۷- نتیجه‌گیری

با توجه به رشد روزافزون تجارت جهانی و ضرورت تحویل سریع سفارش‌ها در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان خرید کالاهای اینترنتی، نیاز به حمل‌ونقل هوایی بار در مقابل روش‌های توزیع جاری (زمینی و دریایی) بیش از پیش احساس می‌شود؛ به طوری که طی سال‌های اخیر، توجه ویژه‌ای به این حوزه شده است. یکی از چالش‌های موجود در یک شبکه توزیع هوایی مسئله مسیریابی برای ربات‌های بدون سرنشین با در نظر گرفتن افزایش رضایت مشتریان و محدودیت‌های شبکه و مشتریان می‌باشد. با توجه ضرورت و اهمیت مسیریابی برای ربات‌های پرنده بدون سرنشین در شبکه توزیع و خدمت‌رسانی به مشتریان، در این مقاله به بحث و حل مسئله فوق‌الذکر پرداخته شد. در ابتدای امر به معرفی مسئله مسیریابی، خدمت‌رسانی و مدل‌سازی پرداخته شد. همچنین به منظور ساده‌سازی و درک هرچه بهتر فرمولاسیون مدل ریاضی مسئله مسیریابی، معادلات ربات‌های پرنده جهت سرویس‌دهی به فرم فضای حالت بیان شد. پس از بیان روابط، پارامترهای مدل و ربات‌های پرنده بیان شد با بهره‌گیری از روش بهینه‌سازی ژنتیک مسیره‌های بهینه استخراج شد. همچنین به منظور افزایش کارایی استراتژی پیشنهادی، روابط مصرف باتری ربات‌های پرنده بیان شد. پس از بیان روابط، نتایج

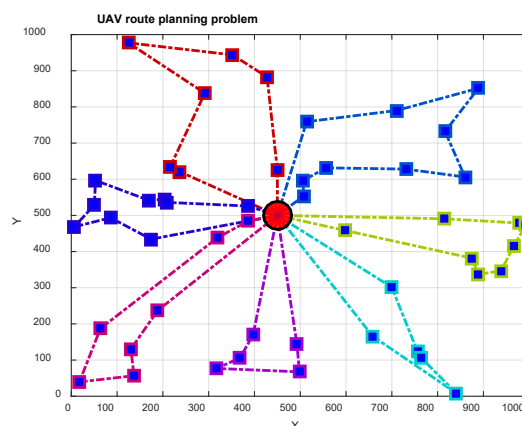


شکل ۶- سرعت زاویه‌ای روتورهای ربات پرنده در یک مسیر پروازی خدمت‌رسانی

در ادامه در شکل ۷، تاریخچه تغییرات زمانی مؤلفه‌های سرعت پرنده در یک مسیر پروازی خدمت‌رسانی ترسیم شده است.



شکل ۷- تاریخچه تغییرات زمانی مؤلفه‌های سرعت پرنده در یک مسیر پروازی خدمت‌رسانی



p. 663-695

[13] Fu Z, Chow JY. The pickup and delivery problem with synchronized en-route transfers for microtransit planning. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*. 2022 Jan 1;157:102562.

[14] Chabot T, Bouchard F, Legault-Michaud A, Renaud J, Coelho LC. Service level, cost and environmental optimization of collaborative transportation. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*. 2018 Feb 1;110:1-4.

[15] Chabot T, Bouchard F, Legault-Michaud A, Renaud J, Coelho LC. Service Level, Financial and Environmental Optimization of Collaborative Transportation. CIRRELT, Centre interuniversitaire de recherche sur les réseaux d'entreprise, la logistique et le transport= Interuniversity Research Centre on Enterprise Networks, Logistics and Transportation; 2017 Jul.

[16] Sharma A, Kumar R. Service-level agreement—energy cooperative quickest ambulance routing for critical healthcare services. *Arabian Journal for Science and Engineering*. 2019 Apr 1;44(4):3831-48.

[17] Nicol CE. A Robust Adaptive Neural Network Control for a Quadrotor Helicopter. University of Calgary, Department of Electrical and Computer Engineering; 2010 Jan.

[18] Nicol C, Macnab CJ, Ramirez-Serrano A. Robust adaptive control of a quadrotor helicopter. *Mechatronics*. 2011 Sep 1;21(6):927-38.

[19] Türkoğlu B, Eroğlu H. Genetic Algorithm for Route Optimization. In *Applied Genetic Algorithm and Its Variants: Case Studies and New Developments 2023* Jul 2 (pp. 51-79). Singapore: Springer Nature Singapore.

حاصل از شبیه‌سازی‌های صورت گرفته ارائه شد. مشاهده شد رویکرد پیشنهادی به‌خوبی توانسته کلیه نیازهای و اهداف مسئله را پاسخ دهد و می‌توان از آن در مسئله مسیریابی شبکه‌های هوایی با ابعاد بالا نیز بهره گرفت.

۸- مراجع:

[1] Dantzig GB, Ramser JH. The truck dispatching problem. *Management science*. 1959 Oct;6(1):80-91.

[2] Toth P, Vigo D, editors. *Vehicle routing: problems, methods, and applications*. Society for industrial and applied mathematics; 2014 Nov 24.

[3] Fazlollahtabar H, Saidi-Mehrabad M. Methodologies to optimize automated guided vehicle scheduling and routing problems: a review study. *Journal of intelligent & robotic systems*. 2015 Mar 1;77(3-4):525-45.

[4] Dror M, Laporte G, Trudeau P. Vehicle routing with split deliveries. *Discrete Applied Mathematics*. 1994 May 20;50(3):239-54.

[5] Toth P, Vigo D, editors. *The vehicle routing problem*. Society for Industrial and Applied Mathematics; 2002 Jan 1.

[6] Cordeau JF, Laporte G, Savelsbergh MW, Vigo D. Vehicle routing. *Handbooks in operations research and management science*. 2005 Jan 1;14:367-428.

[7] Endler KD, Scarpin CT, Steiner MT, Choueiri AC. Systematic Review of the Latest Scientific Publications on the Vehicle Routing Problem. *Asia-Pacific Journal of Operational Research*. 2023 Mar 25:2250046.

[8] Berghman L, Kergosien Y, Billaut JC. A review on integrated scheduling and outbound vehicle routing problems. *European Journal of Operational Research*. 2023 Jan 2.

[9] Telli K, Kraa O, Himeur Y, Ouamane A, Boumehraz M, Atalla S, Mansoor W. A comprehensive review of recent research trends on unmanned aerial vehicles (uavs). *Systems*. 2023 Aug 2;11(8):400.

[10] Cheng N, Wu S, Wang X, Yin Z, Li C, Chen W, Chen F. AI for UAV-Assisted IoT Applications: A Comprehensive Review. *IEEE Internet of Things Journal*. 2023 May 1.

[11] Khosravian E., Maghsoudi H., Design of an Intelligent Controller for Station Keeping, Attitude Control, and Path Tracking of a Quadrotor Using Recursive Neural Networks, *International Journal of Engineering (IJE), IJE TRANSACTIONS B: Applications* Vol. 32, No. 5, (May 2019) 747-758

[12] Piri, Erfan Khosravian Cham. "Design Optimal Adaptive Trajectory Tracking Control for Station Keeping and Attitude Control of Quadrotor Using Gray Wolf Optimization.", *Quarterly Scientific Journal of Technical and Vocational University*, Autumn 2022, Vol. 19, No. 3,

یافتن موقعیت بهینه‌ی دستگاه سنجش فاصله با هدف کاهش احتمال خطای فرود هواپیما در شرایط غیر ایده‌آل

مسعود مرادی راد^{۱*}، امیر رضا کوثری^۲، محمدعلی امیری آتشفشان^۳

۱- دانشجوی دکترای تخصصی مهندسی هوافضا، گرایش آیرودینامیک

۲- دانشیار گروه مهندسی هوافضا دانشگاه تهران

۳- دانشیار گروه مهندسی هوافضا دانشگاه تهران

چکیده

در شرایط غیرایده‌آل جوی، دستگاه سنجش فاصله برای کاهش خطا در فرود هواپیما باید در موقعیت بهینه‌ای قرار گیرد. در این راستا، منطق فازی بازه‌ای به عنوان روشی کارآمد برای تعیین موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله استفاده می‌شود. با این روش، عواملی نظیر شرایط هوا، مسیر پرواز و سایر متغیرهای مرتبط به صورت فازی ارزیابی و موقعیت بهینه دستگاه سنجش فاصله تعیین می‌شود. زمانی که فاصله‌های غیر یکسان از باند فرود نرمال برای هر یک از سنجش‌گرها برقرار باشد، نیاز به شناسایی مناسب‌ترین مکان جهت قرارگیری سنجش‌گر ثانویه وجود دارد. این سیستم به صورت پویا عمل می‌کند، به گونه‌ای که پس از شناسایی خط فرود مرکزی مفروض، بر اساس نحوه قرارگیری اولیه هر یک از سنجش‌گرها، در نهایت جایگاه مناسب و محل قرارگیری بهینه برای سنجش‌گر ثانویه شناسایی می‌شود. در آزمایش‌های ما، در حالت ایده‌آل فاصله سنجش‌گرها از هواپیما به ترتیب ۱۳۱٫۵ متر و ۱۳۲ متر بود، که سیستم با دقت بالایی مکان مناسب فرود را تشخیص داد. در شرایط غیرایده‌آل، با فاصله‌های ۱۳۴ متر و ۱۲۹٫۴ متر، سیستم نشان داد که نزدیکی بیشتر به سنجش‌گر دوم منجر به خط فرود مرکزی نامناسب می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از منطق فازی بازه‌ای می‌تواند با دقت بالا به شناسایی و بهینه‌سازی مکان سنجش‌گرها کمک کند و احتمال خطای فرود در شرایط جوی نامناسب را کاهش دهد.

کلمات کلیدی

سیستم کنترل فازی بازه‌ای، تخمین خط فرود مرکزی، تقرب فرود.

Finding the optimal position of the DME with the aim of reducing probability airplane landing error in non-ideal conditions

Masoud Moradi Rad^{1*}, Amir Reza Koosari¹, Mohammad Ali Amiri Atashgah¹

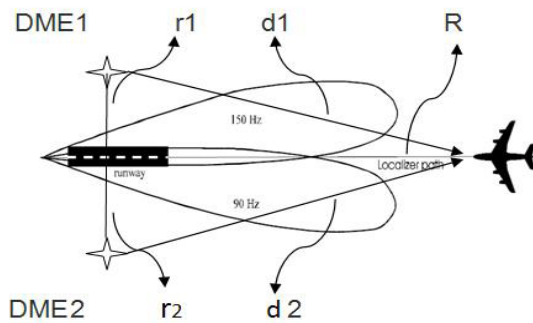
1-Department of Aerospace Engineering, International Pardis Kish, Tehran University, Iran.

Abstract

Under adverse weather conditions, distance measuring equipment (DME) must be optimally positioned to reduce landing errors. Interval type-2 fuzzy logic is employed as an effective method for determining the optimal placement of DME. This approach evaluates factors such as weather conditions, flight paths, and other relevant variables fuzzily to determine the optimal DME positioning. When there are unequal distances from the normal landing strip for each sensor, identifying the optimal location for secondary sensor placement is crucial. This system operates dynamically, identifying the presumed central landing line based on the initial placement of each sensor, and ultimately determining the optimal position for the secondary sensor. In our experiments, the ideal distances from the aircraft to the sensors were 131.5 meters and 132 meters, respectively, allowing the system to accurately determine the appropriate landing spot. In non-ideal conditions, with distances of 134 meters and 129.4 meters, the system indicated that closer proximity to the second sensor led to an unsuitable central landing line. The results demonstrate that using interval type-2 fuzzy logic can accurately identify and optimize sensor placement, thereby reducing the likelihood of landing errors in adverse weather conditions.

Keywords

Interval fuzzy control system, Centerline estimation, Landing approximation



شکل ۱. شمایی از طرح پیشنهادی

اگر r_1 فاصله سنجش گر ۱ از خط مرکز باند و r_2 فاصله سنجش گر ۲ از خط مرکز باند باشد و وسیله پرنده دارای گیرنده دو دستگاه سنجش گر به صورت مجزا باشد با تنظیم کردن فرکانس مربوط به هر سنجش گر در هر لحظه می‌تواند فاصله خود را نسبت به هر کدام از دستگاه‌های سنجش گر ۱ و سنجش گر ۲ رصد نماید اگر فاصله هواپیما تا سنجش گر ۱ را d_1 و فاصله هواپیما تا سنجش گر ۲ را d_2 در نظر بگیریم و R امتداد خط مرکزی باند باشد مادامی که $r_1 = r_2$ باشد و $d_1 = d_2$ در گیرنده‌های سنجش گر کابین پرواز رصد شود پرواز در امتداد خط R که منطبق با خط وسط باند است قرار دارد، اگر $r_1 = r_2$ باشد و $d_1 > d_2$ در گیرنده‌های سنجش گر کابین پرواز رصد شود نشان می‌دهد موقعیت پرواز در سمت چپ خط امتداد وسط باند است و خلبان پرواز بایستی هواپیما را جهت فرار گرفتن در امتداد خط وسط باند بایستی به سمت راست متمایل نماید و اگر $d_1 < d_2$ در گیرنده‌های سنجش گر کابین پرواز رصد شود نشان می‌دهد موقعیت پرواز در سمت راست خط امتداد وسط باند است و خلبان پرواز بایستی هواپیما را جهت فرار گرفتن در امتداد خط وسط باند باید به سمت چپ هدایت نماید. این عمل دقیقاً مطابق با خروجی دستگاه محلی ساز در سیستم فرود ابزاری^۱ است. با برقراری شرایطی که در فوق اشاره شد می‌توان بازه‌های از عرض باند را به دست آورد که در هنگام فرود نه دقیقاً خط مرکز باند بلکه بازه‌ای بر حسب متغیرهای قابل اندازه و قابل قبول نزدیک به خط مرکز باند (منطبق با مدل ریاضی فازی بازه‌ای) برای اولین تماس فرود یا نقطه تماس^۲ به صورت ایمن تعریف و به دست آورد

۱- مقدمه

ایمنی در پروازهای هوایی و جلوگیری از مخاطرات همواره از مسائل اساسی در صنعت هوانوردی بوده است. محققین این حوزه تلاش می‌کنند تا با ارتقاء تجهیزات ناوبری و کاهش خطاها، دقت و صحت پروازها را بهبود بخشند. مرحله فرود، که با کاهش سرعت و ارتفاع هواپیما آغاز می‌شود، یکی از مهم‌ترین مراحل پرواز است که نیازمند دقت بالایی است. روش‌های رایج سرکوب تداخل پالس در حوزه زمانی، با تعیین آستانه‌ای و صفر کردن نمونه‌های سیگنال دریافتی، تداخلات را کاهش می‌دهند، اما این روش ممکن است سیگنال‌های مفید را نیز از دست بدهد. روش‌های فیلتر دامنه فرکانس نیز مؤثر هستند، اما نیاز به فیلترهای متنوعی دارند که در شرایط متغیر پرواز امکان‌پذیر نیست. [۱]

شناسایی خط فرود مرکزی نیز از مسائل مهمی است که اخیراً توجه بسیاری را جلب کرده است. روش‌های مختلفی برای این کار ارائه شده که هر کدام مزایا و معایب خود را دارند. [۲] در این مقاله، با استفاده از کنترلر فازی بازه‌ای و سنجش‌گرهای فاصله، روشی نوین برای شناسایی خط فرود مرکزی پیشنهاد شده است. این روش با استفاده از کنترلر فازی بازه‌ای و جایگزینی سنجش‌گرهای خطی با سنجش‌گرهای فاصله، دقت و کارایی بالایی در شناسایی خط فرود مرکزی دارد که نتایج آن در مقاله بررسی شده است.

۲- هندسه مبنا و فرضیات

در راه کار پیشنهادی در این مقاله می‌توان این گونه عنوان کرد که با استفاده از منطق ریاضی فازی بازه‌ای که حاصل عملکرد یک پردازش سیستمی را در ناحیه یا بازه‌ای از مکان به شکل مقیاسی دقیق و هندسی و قابل قبول برحسب اعداد و به شکل متریک در اختیار می‌گذارد با فرض قرار دادن دو دستگاه سنجش گر در دو طرف باند پرواز با فاصله‌ای مشخص و قابل اندازه‌گیری مثلث فرضی متساوی‌الساقینی را تصور کرد که در دو راس آن دو دستگاه سنجش گر قرار می‌گیرند و در راس دیگر آن وسیله پرنده قرار دارد؛ مطابق با شکل (۱).

۱ ILS

۲ Touch

۳- معادلات و مدل سیگنال

نوآوری مورد نظر در این مقاله بدین صورت است که برای نخستین بار با استفاده از موقعیت مکانی دو سنجش‌گر در دو طرف باند فرود هواپیما به شناسایی مناسب‌ترین لاین فرود و تقرب حداکثری هواپیما نسبت به این لاین شناسایی شده پرداخته خواهد شد. در ادامه به تشریح مدل سیگنال‌های مورد نظر، سیستم کنترلی و معادلات حاکم پرداخته خواهد شد.

۳-۱ مدل سیگنال پالس سنجش‌گر

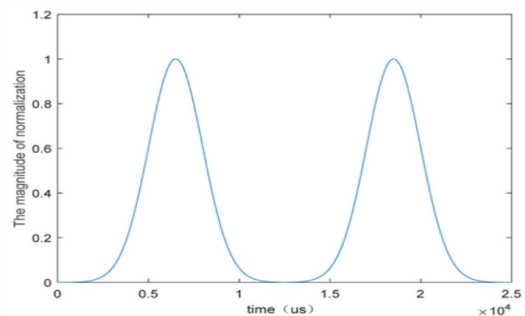
فرمت کدگذاری سیگنال بازجویی و سیگنال پاسخ سنجش‌گر جفت پالس گاوسی است. مدل ریاضی سیگنال جفت پالس سنجش‌گر باند پایه به شرح زیر است:

$$s(t) = e^{\frac{a}{2}t^2} + e^{\frac{a}{2}(t-\Delta t)^2} \quad (1)$$

در میان آنها، عرض پالس نیم دامنه هر دو پالس گاوس ۳٫۵ میکرو ثانیه است و مدل سیگنال سنجش‌گر مدوله شده را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$s_m(t) = \left(e^{\frac{a}{2}t^2} + e^{\frac{a}{2}(t-\Delta t)^2} \right) e^{j(2\pi f_{DME}t + \theta_{DME})} \quad (2)$$

شکل ۳ جفت پالس استاندارد سنجش‌گر/TACAN تولید شده بر اساس مدل ریاضی را نشان می‌دهد. سیگنال ارسالی سنجش‌گر/TACAN از چنین جفت پالسی به طور پیوسته تشکیل شده است و زمان رسیدن جفت پالس تصادفی است.



شکل ۲. شکل موج سنجش‌گر باند پایه

۳-۲ شاخص کیفیت سیگنال سنجش‌گر

شاخص‌های اصلی عملکرد فرستنده سنجش‌گر به شرح زیر است:

(۱) توان خروجی: توان خروجی ترمینال سنجش‌گر بیش از ۱۰۰ وات و توان خروجی سنجش‌گر بیش از ۱ کیلو وات است.
(۲) فرم سیگنال: دارای پاکت گاوسی است. از آنجایی که شکل پاکت بر روی طیف سیگنال تأثیر می‌گذارد، اندازه تداخل کانال مجاور تحت تأثیر قرار می‌گیرد.

(۳) نرخ انتقال: محدوده فرکانس تکرار پالس پاسخ فرونتال پایه فرستنده سنجش‌گر ۲۷۰۰ - ۷۰۰ جفت بر ثانیه است، شاخص عملکرد اصلی گیرنده سنجش‌گر حساسیت است که به توانایی گیرنده در پذیرش سیگنال‌های ضعیف و حداقل آن اشاره دارد. قدرت سیگنال قابل تشخیص داده‌های اندازه‌گیری آن است. نیاز سازمان بین‌المللی هواپیمایی غیرنظامی^۱ برای حساسیت گیرنده ترانسپوندر سنجش‌گر، نیاز به جفت پالس پرس‌وجو با فواصل صحیح و فرکانس‌های اسمی است. هنگامی که حداکثر چگالی توان آن در آنتن ترانسپوندر ۱۰۳ دسی بل وات بر متر مربع است، ترانسپوندر با حداقل ۷۰ درصد راندمان پاسخ می‌دهد. در شرایط بالاترین حساسیت و محیط مناسب ایستگاه، اگر پیک توان پالس ساطع شده توسط ایستگاه سنجش‌گر ۱ کیلو وات باشد، فاصله عملیاتی آن می‌تواند به ۲۰۰ نانومتر (۳۷۰ کیلومتر) برسد
۳-۳ سیستم محلی ساز

معمولاً یک پرواز جهت هدایت به سمت فرودگاه مقصد و نشستن در آن فرودگاه نیاز به دستگاه‌های ناوبری دارد، که بتوانند هواپیما را در شرایط بد آب و هوایی تا ارتفاع و فاصله نزدیکی از سطح باند فرودگاه راهنمایی و هدایت نمایند. امروزه یکی از مهم‌ترین و متداول‌ترین دستگاه‌هایی ناوبری، جهت نشستن هواپیما در فرودگاه‌های پرتراфик و فرودگاه‌های با شرایط جوی نامناسب، "سیستم نشستن بوسیله دستگاه"^۲ می‌باشد. به عبارت دیگر سیستم فرود ابزاری، دستگاه تقرب زمینی است که راهنمایی‌های دقیقی را در طول تقرب و نزدیک شدن به باند فرودگاه هنگام فرود برای هواپیما با استفاده از ترکیب سیگنال‌های

^۲ ICAO

^۳ ILS

۳-۵- سیستم کنترل فازی

۳-۵-۱ پایدار ساز زیر سیستم سریع، u_f

روش کنترل انعطاف پذیر با شرایط غیر ایده آل باید بتواند حرکت غیرقابل پیش بینی در فرود را کنترل کند و نوسانات حالت انعطاف پذیر را هم میرا کند تا بتوان به نتایج حاصل از سیستم کنترل فازی بازه ای به درستی استناد کرد. در اینجا از زیر سیستم سریع کنترلی برای میرا کردن نوسانات استفاده شده است.

با استفاده از این روش می توان به دقت بیشتری در تعیین خط فرود مرکزی فرود دست یافت. با استفاده از سنجش گرهای فاصله، اندازه گیری فاصله بین هواپیما و زمین انجام می شود و این اطلاعات به کنترلر فازی بازه ای داده می شود. کنترلر با استفاده از قوانین فازی و با توجه به بازه های محاسبه شده، خط فرود مرکزی مناسب فرود را محاسبه می کند. این روش می تواند به دقت بیشتری در تعیین خط فرود مرکزی فرود کمک کند و خطاهای ناشی از عدم دقت در محاسبات را کاهش دهد.

۳-۵-۲ کنترلر فازی زیرسیستم کند \bar{u}

یک کنترلر فازی بازه ای برای زیر سیستم کند طراحی شده است که از خطای تعقیب، مشتق خطا، برای خطی سازی فیدبک ورودی نسبت به خروجی و کنترل آن توسط سیستم مشتق گیر استفاده می کند. بنابراین خطای شناسایی شده در فیدبک سیستم کنترلی برای تعیین دقیق پارامترهای فرود بهینه در زیرسیستم کند انتخاب می شود.

۳-۵-۳ توابع عضویت و پایه قوانین فازی

مشکل اصلی در طراحی هر سیستم کنترل فازی، شکل توابع عضویت و انتخاب قوانین فازی است. منطق تصمیم گیری کنترلی، مبتنی بر مقایسه ی سیگنال ورودی با سیگنال فیدبک است که از طریق مقایسه ی این دو سیگنال با خروجی کنترلر بدست می آید. منطق تصمیم گیری از مجموعه های فازی ورودی استفاده می کند و علاوه بر این پایه اطلاعاتی شامل اطلاعات دامنه کاربرد و هدف کنترل می باشد که این موارد شامل دیتاها و کنترلر بر پایه قوانین فازی می باشد.

ارائه می نماید، که در هنگام کاهش دید افقی به دلایل شرایط غیر ایده آل جوی از قبیل مه، باران، کولاک برف و هنگام پایین بودن ارتفاع سقف ابر برای فرود امن هواپیما کمک قابل توجه ای ارائه می کند.

دستورالعمل تقرب با دستگاه سیستم فرود ابزاری برای هر تقرب به طور جداگانه و خاص طراحی می شود و نقشه ها و چارت هایی را شامل می شود که اطلاعات مورد نیاز خلبان (مانند فرکانس های سیستم فرود ابزاری و حداقل دید افقی مورد نیاز برای انجام طرح تقرب) را در طول تقرب بر طبق قوانین پرواز با دستگاه^۱ (پرواز کور) را ارائه می دهد.

۳-۴- مشخصات دستگاه سیستم فرود ابزاری

دستگاه سیستم فرود ابزاری دارای دو سیستم مستقل فرعی می باشد که یکی برای راهنمایی های عرضی هواپیما و دیگری برای راهنمایی های عمودی در هنگام تقرب هواپیما به باند فرودگاه ارائه می دهد. برای مشخص کردن موقعیت عرضی باند به کار می رود و این فرستنده بر روی فرکانس بسیار بالا^۲ کار می کند و معمولاً در فاصله ۱۰۰۰ پا (۳۳۰ متر) در انتهای باند مورد استفاده نصب می گردد و از فاصله ۱۸ مایلی (حدود ۳۳ کیلومتری) هواپیمای در حال نشستن را برای عرض باند راهنمایی می کند و دستگاه گیرنده موجود در کابین خلبان به خلبان یا خلبان اتوماتیک اعلام می کند که نسبت به خط مرکزی باند چه مقدار در چپ یا راست قرار دارد؛ البته این راهنمایی با شیب خاصی صورت می گیرد که باید آن شیب نیز در نظر گرفته شود تا کم کردن ارتفاع هواپیما کاملاً دقیق و به سوی نقطه مشخصی در ابتدای باند باشد. در بعضی از سیستم های محلی ساز^۳ قدیمی برای باند مخالف (اگر هواپیما از سمت دیگر باند در حال نشستن باشد) نیز سیگنال هایی ارسال می کردند تا خلبان توجه داشته باشد که از این باند برای طرح تقرب دقیق نمی توان استفاده نمود. اما لوکالایزرهای جدید این سیگنال را دیگر نمی فرستند.

۱ IFR

۲ VHF

۳ Localizer

در هر بازه انتظار ۲۴۰۰ میکروثانیه، گیرنده حدود ۷ پالس را دریافت می‌کند. بنابراین و به عنوان مثال، گیرنده هواپیما در هر بازه دریافت پالس‌های همانندی را دریافت می‌کند. پالس‌ها در فواصل تصادفی از پالس سوال قرار دارند، زیرا پاسخ‌های هواپیما هستند که به صورت تصادفی سوال می‌کنند. تنها یک پاسخ که در جواب هواپیمای ما تولید شده در تمام بازه‌ها در فاصله‌ای ثابت، برابر با فاصله تا ایستگاه قرار می‌گیرد. باید توجه داشت که سریع‌ترین هواپیماها نیز، در مدت زمان بین ارسال دو پالس پرسش متوالی تغییر مکان محسوسی ندارند و بنابراین فاصله بین زمان ارسال پرسش و زمان دریافت پاسخ در دو پرسش متوالی الزاما برابر خواهد بود.

فرستنده زمینی تقریبا به ۱۰۰ میکروثانیه زمان برای ریکواری و پاسخ دادن به سوال بعدی نیاز دارد. به همین دلیل به علت نبود زمان ریکواری، پاسخی در جواب تولید نشده است. دلایل تصادفی دیگری نیز برای فقدان یک پاسخ وجود دارند.

توصیف سیستم کنترلی و معادلات حاکم بر آن

کنترل‌کننده تناسبی، انتگرالی و مشتق‌گیر^۱ در ساختار کنترل فرود هواپیمای معمولی استفاده می‌شود. ورودی‌های آن شامل دستورات ارتفاع و نرخ ارتفاع هواپیما می‌باشد. در این سیستم می‌توان فرمان را از طریق کنترلر فرود هواپیما بدست آورد. به منظور توانمندسازی هواپیما برای فرود پایدارتر زمانی که هواپیما به مسیر مورد نظر می‌رسد، یک زاویه شیب ثابت به کنترلر اضافه می‌شود. در صورت بروز اختلال شدید، کنترل‌کننده تناسبی، انتگرالی و مشتق‌گیر ممکن است نتواند هواپیما را به فرود ایمن هدایت کند. با مد لغزشی و پیشبین، سیستم کنترل پیشنهادی می‌تواند بر این معایب غلبه کند. طرح کنترل از یک کنترلر مد لغزشی برای تثبیت سیستم و آموزش پیشبین برای ارائه کنترل دقیق استفاده می‌کند. پارامترهای کنترلر مد لغزشی بر اساس محاسبات تکاملی تنظیم می‌شوند. مد لغزشی راه‌حل‌های قابل اتکا ارائه می‌دهد. کنترلر پیشبین می‌تواند سیگنال‌های کنترل نادقیق مد لغزشی را جبران کند. سیگنال کنترلی، فیدبک مجموع

یک کنترلر فازی براساس خطای ردیابی و مشتق خطا طراحی می‌شود تا بتواند خطای سازی فیدبک ورودی-خروجی و کنترل بر اساس سیستم مشتق‌گیر را پیاده‌سازی کند. محققان بسیاری استفاده از توابع عضویت مثلثی شکل یکنواخت را توصیه کرده‌اند و به استفاده از قوانین شناسایی ویژگی‌های مشترک و یافتن تفاوت‌ها را هر برای بهبود، تنظیم و سازگار کردن آن‌ها با تغییرات سیستم (در این مقاله منظور شرایط غیر ایده‌آل می‌باشد)، دینامیک‌های مدل نشده یا اعوجاجات خارجی توصیه کرده‌اند. یک سیستم کنترل فازی را وقتی سیستم کنترل فازی تطبیقی می‌گوییم که یک مجموعه از قوانین فازی برای بهبود یا تغییر ساختار کنترلر فازی موجود (شامل توابع عضویت یا قوانین فازی)، وجود داشته باشد.

سنجش‌گر تمامی هواپیماها، بر روی یک فرکانس پالس‌های پاسخ را ارسال می‌کنند و بر روی یک فرکانس پالس‌های پاسخ را دریافت می‌نمایند. بنابراین، هر هواپیما پالس‌های پاسخ مربوط به تمامی هواپیماهای دیگر را به همراه پالس‌های اسکوتر^۱ دریافت می‌کند و لازم است بتواند پاسخ مربوط به خود را تشخیص داده و با توجه به فاصله زمانی پرسش و پاسخ، فاصله مکانی خود تا ایستگاه را کشف کند. هر پرسشگر سنجش‌گر(فرستنده یا گیرنده هواپرسش سنجش‌گر)، پالس‌های پرسش را با یک نرخ متغیر تصادفی ارسال می‌کند. البته میانگین فرکانس تکرار پالس ثابت خواهد ماند. در این شرایط، مدار فاصله، پالس هواپیما را از طریق یک جستجوی یکنواخت پیدا می‌کند.

پس از ارسال پالس پرسش، هواپیما منتظر دریافت پاسخ می‌ماند و پس از سپری شده یک مدت زمان معقول برای دریافت پاسخ، پالس پرسش بعدی ارسال می‌شود. بنابراین این مدت انتظار، تعیین‌کننده حداکثر فاصله دریافتی توسط گیرنده سنجش‌گر خواهد بود. مثلا اگر بخواهیم گیرنده هواپیما تا فاصله ۲۰۰ مایلی را کشف کند، لازم است پس از ارسال پالس پرسش، ۲۴۰۰ میکروثانیه مدت زمان انتظار در نظر بگیریم. از آنجا که ایستگاه زمینی، بطور متوسط ۳۰۰۰ پالس در ثانیه ارسال می‌کند،

^۱ Squitter

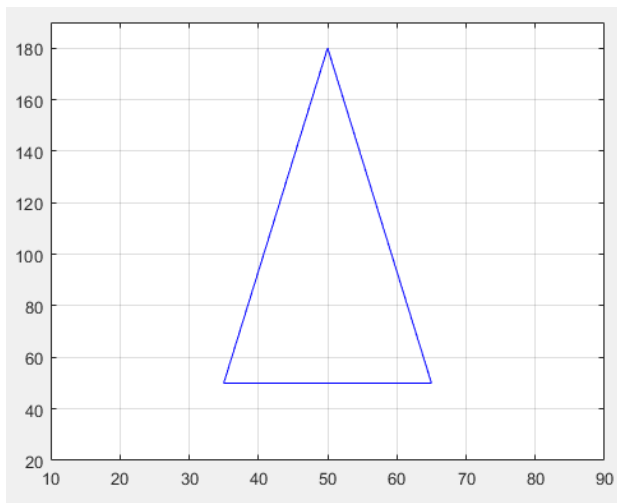
^۲ PID

$$-\Delta\omega + \frac{\pi}{180}U_0\Delta\theta \quad (7)$$

بر اساس معادلات فوق حرکت مفروض اولیه هواپیما در نظر گرفته شده و در الگوریتم مورد نظر شرایط حرکتی تعریف می‌گردد. بر همین اساس است که الگوریتم در انتها به شناسایی خط فرود مرکزی‌های ایده آل و غیرایده آل می‌پردازد.

۴- نتایج و بحث

در این بخش به ارائه‌ی نتایج حاصل از سیستم کنترلی فازی بازه‌ای به منظور شناسایی مناسب‌ترین مکان فرود و شناسایی خط فرود مرکزی مناسب جهت فرود هواپیما پرداخته می‌شود. در راستای شناسایی مناسب‌ترین مکان و خط فرود مرکزی فرود، سه حالت در نظر گرفته می‌شود. سیستم کلی به گونه‌ای می‌باشد که با تنظیم فرکانس هریک از سنجش‌گرهای موجود در هواپیما با یکی از سنجش‌گرهای کنار لاین فرود، به شناسایی خط فرود مرکزی می‌پردازیم. این سیستم به گونه‌ای عمل می‌کند که با شناسایی فاصله‌ی هواپیما از هریک از سنجش‌گرهای کنار لاین فرود به تشخیص خط فرود مرکزی اصلی می‌پردازد. اصول اساسی به گونه‌ای است که هواپیما به عنوان راس یک مثلث قائم‌الزاویه در نظر گرفته می‌شود. (مطابق شکل ۳)



شکل ۳. تشکیل مثلث متساوی‌الساقین

در شکل ۳ مثلث مفروض به عنوان باند اصلی پرواز در قاعده‌ی مثلث و مکان هواپیما به عنوان رأس مثلث می‌باشد. حالت ایده‌آل برای فرود نیمساز تشکیل شده از راس مثلث می‌باشد. چنانچه

خروجی کنترلر مد لغزشی و خروجی سیستم هوشمند می‌باشد. سیستم هوشمند مورد استفاده در این مطالعه از نوع فازی بازه‌ای و مد پیشبین است. ورودی‌های کنترلر پیشبین و مد لغزشی عبارتند از: ارتفاع، فرمان ارتفاع، نرخ ارتفاع و فرمان میزان ارتفاع. در هر بازه زمانی، کنترلر پیشبین شامل فرآیند فراخوانی و فرآیند یادگیری است که در فرآیند فراخوانی، از خروجی سیستم مورد نظر در بازه زمانی بعدی و خروجی واقعی سیستم به عنوان آدرس برای تولید سیگنال کنترل Y استفاده می‌کند. در فرآیند یادگیری، سیگنال کنترلی خلبان خودکار، U ، به عنوان یک مینا تلقی می‌شود. خروجی مورد نظر برای تغییر سیگنال شناسایی شده‌ی پیشبین ذخیره شده در مکانی استفاده می‌شود که با خروجی سیستم واقعی و خروجی سیستم در بازه زمانی بعدی آدرس دهی شده یکسان باشد. خروجی سیگنال کنترل شده‌ی پیشبین به منظور جبران فرمان $pitch$ استفاده می‌شود. هنگامی که با اختلال باد مواجه می‌شویم، سیستم معمولی نمی‌تواند هواپیما را به فرود ایمن هدایت کند. در این مطالعه ما از طرح کنترل هوشمند پیشنهادی برای غلبه بر چنین تغییرات محیطی استفاده می‌کنیم.

معادلات حرکت هواپیما به شرح زیر است:

$$\Delta\dot{x} = Xu(\Delta u - u_g) + X_\omega(\Delta\omega - \omega_g) + X_q\Delta q - g\left(\frac{\pi}{180}\right)\cos(\gamma_\theta)\Delta\theta + X_E\delta_E + X_T\delta_T \quad (3)$$

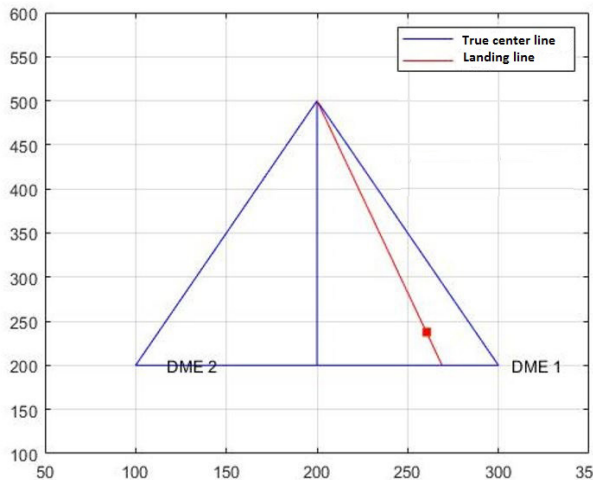
$$\Delta\dot{y} = Zu(\Delta u - u_g) + Z_\omega(\Delta\omega - \omega_g) + \left(Z_q - \frac{\pi}{180}U_0\right)\Delta q - g\left(\frac{\pi}{180}\right)\sin(\gamma_\theta)\Delta\theta + Z_E\delta_E + Z_T\delta_T \quad (4)$$

$$\Delta\dot{\phi} = M_u(\Delta u + u_g) + M_\omega(\Delta\omega - \omega_g) + M_q\Delta q + M_E\delta_E + M_T\delta_T \quad (5)$$

$$\dot{\delta} = \Delta q \quad (6)$$

به عنوان یکی از خط فرود مرکزی‌های نامناسب در نظر گرفته می‌شود.

همین مورد در شکل ۶ برای تقرب هواپیما به سنجش گر ۱ در نظر گرفته شده است.



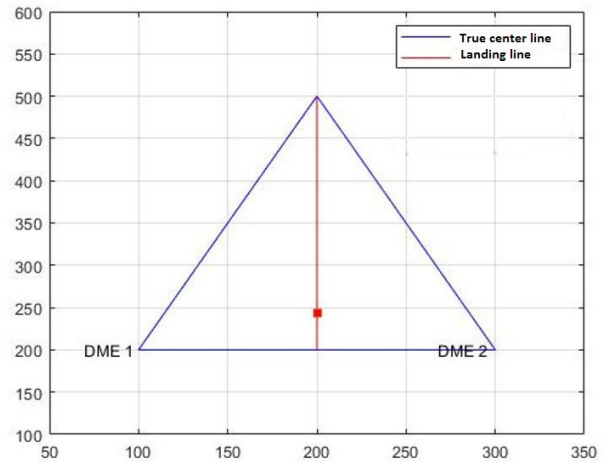
شکل ۶. تقرب نزدیک هواپیما به سنجش گر ۱ و خط فرود مرکزی تشکیل شده در تقرب نزدیک به سنجش گر ۲

در این حالت غیرایده‌آل، سنجش گر ۱ درون مثلث در نظر گرفته شده و سنجش گر ۲ خارج از مثلث، همان‌طور که مشاهده می‌شود، در این حالت نامناسب‌ترین خط فرود مرکزی حاصل شده است.

۵- نتیجه‌گیری

برای دستیابی به یک سطح عملکرد بالا در طول عملیات زمینی، دینامیک جانبی یک هواپیما باید با استفاده از تمام محرک‌های موجود (سکان، سیستم فرمان دماغه چرخ، موتورها و ترمزها) و تحت محدودیت‌های مختلف کنترل شود، که باعث ایجاد یک مشکل تخصیص چالش برانگیز می‌شود. برای پرداختن به این موضوع، ابتدا یک مدل هواپیمای زمینی ساده و در عین حال دقیق طراحی شد. تأثیرات آیرودینامیک، رانش و برهمکنش‌های تأثیر-زمین، هم به صورت جانبی و هم طولی، و برای چندین حالت باند را در نظر می‌گیرد. این مورد با در نظر گرفتن شاخصه‌ی سنجش گر و محاسبه‌ی فاصله هواپیما از دو سنجش گر موجود در باند فرودگاه با استفاده از سیستم کنترلی مبتنی بر منطق فازی بازه‌ای و شبیه‌سازی با استفاده از نرم افزار متلب در نظر گرفته شد.

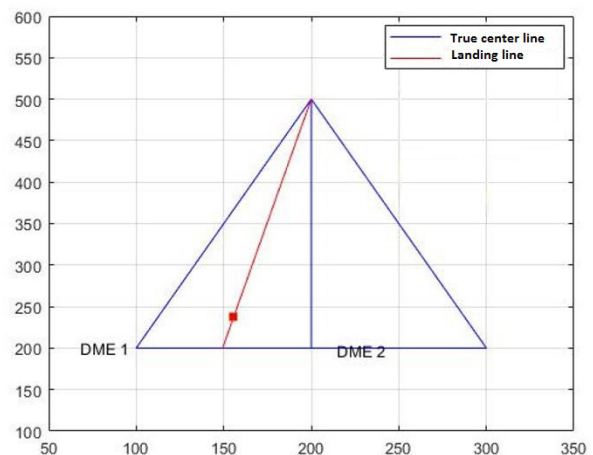
فاصله‌ی هواپیما از هر یک از سنجش‌گرها یکسان باشد، هواپیما در راستای مناسب جهت فرود قرار دارد. (شکل ۴).



شکل ۴. مکان مناسب فرود هواپیما در نیمساز مثلث متساوی‌الساقین

در این حالت فاصله‌ی هر یک از سنجش‌گرها برابر با ۱۳۱٫۵ متر (در مد شبیه‌سازی) برای سنجش گر ۱ و ۱۳۲ برای سنجش گر ۲ می‌باشد. با در نظر داشتن روش کنترل فازی بازه‌ای این تفاوت ناچیز در نرم‌افزار قابل پذیرش بوده و مکان مناسب فرود به درستی تشخیص داده می‌شود.

در شکل ۵ به ارائه‌ی نتیجه با در نظر گرفتن فاصله‌ی ۱۳۴ متر و ۴/۱۲۹ متر به ترتیب برای سنجش گر ۱ و سنجش گر ۲ پرداخته می‌شود.



شکل ۵. شناسایی مکان فرود با تقرب نزدیک‌تر نسبت به سنجش گر ۲ همان‌طور که مشاهده می‌شود، با نزدیک بودن فاصله هواپیما نسبت به سنجش گر ۲، سنتر لاین در نظر گرفته شده جهت فرود تقرب بیشتری نسبت به سنجش گر ۱ را دارا می‌باشد که این مورد

وجود توانایی بالا در یادگیری و تطبیق با شرایط مختلف، نیازمند داده‌های آموزشی زیاد و زمان پردازش طولانی هستند. در مقایسه، منطق فازی بازه‌ای با استفاده از قواعد و منطق زبانی ساده‌تر، قادر است با سرعت و کارایی بیشتری عمل کند. نتایج نشان می‌دهد که منطق فازی بازه‌ای نه تنها از دقت بالاتری در تعیین موقعیت بهینه برخوردار است، بلکه به دلیل نیاز کمتر به داده‌های آموزشی و توانایی در مدیریت عدم قطعیت‌ها، یک گزینه مناسب‌تر برای استفاده در شرایط جوی غیرایده‌آل است.

روش ارائه شده با استفاده از کنترلر فازی بازه‌ای و سنجش‌گرهای فاصله در صنعت هوانوردی کاربردهای عملی گسترده‌ای دارد. یکی از مهم‌ترین کاربردهای این روش در افزایش ایمنی پروازها به‌ویژه در شرایط جوی نامساعد است. با استفاده از این روش، می‌توان به دقت بالاتری در شناسایی خط فرود مرکزی دست یافت، که این امر می‌تواند از بروز خطاهای فرود و سوانح هوایی جلوگیری کند. علاوه بر این، این روش به بهینه‌سازی موقعیت دستگاه‌های سنجش فاصله کمک می‌کند. با قرارگیری بهینه این دستگاه‌ها، هواپیماها می‌توانند با دقت بیشتری مسیر فرود خود را تنظیم کنند. این موضوع به ویژه در فرودگاه‌های پرتراфик و با شرایط جوی متغیر، از اهمیت بالایی برخوردار است. با کاهش خطاهای فرود و افزایش دقت ناوبری، زمان و هزینه‌های مرتبط با تعمیر و نگهداری هواپیماها نیز کاهش می‌یابد.

همچنین، این روش می‌تواند در طراحی و توسعه سیستم‌های ناوبری و کمک ناوبری هوایی جدید مورد استفاده قرار گیرد. شرکت‌های سازنده تجهیزات هوانوردی می‌توانند با بهره‌گیری از این فناوری، محصولات خود را بهبود بخشیده و به بازار عرضه کنند. در نهایت، با ارتقاء سطح ایمنی و کارایی پروازها، اعتماد مسافران به سفرهای هوایی افزایش یافته و صنعت هوانوردی به رشد و توسعه بیشتری دست خواهد یافت.

با وجود اینکه استفاده از منطق فازی و الگوریتم گرگ خاکستری برای یافتن موقعیت بهینه دستگاه‌های DME یک ایده جدید محسوب می‌شود، تحقیقات قبلی نیز در این زمینه انجام شده است. بر اساس نتایج به دست آمده می‌توان بیان کرد

به منظور شبیه‌سازی و استخراج سنتر لاین در این مقاله از منطق فازی بازه‌ای استفاده شد. همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است هواپیما به عنوان راس مثلث متساوی‌الساقین بایستی فاصله یکسانی را با هر یک از سنجش‌گرها داشته باشد. در نمودار ارائه شده نیمساز مثلث متساوی‌الساقین که به شکل قرمز (شکل ۴) نشان داده شده است نشان‌دهنده سنتر لاین بهینه می‌باشد. نمودار قرمز رنگ (شکل ۵ و ۶) جهت حرکت و فرود هواپیما را نشان می‌دهد که در ابتدا فاصله هواپیما سنجش‌گر ۲ کمتر می‌باشد و این نشان دهنده فرود نامناسب و غیر قابل پذیرش است، به شکلی که فرود بایستی دقیقاً مطابق با نیمساز مثلث متساوی‌الساقین انجام شود با شناسایی زاویه تشکیل شده است حرکت هواپیما که برخط متصل کننده هر دو سنجش‌گر عمود می‌شود نسبت به نیمساز مثلث و قرار دادن آن در منطقه فازی به عنوان بازه کنترل نشده این بازه در فیدبک سیستم کنترلی تعریف شده و خروجی نهایی مطابق آنچه که در شکل ۶ نمایش داده شده استخراج می‌گردد.

نتایج به دست آمده از استفاده از منطق فازی بازه‌ای برای یافتن موقعیت بهینه دستگاه‌های سنجش فاصله نشان می‌دهد که این روش در مقایسه با روش‌های سنتی و موجود کارایی بالاتری دارد. در روش‌های سنتی، معمولاً از الگوریتم‌های مبتنی بر قواعد ثابت و محاسبات ریاضی مستقیم استفاده می‌شود که توانایی کمتری در پردازش شرایط جوی پیچیده و تغییرات غیرمنتظره دارند. به عنوان مثال، در روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی خطی یا غیرخطی، سیستم به‌سختی می‌تواند به تغییرات سریع در شرایط محیطی واکنش نشان دهد، که این موضوع می‌تواند منجر به افزایش احتمال خطا در فرود هواپیما شود. در مقابل، منطق فازی بازه‌ای با توجه به توانایی در مدیریت عدم قطعیت‌ها و انعطاف‌پذیری بیشتر، می‌تواند به طور دقیق‌تر و با دقت بالاتری موقعیت بهینه دستگاه‌های DME را تعیین کند.

علاوه بر این، روش‌های دیگری مانند شبکه‌های عصبی مصنوعی و الگوریتم‌های ژنتیک نیز برای یافتن موقعیت بهینه دستگاه‌های DME مورد استفاده قرار گرفته‌اند. این روش‌ها با

J., Błażejczak, D., Gnapowski, E., ... & Gierczak, K. (2022). Measurement of aircraft ground roll distance during takeoff and landing on a grass runway. *Measurement*, 195, 111130. <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2022.111130>

[4] Lo, S., Chen, Y. H., Enge, P., Pelgrum, W., Li, K., Weida, G. & Soelter, A. (2020). Flight test of a pseudo-ranging signal compatible with existing distance measuring equipment) DME (ground stations). *Navigation*, 67(3), 567-582. <https://doi.org/10.1002/navi376>.

[5] Zhuang, H., Zhang, X., Sun, Q., & Chen, Z. (2023). Fuzzy Adaptive Sliding Mode Attitude Control of Quaternion Model for Aircraft Based on Back-stepping Method. 2023 IEEE 12th Data Driven Control and Learning Systems Conference (DDCLS), 243-248. <https://doi.org/10.1109/DDCLS58216.2023.10166739>

[6] Singh, D.J., & Verma, N.K. (2022). Design of Fuzzy Control System for Generic Aircraft/UAVs. 2022 Second International Conference on Power, Control and Computing Technologies (ICPC2T), 1-6. <https://doi.org/10.1109/ICPC2T53885.2022.9776784>

[7] Tang, L., Yang, M., & Sun, J. (2021). Adaptive fuzzy constraint control for switched nonlinear systems in nonstrict feedback form. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 35, 1594 - 1611. <https://doi.org/10.1002/acs.3277>

[8] Teimoori, M., Taghizadeh, H., Pourmahmoud, J., & Azimi, M.H. (2021). A Multi-Objective Grey Wolf Optimization Algorithm for Aircraft Landing Problem. <https://doi.org/10.22105/jarie.2021.261337.1230>

[9] Ayala, M., & González, O.R. (2022). Fuzzy Logic Model-less 3-DOF Flight Controllers. 2022 IEEE Aerospace Conference (AERO), 01-11. <https://doi.org/10.1109/AERO53065.2022.9843779>

[10] G. Feng and J. Ma, "Quadratic stabilization

که روش پیشنهادی بهبود قابل توجهی در دقت و کارایی شناسایی موقعیت بهینه دستگاه‌های DME فراهم می‌کند. این روش به طور خاص در شرایط جوی نامساعد عملکرد بهتری داشته و نسبت به روش‌های پیشین، سرعت و انعطاف‌پذیری بالاتری در پاسخ به تغییرات محیطی نشان می‌دهد. به علاوه، استفاده از الگوریتم گرگ خاکستری بهینه‌سازی فرآیند جستجو و تعیین موقعیت را تسریع می‌بخشد و نتایج دقیق‌تری ارائه می‌دهد. بنابراین، مقاله حاضر با ارائه این نوآوری‌ها و بهبودها، به طور واضح به دانش موجود در این زمینه افزوده و راهکارهای عملی و مؤثرتری برای صنعت هوانوردی معرفی می‌کند.

برای تحقیقات آینده، پیشنهاد می‌شود که مطالعات بیشتری بر روی ترکیب منطق فازی بازه‌ای با سایر الگوریتم‌های بهینه‌سازی نوین انجام شود تا بهبودهای بیشتری در دقت و کارایی سیستم‌های ناوبری هوایی حاصل شود. به علاوه، بررسی تأثیرات شرایط جوی مختلف بر عملکرد این سیستم‌ها و توسعه مدل‌های پیش‌بینی دقیق‌تر می‌تواند به افزایش ایمنی پروازها کمک کند. تحقیقات میدانی و اجرای آزمایش‌های واقعی در فرودگاه‌ها نیز می‌تواند کاربردپذیری و عملکرد عملی این روش‌ها را ارزیابی کند. همچنین، بررسی امکان استفاده از داده‌های بزرگ و یادگیری ماشینی برای بهبود فرآیند شناسایی و بهینه‌سازی موقعیت دستگاه‌های DME می‌تواند موضوع جالبی برای تحقیقات آینده باشد. نهایتاً، همکاری میان دانشگاه‌ها و صنعت هوانوردی برای توسعه و پیاده‌سازی این فناوری‌ها می‌تواند منجر به پیشرفت‌های قابل توجهی در این حوزه شود.

۶- مرجع‌ها

[1] Öztürk, Ş., & Örs, İ. (2020). An overview for effects on aerodynamic performance of using winglets and wingtip devices on aircraft. <https://dergipark.org.tr/en/pub/ijaa/issue/62591/945018>

[2] Ostroumov, I., Marais, K., & Kuzmenko, N. (2022). Aircraft positioning using multiple distance measurements and spline prediction. *Aviation*, 26(1), 1-10. <https://doi.org/10.3846/aviation.2022.16589>

[3] Pytka, J., Budzyński, P., Tomiło, P., Michałowska,

of uncertain discrete-time fuzzy dynamic systems,” IEEE Transactions on Circuits and Systems <https://doi.org/10.1109/81.964424>

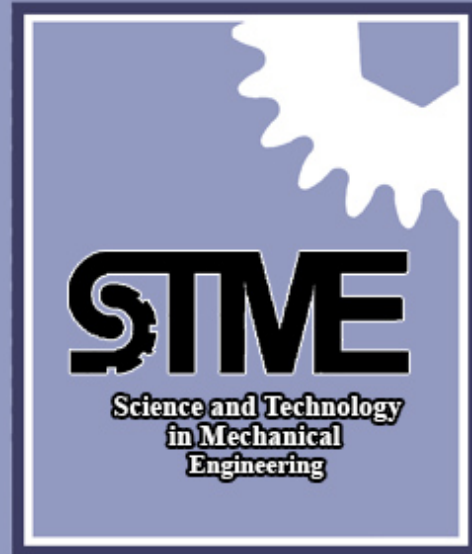
[11] Ning, B. A. I., Xiaochao, L. I. U., Juefei, L. I., Zhuangzhuang, W. A. N. G., Pengyuan, Q. I., SHANG, Y., & Zongxia, J. I. A. O. (2023). An aircraft brake control algorithm with torque compensation based on RBF neural network. Chinese Journal of Aeronautics. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.06.010>

[12] Miller, J.D., Godfroy-Cooper, M., & Szoboszlai, Z.P. (2021). Degraded Visual Environment Mitigation (DVE-M) Program, Bumper RADAR Obstacle Cueing Flight Trials 2020. Proceedings of the Vertical Flight Society 77th Annual Forum. <https://doi.org/110.4050/F-0077-2021-16747>

[13] Rabah, M., Haghbayan, H., Immonen, E., & Plosila, J. (2022). An AI-in-Loop Fuzzy-Control Technique for UAV’s Stabilization and Landing. IEEE Access, 10, 101109-101123. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2022.3208685>



TVU
Technical and Vocational
University



Two Scientific Quarterly Journals
Science and Technology in Mechanical Engineering



Studying effects of pelletizing process parameters on the main properties of iron ore green pellets-laboratory approach

Akbar Jafari^{*1}, Mohamad Mahdi arabi Parizi^{2,3}, Gholamhosein Baradaran²,
Mahdi Azizkarimi³, Ali Mehrabani¹

1- Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University, Tehran, Iran.

2- Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Shahid Bahonar University of Kerman, Kerman, Iran.

3- Pelletizing plant, GolGohar Mining and Industrial Complex, Sirjan, Iran.

Abstract

In the present research, effect of pelletizing disk angle and rotation speed, as well as the percentage of moisture and bentonite on the median size (pellets size distribution index) and the mean drop number (pellets strength index) are studied experimentally. Design of experiment approach is applied leading to obtain reasonable number of experiments with specific settings. To achieve parametric mathematical functions, curve fitting is performed on the experimental results and four-variable functions were developed for the two characteristics of median size and drop number. In order to reveal the details and the role of each factor on the results, the necessary contour graphs are prepared. Based on the observed influences of each parameter on the pellets characteristics, the probable reasons and their physical interpretation were discussed. It was found that there are optimal settings for the two factors of rotation speed and disc inclination, leading to obtain the desired pellet from both the size and strength perspectives. In addition, it was found that in the studied range, the moisture and bentonite do not necessarily have a positive effect on both pellets size and strength concurrently. The results of the present research can be useful for pellet production plants as assist to arrive optimal settings of the production process.

Keywords

Iron production, Pelletizing disk, Bentonite, Moisture.

1- Introduction

In pelletizing process, iron ore concentrate is mixed with a binder such as bentonite and a certain amount of water and rotated in a cylinder or disc, resulting in almost spherical pellets. The rotation of the disk causes the particles to roll from top to bottom and due to contact with each other, their size increase gradually however, the final products are in a wide range of size. The size distribution affects the pellets properties including its mechanical strength and hence should be in optimum range. The main purpose of the present research is to investigate impact of different factors on the disk pelletizing process using experimental approach. In addition, the roles of variables is discussed in detail and mathematical functions are provided for each of them. Based on the mathematical functions, individual and cross effects of the variables are studied and optimal conditions are determined. The obtained optimal ranges are valuable as can be used in realistic conditions.

2- Research materials and methods

To perform the experiments, iron magnetite concentrate of GolGohar company was used. The elements composition was identified employing XRF, showing 68% iron (Fe), 23.73% iron oxide (FeO) and 0.214% sulfur (S). The Blaine index of the used concentrate was around 1300.

The main specifications of the pelletizing disc are as follows:

- Disc diameter: 80 cm,
- Disc edge height: 12.5 cm,
- The inclination of the disc: 10° to 70°,

* Akbar Jafari, a_jafari@tvu.ac.ir

- Rotation speed: Up to 32 rpm.

Four influential factors including disk rotation speed, N , disk inclination, α , bentonite percentage, b , and moisture percentage, m , were selected for the study as they are controllable in realistic conditions. Using Expert Design software 26 experiment cases were designed, in which the value of each of the four variables is set at a specific value.

3- The product characterization and curve fitting

Median size is an important property of the produced pellets that is named D_{50} . Impact strength of the pellets is another factor that is called mean drop number, D_n . This characteristic is measured as number of times that a pellet is dropped from height of 46 cm to be cracked or damaged. With the results of the experiments, curve fitting was performed and the following quadratic functions with four constants have been obtained for D_{50} and D_n , respectively.

$$\begin{aligned}
 D_{50} = & -245.58 + 3.91N + 6.5\alpha + 17.9b \\
 & + 11.54m - 0.03N\alpha - 0.41b\alpha \\
 & - 0.21m\alpha - 0.051N^2 - 0.04\alpha^2
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 D_n = & -42.27 + 0.47N + 0.52\alpha - 3.41b + 7.2m \\
 & - 0.004\alpha N + 0.068bN + 0.046\alpha b - 0.12bm \\
 & - 0.007N^2 - 0.005\alpha^2 + 0.52b^2 - 0.46m^2
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

4- Results and discussion

The contour graphs of the concurrent impact of the disk speed and inclination on the median size and also the drop number are depicted in Fig. 1. It is seen that with the increase of the disk speed and angle, both the features median size and drop number increased however, descending trend is happened subsequently. Therefore, these two factors should be adjusted at optimal range.

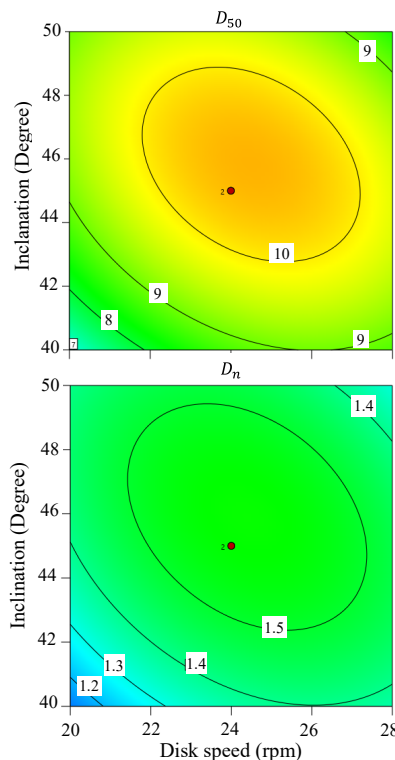


Fig. 1. Contor graphs of concurrent effects of the disk speed and angle on the median size and drop number ($b = 1\%$ and $m = 7.5\%$).

Figure 2 shows the contour graphs representing effects of the disk speed and bentonite on the median size and drop number. It is observed that for the studied bentonite range, there is an optimal speed limit which has led to have large median size and also drop number.

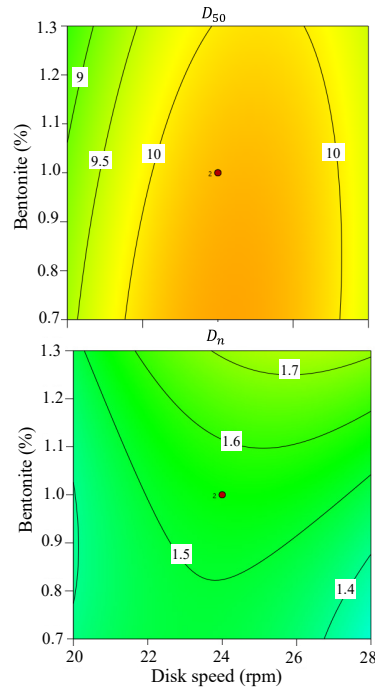


Fig. 2. Contor graphs of concurrent effects of the bentonite and disk speed on the median size and drop number ($\alpha = 45^\circ$ and $m = 7.5\%$).

Figure 3 shows the contours of simultaneous effects of the disk speed and moisture on the median size and mean drop number. It can be seen that the contours of the median size are open curves, while the contours of the drop number are closed curves with almost circular shape. Based on these graphs, the disk rotation speed has extreme points in both graphs. It is seen that when the speed increases to around 25 rpm, mean drop number and median size increased and descending trend is exhibited subsequently.

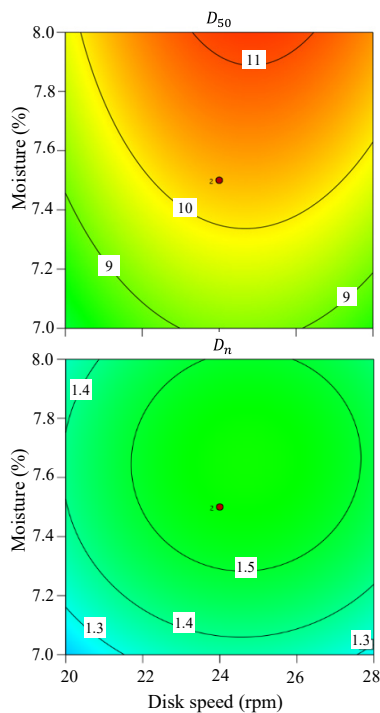


Fig. 3. Contor graphs of concurrent effects of the disk speed and moisture on the median size and drop number ($b = 1\%$ and $\alpha = 45^\circ$).

The contour graphs representing effects of the disk inclination and moisture (for 24 rpm speed and 1% bentonite) on the median size and mean drop number are presented in Fig. 4. Forms of the graphs in both of them indicate that the optimal disk angle is around 45° leading to have maximum median size and mean drop number.

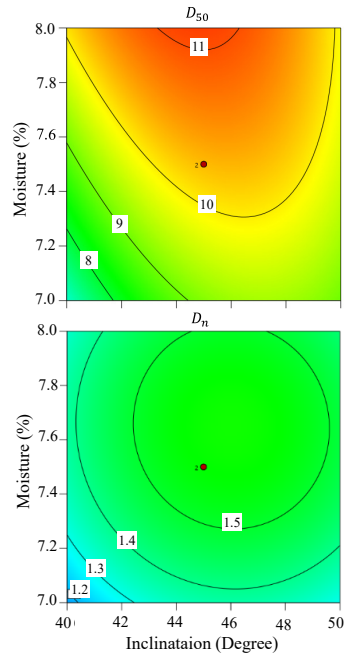


Fig. 4. Contor graphs of concurrent effects of the disk inclination and moisture on the median size and drop number ($N = 24\text{rpm}$ and $b = 1\%$).

Figure 5 shows the contours of the simultaneous effect of disk inclination and bentonite on the median size as well as on the mean drop number. It is observed that graphs in both figures are open curves. It is revealed that optimum points are exhibited in them almost in the middle range of the horizontal axis.

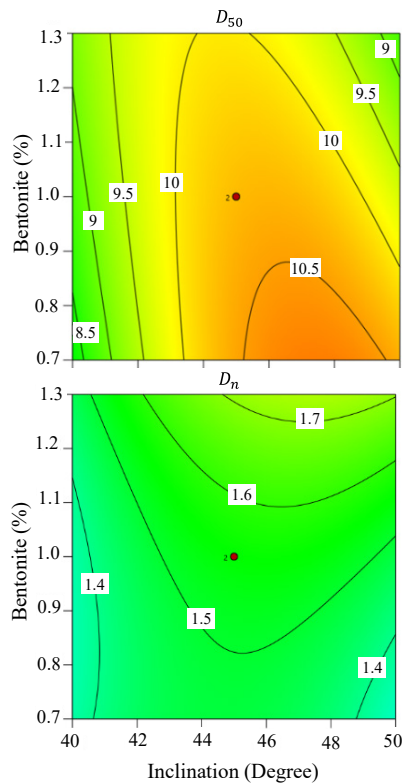


Fig. 5. Contor graphs of concurrent effects of the disk inclination and bentonite on the median size and drop number ($N = 24\text{rpm}$ and $m = 7.5\%$).

Effect of the moisture and bentonite (at speed of 24 rpm and a angle of 45°) are depicted via contour graphs in

Fig. 6. It is seen that the graphs of the pellets median size are almost linear meaning that there is no optimal point for the bentonite content. As another conclusion of these graphs, the effect of moisture is more intense than effects of bentonite.

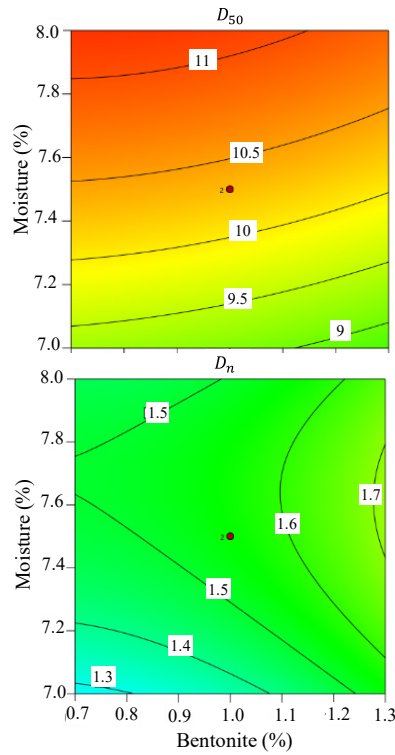


Fig. 6. Contor graphs of showing effects of the bentonite and moisture on the median size and drop number ($N = 24\text{rpm}$ and $\alpha = 45^\circ$).

4.1. Optimization

Using the genetic algorithm, two-objective optimization procedure is done and the Pareto front is obtained as drawn in Fig. 7. Based on this diagram, it is possible to identify acceptable settings in the region above the Pareto front.

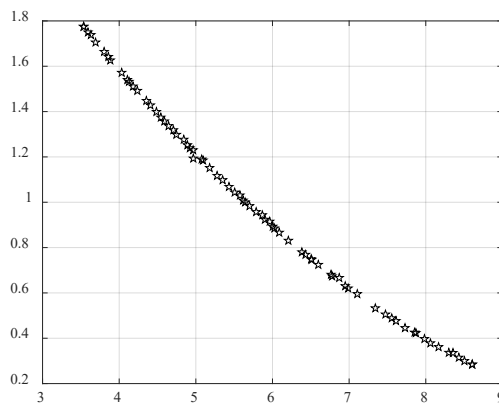


Fig. 7. Pareto front regarding the median size and mean drop number as two objective functions.

5- Concluding remarks

In this article, effects of the disk speed and inclination, as well as the moisture and bentonite percentage on the two main characteristics of the produced pellet, including the median size and mean drop number was studied experimentally. It was found that by increasing the disc inclination to a certain limit, the two introduced characteristics of the pellets increase, and then a decending trend occurs. In general, it seems that disk angle around 45° is an optimal option. Moreover, it was observed that with increase in the disk speed, the median size and mean drop number increase and then, decreasing trends happen.

6- Reference

- [1] Meyer, K., *Pelletizing of Iron Ores*. 1980: Springer Berlin Heidelberg.
- [2] Ball, D.F., *Agglomeration of iron ores*. 1973, London: Heinemann Educational Books.
- [3] Sudhir, S., et al., Utilization of rice husk substituting fossil fuel for pelletization process of goethite iron ore. *Environmental Technology & Innovation*, 2024. 34: p. 103597.
- [4] Gladky, A., et al., Numerical modeling of bulk flow on a pelletizing disc in different rotational regimes. *Granular Matter*, 2021. 23(3): p. 66.
- [5] Tian, H., et al., Effect of manganese ore and basicity on the consolidation characteristic of nickel-chromium iron ore pellets. *Powder Technology*, 2024. 435: p. 119362.
- [6] Thurley, M.J. and T. Andersson, An industrial 3D vision system for size measurement of iron ore green pellets using morphological image segmentation. *Minerals Engineering*, 2008. 21(5): p. 405-415.
- [7] Heydari, M., et al., An industrial image processing-based approach for estimation of iron ore green pellet size distribution. *Powder Technology*, 2016. 303: p. 260-268.
- [8] Wu, X., X. Liu, and J. Duan, Online size distribution measurement of dense iron green pellets using an efficient and multiscale nested U-net method. *Powder Technology*, 2021. 387: p. 584-600.



Improving the spacecraft attitude control performance with on-off thruster actuator and fractional order pulse-width pulse-frequency modulator

Vahid Bohlouri

Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

In this article, the problem of controlling the attitude of a spacecraft with integral pulse width and frequency integrator is investigated and the said integrator is developed as a fractional order. The spacecraft is controlled by a two-state on-off thruster actuator with a combination of proportional-derivative law and integrator. In order to focus more on studying the behavior of the proposed integrator, the operator model is ideally considered, although it is due to the use of a nonlinear control system integrator. Average fuel consumption and operator activity are included as two main evaluation indicators, and on the other hand, the absolute average value of the sign error on spacecraft attitude is also included as another important indicator in the study of the behavior of the proposed integrator. In order to compare the results fairly, the situation control problem has been done for the same assumed conditions and for the integrator of integer order and fractional order. The comparative results for changing the fractional power of the fractional order integrator filter and checking the three performance criteria have been done. Also, the influence of the uncertainty of the moment of inertia of the spacecraft, the uncertainty of the reference entry angle and the range of external disturbances have also been studied. The obtained results indicate the change of the performance criterion for changing the order of the fractional combiner filter and show the more appropriate performance of the proposed modulator for a range of fractional powers.

Keywords

Spacecraft attitude control, Pulse-width pulse-frequency modulator, Fractional order, Pointing, Proportional-derivative Control.

1-Introduction

Fractional order calculations have been used in many control systems to improve performance. In this regard, a review article [1] has provided a detailed classification of fractional order control systems. Specifically, in reference [2], a fractional-order proportional-derivative controller is used to control the attitude of a spacecraft with pulse width and frequency modulator. Changing the structure of the pulse width and frequency modulator using fractional calculations can produce interesting results. On the other hand, the performance of the integrated pulse width and frequency is highly dependent on the integrator, if the order of integration changes, the performance criteria and behavior of the integrator will also change [3]. Studying the performance of spacecraft attitude control with the IPWPF integrator and using fractional calculations in order to achieve a more appropriate behavior can have interesting results. Therefore, in this article, spacecraft attitude control is investigated using a fractional-order integrated pulse width and frequency integrator and the results are compared with the correct-order integrator. The main innovation and focus of this article is the use of integral pulse width and frequency integrator of fractional order in controlling the attitude of the spacecraft and studying the behavior of this integrator and checking the defined performance criteria. In the discussion and results section, spacecraft attitude control has been studied for different values of fractional power. In this section, the results of two correct order controllers and fractional order controllers have been compared for different assumptions, disturbances, uncertainties and performance criteria.

2-Spacecraft Attitude Control

The structure of pulse width and frequency modulator is shown in figure 1. This modulator consists of a filter with time constant and gain K and a Schmidt trigger block with the threshold value of turning on ,

* Vahid Bohlouri, V_bohlouri@tvu.ac.ir

the threshold of turning off, the input signal to the Schmidt trigger block U and the output level, the value of the previous output signal of the width and frequency modulator pulse and a negative unit feedback are formed. After comparing with the output signal of Y integrator, the input signal In enters the filter (first order dynamics) and finally enters the non-linear and memory block of the Schmitt trigger. Due to the Schmitt trigger block, this integrator has a non-linear behavior and has 5 adjustable parameters. If an integrator () is placed instead of the filter, the pulse width and frequency modulator will be integral. If the integrator power is fractional, the integrator will be F-IPWPF. Figure 2 shows the single-axis attitude control circuit of a rigid spacecraft with ideal operator model and proportional-derivative controller and F-IPWPF integrator [4].

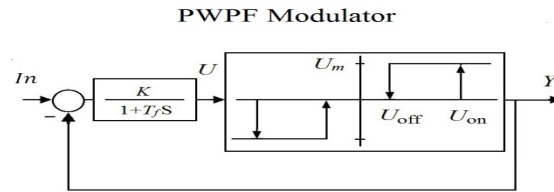


Figure 1. A PWPF modulator

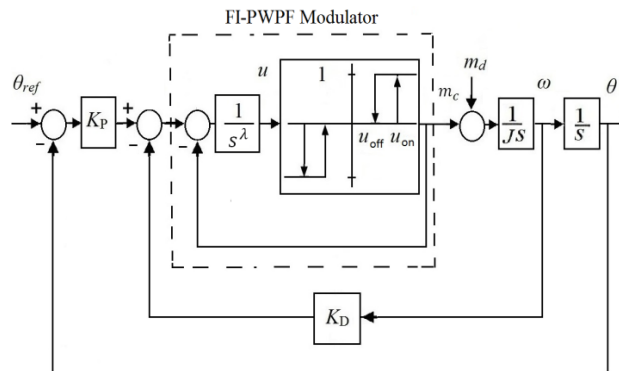


Figure 2. Satellite attitude control with PD controller and fractional order PWPF modulator

Numerical solution of has been done using Euler’s numerical method and time step 0.001 seconds in MATLAB software. The initial conditions of zero angle and angular velocity are chosen and the moment of inertia value is 1 kg/m². The gain value of proportional and derivative control is selected as 10 and 20, respectively. The Schmitt trigger block on and off threshold values are selected as 0.05 and 0.02, respectively, and the output level of the Schmitt trigger block is selected as 1. In Figures 3, the angle of the spacecraft are drawn for three input reference angles of 15, 30, and 45 degrees, respectively. According to the figure, the controller has been able to follow the input reference angle with proper accuracy.

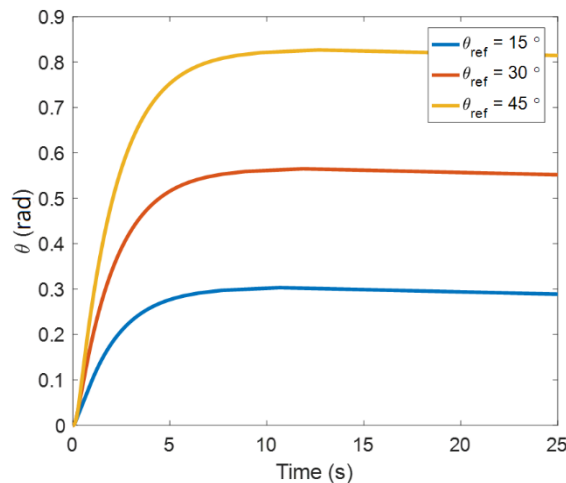


Figure 3. Step response of the FI-PWPF modulator with PD control

3-Results and Discussion

The absolute mean value of the sign error on the attitude of the spacecraft (Err), the mean fuel consumption value (ΔV) and the thruster activity (N) in terms of λ for three reference entry angles of 15, 30 and 45 degrees respectively in Figures 4 and 5 and 6 is drawn. The behavior in all three reference input angles is almost the same. For $\lambda > 1$, the value of Err is incremental. For values of $\lambda < 1$, the error is almost constant. For a more detailed analysis, According to Figure 4, the maximum amount of fuel consumption occurs around $\lambda = 1$, and with the deviation of λ from the unit value, fuel consumption decreases.

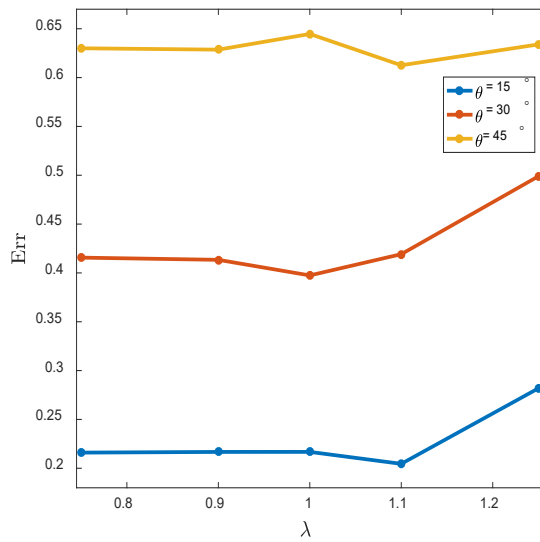


Figure 4. Err versus λ in FI-PWPF with PD control

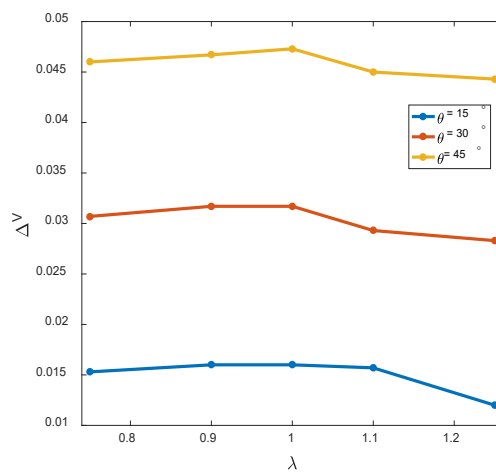


Figure 5. ΔV versus λ in FI-PWPF with PD control

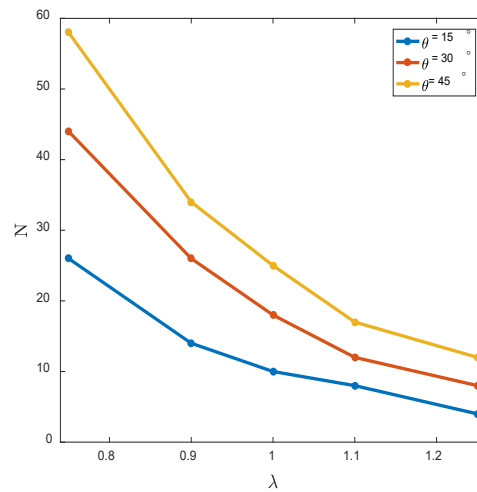


Figure 6. N versus λ in FI-PWPF with PD control

According to Figure 7, for disturbances around zero, the lowest amount of error occurs, and with the absolute increase of the amplitude of the disturbance, the pointing error increases, but the important point is that the pointing error changes less in small λ than in large λ , so that the difference Err in $\lambda=0.75$ and $\lambda=1.25$ is about 25%. It should be mentioned that the external disturbances in the form of disturbance torque in the range of -0.05 to $+0.05$ Nm have been selected and applied as a step function to control the state of the spacecraft. Also, in figures 8 and 9, mean fuel consumption and thruster activity are studied according to the range of external disturbances. As predicted, in these two forms, with the absolute increase in the range of disturbances, fuel consumption and thruster activity have increased. Changes in fuel consumption in terms of disturbance and per λ have no significant difference, but in the thruster activity graph, with the decrease of λ , the amount of operator activity has increased in terms of disturbance. Another interesting point that confirms the validation of the results is the relative symmetry of the graphs obtained. In spacecraft, due to fuel consumption, movement of mechanical components or other factors, the moment of inertia usually changes, so to consider these changes and check the behavior of the controller, the performance criteria are based on the uncertainty of the moment of inertia for a change of $\pm 25\%$ of the moment of inertia in Fig. 10 to 12 have been shown. In all forms, with the increase of Err moment of inertia, the fuel consumption and thruster activity have increased.

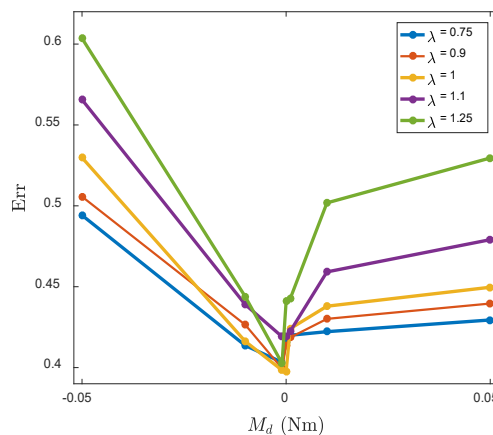


Figure 7. The mean error versus amplitude of external disturbances for different values of fractional integral

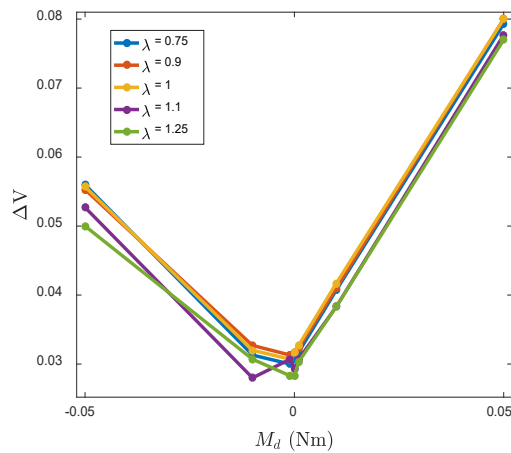


Figure 8. The fuel consumption versus external disturbances for different values of fractional integral

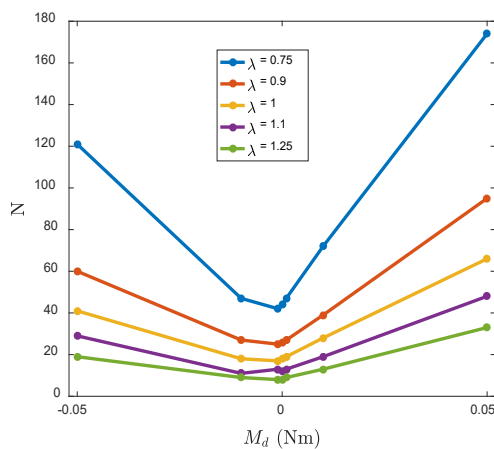


Figure 9. The thruster activity versus external disturbances for different values of fractional integral

With the increase of the moment of inertia and for larger λ , the value of Err has increased more. The slope of the graph of fuel consumption in terms of the moment of inertia is almost the same for all λ , and finally the slope of the graph of increasing thruster activity has increased with the increase of the moment of inertia for small λ .

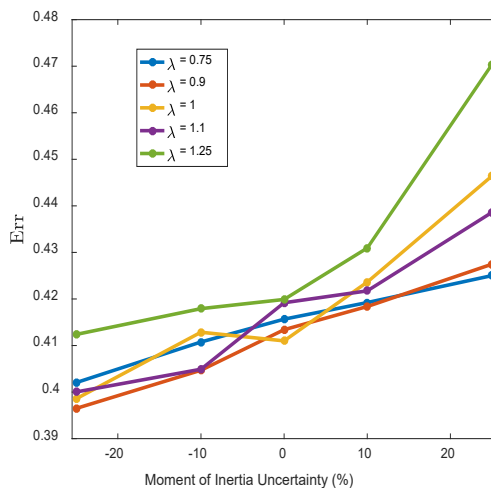


Figure 10. The mean error versus moment of inertia

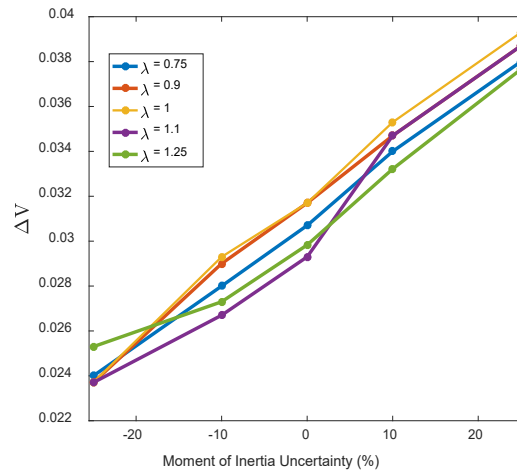


Figure 11. The fuel consumption versus moment of inertia uncertainty

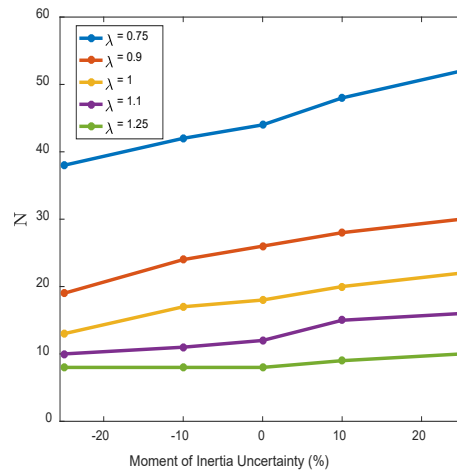


Figure 12. Thruster activity versus moment of inertia

4- Conclusions

In this article, a fractional order integrated pulse width and frequency modulator is developed to control the attitude of the spacecraft with an on-off two-state operator. Absolute average error, average fuel consumption and thruster activity have been studied in terms of integrator fractional power. The obtained results show a relative increase in the average pointing error with an increase in the fractional power of the integrator and a relative decrease in fuel consumption with a decrease in the fractional power. Also, the reduction of the thruster activity has happened with the increase of the fractional power of the integrator. For example, for a 30-degree maneuver, the state of the spacecraft and the assumed conditions, by reducing the deficit power of the integrator, the average error is reduced by about 19%, the fuel consumption is almost constant, and the activity of the operator is increased by about 4 times. In addition, the influence of the uncertainty of the moment of inertia of the spacecraft and the uncertainty of the reference entry angle has also been studied. With the increase of the moment of inertia of the spacecraft, the average pointing error, the amount of fuel consumption and the activity of the thruster increase, which is different for the changes in the fractional power. The evaluation of performance criteria according to the range of external disturbances has also been studied, and the results show a reduction in the error rate by reducing the power of the fractional integrator. By studying the obtained results, it can be shown that the performance of the proposed modulator is more suitable in a range of fractional powers and the use of this proposed modulator is especially preferable for increasing the accuracy of the sign on the spacecraft's attitude maneuver.

5- References

- [1] Abdulwahhab, O. W., & Abbas, N. H. (2020). Survey Study of Fractional Order Controllers. *Journal of Engineering*, 26(4), 188-201.
- [2] Xinsheng, W., & Huaqiang, Z. (2015, July). Fractional order controller for satellite attitude control system with PWPF modulator. In 2015 34th Chinese Control Conference (CCC) (pp. 5758-5763). IEEE.
- [3] M. J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering Approach*, First Edition, Cambridge University Press, 1997.
- [4] Jalali-Naini, S. H., omid Omid Hemmat, A Modification to Integral Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 14, No. 1, 2021, pp. 46-55 (in Persian).

Pinch analysis and simulation of Bu Ali Sina crude oil refinery unit

Nazanin Nemati Yazdi¹, Mahdi Nasiri Shahrabaki², Mostafa Valizadeh Ardalan³, Ali Javadi^{2*}

1-Department of Mechanical and Industrial Engineering, University of Sadjad, Mashhad, Iran

2-Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

3-Department of Mechanical Engineering, Shahrood University of Technology, Shahrood, Iran

Abstract

Nowadays, energy saving in oil and gas refineries is of special importance, so saving and optimizing energy (fuel) consumption can have many positive economic and environmental effects. Based on this, in this research, optimization of fuel consumption in Bo Ali Refinery has been discussed. In this way, Bo Ali Refinery was first simulated in the Aspen Hysys software environment, then it was modified and redesigned through the sensitivity analysis of parameters effective in the energy consumption of the refinery. According to the title of the research, in order to minimize the consumption of external heat sources, pinch technology has been used. Also, considering the comprehensive combination diagram and its results, a four-stream converter is proposed for this refinery. The results showed that this redesign saved the heat transfer rate (34829042 kJ/h) and reduced the consumption of the refinery by about 7%.

Keywords

Oil refinery, Heat exchanger, Refinery distillation unit, Pinch analysis, Simulation.

1- Introduction

Human's increasing need for energy and its limited resources and the significant increase in energy prices in the world in recent years have caused the importance of optimizing energy consumption to increase. Process integration is a comprehensive approach in engineering design aimed at minimizing the use of resources and energy, which will lead to many conceptual design methods and industrial applications.

2- Description of the process and statement of the problem and method

In this article, the investigation of the crude oil refinery unit in Bou Ali Sina Petrochemical is discussed. The Boali oil refinery unit (Figure 1) has one distillation tower, two separator units, and three hot external heat sources. The distillation tower has 31 trays from which the products are taken out.

In this article, according to the sensitivity analysis that has been done, operational parameters are investigated and the effects of each of them are observed, and then the refinery will be modified and redesigned.

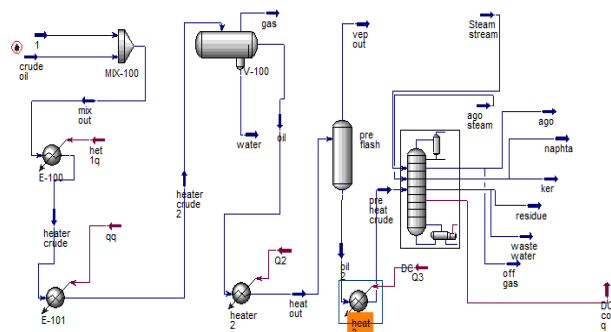


Figure 1. Simulation of Bu Ali Refinery

	Inlet T [C]	Outlet T [C]	MCp [kJ/C-h]	Enthalpy [kJ/h]	Segm	HTC [kJ/h-m ² C]	Flowrate [kg/h]	Effective Cp [kJ/kgC]	DT Cont. [C]
hot 1	150.0	80.0	3,000	210.0		720.0	---	---	Global
hot 2	180.0	120.0	1,500	90.00		720.0	---	---	Global
cold1	85.0	135.0	2,000	140.0		720.0	---	---	Global
cold2	91.8	140.0	4,000	192.8		720.0	---	---	Global
New									

Figure 2. streams Specifications

In this article, the design of the refinery and the examination of its results - such as the effect of the separator temperature on the mass flow rate, the analysis of the energy consumption of the hot external heat source, the changes in the flow rate of the streams with the temperature of the fluid entering the flash drum, etc - have been discussed and from Pinch's laws, the heat sources of the refinery have been modified.

3- Refining and rebuilding the refinery

In this part, by using the basic concepts of energy integration and software, by removing the hot and cold external heat source, two cold streams and two hot streams are transferred together in one exchanger and eliminate the energy required by the hot and cold external source and as a result, it reduces energy consumption in the entire refinery. The process started by mixing water and oil and by entering the hot external heat source, its temperature has reached from 14°C to 65°C. And then it enters the designed heat exchanger and exchanges heat with the water flow coming out of the three-phase sprayer. Figure (3) shows the operational view of the designed refinery. After designing the heat exchanger and minimizing the consumption of external heat sources, the results were obtained and by removing an external source and using the existing currents, the heat transfer rate of the entire refinery is equal to 534256924 kilojoules per hour.

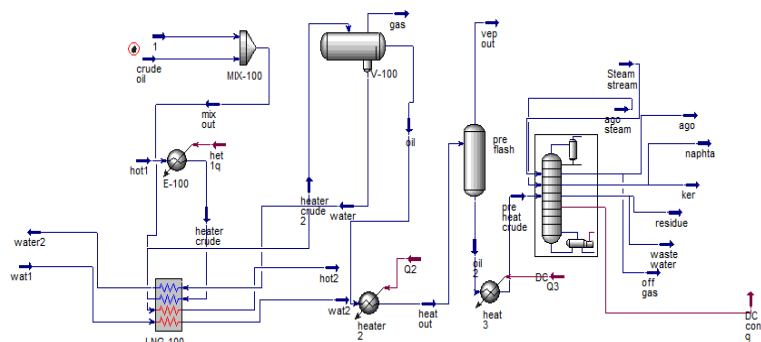


Figure 3. Modified refinery

Name	het 1q	Q2	Q3	DC cond q	** New **
Heat Flow [kJ/h]	6.043e+007	1.165e+008	2.143e+008	1.430e+008	

Figure 4. Heat transfer rate after refinery repairs

4- conclusion and suggestions

In this article, pinch analysis and simulation of oil refinery were investigated. As seen in this article, due to the increase in the price of energy carriers and the limitation of available fossil fuels, as well as the adoption of stricter environmental laws, it's inevitable to pay attention to the optimization of energy consumption in industries, especially oil refining industries, which have high energy consumption compared to other industries.

- According to the simulation, the value of the heat transfer rate of output from external hot sources and the boiler of this refinery using the software is 569085966.3 kJ/hour.
- Using the concepts of integration, pinch analysis, and heat exchanger design, the heat transfer rate was

reduced to 534256924 kJ/h.

- The results showed that only by analyzing the pinch and designing a heat exchanger, the consumption of external resources has decreased about 7%.

In order to achieve higher goals, the following topics can be suggested for further research:

- Investigating other potentials for distillation tower optimization, such as optimization of return flow ratios and optimization of operating pressure.
- Using other software related to pinch analysis and comparing their results with existing results.
- Converter design and pinch analysis for other heat sources and comparing their results with existing ones.

5- References

- [1] M. Mehdizadeh-Fard, F. Pourfayaz, M. Mehrpooya, A. Kasaeian, Improving energy efficiency in a complex natural gas refinery using combined pinch and advanced exergy analyses, *Appl. Therm. Eng.* 137 (2018) 341–355.
- [2]. B. Linnhoff, D. W. Townsend, D. Boland, G. F. Hewitt, B. E. A. Thomas, A. R. Guy & R. H. Marsland, 1983 . *A User Guide on Process Integration for the Efficient Use of Energy*. Institution of Chemical Engineers.
- [3]. Bejan.A, Tsatsaronis.G, Moran.M, 1996, . *Thermal Design and Optimization* .John Wiley and Sons.
- [4] A. Talaei, A.O. Oni, M. Ahiduzzaman, P.S. Roychaudhuri, J. Rutherford, A. Kumar, Assessment of the impacts of process-level energy efficiency improvement on greenhouse gas mitigation potential in the petroleum refining sector, *Energy* 191 (2020), 116243.
- [5] D. Ibrahim, M. Jobson, J. Li, G. Guill'en-Gos'albez, Optimal design of flexible heat-integrated crude oil distillation units using surrogate models, *Chem. Eng. Res. Des.* 165 (2021) 280–297.



Study the influencing parameters on performance of screw conveyor in order to redesign it in ShahreBabak copper complex

Mehdi Akhondizadeh^{1*}, Meysam Atashafrooz¹, Kamran Fathipour¹

1- Mechanical Engineering Department, Sirjan University of Technology, Sirjan, Iran

Abstract

In the present work, the performance of a case study screw conveyor in Shahrebabak copper complex has been studied. The design of screw based on the standard design codes, especially CEMA code, has been investigated to determine the design problems. The variation graphs of the screw speed, material rate and the upper bin discharge have been recorded to use in evaluations. Data collection revealed that the screw conveying rate of material did not match with the evaluations which given by the standard codes for the conveying capacity of screw. The data were used to derive a correction factor between the operational data and theoretical relations of conveying capacity. By the obtained correction factor, the relation for evaluation of the case screw capacity was derived and by with, the maximum screw capacity was determined. Redesign of screw, according to the material conditions and required capacity (of about 72 t/h) has been performed.

Keywords

Conveyor Design, Screw Conveyor, Screw Feeder, Material Handling, Screw Slope

1-Introduction

Xiaojia et al. [1] studied the movement of the solid-gas phase in a vertical screw conveyor to determine the velocity distribution function of the surrounding particles along the radius. Licking et al. [2] investigated the influence of blade bending angle on screw conveyor performance in a coal mine with the help of finite element simulation. The results showed that increasing the vane bending angle up to a certain amount increases the transfer rate and beyond that value decreases the transfer capacity. Using discrete element simulation, Owen and Cleary [3] studied the effect of parameters such as screw rotational speed, angle, screw diameter, pitch and pipe diameter on screw performance. Yankin [4] conducted a comprehensive study of the performance of screw conveyors in the form of theoretical studies and comparison and validation with experimental work in his doctoral thesis. In addition to the mentioned sources, the ANSI/CEMA standard [5] has provided designers with a powerful tool in the design and selection of screw conveyors and feeders. In the present work, the results of the investigation of the performance of a screw conveyor, which was carried out based on the request of Shahrbabak copper complex, to solve its problems, are presented.

2-Screw conveyor

Screw feeders and conveyors use the process of positive movement of materials in contact with the snail to feed or transfer materials. The principle of operation of this equipment is that, as a result of one revolution of the screw, the material is forced to move along the axis of rotation. The main components of most of these equipment are shown in Figure 1.

3-Problem description

It was founded that the screw conveyor claimed by the designer, Autotech, with a nominal capacity of 72 tons per hour, was not able to increase the capacity to more than 50 tons per hour, and therefore, the initial design was changed. Apparently, in the new design, the capacity problem is solved. The problem of the new design is that, when changing the screw capacity, which is done by changing its speed, the stabilization of the capacity is achieved with a delay. An example of speed changes and tonnage changes in 24 hours is shown in Figure 2.

* Mehdi Akhondizadeh, m.akhondizadeh@sirjantech.ac.ir

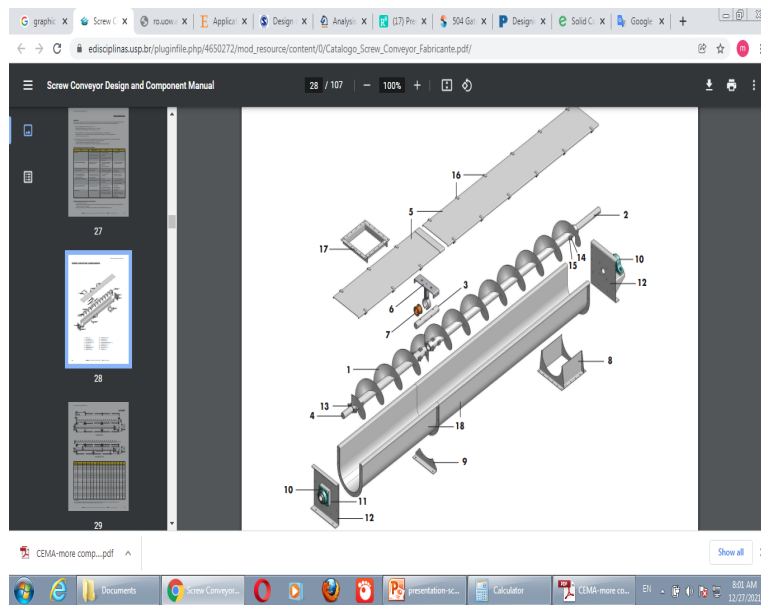


Figure 1. Schematic of the screw conveyor parts

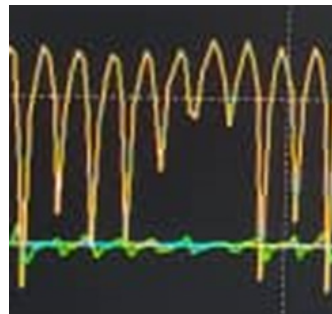
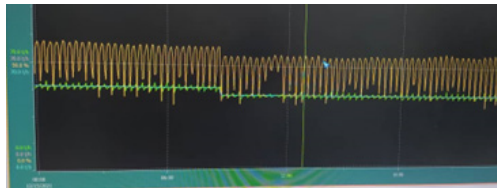


Figure 2. Variation of capacity and speed of screw during 24 hours

The values corresponding to the diagram in Figure 2 are: the maximum speed: 60%, The minimum speed: 29.7%, mean speed: 50.8%, the maximum rate: 58.3, The minimum rate: 47.2, Mean rate: 51.6%

Table 2. Parameters of Screw design

Dia.	Screw Num.	feed Pitch	Conv. Pitch	Feed length	Conv. Length	Power
530mm	2	350mm	250mm	750mm	4500mm	75kw

4- Screw capacity

The capacity of the screw conveyor is calculated according to its functional parameters with the following relationship: [5]

$$C = 0.4712n(D_s^2 - D_p^2)PK / 1728 \tag{1}$$

where, C is the screw capacity in cubic feet per hour, n is the screw rotation speed (rpm), P is the screw pitch in inches, K is the filling percentage, D_s is the screw diameter and D_p is the pipe diameter, both in inches.

Equation (1) is a valid relationship for calculating the capacity of the screw conveyor [6-8]. Equation (1) in terms of tons per hour, including a correction factor, is as follows:

$$Q(t/h) = (PKC_r \rho n (Ds^2 - Dp^2)) / 117 \quad (2)$$

Where ρ is the mass density of the material in tons per cubic meter, n is the screw speed in revolutions per minute and C_r is the correction factor. The screw capacity, or tonnage, was received from the control room in different conditions and also calculated with equation (2) and the results are given in Table 3. Also, in this table, the necessary correction factor is given to bring the calculated values closer to the real data. The speed is expressed as a percentage of the rated speed, 1460 rpm.

Table 3. The capacity and speed of the screw and the correction factor

Capacity	55	58	48.6	52	49.9	49.1	56.3	50.3	49	48.6	50.2	56.2
Speed	66	74	45.3	44	55.4	52	35.3	77.7	50.6	45.3	55.3	33.3
C_r	0.39	0.36	0.5	0.55	0.42	0.44	0.75	0.3	0.45	0.5	0.42	0.79

In almost all cases, a correction factor smaller than 1 is required to have the close evaluations of the screw capacity with the measured ones. To validate these correction factors, data related to tonnage and speed are recorded at another time and calculated with the equation 2.

In addition to the measurements of the screw performance, the review of the researchers' research and the laboratory results of the manufacturing companies show that there are factors that influence the correction factor. According to the ANSI/CEMA standard, the following factors influence the correction factor: Pitch to screw diameter ratio, The shape of the screw blades, The need to use a screw to mix the materials along the way

For the pitch-to-diameter ratio, it is suggested that certain standards be followed. Standard ratios include 0.5, 3.2, 1 and 1.5. For the new design screw, which this ratio is about 2.3, the effect of this ratio on the correction factor is about 0.66.

The shape of the screw blades in this work is standard. This factor is ineffective for this screw and its effect is considered with a factor of 1. Examining the graphs showed that according to reference data [2], rate change is related to speed change with a factor of 0.85, and based on reference data [3], rate change is related to speed change with a factor of 1. That is, in the first case, in the constant condition of other parameters, if the speed is equal to x , the feeding rate is equal to $0.85x$, and in the second case, in the constant condition of other parameters, when the speed is equal to x , the rate is also equal to x . Observations have also shown that a standard screw with an inclination of 15 degrees will have a capacity of about 75% of its horizontal capacity, and with an inclination of about 25 degrees, it will lose about 50% of its capacity. [10]

The effect of these factors on the correction factor can be summarized as follows:

$$C_r = 0.88 * 0.66 = 0.528 \quad (3)$$

5- Redesign of screw

As mentioned in the previous sections, the screw of the previous design has not provided the required capacity of Shahrabak copper complex. The screw of the previous design, assuming a correction factor of 0.56, has a capacity of about 50 tons per hour at the maximum speed, that is, 26 rpm. The ANSI/CEMA standard allows a maximum speed of about 94 rpm for current materials for a 20-inch

As a result, the 16-inch screw, only if the materials are A35 or softer in terms of wear index, is suitable for the required capacity of over 72 tons per hour, and otherwise, according to the limitations Mentioned for speed, it does not fit. The 20-inch screw, even in the condition of material with the worst wear index, i.e. A27, will be able to work at a speed of 40 rpm, and therefore, even with a reduction factor of 0.52, it will give a capacity of about 110 tons per hour.

6- Results

- Calculation of screw feed rate and correction of coefficients with the help of data collection of actual screw performance showed that the new screw has a transfer capacity between 95 and 110 tons per hour at a maximum speed of 26 revolutions per minute.

- In the required range of the rate ,which is about 72 tons per hour ,the diameter of 20 inches is suitable for the screw ,and the required rates can be reached by slightly reducing the diameter of the pipe and increasing the speed of the screw by changing the gearbox.
- The current screw design is much higher in terms of transfer capacity than the requested rate of 72 tons, and it is estimated to have a capacity of about 110 tons per hour .Of course ,the current design should work very well in terms of screw wear.

7- References

- [1] Xiaoxia S, Wenjun M, Yuan Y. Design method of a vertical screw conveyor based on Taylor–Couette–Poiseuille stable helical vortex. *Advances in mechanical engineering*. 2017 Jul;9(7).
- [2] Liqing Sun, Xiaodi Zhang, Qingliang Zenga, Kuidong Gaoa, Kao Jiang, Jiawei Zhou, Application of a screw conveyor with axial tilt blades on a shearer drum and investigation of conveying performance based on DEM, *Particuology*, 2021
- [3] Owen PJ, Cleary PW. Prediction of screw conveyor performance using the Discrete Element Method (DEM). *Powder Technology*. 2009 Aug 10;193(3):274-88.
- [4] Yu Yongqin. Theoretical modelling and experimental investigation of the performance of screw feeders. Doctoral thesis, Mechanical Engineering Department, University of Wollongong, 1997
- [5] *Screw Conveyors for Bulk Materials ANSI/CEMA*, Conveyor Equipment Manufacturers Association, Standard No. 350, Fifth Edition, 2019
- [6] Asli-Ardeh EA, Mohsenimanesh A. Determination of effective factors on power requirement and conveying capacity of a screw conveyor under three paddy grain varieties. *The Scientific World Journal*. 2012;2012.
- [7] Olanrewaju TO. Design and fabrication of a screw conveyor. *Agricultural Engineering International: CIGR Journal*. 2017 Oct 11;19(3):156-62.
- [8] Bolat B, Bogoclu ME. Increasing of screw conveyor capacity. *Journal of Trends in the Development of Machinery and Associated Technology*. 2012;16(1):207-10.
- [9] *Screw conveyor engineering guide*, KWS manufacturing, 2015
- [10] <https://www.kaseconveyors.com/resources/screw-conveyor-engineering-guide/inclined-screw-conveyors/>



A Review on Heat Transfer Coefficient Measuring Methods in Bulk and Film Specimens

Mehdi Jafari Vardanjani*

Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

Thermal conductivity and contact thermal conductivity play an important role in the design of engineering thermal products. To date, various types of solid and thin film measurement techniques are known. In general, these methods are divided into two categories: stable and transient, each of which is used according to the nature and accuracy required of the measurement, relative to the target test sample. In general, the most common challenge of the techniques for measuring the conductive heat transfer coefficient is related to achieving an error of less than 5%, which is caused by bulk or contact heat transfer. For this reason, choosing the appropriate measurement method for quantitative and accurate measurement of the target sample requires knowledge in the field of thermophysical characteristics, geometry and sample preparation method. It is also important to understand the principles and limitations of testing methods and possible sources of error that affect the final results. In this regard, in the present study, after examining the various aspects of stable and transient measurement methods, including the type of sample, achievable accuracy, costs, activities required for preparation, and other related matters, a comparison has been made between them; finally, the appropriate method has been recommended according to the target sample considering the parameters of measurement time, appropriate sample size, cost, and complexity of the technique.

Keywords

Heat transfer coefficient, Thin film, Bulk materials, Conductivity

1- Introduction

Thermal conductivity (k) shows the ability of a material to conduct heat. This parameter depends on the thermal energy (Q) passing through the thickness (L) in the direction perpendicular to the surface (A). Assuming the stability of the conditions, the temperature difference created on the sides of the sample thickness ($T_h - T_c$) are also effective on the value of this parameter. The range of thermal conductivity (k) values for solids, at room temperature, has been found to be between $0.015 \frac{W}{m \cdot K}$ and $3000 \frac{W}{m \cdot K}$. This parameter can be a function of temperature or a function of heat flux direction.

Contact thermal conductivity is also referred to as the ratio of heat flux passing between two tangential surfaces to the temperature difference of those two surfaces. This issue for solid materials often occurs due to the roughness of the contact surfaces. This parameter is affected by factors such as surface roughness, surface hardness, impurities, thermal conductivity coefficient of two tangent surfaces, and contact pressure [1]. For thin materials (films), the issue of contact conduction and the resulting temperature drop depends on the adhesion strength and material difference. In this regard, it should be noted that thermal contact resistance and thermal boundary resistance are used to describe the thermal conductivity of the contact surface of bulk materials and thin films, respectively. Knowledge of thermal conduction and contact thermal conduction are essential for the design of thermal systems. In this article, the methods of measuring this parameter in order to characterize the thermal conductivity and contact thermal conductivity of bulk and film solid materials have been reviewed and compared, so that according to the parameters of the measurement time, the appropriate size of the sample, the cost, and the complexity of the technique, the appropriate method is selected according to the sample in question.

Since the 1950s, extensive efforts have been made to determine the coefficient of thermal conductivity and contact

* Mehdi Jafari Vardanjani, m-jafari@tvu.ac.ir

thermal conductivity of materials in bulk materials [2-6]. It shows some of the most commonly used methods that can be placed in the general group of stable and transient methods. In steady state methods, thermal properties are measured by creating a constant temperature difference independent of time. In transient methods, the amount of energy dispersion of the sample is usually measured in a time-dependent manner. Each of these methods can be used for a specific range of materials with their own advantages and disadvantages depending on the thermal properties, sample configuration, and measurement temperature.

Thin or film-like materials with thicknesses ranging from a few nanometers to several hundred microns are widely used in engineering systems. These materials are used to improve mechanical, optical, electrical, and thermal performance in microprocessor [7], photonics [8], solar cells [9], and thermoelectric [10] industries. These film materials may be used together with a substrate or as a multilayer, or even free. Usually, the thermal conductivity of thin films is heterogeneous and depends on the thickness. Also, the preparation method and the film substrate are also factors that affect the delivery of these materials. Usually, the methods of measuring the thermal conductivity coefficient of bulk materials cannot be used for thin materials and films due to their large dimensions. Therefore, according to the progress made in the field of heat transfer in micro and nano dimensions during the last 30 years, special methods have been invented in this field (Table 1). These methods mainly include 3ω , and thermal reflection techniques.

Table 1 Commonly used thermal characterization techniques reviewed in this article

Sample	Stable	Transient	
		Frequency	Time
Bulk	<ul style="list-style-type: none"> • Absolute • Comparative • Radial • Parallel 	Pulsed power	<ul style="list-style-type: none"> • Hot wire • Laser beam • Hot disk
			<ul style="list-style-type: none"> • 3ω • Thermal reflection
Film	Thermal and electrical		

2- Measurement Methods

According to the analysis and comparison made about different methods of measuring the coefficient of heat transfer by conduction and different materials in the field of parameters of stability or transience of the method, mass or layered (film) state of the sample, type of material, time required for testing, cost, accuracy Achievable, the usable temperature range of the method, the complexity of the test configuration, error factors, the theoretical relationships used and the applications of each method, it can be concluded that according to Fig. 1, each of the methods has its own applications and limitations. And their selection depends on the mentioned parameters and the same procedure cannot be considered for all materials and different conditions. For example, the biggest challenge of the absolute measurement method is in determining the heat flux passing through the sample. To solve this problem, a standard part (reference) with a certain heat transfer coefficient is used. In this way, the comparative technique can be used without the need to directly measure the heat flux.

Also, longitudinal configurations have a suitable temperature range limit. For example, for measurements at very high temperatures (e.g. above 1000 K), heat loss due to radiation through the heater and sample surfaces cannot be ignored and can cause uncertainty when calculating the sample heat flux. Therefore, to overcome this problem, cylindrical samples are used in the radial heat flux method.

Unstable methods have also been developed in order to overcome the limitations of stable methods including disturbing heat loss, contact resistance temperature sensors and the relatively long time required to achieve a stable temperature difference, the most important of which is the 3ω method.

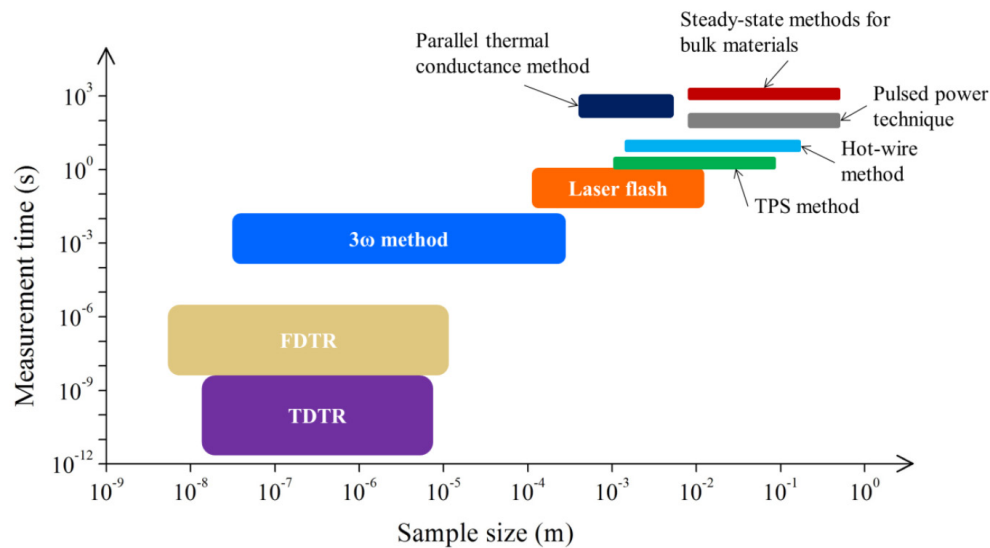


Fig. 1 Specimen size and measurement time for different methods of measuring the heat transfer coefficient

On the other hand, the lumpy or layered nature of the sample makes it impossible to use any method arbitrarily to measure the conductive heat transfer coefficient in the material, and the appropriate method must be chosen according to the required accuracy. For example, the characterization of small millimeter bulk materials is considered a big challenge because it is very difficult to measure the temperature by thermocouples and measure the heat flux in them.

Contact or non-contact measurement method also creates limitations or advantages in the desired method. For example, thermal contact resistance is usually an important source of error in temperature measurement. Therefore, the laser beam or thermal reflection method has been developed to achieve high accuracy. Of course, the error caused by radiant heat transfer should not be ignored in these methods and suitable conditions should be provided for non-contact measurement. Also, in contact methods, it is usually assumed that heat transfer is done in a one-dimensional way (there is no lateral heat loss).

3- Conclusion

In general, it can be said that according to the comparison, stable methods are capable of measuring large samples in the longest data collection time, while the unstable thermal reflection method is able to measure this parameter for the thinnest film in the shortest possible time.

4- References

- [1] Savija, I., et al., Review of Thermal Conductance Models for Joints Incorporating Enhancement Materials. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer - J THERMOPHYS HEAT TRANSFER*, 2003. 17: p. 43-52.
- [2] Hamilton, R.L. and O.K. Crosser, Thermal Conductivity of Heterogeneous Two-Component Systems. *Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals*, 1962. 1(3): p. 187-191.
- [3] Prasher, R., Thermal Interface Materials: Historical Perspective, Status, and Future Directions. *Proceedings of the IEEE*, 2006. 94: p. 1571-1586.
- [4] Tritt, T.M., *Thermal Conductivity: Theory, Properties, and Applications*. 2006: Springer US.
- [5] Yüncü, H. and S. Kakaç, Thermal Contact Conductance - Theory and Applications, in *Cooling of Electronic Systems*, S. Kakaç, H. Yüncü, and K. Hijikata, Editors. 1994, Springer Netherlands: Dordrecht. p. 677-702.
- [6] Zeller, R.C. and R.O. Pohl, Thermal Conductivity and Specific Heat of Noncrystalline Solids. *Physical Review B*, 1971. 4(6): p. 2029-2041.
- [7] Machlin, E.S., Chapter V - Structure of amorphous films, in *Materials Science in Microelectronics I (Sec-*

ond Edition), E.S. Machlin, Editor. 2005, Elsevier: Oxford. p. 141-172.

- [8] Peumans, P., A. Yakimov, and S. Forrest, Small molecular weight organic thin-film photodetectors and solar cells. *Journal of Applied Physics*, 2003. 93: p. 3693-3723.
- [9] Xi, J.Q., et al., Optical thin-film materials with low refractive index for broadband elimination of Fresnel reflection. *Nature Photonics*, 2007. 1(3): p. 176-179.
- [10] Dresselhaus, M.S., et al., New Directions for Low-Dimensional Thermoelectric Materials. *Advanced Materials*, 2007. 19(8): p. 1043-1053.



Investigating the effect of friction coefficient on the forming force of copper sheet in the pressing process in bound groove molds

Saeed Rahnama^{*}, Moein gholami, Payam askari, Abbas Yaghobzadeh

Department of Aerospace Engineering, International Pardis Kish, Tehran University, Iran.

Abstract

Extreme plastic deformation methods are methods that can be used to produce materials with a high strength-to-weight ratio. Groove pressing process is a severe plastic deformation method used to produce metal sheets with very fine grain structure. In this research, numerically and using the finite element method, the groove pressing process is studied up to one full pass on a pure copper sample. Therefore, numerical modeling was done by ABAQUS 6-14 software, and by using this method, the output results of each stage are transferred as input to the next stage. Numerical results showed that with the application of each step of the process (Constrained Groove Pressing), the amount of plastic strain increases and also along the length of the sample, the amount of effective plastic strain changes in an oscillating manner. By examining the changes in the forming force during the process, the trend of force changes was observed. It consists of three parts in odd stages, and in the third part, the slope of force changes increases sharply, which is due to the increase of contact surfaces and the effect of friction in order to fill the corners of the mold. By examining the effect of the friction coefficient on the forming force, it was observed that with the increase of the friction coefficient, the maximum value of the forming force increases.

Keywords

Modeling, Copper sheet, Hardness, Forming force

1- Introduction

Extreme plastic deformation methods include processes that change the microstructure of materials from micron dimensions to nanometer dimensions, leading to the production of products with much higher strength. The common and unique feature of severe plastic deformation processes is the stability of the dimensions and the non-change of the material's appearance during the process, as a result of which the limitation of strain is lost. Metals subjected to severe plastic deformation processes have very good properties such as high strength at ambient temperature, resistance to wear, super plastic property at high temperature and low strain rate, good fatigue properties and excellent resistance. They show their self-esteem [1, 6]. Severe plastic deformation processes include many methods such as pressing in the same angular channels ECAP¹ [7-8] and high-pressure twisting HPT² [9-10] and bonding with cumulative rolling ARB³[11-12]. Most of these methods require expensive tools and complex procedures that have made it difficult to use in an industrial way [13-14]. One of these processes is the limited groove pressing process of CGP⁴, which has attracted the attention of many researchers in recent years [3,6]. CGP is a relatively new method in extreme plastic deformation. This process was first developed in 2002 by Shin and his colleagues [15]. They applied the process on aluminum sheets and concluded that with this method, it is possible to improve the mechanical properties as well as microgranular microstructure in metal sheets. In the same year, Lee et al [16] for the first time simulated the finite elements of this method and compared the results with the results of the CGR process. Investigating the CGP process at two different temperatures (room temperature and refrigeration) was a research done by Krishnaiah et al. [17] in 2005. In 2010 [18], Ganesh et al investigated the effect of the CGP process of aluminum sheet on the deep drawing process

Gholami et al [19] experimentally and numerically studied the effect of CGP process on 6061 aluminum

1 Equal channel angular pressing

2 High pressure torsion

3 Accumulative roll bonding

4 Constrained Groove Pressing

* Saeed Rahnama, srahnama@birjand.ac.ir

sheet and concluded that the distribution of mechanical properties in CGP samples is non-uniform. Finally, they reported that the uniformity of the mechanical properties can be increased by optimizing the geometrical parameters of the process. In another research[20], Gholami et al. numerically investigated the effect of using a plate holder on the uniformity of the plastic strain accumulated in a copper sample and concluded that the use of a plate holder during the process significantly increases the uniformity of the plastic strain and as a result Uniformity of mechanical properties. Jabali et al. [21] in 2023, experimentally applied the CGP method at high temperature (250 C0) and investigated the effect of this method on the mechanical properties of the formed sample. Finally, it was determined by the fracture study that with increasing the number process passes, the fracture mechanism changes from brittle to soft state. In 2023, Wang et al. [22] investigated the effect of CGP using ultrasonic hammering at different temperatures and concluded that at a temperature of 200 °C with a hammering time of 100 Second, a suitable combination of ductility and strength is achieved. In 2023, Yadav et al. studied the effect of the CGP process on the wear behavior of aluminum samples and concluded that the wear resistance of CGP samples also increases due to the application of strain. According to the past research, the effect of friction coefficient on the forming force has not been done. In addition to the study of the plastic strain created in the sample, the effect of friction on the forming force has been investigated. It is that by increasing the friction coefficient, the maximum amount of forming force increases.

2- CGP process

In the CGP process, four consecutive pressing steps are performed as shown in Figure 1, which is called a limited groove pressing cycle. Carrying out each pressing cycle can lead to an increase in the strength and hardness of the sheet along with the finer graining of the sheet, but with the increase in the number of cycles, the effects of the process on improving the mechanical behavior of the sheet are reduced, as well as creating surface cracks and reducing the ductility of the sample are among the factors that limit the number of possible cycles. It is done on a sheet.

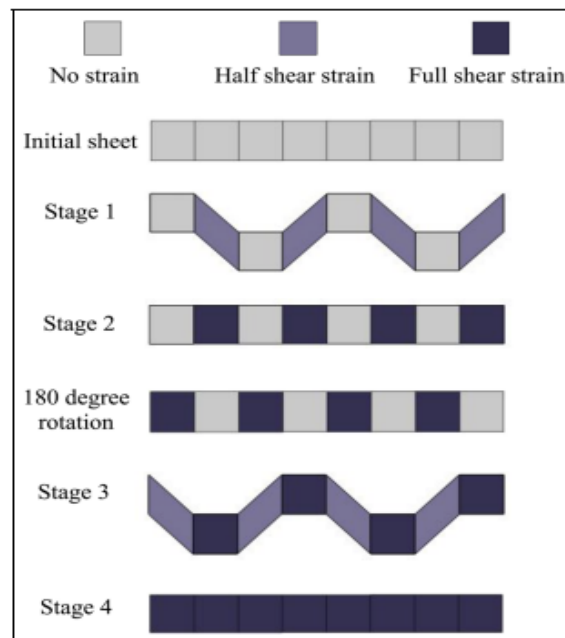


Figure 1: A simple view of the practical steps of the pressing process in bound slotted molds

3- Research materials and methods

In this research, the simulation of complete two-pass finite elements of the limited groove pressing process is performed by Abaqus software on a pure copper sheet in two dimensions. The mechanical properties and Johnson-Cook coefficients of the copper sheet used in the simulation are presented in Tables 1 and 2.

Table 1- The density and elastic properties of the pure copper sheet used in the simulation

Young's modulus (E) (GPa)	Poisson ratio (ν)	Density(Kg/m ³)
117	0.33	8960

Table 2- Johnson-Cook constants and parameters used in the simulation

A (MPa)	B (MPa)	n	C	m	T _r (K)	T _m (K)	$\dot{\epsilon}_0$
90	292	0.31	0.025	1.09	298	1356	1

4- Simulation of finite elements

In this research, ABAQUS 6-14 finite element software is used for numerical simulation of the problem. Because the mechanical properties of the sample change with the application of each step of the CGP process, in the current numerical analysis, a method that can transfer the output results of each step as input to the next step is used. In this simulation, the copper sheet is modeled as a deformable solid body. In order to study more precisely in terms of the distribution and amount of forming force, the molds used in the simulation are modeled rigidly/analytically. Since in the CGP process, the sample size changes after each pass along the direction of the grooves is insignificant, this process is considered plane strain. In the finite element model, the dimensions of the mold and the sample are considered to be 2 x 20 mm. The results of this model have been used to evaluate the accumulated plastic strain during the process and the forming force. In this simulation, the value of the friction coefficient according to the source [12] is considered equal to 0.25. At each stage of the analysis, the degrees of freedom of the bottom molds (flat and grooved) are constrained in all directions. The upper part of the mold can only be moved perpendicularly to the sheet. The amount of displacement of the mold during the process of shape change is equal to the thickness of the sheet. In the simulation carried out in this research, in order to prevent the increase in the length of the sheet without creating an edge in the mold, the sides of the sheet are tied.

5- Conclusion

In this article, the simulation of the finite elements of the CGP process was carried out using Abaqus software, and the most important results obtained are summarized in this section.

1- The analytical relations governing the plastic strain process predicts 1.16, which increases exponentially with the increase in the number of passes. But in the simulation, it was observed that the average strain in the middle of the sample after the end of the first pass is equal to 1.23. Considering the low error (03.6%) and the nature of the strain measurement in the developed analytical model and the finite element model, the error rate can be justified.

2- Along the length of the sample, the strain changes are fluctuating and the lowest amount of strain occurs in the corner radius region.

3- Using the simulation of finite elements in two-dimensional mode and plane strain, it is possible to predict the behavior of the forming force. According to the trend of force changes in the grooving stages (stages 1 and 3) and flattening stages (stages 2 and 4) are similar. The force is divided into three areas in the grooving stages, and the force increases steeply in the third stage and when the groove chamber is completed. The double force increase at the end of steps 1 and 3 is due to the forming force to fill the corners of the mold.

4- By examining the effect of friction coefficient on the forming force of the process, it was found that increasing the amount of friction coefficient increases the maximum forming force.

6- References

[1] M. Borhani, F. Djavanroodi, Rubber pad-constrained groove pressing process: Experimental and finite element investigation, Materials Science and Engineering: A, Vol. 546, No. 1, pp. 1-7, 2012.

- [2] A. Sajadi, M. Ebrahimi, F. Djavanroodi, Experimental and numerical investigation of Al properties fabricated by CGP process, *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 552, No. 1, pp. 97-103, 2012.
- [3] K. Peng, L. Su, L. L. Shaw, K.-W. Qian, Grain refinement and crack prevention in constrained groove pressing of two-phase Cu–Zn alloys, *Scripta Materialia*, Vol. 56, No. 11, pp. 987-990, 2007.
- [4] K. Peng, Y. Zhang, L. L. Shaw, K.-W. Qian, Microstructure dependence of a Cu–38Zn alloy on processing conditions of constrained groove pressing, *Acta Materialia*, Vol. 57, No. 18, pp. 5543-5553, 2009.
- [5] Z.-S. Wang, Y.-J. Guan, G.-C. Wang, C.-K. Zhong, Influences of die structure on constrained groove pressing of commercially pure Ni sheets, *Materials Processing Technology*, Vol. 215, No. 1, pp. 205-218, 2015.
- [6] A. Shirdel, A. Khajeh, M. Moshksar, Experimental and finite element investigation of semi-constrained groove pressing process, *Materials & Design*, Vol. 31, No. 2, pp. 946-950, 2010.
- [7] M. A. Ranaei, A. Afsari, S. Y. Ahmadi. Brooghani, M. M. Moshksar, Microstructure, mechanical and electrical properties of commercially pure copper severely deformed by equal channel angular pressing, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 15, pp. 257-267, 2014. (in Persian).
- [8] M. Nili Ahmadabadi, H. Shirazi, H. Ghasemi-Nanesa, S. Hossein Nedjad, B. Poorganji, T. Furuwara, Role of severe plastic deformation on the formation of nanograins and nano-sized precipitates in Fe–Ni–Mn steel, *Materials and Design*, Vol. 32, pp. 31–3526, 2011.
- [9] Yu.u. Ivanisenko, R.Z. Valiev, H.J. Fecht, Grain boundary statistics in nanostructured iron produced by high pressure torsion, *Materials Science and Engineering A*, Vol. 390, pp. 159–65, 2005



Improving the performance of satellite attitude control with a reaction wheel actuator and considering sensor noise

Vahid Bohlouri^{1*}, Hamideh Sadat Seyed Hosseini²

1- Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

2- Department of Computer Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

In this paper, the robust optimization method has been used to reduce the effect of sensor noise on the performance of the satellite attitude control system with a reaction wheel actuator. In this regard, the absolute pointing error on the satellite attitude has been chosen as the main control performance criterion. The optimization algorithm based on the genetic algorithm and the Monte Carlo method of successive iterations have been used to include the effect of noise and obtain the control coefficients. A modified proportional-integral-derivative (PI-D) controller with the observer method has been utilized to control the spacecraft. White Gaussian noise is added to angular velocity and angular feedback through a low-pass filter. To compare the results fairly, the control coefficients for the same simulation conditions have been obtained for two approaches; robust optimization and deterministic optimization. The performance criterion in terms of the noise power spectral density function has been investigated for two optimization approaches. The comparative results show that the tuned control system by the robust optimization method, its performance criterion is more robust in the face of noise and has less changes, while the performance criterion of the deterministic optimization method has more changes in noisy condition.

Keywords

Satellite attitude control, Sensor noise, Robust optimization, Reaction wheel, Modified PID.

1- Introduction

Noise is one of the factors causing errors in control systems, especially measuring equipment and sensors [1]. To reduce the effect of noise, one approach is to use estimators to estimate the original signal contaminated with noise. But another approach is to use non-deterministic optimization method. Parametric uncertainties are usually included in the robust optimization method. As a reference example, [2] and [3] have used this method to reduce the effect of uncertainty in the satellite status control performance criterion. In this article, to reduce the effect of sensor noise, the use of a robust optimization method for the satellite status control system is proposed. Considering the power spectrum density (PSD) of the sensor noise and sampling it, this method can be implemented in the optimizer algorithm with successive iterations and using statistical features.

2-Spacecraft Attitude Control

The block diagram of single-axis status control of rigid satellite with reaction wheel actuator and PI-D controller is drawn in Figure 1. It is worth mentioning that due to the presence of the saturation block, the mentioned control system is non-linear and the noise signal also enters the control system after passing through the first-order filter. In this block diagram, there are two feedback paths of angle and angular speed, which usually in determining the position of the satellite, the data of the gyro sensors or the rate gyro are noisy and can affect the control accuracy. Other mathematical relations of the control diagram of Figure 1 are written as follows.

* Vahid Bohlouri, V_bohlouri@tvu.ac.ir

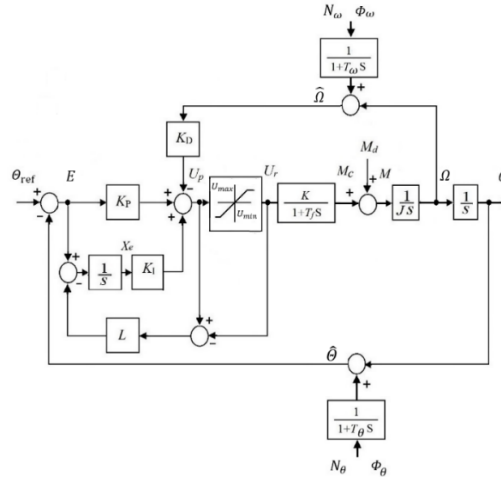


Figure 1. Satellite attitude control with reaction wheel model and sensor noise

$$E(t) = \Theta_{ref} - \hat{\Theta} \tag{1}$$

$$u(t) = K_P E(t) - K_D \hat{\Omega} + K_I X_e \tag{2}$$

$$M = M_c + M_d \tag{3}$$

$$U_r = \begin{cases} U_{max} & \text{for } U_p > U_{max} \\ U_p & \text{for } U_{min} \leq U_p \leq U_{max} \\ U_{min} & \text{for } U_p < U_{min} \end{cases} \tag{4}$$

$$\hat{\Theta} = \hat{N}_\theta + \Theta \tag{5}$$

$$\hat{\Omega} = \hat{N}_\Omega + \Omega \tag{6}$$

$$\dot{X}_e = E - (U_p - U_r) L \tag{7}$$

$$\dot{M}_c = (K U_r - M_c) / T_f \tag{8}$$

$$\dot{\Omega} = \frac{M}{J} \tag{9}$$

$$\dot{E} = \Omega \tag{10}$$

$$\dot{\hat{N}}_\theta = (N_\theta - \hat{N}_\theta) / T_\theta \tag{11}$$

$$\dot{\hat{N}}_\omega = (N_\omega - \hat{N}_\omega) / T_\omega \tag{12}$$

Table 1 presents the parameters and status control system unit.

Table 1. Parameters values and their units

Parameter	Unit
U_p, U_r	N m
J	Kg m ²
Ω	rad/s
Θ	rad
K_p	N m/rad
K_D	N m s/rad
K_I	N m/s rad
L	rad/N m
\ddot{u}_d, \ddot{u}_c	N m
$\ddot{\Theta}_\theta, \ddot{\Theta}_\omega$	rad ² s
$\ddot{u}_f, \ddot{u}_\theta, \ddot{u}_\omega$	s
K	-

3- Optimization

The deterministic optimization of the spacecraft attitude control system has been done according to the following statements.

$$\text{Find } (K_p, K_D, K_I, L) \quad (14)$$

$$\text{Minimizing } \bar{E}_r \quad (15)$$

$$\text{Subject to } \bar{E}_r \leq K \quad (16)$$

where the control coefficients are the optimization variables and the absolute pointing error on the objective function. Also, the control coefficients obtained from the deterministic optimization with the GA method and for the stopping condition of the changes of the objective function being less than the value of 10^{-7} have been obtained in Table 2.

Table 2. obtained controller gains from deterministic optimization

$\Theta_{\ddot{u}}$	K_p	K_D	K_I	L
5	53/41	35/51	31/65	73/25
15	27/16	24/54	11/97	4/05
30	92/69	52/15	49/84	17/02
45	89/93	50/84	45/42	38/68
60	15/84	17/78	5/61	157/51

In contrast to the deterministic optimization, the robust optimization approach based on frequent iterations of the program, taking into account the statistical characteristics, can be used to include the effect of disturbance and noise. The terms of this optimization are as follows:

$$\text{Find } (K_{ii}, K, K, L) \tag{17}$$

$$\text{Minimizing } E\{\bar{E}_r\} + w\sigma\{\bar{E}_r\} \tag{18}$$

$$\text{Subject to } \bar{E}_r \leq K \tag{19}$$

Table 2. obtained controller gains from robust optimization

Θ_{ref}	K_P	K_D	K_I	L
5	138/20	104/62	50/58	36/73
15	60/78	54/78	19/18	1/05
30	99/89	88/25	30/86	0/04
45	143/78	120/04	49/64	2/64
60	122/26	97/29	43/69	17/56

4- Results and Discussion

In Figure 2, the step response of satellite status control with reaction wheel and PI-D controller for angles of 5, 15, 30, 45 and 60 degrees and for control coefficients set from deterministic optimization and without considering the sensor noise is plotted.

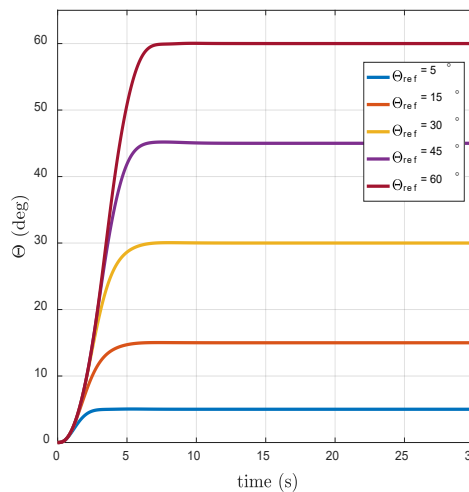


Figure 2. Step response of the satellite attitude control with tuned gains from deterministic optimization

In Figures 3 and 4, the expected value and standard deviation of the performance index are plotted versus noise PSD, for the regulatory controller with the coefficients obtained from the deterministic optimization and robust optimization and for the angles of 5, 15, 30, 45 and 60 degrees. In Figure 5, the expected value of the performance criterion is plotted versus standard deviation of the performance criterion for several noise PSD. In this figure, which has tried to investigate the effect of the arithmetic mean and standard deviation, it shows well the consistency of the satellite status control system, which is adjusted by the robust optimization method, compared to the deterministic optimization.

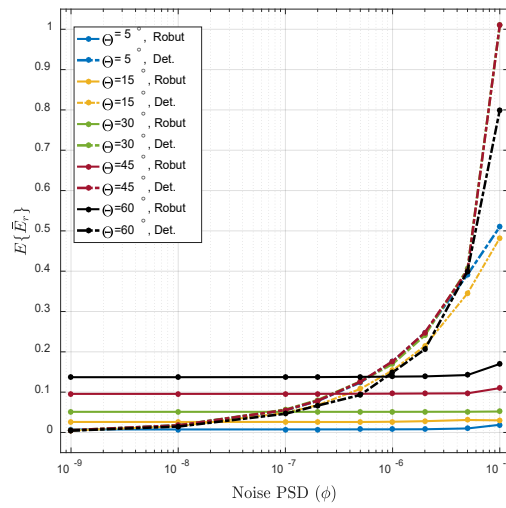


Figure 3. Expected value of the performance index versus noise PSD

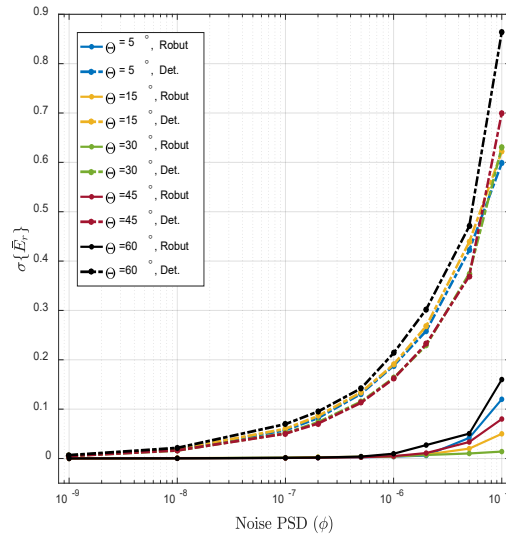


Figure 4. Standard deviation of the performance index versus noise PSD

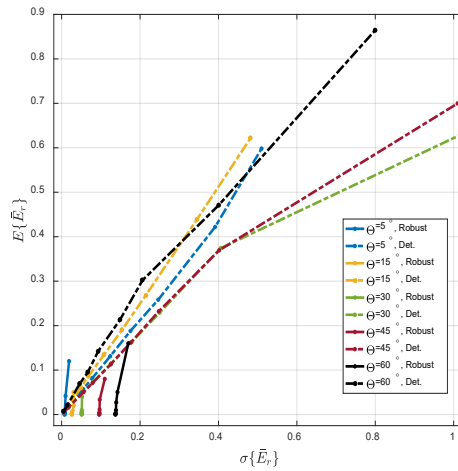


Figure 5. Expected value of the performance index versus standard deviation

5- Conclusions

In this article, the performance of satellite attitude control in the face of noise was improved by using the robust optimization method. Reaction wheel actuator and modified proportional-integral-derivative controller with observer-based method as well as two angle and angular velocity sensors impregnated with noise were used to model the control system. The absolute pointing error was chosen as the main performance index, and optimization with deterministic parameters and robust optimization with noisy parameters were performed for the same conditions based on Monte Carlo simulation. The numerical solution was performed for the same conditions with two approaches: deterministic optimization and robust optimization. In order to compare, the standard deviation and the expected value of the performance criterion were analyzed according to the noise spectral density function. The obtained results show that in the face of noise, the control system adjusted with the coefficients resulting from robust optimization has less changes, more consistency and less pointing error. Also, if the amount of noise is very low, the deterministic optimization method will be preferable. Another result is the ability to choose the weighting coefficient in the combined objective function in order to reach the relative expected conditions of the consistency of the control system.

6- References

- [1] Sidi, Marcel J. Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach, Cambridge university press, (1997).
- [2] Shinskey, F., Process Control System: Application, Design and Tuning, Fourth Edition, McGraw-Hill, USA, (1996).
- [3] Bohlouri, Vahid, Masoud Ebrahimi, and Seyed Hamid Jalali Naini. "Robust optimization of satellite attitude control system with on-off thruster under uncertainty." International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC). IEEE, (2017).



Numerical simulation of EF7 engine in different operating conditions

Seyyed Mohammad Mahdi Delavari¹, Karim Aliakbari^{1*}, Mohammad Sheykhi¹

¹-Department of Mechanical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran.

Abstract

In this research, with the help of commercial software called AVL BOOST, the performance of the EF7 gasoline engine has been simulated numerically, and the effect of compression ratio and spark timing has been investigated on power, torque, and thermal efficiency. The error of the current modeling compared to the results of experimental tests was reported in the range of 3%. Also the simulation results showed that at high speed (5000 rpm) if the spark advance starts 25 degrees before the top dead point and the spark duration in the range is 55 degrees, the maximum output power is obtained from the engine, and as the spark duration increases, the ignition speed decreases and the output power decreases. Besides, with the greater advance (ignition start angle), a greater percentage of the input energy is lost as heat to the engine wall and the output power decreases. It is noteworthy that in the optimal conditions of spark timing at 5000 rpm, the thermal efficiency of about 38% can be achieved, which is increased by about 11% compared to the default spark timing mode.

Keywords

EF7 engine; AVL BOOST; Spark timing; Thermal efficiency.

1- Introduction

Due to the strict environmental regulations, researchers in research institutes, universities, and automotive-related industries have been continuously researching for decades to achieve the maximum efficiency and performance of spark ignition (SI) engines of vehicles [1-4]. Various methods are used to increase efficiency, reduce fuel consumption, and reduce greenhouse gas emissions in spark ignition engines [5-7]. The performance of spark ignition engines depends on many factors, the most important of which are engine speed, compression ratio, spark advance, and ignition duration. In addition, these factors are among the most important parameters for optimizing the performance, efficiency, and emission of polluting gases, which allows internal combustion engines to meet the goals and standards of future emissions [8-10]. Since the advent of the first four-stroke Otto engine, the development of the spark-ignition engine has achieved a high level of success. In the early years, engine designers' main goal was increasing engine power and reliability. However, in recent years, ignition timing has attracted more attention in the development of advanced SI engines to maximize performance [11-14]. The modeling of the internal combustion engine was investigated in a simple and general way in references [15,16] and experimental diagrams were used to predict the engine performance.

The present work aims to find the appropriate operating point of the engine with changes in spark advance time, ignition duration, compression ratio, and speed. To find the appropriate point, which is the innovation of the present work, the EF7 spark ignition engine was used. To achieve this goal, the studied engine was first modeled in AVL BOOST software and then this model was validated with experimental and numerical data of the EF7 engine. In addition, characteristics such as power, torque, and thermal efficiency were obtained at different speeds and compression ratios. Characteristics such as power, torque, specific fuel consumption, and thermal efficiency at different advance angles and ignition durations at 5000 rpm will be examined to find the appropriate point.

* Karim Aliakbari, karim-aliakbari@tvu.ac.ir

2- Simulation and problem-solving procedure

2-1- Modeling

EF7 engine is a four-cylinder in-line spark ignition gasoline engine designed and produced by Iran Khodro Company. The engine model is simulated using AVL BOOST software according to references [20,27].

For the present study, the two-zone Wiebe model was chosen for combustion analysis. This model divides the combustion chamber into unburned and burned gas zones [28]. However, the assumption that burned and unburned charges have the same temperature is removed. Instead, the first law of thermodynamics applies to the burned charge and the unburned charge, respectively.

$$\frac{dm_b u_b}{d\theta} = -p_c \frac{dV_b}{d\theta} + \frac{dQ_F}{d\theta} - \sum \frac{dQ_{Wb}}{d\theta} + h_u \frac{dm_b}{d\theta} - h_{BB,b} \frac{dm_{BB,b}}{d\theta} \quad (1)$$

$$\frac{dm_u u_u}{d\theta} = -p_c \frac{dV_u}{d\theta} - \sum \frac{dQ_{Wu}}{d\theta} - h_u \frac{dm_B}{d\theta} - h_{BB,b} \frac{dm_{BB,b}}{d\theta} \quad (2)$$

where $dm_u \cdot$ is the internal energy change in the cylinder, $p_c \frac{dV}{d\theta}$ is the piston work, $\frac{dQ_F}{d\theta}$ is the fuel heat input, $\frac{dQ_W}{d\theta}$ is the wall heat loss, and $h_u \frac{dm_b}{d\theta}$ is the enthalpy flow from the unburned zone to the burned zone due to the conversion. Fresh charge for combustion products heat flux between two zones is neglected. $h_{BB} \frac{dm_{BB}}{d\theta}$ is the enthalpy due to blowing, $u \cdot$ and b in the subscript are unburned and burned gas.

The effect of changes in the characteristics of the input flow to the engine can be checked by defining three important criteria: effective torque (T_{eff}) in Nm, effective power (P_{eff}) in kW, and effective thermal efficiency (η_{theff}) in percentage, which are respectively defined as Eqs. (5)-(7) [30,31].

$$T_{eff} = \frac{P_{eff}}{n_m} \left(\frac{6000}{2\pi} \right) \quad (5)$$

$$P_{eff} = \frac{\int T(t) n_m dt}{\int dt} \left(\frac{2\pi}{6000} \right) \quad (6)$$

$$\eta_{theff} = \frac{P_{eff}}{CV \dot{m}_f} \quad (7)$$

ere n_m , CV , and \dot{m}_f are engine speed (rpm), low fuel calorific value (kJ/kg), and fuel consumption (kg/s), respectively.

2-2- Solution method

The method of solving equations in AVL BOOST software is the numerical method of the initial value, and the following assumptions are taken into account for the solution:

1. The numerical solution method of engine differential equations is the Rang-Kuta method.
2. The angular step is one degree and the number of repetitions is 50.
3. The convergence condition is based on pressure.

4. Simple two-zone models assume that the cylinder has a burned zone and an unburned zone at all times during the combustion process. The combustion zone consists of fuel, combustion products, and air, while the unburned zone consists of the surrounding air [27].

3- Analysis of the results

In this part, firstly, the validation of the model used to analyze the performance of the combustion engine is discussed, and then the effect of different parameters of the engine on the technical performance of the engine (power, torque, and thermal efficiency) is investigated.

3-1- Validation of the results

The specification of the desired engine for modeling the present work is an EF7 spark ignition engine. Table 1 shows the validation results for the power at 3000 rpm, where the modeling error in predicting the engine power is in the range of -2.54%. In Fig. 1, the effective power of the EF7 engine for the current model, the finite speed model (FS) [32], and the experimental results [32] are compared in different speeds. The results of the current model in estimating the output power indicate the validity and high accuracy of the current modeling compared to other proposed models.

Table 1 Validation of the current model by finite speed (FS) analytical method [32] and experimentally at 3000 rpm.

Parameter	Finite speed (FS) [32]	Experimental [32]	Current study
Power [kW]	49.2	47.2	46
Power error [%]	+4.24	0	-2.54

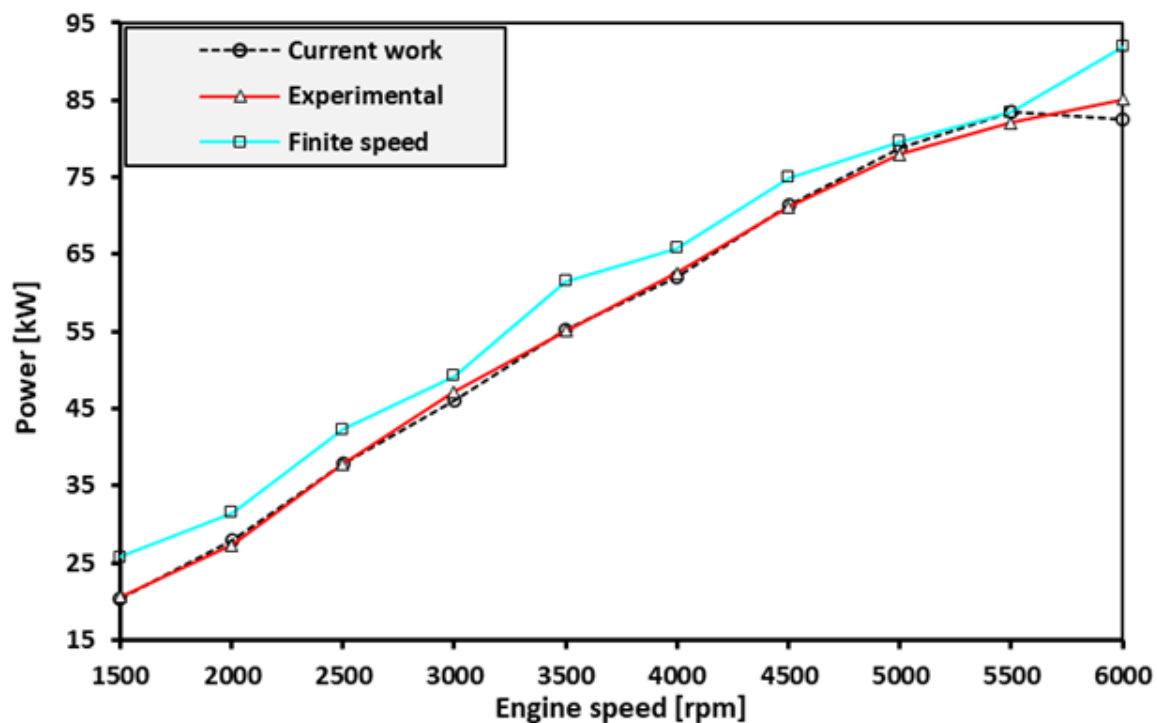


Fig. 2. Validation of the current model with engine power.

In Fig. 3, the effect of the compression ratio at different speeds on the output power of the engine is modeled. As the engine speed increases, the fuel consumption increases and the output power always increases. Also, as the engine compression ratio increases, the output power always increases due to the increase in engine pressure.

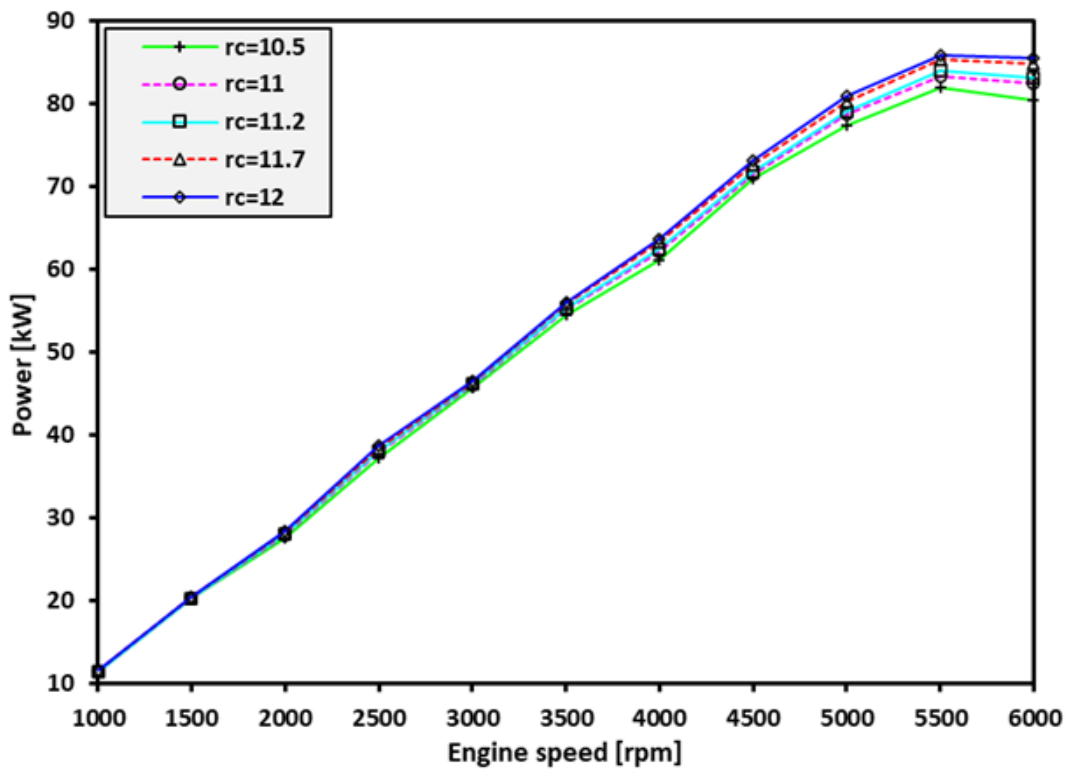


Fig. 3. The effect of compression ratio on the output power of the system at different engine speeds.

3-3- The effect of ignition start time and ignition duration on engine performance

In Fig. 6, the effect of spark timing on engine output power at 5000 rpm is simulated. If the ignition is started 25 degrees before the top dead center (TDC) point and the ignition duration is within 55 degrees, the maximum output power is obtained from the engine, and as the ignition duration increases, the ignition speed decreases and the output power decreases. Also, with a longer advance of the ignition time, a greater percentage of the input energy is lost as heat to the engine wall and the output power decreases.

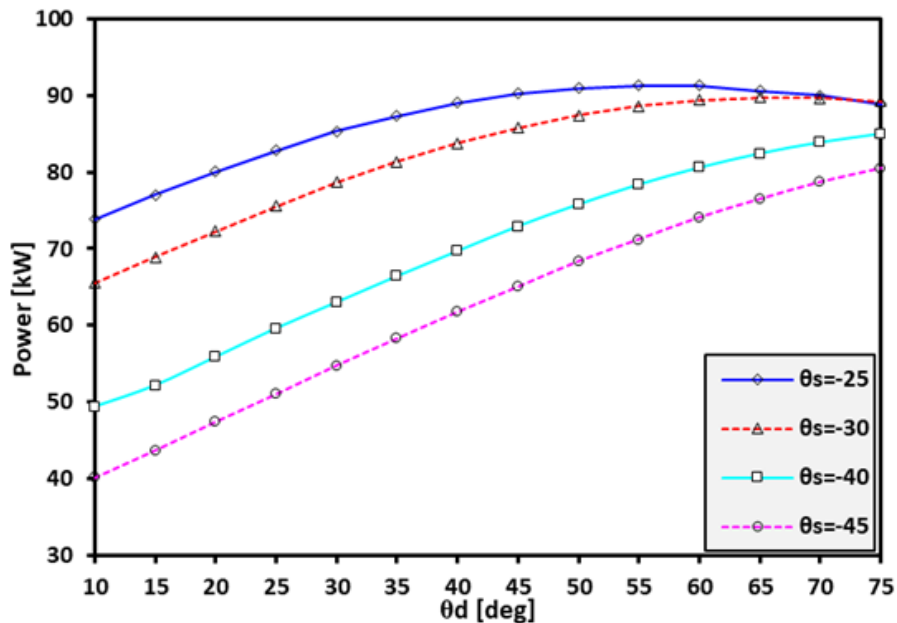


Fig. 6. The effect of ignition start time and ignition duration on output power at 5000 rpm.

4- Conclusion

In this study, the effects of compression ratio and engine speed on the performance characteristics of the EF7 combustion engine were numerically analyzed with the help of AVL BOOST commercial software, and the following results were obtained:

1. The developed numerical model had a good accuracy in predicting the performance of the combustion engine and the modeling error in predicting the output power from the engine was reported to be less than 3%.
2. The results showed that the characteristics of the engine, including power, torque, and efficiency, perform better with increasing speeds and compression ratio. Also, the results showed that the present engine has better performance between 3500 and 4000 rpm.
3. The results showed that if the spark is started 25 degrees before the TDC point and the spark duration is in the range of 55 degrees, the maximum output power is obtained from the engine at 5000 rpm, and with the longer spark duration, the combustion speed decreases and the output power decreases. Also, with the advance of the ignition time, a greater percentage of the input energy is lost as heat to the engine wall and the output power decreases.
4. The results showed that the value of the starting angle of the spark and the duration of the proper ignition angle at 5000 rpm to achieve the maximum amount of torque are -25 and 55 degrees, respectively, and in this condition the output torque reaches more than 174 Nm.
5. The results showed that in the proper ignition timing mode, the thermal efficiency reaches more than 38%, that the thermal efficiency in the default ignition timing mode is in the range of 34%, and by using the proper ignition timing, the thermal efficiency of the engine is enhanced by about 11%.



Routing for unmanned aerial robots in expedited order delivery within distribution networks and online customer service platforms

Erfan Khosraviyan*

Department of Mechanical Engineering, Payame Noor University, Tehran, Iran.

Abstract

Amidst the continuous expansion of global commerce and the urgent need for expedited order delivery within distribution networks and online customer service platforms, the demand for air cargo transportation has reached unprecedented levels, complementing traditional distribution channels such as land and sea. Consequently, this sector has garnered considerable attention in recent years. One of the primary challenges encountered in aerial distribution networks pertains to the routing problem for unmanned aerial vehicles (UAVs), which necessitates considerations of enhanced customer satisfaction and network constraints. To address this challenge, this paper commences by introducing the routing problem alongside customer and network constraints, subsequently presenting their mathematical formulations. Notably, the dynamic behavior of aerial robots poses a significant constraint in this context, which has been inadequately addressed in existing research on routing problems within distribution and customer service networks. This deficiency is attributed to the involvement of flight dynamics equations, complicating the problem significantly. In this study, the nonlinear equations governing aerial robots for customer service are reformulated in state space representation. Subsequently, the routing problem, incorporating the state space equations of flying robots and considerations of customer and network constraints, is tackled using a genetic optimization algorithm—an optimal solver. Following the solution process using the genetic algorithm, the results are elucidated in terms of optimal routes. Simulation outcomes validate the efficacy of the proposed approach in meeting all problem requirements and objectives, thereby presenting a viable solution for routing large-scale aerial networks.

Keywords

Routing, Aerial robot, State space equations, Genetic optimization algorithm, Distribution network and customer service

1- Introduction

The demand for air freight has surged due to the expansion of global trade and the need for rapid order delivery, drawing significant attention to the field in recent years. The unmanned robot routing problem involves coordinating a fleet of flying robots to serve customers with specific needs across various locations from one or more terminals or warehouses, all while minimizing costs. Most studies assume constant energy consumption, but it varies based on distance, speed, altitude, robot weight, cargo weight, and other factors.

2- Modeling the routing problem

Usually, multi-rotor maintenance in homogeneous or heterogeneous fleets requires sufficient information about the set, including multi-rotors, customers and warehouses, service areas, geographical conditions, etc.

A mathematical model contains all the necessary information about the system in question and is the basis for designing the routing problem.

It is clear that the closer the mathematical model is to the reality of the system under study, the more realistic the path determined based on it will be. This leads to more reliable and practical solutions, instilling confidence in the models' applicability.

2-1- Formulation & mathematical model

This section presents the mathematical model using five criterion functions:

- I. Transportation cost (α)
- II. Delay penalty for delivery/receipt time (δ)
- III. Variable transportation cost (V)

* Erfan Khosraviyan, erfankhosravian@pnu.ac.ir

IV. Fixed operating cost (F)

V. Power consumption (E)

Based on these, the final cost function(CS4) is:

$$\begin{aligned}
 (CS4) & \sum_{i \in V'} \sum_{\substack{k \in Q \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i} {}^t y_i^{Q_k, kt} \\
 & + \sum_{i \in L} \sum_{\substack{k \in Q \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T} {}^t z_i^{Q_k, kt} \\
 & + (E + V) \left(\sum_{(i,j) \in A} c_{ij} \sum_{\substack{k \in Q \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i \cap T_j} x_i^{Q_k, kt} \right) \\
 & + F \left(\sum_{j \in A} \sum_{\substack{k \in Q \\ Q_k \in Q}} \sum_{t \in T_i \cap T_j} x_{0j}^{Q_k, kt} \right)
 \end{aligned} \tag{1}$$

2-2- Dynamic modeling for power consumption

This paper focuses on a vertical flying aerial robot (quadcopter) with automatic steering and control. The equation for its angular acceleration is:

$$\begin{aligned}
 \ddot{\phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \frac{I_Y - I_Z}{I_X} - \frac{I_R}{I_X} \dot{\theta} \Omega_R + \frac{lb}{I_X} u_1 \\
 \ddot{\theta} &= \dot{\phi} \dot{\psi} \frac{I_Z - I_X}{I_Y} + \frac{I_R}{I_Y} \dot{\phi} \Omega_R + \frac{lb}{I_Y} u_2 \\
 \ddot{\psi} &= \dot{\theta} \dot{\phi} \frac{I_X - I_Y}{I_Z} + \frac{d}{I_Z} u_3
 \end{aligned} \tag{2}$$

In relation (2), (ϕ, θ, ψ) represent the Euler angles (roll, pitch, and yaw) concerning the inertial system. (I_X, I_Y, I_Z) are the Euler angles relative to the inertial system H, with $(I_{XY} = I_{YZ} = I_{ZX} = 0)$. Ω_R denotes the total angular velocity of the rotor, and u_i (for $i = 1$ to 4) are the control inputs.

2-3- Calculation of required power consumption

We can use electric motor relations (3) and (4) to calculate power consumption to find the required voltage and current at any moment. With these values, we can quickly determine the total load requirement.

$$V = \left(\frac{R \times d}{K} \right) \times \Omega^2 + (K \times \Omega) \tag{3}$$

$$V = (R \times I) + (K \times \Omega) \tag{4}$$

3- Simulation Results

The simulation assumes a constant flight altitude, with all birds flying at the same fixed height. Based on this assumption, the power required during the initial and final flight phases for take-off and landing of the fixed aerial robot is calculated according to the weight and load. The results are presented in figures (1)-(4).

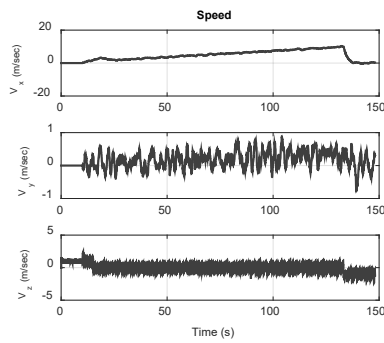


Figure 1: Airspeed component progression on a service route.

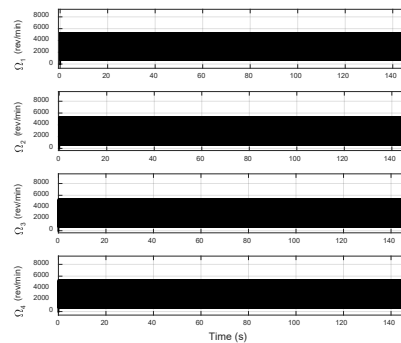


Figure 2: Angular velocity of the flying robot's rotor during its service flight route

.Figure 1 illustrates the historical changes in airspeed components over time along the operational flight route

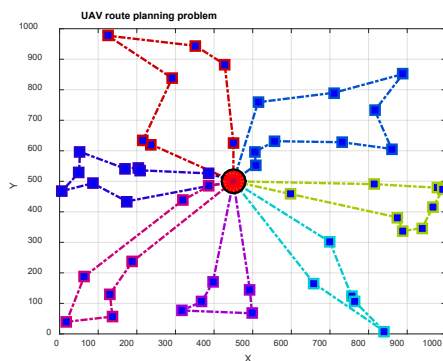


Figure 3: Schematic of the service route response based on cost, time, and power consumption criteria for 50 customers and 10 birds

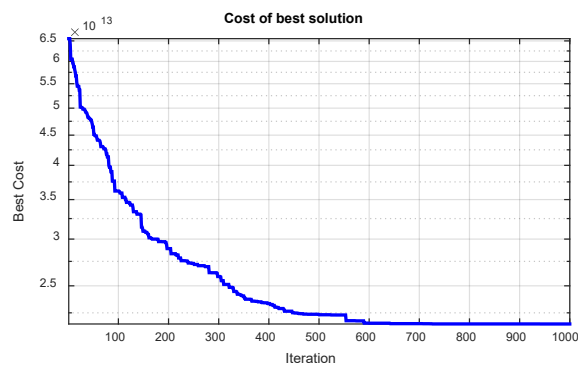


Figure 4: Cost, time, and power consumption criteria for the same conditions

4- Conclusion

This paper addresses the critical need for route planning in unmanned aerial robots within sales networks and customer service. It begins by outlining the challenges of route planning, operation, and modeling. To simplify the mathematical path planning model, the flying robot’s motion equations are reformulated in state space form. The model parameters and the characteristics of the flying robot are defined, and an optimal route is determined using a genetic optimization method. The relationship with the robot’s power consumption is also addressed to enhance the strategy’s efficiency. The simulation results demonstrate that the proposed approach effectively meets all requirements and can be applied to complex air network routing problems.

5- References

[1] Dantzig GB, Ramser JH. The truck dispatching problem. Management science. 1959 Oct;6(1):80-91.

[2] Toth P, Vigo D, editors. Vehicle routing: problems, methods, and applications. Society for industrial and applied mathematics; 2014 Nov 24.

[3] Fazlollahtabar H, Saidi-Mehrabad M. Methodologies to optimize automated guided vehicle scheduling and routing problems: a review study. Journal of intelligent & robotic systems. 2015 Mar 1;77(3-4):525-45.

[4] Dror M, Laporte G, Trudeau P. Vehicle routing with split deliveries. Discrete Applied Mathematics. 1994 May 20;50(3):239-54.

[5] Toth P, Vigo D, editors. The vehicle routing problem. Society for Industrial and Applied Mathematics; 2002 Jan 1.



Finding the optimal position of the DME with the aim of reducing probability airplane landing error in non-ideal conditions

Masoud Moradi Rad^{1*}, Amir Reza Koosari¹, Mohammad Ali Amiri Atashgah¹

1-Department of Aerospace Engineering , International Pardis Kish , Tehran University , Iran.

Abstract

Under adverse weather conditions, distance measuring equipment (DME) must be optimally positioned to reduce landing errors. Interval type-2 fuzzy logic is employed as an effective method for determining the optimal placement of DME. This approach evaluates factors such as weather conditions, flight paths, and other relevant variables fuzzily to determine the optimal DME positioning. When there are unequal distances from the normal landing strip for each sensor, identifying the optimal location for secondary sensor placement is crucial. This system operates dynamically, identifying the presumed central landing line based on the initial placement of each sensor, and ultimately determining the optimal position for the secondary sensor. In our experiments, the ideal distances from the aircraft to the sensors were 131.5 meters and 132 meters, respectively, allowing the system to accurately determine the appropriate landing spot. In non-ideal conditions, with distances of 134 meters and 129.4 meters, the system indicated that closer proximity to the second sensor led to an unsuitable central landing line. The results demonstrate that using interval type-2 fuzzy logic can accurately identify and optimize sensor placement, thereby reducing the likelihood of landing errors in adverse weather conditions.

Keywords

Interval fuzzy control system, Centerline estimation, Landing approximation

1- Introduction

Air flight safety and risk prevention have always been fundamental issues in the aviation industry. Researchers in this field are trying to improve the accuracy of flights by upgrading navigation equipment and reducing errors. The landing stage, which begins with the reduction of the speed and height of the aircraft, is one of the most important stages of flight, which requires high precision. Common time-domain pulse interference suppression methods reduce interference by thresholding and zeroing the received signal samples, but this method may also miss useful signals. Frequency domain filtering methods are also effective, but require a variety of filters that are not possible in variable flight conditions .[1]

Identifying the central landing line is also one of the important issues that has attracted a lot of attention recently. Various methods have been proposed for this task, each of which has its own advantages and disadvantages.[2] In this article, using interval fuzzy controller and distance sensors, a new method for identifying the central landing line is proposed. This method, using interval fuzzy controller and replacing linear sensors with distance sensors, has high accuracy and efficiency in identifying the central landing line, the results of which are reviewed in the article.

2- Basic geometry and assumptions

In the solution proposed in this article, it can be said that by using the fuzzy mathematical logic of the interval, the result of the performance of a system processing in an area or an interval of the place in the form of a precise and geometric scale and acceptable in terms of numbers and in metric form. Provides Assuming the placement of two measuring devices on both sides of the runway with a specific and measurable distance, he imagined a hypothetical equilateral triangle in which two measuring devices are placed at the two vertices and the flying device is located at the other vertex; According to figure (1).

* Masoud Moradi Rad, Masoud.moradirad@yahoo.com

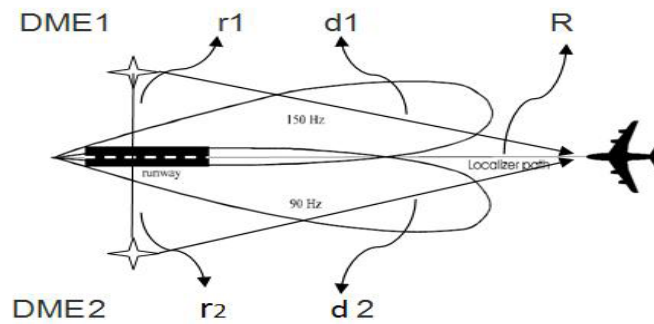


Figure 1. Outline of the proposed design

3- Signal equations and models

The intended innovation in this article is that, for the first time, by using the location of two sensors on both sides of the runway, the most suitable landing line and the maximum approach of the plane to this identified line will be identified. In the following, the desired signal model, control system and governing equations will be explained.

4- Instrument landing system device specifications

The instrument landing system has two independent subsystems, one for transverse guidance and the other for vertical guidance as the aircraft approaches the runway. It is used to determine the cross-sectional position of the band, and the transmitter operates at a very high frequency and is usually installed at a distance of 1,000 feet (330 m) from the end of the band. Guides sitting for bandwidth and the receiver in the cockpit informs the pilot or autopilot how far left or right the runway is relative to the centerline; Of course, this guidance is done with a certain slope, which must also be considered so that the reduction of the aircraft's altitude is completely accurate and towards a specific point at the beginning of the runway.

5- Results

In this section, the results of the interval fuzzy control system are presented in order to identify the most suitable landing place and to identify the suitable central landing line for the plane to land. In order to identify the most suitable place and central landing line, three modes are considered. The overall system is such that by adjusting the frequency of each of the sensors in the plane with one of the sensors next to the landing line, we identify the central landing line. This system works in such a way that it detects the main central landing line by identifying the distance of the plane from each of the sensors on the side of the landing line. The basic principles are that the plane is considered as the vertex of a right-angled triangle. (According to Figure 2)

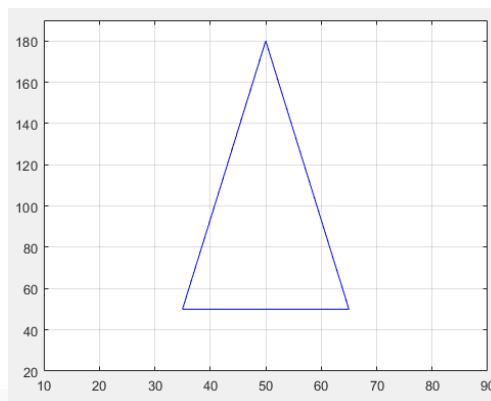


Figure 2. Forming an isosceles triangle

In Figure 2, the triangle assumed as the main runway is at the base of the triangle and the location of the plane is as the vertex of the triangle. The ideal situation for landing is the semi-circle formed by the apex of

the triangle. If the distance of the plane from each of the gauges is the same, the plane is in the right direction for landing (Figure 3)

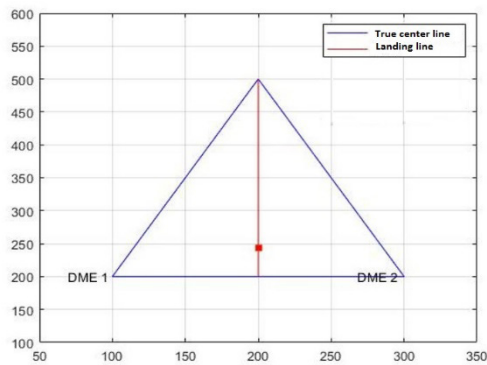


Figure 3. The proper place to land the plane in the bisector of an isosceles triangle

In this case, the distance of each sensor is equal to 131.5 meters (in simulation mode) for sensor 1 and 132 meters for sensor 2. Considering the interval fuzzy control method, this slight difference is acceptable in the software and the appropriate landing place is recognized correctly. Figure 4 presents the result considering the distance of 134 meters and 129.4 meters for sensor 1 and sensor 2, respectively.

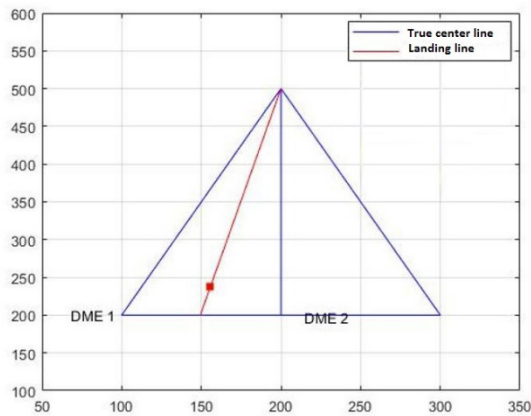


Figure 4. Identification of the landing site with a closer approach to the sensor 2

As it can be seen, with the close distance of Holpima compared to sensor 2, the center line considered for the landing direction has a closer approach than sensor 1, which is considered as one of the inappropriate central landing lines. The same case is considered in Figure 5 for the approach of the plane to the sensor 1.

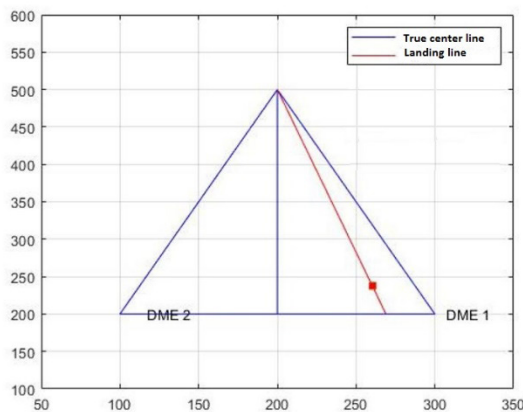


Figure 5. The close approach of the aircraft to the sensor 1 and the central landing line formed in the close approach to the sensor 2

In this non-ideal case, gauge 1 is considered inside the triangle and gauge 2 outside the triangle, as can be seen, in this case the most inappropriate central landing line has been obtained.

The results obtained from the use of interval fuzzy logic to find the optimal position of distance measuring devices show that this method has a higher efficiency compared to existing traditional methods. In traditional methods, algorithms based on fixed rules and direct mathematical calculations are usually used, which have less ability to process complex weather conditions and unexpected changes.

6. References

- [1] Öztürk, Ş., & Örs, İ. (2020). An overview for effects on aerodynamic performance of using winglets and wingtip devices on aircraft. <https://dergipark.org.tr/en/pub/ijaa/issue/62591/945018>
- [2] Ostroumov, I., Marais, K., & Kuzmenko, N. (2022). Aircraft positioning using multiple distance measurements and spline prediction. *Aviation*, 26(1), 1-10. <https://doi.org/10.3846/aviation.2022.16589>
- [3] Pytka, J., Budzyński, P., Tomiło, P., Michałowska, J., Błażejczak, D., Gnapowski, E., ... & Gierczak, K. (2022). Measurement of aircraft ground roll distance during takeoff and landing on a grass runway. *Measurement*, 195, 111130. <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2022.111130>
- [4] Lo ,S ,.Chen ,Y .H ,.Enge ,P ,.Pelgrum ,W ,.Li ,K ,.Weida ,G & ,.Soelter ,A .(2020) .Flight test of a pseudo-ranging signal compatible with existing distance measuring equipment) DME (ground stations .*Navigation* .567-582 ,(3)67 ,<https://doi.org/10.1002/navi376>.
- [5] Zhuang, H., Zhang, X., Sun, Q., & Chen, Z. (2023). Fuzzy Adaptive Sliding Mode Attitude Control of Quaternion Model for Aircraft Based on Back-stepping Method. 2023 IEEE 12th Data Driven Control and Learning Systems Conference (DDCLS), 243-248. <https://doi.org/10.1109/DDCLS58216.2023.10166739>
- [6] Singh, D.J., & Verma, N.K. (2022). Design of Fuzzy Control System for Generic Aircraft/UAVs. 2022 Second International Conference on Power, Control and Computing Technologies (ICPC2T), 1-6. <https://doi.org/10.1109/ICPC2T53885.2022.9776784>
- [7] Tang, L., Yang, M., & Sun, J. (2021). Adaptive fuzzy constraint control for switched nonlinear systems in nonstrict feedback form. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 35, 1594 - 1611. <https://doi.org/10.1002/acs.3277>
- [8] Teimoori, M., Taghizadeh, H., Pourmahmoud, J., & Azimi, M.H. (2021). A Multi-Objective Grey Wolf Optimization Algorithm for Aircraft Landing Problem. <https://doi.org/10.22105/jarie.2021.261337.1230>
- [9] Ayala, M., & González, O.R. (2022). Fuzzy Logic Model-less 3-DOF Flight Controllers. 2022 IEEE Aerospace Conference (AERO), 01-11. <https://doi.org/10.1109/AERO53065.2022.9843779>
- [10] G. Feng and J. Ma, "Quadratic stabilization of uncertain discrete-time fuzzy dynamic systems," *IEEE Transactions on Circuits and Systems* <https://doi.org/10.1109/81.964424>
- [11] Ning, B. A. I., Xiaochao, L. I. U., Juefei, L. I., Zhuangzhuang, W. A. N. G., Pengyuan, Q. I.,
- [12] SHANG, Y., & Zongxia, J. I. A. O. (2023). An aircraft brake control algorithm with torque compensation based on RBF neural network. *Chinese Journal of Aeronautics*. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.06.010>
- [13] Miller, J.D., Godfroy-Cooper, M., & Szoboszlai, Z.P. (2021). Degraded Visual Environment Mitigation (DVE-M) Program, Bumper RADAR Obstacle Cueing Flight Trials 2020. Proceedings of the Vertical Flight Society 77th Annual Forum. <https://doi.org/110.4050/F-0077-2021-16747>
- [14] Rabah, M., Haghbayan, H., Immonen, E., & Plosila, J. (2022). An AI-in-Loop Fuzzy-Control Technique for UAV's Stabilization and Landing. *IEEE Access*, 10, 101109-101123. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2022.3208685>