





دانشکده مهندسی مکانیک و مکاترونیک
پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی مکاترونیک

بهینه سازی سینماتیکی موتور استرلینگ مدل آلفا

نگارنده: عباس رحمتی

اساتید راهنما
دکتر سیدمجتبی واردی کولایی
دکتر حبیب احمدی

استاد مشاور
دکتر محمدحسین احمدی

تیر ۱۳۹۹

شماره: ۲/ ۳۹۹ / ۱۰۲
تاریخ: ۹۹/۵/۱

باسمه تعالی



فرم شماره (۳) صورتجلسه نهایی دفاع از پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

با نام و یاد خداوند متعال، ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم / آقای عباس رحمتی با شماره دانشجویی ۹۶۳۴۱۴۴ رشته مهندسی مکترونیک گرایش (————) تحت عنوان: بهینه‌سازی سینماتیکی موتور استرلینگ مدل ألفا که در تاریخ ۱۳۹۹/۰۴/۳۱ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می‌گردد:

☒ الف) درجه عالی: نمره ۱۹-۲۰	☐ ب) درجه خیلی خوب: نمره ۱۸-۱۸/۹۹
☐ ج) درجه خوب: نمره ۱۶-۱۷/۹۹	☐ د) درجه متوسط: نمره ۱۴-۱۵/۹۹
☐ ه) کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول و نیاز به دفاع مجدد دارد	
نوع تحقیق: ☒ نظری ☐ عملی	

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنمای اول	دکتر سید مجتبی واردی کولایی	استادیار	
۲- استاد راهنمای دوم	دکتر حبیب احمدی	دانشیار	
۳- استاد مشاور	دکتر محمد حسین احمدی	استادیار	
۴- نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر سید مهدی حسینی فراش	استادیار	
۵- استاد ممتحن اول	دکتر محمدضامن	استادیار	
۶- استاد ممتحن دوم	دکتر مصطفی نظری	استادیار	

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده: دکتر مهدی گردویی

تاریخ و امضاء و مهر دانشکده: ۹۹/۵/۱

تبصره: در صورتی که کسی مردود شود حداکثر یکبار دیگر (در مدت مجاز تحصیل) می‌تواند از پایان نامه خود دفاع نماید (دفاع مجدد نباید زودتر از ۴ ماه برگزار شود).

وبعد از مدت ها و پس از نیمه‌مردن راه‌های آمیخته به سختی و شیطنت‌های زیبای آن
دوران، با حضور شیرین اساتید عزیزم، نگاه‌های پراز برق و شوق پدرمادرم و زیبایی
حضور خواهرم در کنارم، حاصل آموخته‌هایم را تقدیم می‌کنم:

به سنگ صبورِی که الفبای زندگی به من آموخت، مادرم

به استوارترین تکیه‌گاهم، دستان پرمهر پدرم
به تنها همسفرم، خواهرم

به آن که تا بود به یادم بود، روح دایمی عزیزم

و به آنان که مرا آموختن به آموختن، اساتید فرهیخته‌ام

که هرچه آموختم در کتب عشق شما آموختم و هرچه بگو شتم قطره‌ای از دریای بی‌کران

مهربانیتان را پاس نتوانم بگویم. ره‌آوردی کران سنگ ترا این ارزان نداشتم

تا به خاک پیستان نثار کنم، باشد که حاصل تلاشم نسیم کوزه غبار خستگیان را بزداید.

بوسه بردستان پرمهرتان

سپاس خدای را که سخنوران، در ستودن او بمانند و شمارندگان، شمردن نعمت‌های او ندانند و کوشندگان، حق او را گزاردن نتوانند.

بدون شک جایگاه و منزلت معلم، اجل از آن است که در مقام قدردانی از زحمات بی‌دریغ او، با زبان قاصر و دست ناتوان، چیزی بنگاریم. اما از آنجایی که تجلیل از معلم، سپاس از انسانی است که هدف و غایت آفرینش را تامین و سلامت امانت‌هایی را که به دستش سپرده‌اند تضمین می‌کند؛ بر حسب وظیفه و از باب تشکر از **پدر و مادر عزیزم** این دو معلم بزرگوارم، که همواره بر کوتاهی و درشتی من، قلم عفو کشیده و کریمانه از کنار غفلت‌هایم گذشته‌اند و در تمام عرصه‌های زندگی یار و یآوری بی‌چشم داشت برای من بوده‌اند؛ از استادان با کمالات و شایسته جناب آقای **دکتر سیدمجتبی واردی کولایی** و جناب آقای **دکتر حبیب احمدی** که در کمال سعه صدر، با حسن خلق و فروتنی، از هیچ کمکی در این عرصه بر من دریغ ننمودند و زحمت راهنمایی این پایان‌نامه را بر عهده گرفتند؛ و از استاد فرزانه و دلسوز جناب آقای **دکتر محمدحسین احمدی** که زحمت مشاوره این پایان‌نامه را در حالی متقبل شدند که بدون مساعدت ایشان، این پروژه به نتیجه مطلوب نمی‌رسید؛ و از استادان صبور و با گذشت، جناب آقای **دکتر محمد ضامن** و جناب آقای **دکتر مصطفی نظری** که زحمت داوری این رساله را متقبل شدند؛ کمال تشکر و قدردانی را دارم باشد که این خردترین بخش از زحمات آنان را سپاس گوید.

و اما اکنون وقت آن است که به رسم ادب تشکر کنم از تمام دوستان و عزیزانم که با رفتارشان به من یادآوری نمودند که هنوز هم انسانیت پابرجاست. از دوستان خوبم در دانشگاه صنعتی شاهرود که در این مدت برای من لحظات و تجربیات فراموش نشدنی و به یاد ماندنی را رقم زدند، جناب آقایان **حسین بهرامی** (مهندسی تبدیل انرژی)، **حسین یادگاری پور** (مهندسی برق کنترل)، **مصطفی پیری** (مهندسی مدار مجتمع)، **محسن عطایی عظیمی**، **مهدی مختاری**، **بهزاد رنجکش** (مهندسی مکاترونیک) و دیگر دوستانم که مجالی بر گماشتن نام آن‌ها نیست، تشکر و قدردانی مخصوص می‌کنم و از خداوند منان خواستار بهترین‌ها برای آن‌ها می‌باشم.

عباس رحمتی

تیر ۱۳۹۹

تعهد نامه

اینجانب عباس رحمتی دانشجوی کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکترونیک مهندسی مکانیک و مکترونیک دانشگاه شاهرود، نویسنده پایان نامه با عنوان بهینه سازی سینماتیکی موتور استرلینگ مدل آلفا، تحت راهنمایی سیدمجتبی واردی کولایی و حبیب احمدی و مشاوره محمدحسین احمدی متعهد می شوم:

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش های دیگر پژوهش گران، به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب این پایان نامه، تا کنون توسط خود، یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارایه نشده است.
- حقوق معنوی این اثر، به دانشگاه صنعتی شاهرود تعلق دارد، و مقالات مستخرج با نام “ دانشگاه صنعتی شاهرود “ یا “ Shahrood University of Technology “ به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آوردن نتایج اصلی پایان نامه تاثیرگذار بوده اند، در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در تمام مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت های آنها) استفاده شده است، ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در تمام مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته (یا استفاده شده است)، اصل رازداری و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

عباس رحمتی

تیر ۱۳۹۹

مالکیت نتایج و حق نشر

- تمام حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزارها و تجهیزات ساخته شده) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی، در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در این پایان نامه بدون ذکر منبع مجاز نمی باشد.

چکیده

موتور استرلینگ به دلیل برخی مزایا از جمله سروصدای کم، احتراق خارجی بودن و توانایی استفاده از انرژی خورشیدی و دیگر انرژی‌های نوین، توجه پژوهشگران را در سال‌های اخیر به خود جلب نموده است. همچنین این موتورها در کاربردهایی با اختلاف دمای کم و یا زیاد قابل استفاده هستند. بدیهی است نوع سیلندرهای مورد استفاده، نحوه چیدمان آن‌ها و مکانیزم منتقل‌کننده حرکت می‌تواند بر روی عملکرد این موتور تاثیرگذار باشد. از سویی مهندسان و طراحان همواره به دنبال افزایش راندمان و کارایی در سیستم‌های مکانیکی هستند که در موتورها می‌تواند منجر به افزایش کار و یا توان خروجی موتور شود. در این مطالعه، در ابتدا به تحلیل ابعادی موتور استرلینگ با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی مدرن پرداخته می‌شود. بدین منظور کار خروجی موتور با بدست‌آوردن متغیرهای طراحی بهینه، بیشینه خواهد شد. در بهینه‌سازی سینماتیکی موتور، ابعاد هندسی مکانیزم مورد استفاده، جزو متغیرهای طراحی می‌باشند. بهینه‌سازی سینماتیکی بر روی چهار نوع مختلف از موتور استرلینگ اعمال شده است. سپس با استخراج روابط دینامیکی موتور استرلینگ نوع آلفا و ترکیب آن با معادلات ترمودینامیکی، به تحلیل و سپس بهینه‌سازی دینامیکی این نوع از موتور استرلینگ پرداخته شده است. در بهینه‌سازی دینامیکی جرم و ممان اینرسی اجزای موتور جزو مهم‌ترین متغیرهای طراحی بوده و تابع هدف، کاهش نوسانات سرعت خروجی پایای موتور می‌باشد. برای هر دو مساله بهینه‌سازی سینماتیکی و دینامیکی، از سه روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک، الگوریتم ازدحام ذرات و الگوریتم رقابت استعماری استفاده شده است. نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی نشان می‌دهد کار خروجی موتور با ابعاد بهینه، بین ۹/۱۴ تا ۱۴/۳۶ برابر شده است. همچنین براساس بهینه‌سازی دینامیکی، نوسانات سرعت پایای موتور بهینه بین ۱۹/۲۰ درصد تا ۹۰/۴۱ درصد کاهش یافته است.

کلمات کلیدی: موتور استرلینگ، بهینه‌سازی، مدل ترمودینامیکی، تحلیل اشمیت، تحلیل بی‌درو، مدل سینماتیکی و دینامیکی، کار خروجی، نوسان سرعت پایا

لیست مقالات مستخرج از پایان نامه

1. A. Rahmati, S.M. Varedi-Koulaei , M.H. Ahmadi, H. Ahmadi, “Dimensional synthesis of the Stirling engine based on optimizing the output work by evolutionary algorithms”, Accepted to: “Energy Reports”.

فهرست مطالب

ق	فهرست تصاویر
ث	فهرست جداول
۱	۱ مقدمه
۱	۱.۱ مقدمه
۳	۲.۱ موتور و انواع آن
۳	۱.۲.۱ درون سوز
۴	۲.۲.۱ برون سوز
۴	۳.۱ موتور استرلینگ
۴	۴.۱ تاریخچه موتور استرلینگ
۸	۵.۱ کاربردها و مزایای موتور استرلینگ
۸	۱.۵.۱ تولید قدرت از انرژی خورشید
۱۰	۲.۵.۱ سیستم تولید قدرت جلو برنده زیردریایی
۱۱	۳.۵.۱ ژنراتور رادیوایزوتوپ پیشرفته
۱۲	۴.۵.۱ موتور استرلینگ زیست توده‌ای
۱۲	۵.۵.۱ سیستم‌های CCHP (تولید همزمان گرما، سرما و قدرت)
۱۳	۶.۵.۱ کولر استرلینگ
۱۳	۷.۵.۱ خنک کردن CPU
۱۴	۶.۱ پیشینه تحقیق
۱۹	۲ پیکربندی موتور استرلینگ و روابط حاکم
۱۹	۱.۲ چرخه نظری استرلینگ
۲۳	۲.۲ پیکربندی‌های موتور استرلینگ
۲۴	۱.۲.۲ نحوه عملکرد
۲۴	۱.۱.۲.۲ عملکرد یک طرفه

۲۴	عملکرد دو طرفه یا دو واکنشی	۲.۱.۲.۲
۲۵	نحوه اتصال سیلندرها به یکدیگر	۲.۲.۲
۲۵	پیکربندی آلفا (α)	۱.۲.۲.۲
۲۶	پیکربندی بتا (β)	۲.۲.۲.۲
۲۶	پیکربندی گاما (γ)	۳.۲.۲.۲
۲۷	مکانیزم حرکتی موتور	۳.۲.۲
۲۷	مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۱.۳.۲.۲
۲۸	مکانیزم لوزی	۲.۳.۲.۲
۲۹	مکانیزم صفحه‌لنگ یا صفحه‌مایل دوار	۳.۳.۲.۲
۲۹	مکانیزم راس‌یاک	۴.۳.۲.۲
۳۰	مکانیزم پیستون آزاد	۵.۳.۲.۲
۳۱	روابط ترمودینامیکی حاکم بر موتور استرلینگ	۳.۲
۳۱	تحلیل دماثابت (اشمیت)	۱.۳.۲
۳۵	فرضیات و روابط روش اشمیت	۱.۱.۳.۲
۳۹	تحلیل بی‌دررو (آدیاباتیک)	۲.۳.۲
۴۴	تحلیل بی‌دررو با در نظر گرفتن افت فشار در مبدل‌ها	۱.۲.۳.۲
۵۱	حل روابط روش تحلیل بی‌دررو	۲.۲.۳.۲
۵۲	تحلیل سینماتیکی موتور استرلینگ	۴.۲
۵۲	روابط سینماتیک حاکم بر موتور استرلینگ	۱.۴.۲
۵۴	آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۱.۱.۴.۲
۵۵	بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۲.۱.۴.۲
۵۷	گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۳.۱.۴.۲
۵۸	آلفا با مکانیزم راس	۴.۱.۴.۲
۶۱	الگوریتم‌های بهینه‌سازی	۳
۶۲	الگوریتم ژنتیک	۱.۳
۶۲	فضای جستجو الگوریتم	۱.۱.۳
۶۳	عملگرهای الگوریتم	۲.۱.۳
۶۳	عملگر انتخاب	۱.۲.۱.۳
۶۴	عملگر آمیزش یا ترکیب	۲.۲.۱.۳
۶۴	عملگر جهش	۳.۲.۱.۳
۶۵	فلوچارت الگوریتم	۳.۱.۳
۶۶	الگوریتم ازدحام ذرات	۲.۳
۶۶	تعاریف اولیه الگوریتم	۱.۲.۳

۶۷		مراحل اجرای الگوریتم	۲.۲.۳
۶۷		انتخاب تعداد ذرات اولیه	۱.۲.۲.۳
۶۷		تولید جمعیت اولیه ذرات	۲.۲.۲.۳
۶۷		ارزیابی تابع هدف (محاسبه برازندگی ذرات)	۳.۲.۲.۳
۶۸		ثبت بهترین موقعیت در بین کل ذرات و برای هر ذره	۴.۲.۲.۳
۶۸		تست همگرایی	۵.۲.۲.۳
۶۹		فلوچارت الگوریتم	۳.۲.۳
۷۰		الگوریتم رقابت استعماری	۳.۳
۷۱		مراحل اجرای الگوریتم	۱.۳.۳
۷۱		تشکیل امپراطوری‌های اولیه	۱.۱.۳.۳
۷۲		سیاست جذب	۲.۱.۳.۳
۷۳		انقلاب	۳.۱.۳.۳
۷۳		جابجایی موقعیت مستعمره و امپریالیست	۴.۱.۳.۳
۷۴		رقابت استعماری	۵.۱.۳.۳
۷۴		سقوط امپراطوری‌های ضعیف	۶.۱.۳.۳
۷۵		فلوچارت الگوریتم	۲.۳.۳
۷۶		نحوه بهینه‌سازی	۴.۳
۷۷		بهینه‌سازی سینماتیکی	۴
۷۸		بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱	۱.۴
۸۰		آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۱.۱.۴
۸۴		بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۲.۱.۴
۸۶		گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۳.۱.۴
۸۹		آلفا با مکانیزم راس‌یاک	۴.۱.۴
۹۱		مقایسه روش‌ها	۵.۱.۴
۹۲		بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲	۲.۴
۹۴		آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۱.۲.۴
۹۶		بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۲.۲.۴
۹۹		گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۳.۲.۴
۱۰۱		آلفا با مکانیزم راس‌یاک	۴.۲.۴
۱۰۴		مقایسه روش‌ها	۵.۲.۴
۱۰۵		تحلیل و بهینه‌سازی دینامیکی	۵
۱۰۵		روابط دینامیکی حاکم بر موتور با پیکربندی آلفا و مکانیزم لنگ‌ولغزنده	۱.۵

۱۰۵	محاسبه سرعت و شتاب لینک‌ها	۱.۱.۵
۱۰۷	محاسبه گشتاور وارده بر محور خروجی	۲.۱.۵
۱۰۸	گشتاور ناشی از نیروی وارد بر پیستون‌ها	۱.۲.۱.۵
۱۱۰	گشتاور ناشی از نیروهای اینرسی	۲.۲.۱.۵
۱۱۳	گشتاور ناشی از نیروهای اصطکاکی	۳.۲.۱.۵
۱۱۳	گشتاور ناشی از بار اعمالی به موتور	۴.۲.۱.۵
۱۱۴	ترکیب و حل روابط دینامیکی و ترمودینامیکی	۲.۵
۱۱۸	بهینه‌سازی دینامیکی	۳.۵
۱۲۱	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱	۱.۳.۵
۱۲۳	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲	۲.۳.۵
۱۲۷	نتیجه‌گیری و پیشنهادات	۶
۱۲۷	نتیجه‌گیری بهینه‌سازی سینماتیکی	۱.۶
۱۲۸	نتیجه‌گیری بهینه‌سازی دینامیکی	۲.۶
۱۲۹	پیشنهادهای	۳.۶
۱۳۱	مراجع	
۱۳۷	آ محاسبه دمای متوسط بازیاب حرارتی	
۱۳۹	ب روش رانگ-کوتا	

فهرست تصاویر

۱.۱	مصرف انرژی جهان	۲
۲.۱	مقدار انرژی مصرفی در بخش‌های مختلف	۲
۳.۱	منابع مصرف انرژی جهان	۲
۴.۱	طرح اولین موتور استرلینگ	۵
۵.۱	سطح مقطعی از موتور اولیه ساخت لمن	۵
۶.۱	سطح مقطعی از موتور ساخت رایدن	۶
۷.۱	ژنراتور مدل MP1002CA ساخت شرکت فیلیپس	۷
۸.۱	شماتیکی از سیستم گردآورنده خورشیدی-استرلینگی	۹
۹.۱	مزرعه استرلینگ شرکت تزرا سولار	۹
۱۰.۱	زیر دریایی مدل aka U-212 مجهز به سامانه پیشرانش بدون نیاز از هوا	۱۰
۱۱.۱	سیستم استرلینگی پیشرانش بی‌نیاز از هوا	۱۱
۱۲.۱	ژنراتور رادیوایزوتوپ پیشرفته استرلینگ (ASRG)	۱۱
۱۳.۱	طرحی از موتور استرلینگ زیست توده‌ای ساخت شرکت اوکوفن	۱۲
۱۴.۱	شماتیکی از سیستم گرمایشی-سرمایشی ترکیبی	۱۲
۱۵.۱	کولر استرلینگ استفاده شده در جست‌وجوگر موشک	۱۳
۱۶.۱	خنک کاری پردازشگر مادربرد برپایه موتور استرلینگ	۱۴
۱.۲	سیکل ایده آل استرلینگ	۲۰
۲.۲	دستگاه گرمایی چرخه ایده‌آل استرلینگ	۲۰
۳.۲	تغییرات حجم سردوگرم دستگاه گرمایی در چرخه ایده‌آل استرلینگ	۲۱
۴.۲	شماتیکی از موتور استرلینگ با عملکرد دوگانه	۲۵
۵.۲	موتور استرلینگ نوع آلفا	۲۶
۶.۲	شماتیک موتور استرلینگ نوع بتا و گاما	۲۷
۷.۲	مکانیزم لنگ و لغزنده	۲۸
۸.۲	مکانیزم لوزی	۲۸
۹.۲	مکانیزم صفحه‌مایل دوار	۲۹

۳۰	۱۰.۲ مکانیزم راس
۳۰	۱۱.۲ مکانیزم پیستون آزاد
۳۲	۱۲.۲ مدل ترمودینامیکی دما ثابت نظری و نحوه توزیع دما
۳۴	۱۳.۲ نمونه حجم کنترل برای تحلیل دما ثابت حجم‌های موتور
۳۷	۱۴.۲ روابط مثلثاتی پارامترهای β و c
۴۰	۱۵.۲ مدل ترمودینامیکی بی‌درو و نحوه توزیع دما
۴۱	۱۶.۲ نمونه حجم کنترل برای تحلیل بی‌درو در حجم‌های موتور
۴۵	۱۷.۲ تنش برشی بین لایه‌های مجاور سیال
۴۵	۱۸.۲ تغییرات لزجت با دما (برای گاز هلیوم، هیدروژن و هوا)
۴۷	۱۹.۲ تغییرات ضریب اصطکاک رینولدز برحسب عدد ریلوندز
۵۳	۲۰.۲ چهار نوع موتور مورد بررسی
۵۴	۲۱.۲ آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده
۵۶	۲۲.۲ بتا با مکانیزم لنگ و لغزنده
۵۸	۲۳.۲ بتا با مکانیزم لنگ و لغزنده
۵۹	۲۴.۲ آلفا با مکانیزم راس‌یاک
۶۳	۱.۳ شماتیکی از جمعیت، کروموزوم و ژن
۶۴	۲.۳ عملگر ترکیب و جهش
۶۵	۳.۳ فلوچارت الگوریتم ژنتیک
۶۸	۴.۳ نمایش حرکت یک ذره
۶۹	۵.۳ فلوچارت الگوریتم PSO
۷۱	۶.۳ امپراتوری‌های اولیه
۷۲	۷.۳ حرکت استعمار به سمت امپریالیست
۷۲	۸.۳ حرکت استعمار به سمت امپریالیست با جهت انحراف تصادفی
۷۳	۹.۳ تغییرات ناگهانی مستعمره‌ها
۷۳	۱۰.۳ نحوه جابجایی موقعیت مستعمره و استعمارگر
۷۴	۱۱.۳ رقابت استعماری میان چند استعمارگر
۷۴	۱۲.۳ سقوط امپراطوری‌ها در جریان رقابت استعماری
۷۵	۱۳.۳ فلوچارت الگوریتم رقابت استعماری
	۱.۴ نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده
۸۲	با روش GA
	۲.۴ نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده
۸۳	با روش PSO

۳.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۸۳	با روش ICA
۴.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۸۵	با روش GA
۵.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۸۵	با روش PSO
۶.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۸۶	با روش ICA
۷.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۸۷	با روش GA
۸.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۸۸	با روش PSO
۹.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۸۸	با روش ICA
۱۰.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با
۹۰	روش GA
۱۱.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با
۹۰	روش PSO
۱۲.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با
۹۱	روش ICA
۱۳.۴	مقایسه سه روش بهینه‌سازی حالت ۱
۱۴.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۹۵	با روش GA
۱۵.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۹۵	با روش PSO
۱۶.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۹۶	با روش ICA
۱۷.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۹۷	با روش GA
۱۸.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۹۸	با روش PSO
۱۹.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۹۸	با روش ICA

۲۰.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۱۰۰	با روش GA
۲۱.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۱۰۰	با روش PSO
۲۲.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۱۰۱	با روش ICA
۲۳.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با
۱۰۲	روش GA
۲۴.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با
۱۰۳	روش PSO
۲۵.۴	نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با
۱۰۳	روش ICA
۱۰۴	مقایسه سه روش بهینه‌سازی حالت ۲
۱۰۶	نمایی از پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده
۱۰۸	دیاگرام آزاد قسمت گرم موتور برای نیروهای خارجی
۱۰۹	دیاگرام آزاد قسمت سرد موتور برای نیروهای خارجی
۱۱۱	جرم‌های متمرکز شاتون‌های موتور
۱۱۱	دیاگرام آزاد قسمت گرم موتور برای نیروهای اینرسی
۱۱۳	دیاگرام آزاد قسمت سرد موتور برای نیروهای اینرسی
۱۱۷	فلوچارت حل عددی تحلیل ترکیبی ترمودینامیکی و دینامیکی
۱۲۱	نمودارهای عملکردی موتور با مکانیزم اصلی
۱۲۲	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱ با روش GA
۱۲۲	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱ با روش PSO
۱۲۲	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱ با روش ICA
۱۲۴	نمودارهای عملکردی موتور با مکانیزم اصلی
۱۲۵	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲ با روش GA
۱۲۵	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲ با روش PSO
۱۲۵	بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲ با روش ICA
۱۳۷	توزیع دما در طول یک بازتاب حرارت آرمانی

فهرست جداول

۳۸	پارامترهای ثابت اولیه مورد نیاز تحلیل اشمیت	۱.۲
۳۹	روابط اصلی تحلیل اشمیت	۲.۲
۴۸	روابط اصلی تحلیل بی دررو	۳.۲
۵۱	خواص عملکردی برخی از سیالات	۴.۲
۶۰	روابط اصلی تحلیل سینماتیکی	۵.۲
۷۸	مقادیر پارامترهای ترمودینامیکی	۱.۴
۷۹	بازه جستجو برای متغیرهای طراحی	۲.۴
۸۰	محدوده مجاز محدودیت ها	۳.۴
۸۱	پارامترهای استفاده شده در الگوریتم های بهینه سازی	۴.۴
۸۱	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ برای موتور با پیکربندی آلفا با مکانیزم	۵.۴
۸۲	لنگ ولغزنده	
۸۲	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ برای موتور با پیکربندی بتا با مکانیزم	۶.۴
۸۴	لنگ ولغزنده	
۸۴	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ برای موتور با پیکربندی گاما با	۷.۴
۸۷	مکانیزم لنگ ولغزنده	
۸۹	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس یاک	۸.۴
۹۲	محدوده مجاز محدودیت ها	۹.۴
۹۳	پارامترهای استفاده شده در الگوریتم های بهینه سازی	۱۰.۴
۹۳	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده	۱۱.۴
۹۴		
۹۷	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع بتا با مکانیزم لنگ ولغزنده	۱۲.۴
۹۷	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع گاما با مکانیزم	۱۳.۴
۹۹	لنگ ولغزنده	
۱۰۲	نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم راس یاک	۱۴.۴
۱۱۵	روابط دینامیکی حاکم	۱.۵

۱۱۸	۲.۵	بازه جستجو برای متغیرهای طراحی
۱۱۹	۳.۵	مقادیر پارامترهای ترمودینامیکی
۱۲۰	۴.۵	پارامترهای استفاده شده در الگوریتم های بهینه سازی
	۵.۵	نتایج بهینه سازی دینامیکی حالت ۱ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده
۱۲۳		
	۶.۵	نتایج بهینه سازی دینامیکی حالت ۲ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده
۱۲۶		

فصل ۱

مقدمه

۱.۱ مقدمه

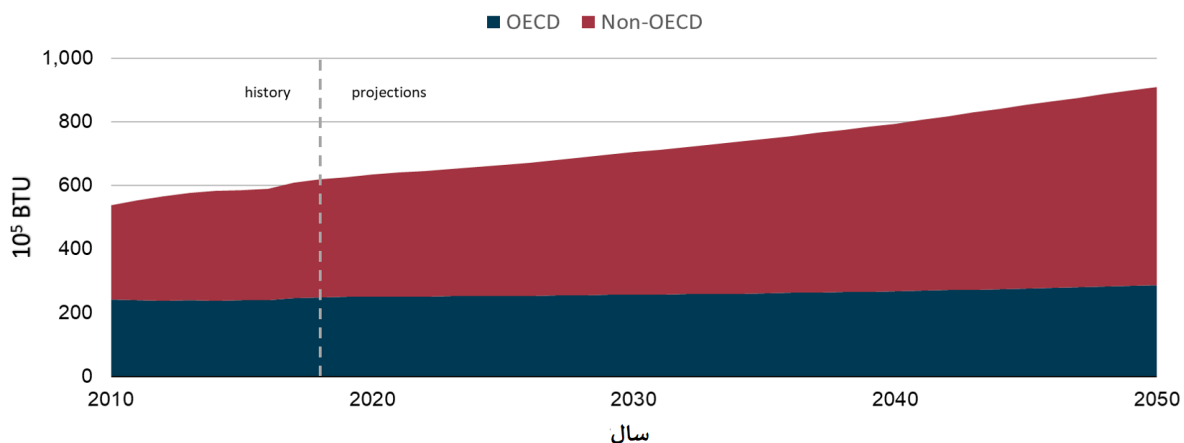
در دنیای در حال توسعه امروز با رشد روز افزون تکنولوژی اکثر کارها با دقت و سرعت بالاتر توسط ماشین انجام می‌گردد. این تغییرات در بخش‌های صنعتی، کشاورزی، پزشکی و حتی در بخش خانگی به راحتی قابل لمس است. با توجه به ماشینی شدن کارها و گسترش فناوری‌ها جدید استفاده از انرژی در حال افزایش است؛ به طوری که شکل ۱.۱ نشان می‌دهد در سال ۲۰۵۰ مصرف انرژی جهان تقریباً ۱/۵ برابر سال ۲۰۱۸ است. [۱]. شکل ۲.۱ نشان می‌دهد که اکثر انرژی مصرفی جهان حتی در کشور های عضو سازمان همکاری و توسعه اقتصادی (OECD)^۱، در بخش صنعت مصرف می‌گردد [۱].

امروزه اکثر انرژی مصرفی جهان از سوخت‌های فسیلی و غیرقابل تجدید پذیر تهیه می‌گردد. این در حالی است که این سوخت‌ها در حال تمام شدن هستند و اثر مخرب زیادی برای انسان و محیط پیرامون آن دارد. انسان مدرن به فکر آن است که سوختی پاک و قابل تجدید جایگزین سوخت‌های فسیلی کند به طوری که طبق گزارش سال ۲۰۱۹ سازمان مدیریت اطلاعات انرژی آمریکا (EIA)^۲ در سال ۲۰۵۰ عمده انرژی مصرفی جهان انرژی‌های تجدید پذیر است (شکل ۳.۱) [۱].

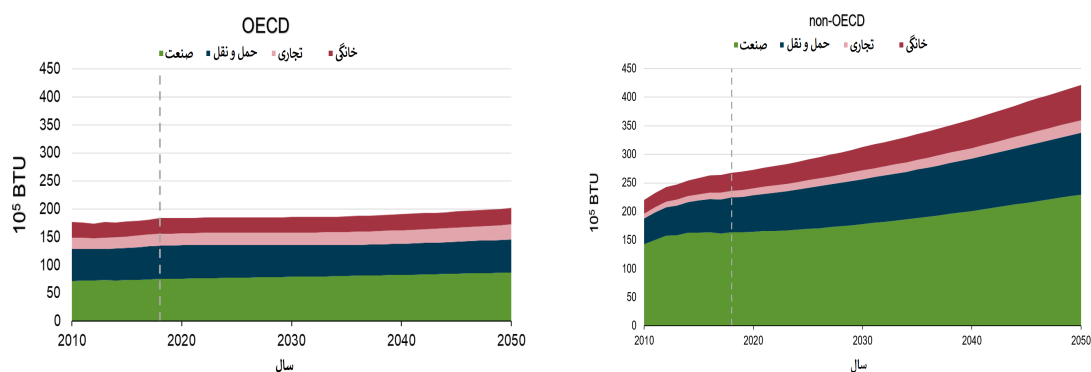
با افزایش راندمان تجهیزات موجود و یا جایگزینی آن‌ها با سیستم‌های با راندمان بالاتر،

¹ Organization of Economic Cooperation and Development (OECD)

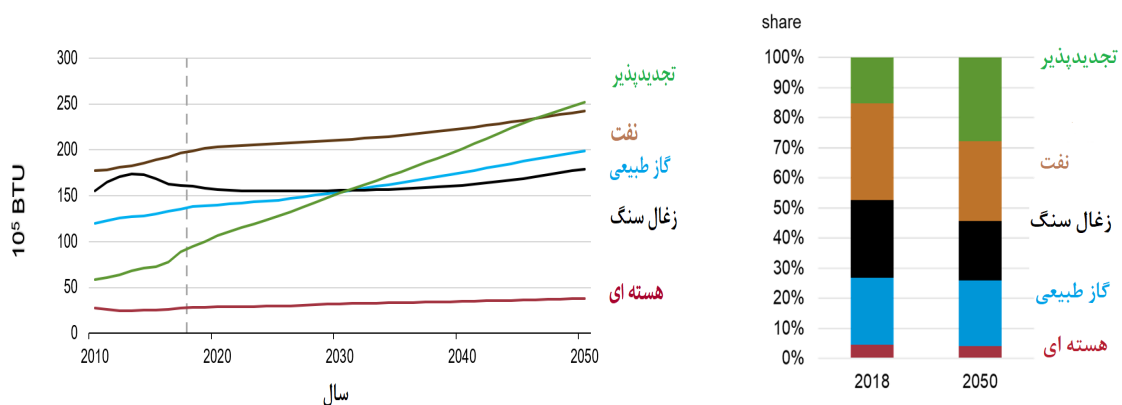
² U.S. Energy Information Administration (EIA)



شکل ۱.۱: مصرف انرژی جهان [۱]



شکل ۲.۱: مقدار انرژی مصرفی در بخش‌های مختلف [۱]



شکل ۳.۱: منابع مصرف انرژی جهان [۱]

می‌توان مقدار مصرف انرژی را کاهش داد. در چنین شرایطی است که انرژی‌های نوین منبع اصلی انرژی جهان می‌شود. در راستای تحقق این امر یکی از سیستم‌هایی که اخیراً مورد توجه

قرار گرفته‌اند، موتورهای پاک و از جمله آن‌ها موتورهای استرلینگ هستند. استرلینگ یک موتور مناسب و با عملکرد قابل قبول برای استفاده از منابع خورشیدی است [۲، ۳]. این موتور به لحاظ تئوری دارای راندمان ۴۰ الی ۴۵ درصد است، در حالی که راندمان موتور دیزل ۲۸ الی ۳۲ درصد و موتور بنزین‌سوز ۱۷ الی ۲۵ درصد است و آلودگی بسیار کمتری نسبت به این موتورها دارد [۴]. در مقابل خصوصیات منحصر به فرد و مزایای موتور استرلینگ، مشکلات و محدودیت‌هایی مانند روانکاری و آب‌بندی سخت و... وجود دارد. تا با ارائه طراحی‌های جدیدتر بتوانند حداکثر توان را از این موتور استخراج نمایند. اکنون محققان در حال تلاش برای رفع این موانع هستند.

۲.۱ موتور و انواع آن

موتور وسیله‌ای است که برای تبدیل یک شکل از انرژی به انرژی مکانیکی طراحی شده است. موتورهای حرارتی درون‌سوز با حرارت ایجاد شده از سوزاندن سوخت کار انجام می‌دهند. موتورهای الکتریکی انرژی الکتریکی را به حرکت مکانیکی تبدیل می‌کنند. موتورهای پنوماتیکی از هوای فشرده شده استفاده می‌کنند. موتور ساعت‌های کوک‌شونده و موتور اسباب‌بازی‌های کوکی از انرژی الاستیک استفاده می‌کنند. در سیستم‌های بیولوژیکی، موتورهای مولکولی مانند میوسین^۱ موجود در عضلات، از انرژی شیمیایی برای ایجاد نیرو و در نهایت حرکت استفاده می‌کنند.

موتورها را می‌توان با توجه به شکل انرژی مورد استفاده برای ایجاد حرکت تقسیم‌بندی کرد. موتورهای حرارتی از شناخته‌ترین نوع این دسته‌بندی می‌باشند که به دو دسته کلی درون‌سوز و برون‌سوز تقسیم می‌شوند.

۱.۲.۱ درون‌سوز

موتورهای درون‌سوز در ایران با نام‌هایی چون موتورهای احتراق داخلی یا (ICE^۲) هستند نیز معروف است. موتورهای احتراق داخلی به موتورهایی گفته می‌شود که در آن‌ها مخلوط سوخت و اکسیدکننده (معمولاً هوا یا اکسیژن) در داخل محفظه بسته‌ای به نام محفظه احتراق واکنش داده و محترق می‌شوند. بر اثر احتراق گازهای داغ با دما و فشار بالا حاصل می‌شوند و بر اثر انبساط این گازها پیستون‌های موتور به حرکت درآمده و کار انجام می‌دهند. موتور بنزینی و دیزل نمونه‌هایی از موتور احتراق داخلی هستند.

^۱Myosin

^۲Internal Combustion Engine

۲.۲.۱ برون سوز

موتور برون سوز یا احتراق خارجی^۱ نوعی ماشین گرمایی می باشد که در آن سیال عامل داخلی توسط انرژی حاصل از احتراق یک سیال عامل دیگر گرم شده و در طی یک چرخه ترمودینامیکی کار توسط سیال عامل داخلی انجام می گردد. انرژی حاصل از احتراق توسط مبدل حرارتی از سیال خارجی به سیال عامل داخلی منتقل می شود. موتور بخار، توربین بخار و موتور استرلینگ از معروف ترین موتورهای احتراق خارجی هستند.

۳.۱ موتور استرلینگ

موتور استرلینگ یک موتور احتراق خارجی با چرخه بسته است که سیال عامل موتور هرگز آن را ترک نمی کند [۵]. این موتور سیکل ترمودینامیکی بسته ای که بسیار شبیه چرخه کارنو است را طی می کند. ویژگی احتراق خارجی امکان تأمین انرژی این موتور را با استفاده از سوخت های تجدیدپذیر و انرژی های نوین و رایگان به وجود می آورد [۳]. این موتور در کاربردهایی نظیر زیردریایی، که به موتوری با صدا و نویز کم نیاز است، قابلیت استفاده بالایی دارد. [۶].

۴.۱ تاریخچه موتور استرلینگ

رابرت استرلینگ^۲ با مشاهده خطرات موتور بخار برای کارگران، موتوری امن تر و اقتصادی تر از موتورهای آن زمان طراحی کرد (شکل ۴.۱). برای اولین بار استرلینگ و برادرش مهندس جیمز^۳ در ۲۵ سپتامبر سال ۱۸۱۶ میلادی در اسکاتلند موفق به ساخت موتور استرلینگ شدند. سیال کاری موتور استرلینگ اولیه هوا بود و به همین دلیل مردم آن زمان این موتور را با نام موتور هوای گرم می شناختند. انرژی آن از سوخت زغال سنگ تأمین می گردید و مجهز به مبدل حرارتی ویژه ای تحت عنوان بازیاب حرارت بود [۴، ۷].

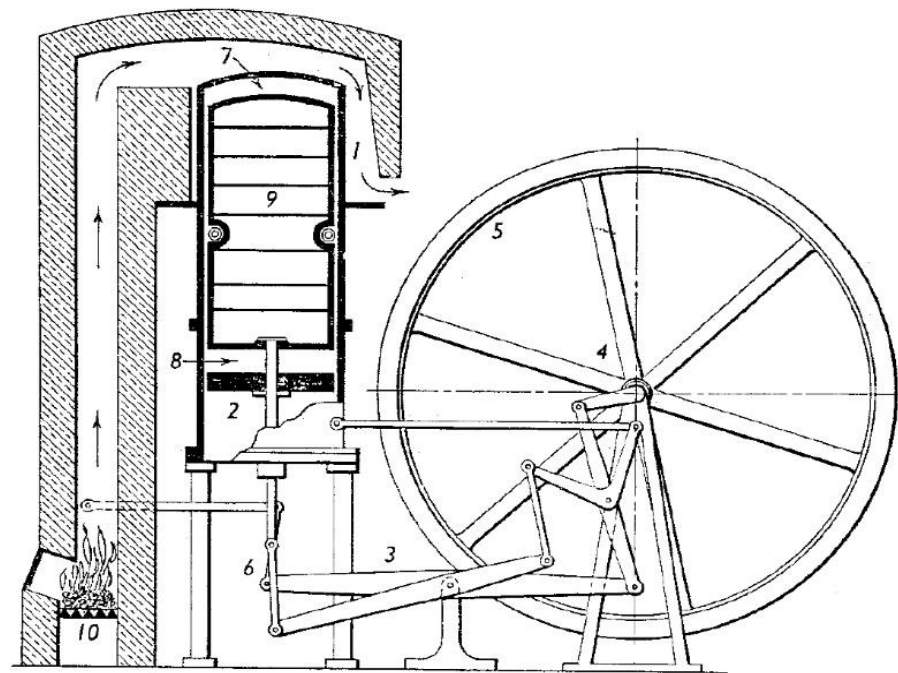
در سال ۱۸۱۸ میلادی اولین نمونه کاربردی این موتور ساخته و در تلمبه یک مخزن بکارگیری شد. این موتور با ایده جالب استرلینگ یعنی بکارگیری بازیاب حرارتی، موجب صرفه جویی قابل توجهی در مصرف انرژی می شد. لمن^۴ در سال ۱۸۶۰ میلادی موتور استرلینگ استوانه افقی بدون بازیاب ساخت که شامل یک عدد پیستون قدرت و یک عدد جابه جا کننده بود. موتور لمن که اکنون به نوع گاما معروف است از نوع اولیه خود یعنی نوع بتا (شکل ۵.۱) معروف تر گردید [۷].

^۱External Combustion engine

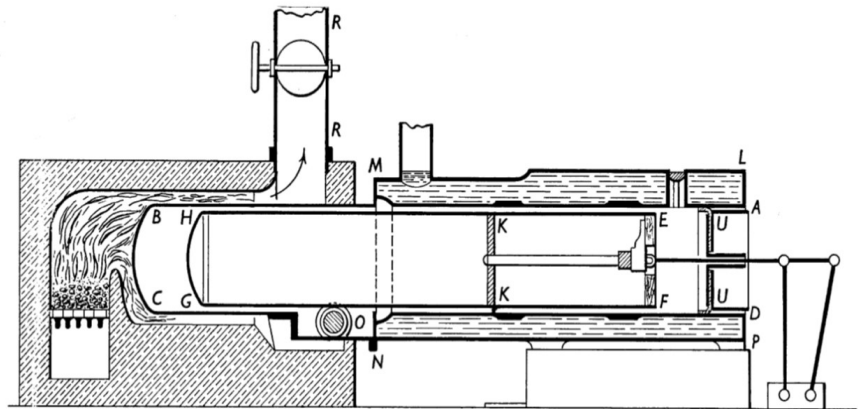
^۲Robert Stirling

^۳James

^۴W.Lehmann



شکل ۴.۱: طرح اولین موتور استرلینگ [۴]

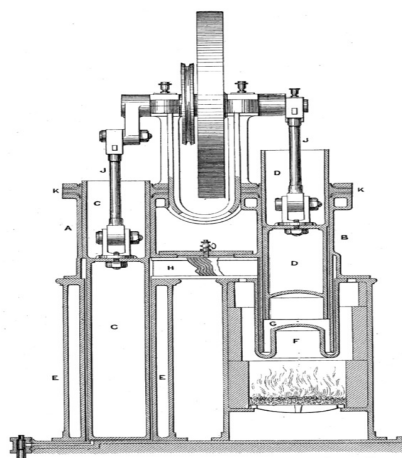


شکل ۵.۱: سطح مقطعی از موتور اولیه ساخت لمن [۷]

رایدر^۱ در سال ۱۸۷۶ ساختار جدید موتور استرلینگ یعنی نوع آلفا (شکل ۶.۱) را در فیلادلفیا اختراع کرد. برخلاف پیکربندی‌های قبلی که داری یک استوانه بودند، در ساختار آلفا منبع انقباض و انبساط در استوانه‌های جداگانه قرار دارد. این دو استوانه توسط مجراهای بازیاب حرارت به یک‌دیگر متصل هستند. اگر چه مکانیزمی که برای اولین بار مطابق با این اصل تولید شد از اهمیت عملی زیادی برخوردار نبود، اما این نوآوری راه را برای ساخت

^۱A.K.Rider

موتورهای هوایی چند چرخه‌ای^۱ توسط رینیا^۲ در سال ۱۹۴۷ آماده کرد [۷].



شکل ۶.۱: سطح مقطعی از موتور ساخت رایدن [۷]

اواخر قرن نوزدهم میلادی پیدایش فولاد بسمر و به کارگیری این فولاد در دیگ‌های بخار موجب افزایش ایمنی موتورهای بخار شد. در همین زمان یعنی در سال‌های ۱۸۶۰ و ۱۸۹۳ به ترتیب موتورهای بنزینی و دیزل اختراع شدند و با ظرفیت قابل قبولی که داشتند مورد استقبال قرار گرفتند. این پیشرفت‌ها در حالی بود که موتورهای استرلینگ برای ساخت به دستگاه‌های کاری دقیق نیاز داشتند و در مقایسه با موتور بخار با ابعاد یکسان توان تولیدی کمتری داشتند. این پیشرفت‌ها توانستند در اوج شکوفایی، پیشرفت و توسعه موتور استرلینگ، از توسعه آن جلوگیری کنند. در اوایل قرن بیستم میلادی با پیشرفت در حوزه برق و به دنبال آن ساختن موتور الکتریکی، باعث شد تا موتورهای استرلینگ بیشتر به فراموشی سپرده شوند و استفاده از آن غیرقابل توجیح گردد تا جایی که موتور استرلینگ تا مدت‌ها فقط در اسباب‌بازی‌ها و دستگاه‌های تهویه مطبوع بکارگیری می‌شد. با گذشت ۱۰۰ سال از اختراع موتور استرلینگ هیچ تغییر اساسی دیده نمی‌شد و حتی ظاهر آن شبیه به اولین موتور ساخته شده توسط استرلینگ بود. اعداد و ارقام گرفته شده تا سال ۱۹۱۵ نشان می‌دهد که یک موتور معمولی با ارتفاع حدود ۵۸ سانتی‌متر با وزن ۷۶ کیلوگرم ۳۳/۵ وات و موتورهای نوع بزرگتر تا ۴۳۲۵ وات توان تولید می‌کرد. بیشتر موتورهای تولید شده به کشورهای مانند آفریقا و خاور دور صادرات می‌شد [۷].

رابینسون^۳ در سال ۱۹۱۵ میلادی توانست با قرار دادن دو استوانه موتور استرلینگ به صورت قائم برهم توان موتور را افزایش دهد [۷]. چند سال قبل از جنگ جهانی دوم در آزمایشگاه‌های تحقیقات فیزیکی در آینه‌هون و سپس در سال ۱۹۳۸ میلادی به سرپرستی پرفسور هولست^۴ با آزمایشات فراوان اثبات شد که بازده نظری اختلاف زیادی با بازده موتور

^۱multi-cycle air engines

^۲Rinia

^۳Robinson

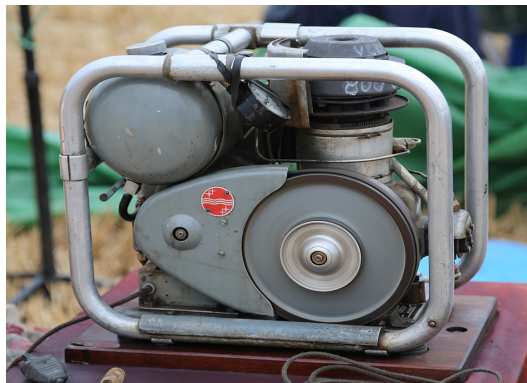
^۴Professor G. Holst

استرلینگ واقعی وجود دارد. آزمایشات نشان می‌داد که راندمان حرارتی کلی موتورهای هوایی موجود در آن زمان کمتر از ۱ درصد بوده است درحالی که قرار بود طبق چرخه کارنو^۱ این عدد ۵۰ برابر بهتر از این باشد [۷].

با توسعه موتور هوای گرم گازهای دیگری مانند هلیوم، هیدروژن و نیتروژن به عنوان مایع کار مورد استفاده قرار گرفتند. بنابراین نام موتور هوای گرم دیگر مناسب نبود. در دهه ۱۹۵۰ مدیر شرکت طرح‌های فیلیپس، دکتر رولف میجر^۲ نام موتور استرلینگ را به افتخار جناب استرلینگ اولین مخترع آن برای این موتور برگزید [۸].

دکتر رولف ژان میجر اولین موتور استرلینگ را با مکانیزم لوزی^۳ طراحی کرد. شرکت فیلیپس سال ۱۹۵۳ این مکانیزم را مورد استفاده قرارداد. مکانیزم لوزی موجب آب‌بندی بهتر موتور و در نتیجه باعث افزایش راندمان موتور می‌گردید [۸].

شرکت فیلیپس تحقیقاتی روی موتور استرلینگ به عنوان یک منبع تولید نیروی قابل حمل داشت که در سال ۱۹۵۱ یک نمونه ۲۰۰ وات (شکل ۷.۱) از این موتور که می‌توانست در قدرت‌های پایین کار کند تولید کردند [۴، ۷، ۹].



شکل ۷.۱: ژنراتور مدل MP1002CA ساخت شرکت فیلیپس [۴]

شرکت‌های مطرح موتورسازی از جمله شرکت فورد، جنرال موتورز، یونایتد استرلینگ از سال ۱۹۶۰ میلادی تصمیم به توسعه و بکارگیری این موتور در صنعت خودروسازی گرفتند. موتورهای استرلینگ چند استوانه‌ای و با مکانیزم‌های حرکتی مختلف ساخته و آزمایش کردند و تحقیقات گسترده‌ای پیرامون آن‌ها انجام دادند. نتیجه تحقیقات آن‌ها دستیابی به موتوری با بازده ترمودینامیکی ۴۰ درصد بود. اما حجم و وزن زیاد، زمان طولانی راه‌اندازی و پاسخ کند موتور باعث شد تا از آن در خودروها استفاده نشود.

دکتر بیل^۴ استاد دانشگاه اوهایو در آتن در سال ۱۹۷۱ میلادی مکانیزم جدید پیستون آزاد^۵ را معرفی کرد. در مکانیزم پیستون آزاد اختلاف فاز بین جابه‌جا کننده و پیستون قدرت

^۱Carnot cycle

^۲Dr. Rolf J.Meijer

^۳Rhombic Drive mechanism

^۴William Beale

^۵free-piston

توسط مکانیزم حرکتی صلب ایجاد نمی‌شود. وی توانست با معرفی این مکانیزم حجم موتور را کاهش دهد [۱۰].

بعد از سال ۱۹۸۶ میلادی شرکت اینفینیا توانست با توسعه فناوری استرلینگ دو محصول جدید تولید و به نام خود ثبت کند. مبردهای ترمو-آکوستیک با چرخه استرلینگ با سیال کاری گاز هلیوم و موتورهای استرلینگ با دوام، که دارای عمری بیش از ۲۰ سال بودند، از دستاوردهای تحقیقاتی این شرکت هستند. اما تحقیقات این شرکت تنها این دو محصول نیست، بلکه توانست تا سال ۲۰۱۰ چندین محصول صنعتی با چرخه استرلینگ که انرژی مصرفی خود را از انرژی خورشیدی تامین می‌کند را معرفی کند. همچنین محصولی را معرفی کرد که ترکیب کار و گرما را تولید می‌کند.

امروزه، فرآیند توسعه موتورهای استرلینگ در شرکت‌ها و دانشگاه‌ها در کشورهای مختلف ادامه دارد. اهداف مورد مطالعه عبارتند از کاهش هزینه‌های تولید و نگهداری، استفاده از انرژی‌های نوین به عنوان منبع انرژی مصرفی، افزایش بازده حرارتی، افزایش کار خروجی موتور و سایر موارد دیگر. موتورهای استرلینگ که می‌توانند با منابع مختلف انرژی کار کنند در بسیاری از زمینه‌ها مانند فناوری‌های فضایی، سیستم‌های آبیاری، یخچال، تولید الکتریسیته و بسیاری از دیگر از سیستم‌ها و صنایع مورد استفاده قرار می‌گیرند.

۵.۱ کاربردها و مزایای موتور استرلینگ

ویژگی‌ها و مزایای موتور استرلینگ سبب شده است تا این موتور کاربردهای فراوانی داشته باشد و در موارد زیادی از آن استفاده شود. برخی از این کاربردها در ادامه به صورت مختصر شرح داده خواهد شد.

۱.۵.۱ تولید قدرت از انرژی خورشید

موتور استرلینگ به عنوان یک موتور احتراق خارجی، می‌تواند از منابع انرژی متنوع و با کیفیت‌های مختلف استفاده کند. همچنین در مقایسه با موتور احتراق داخلی، قابلیت تطبیق آن با سوخت‌های مختلف، بسیار بیشتر است. یکی از این موارد مهم و پرکاربرد، استفاده از انرژی خورشیدی به عنوان سوخت محرک موتور استرلینگ است. طبق اطلاعات سازمان انرژی ایالات متحده، مصرف خالص برق در جهان در سال ۲۰۱۲ معادل ۱۹۷۱۰ میلیارد کیلووات‌ساعت است، در حالی که زمین در یک سال از خورشید $10^5 \times 10^7$ میلیارد کیلووات ساعت انرژی جذب می‌کند. بنابراین کل برق مصرفی در یک سال بسیار کمتر از انرژی خورشیدی است که در یک ساعت از خورشید دریافت می‌کند. حتی اگر بازده تبدیل انرژی را فقط تبدیل انرژی حرارتی به برق فرض شود، بازهم انرژی خورشیدی پتانسیل عظیمی برای کاوش است [۱۱]. شکل ۸.۱ شماتیکی از یک نمونه موتور استرلینگ خورشیدی را نشان

می‌دهد. آینه مقعر نور خورشید را بر روی منبع گرم موتور استرلینگ متمرکز می‌کند و موتور استرلینگ می‌تواند قدرت یا برق را تولید کند. شکل ۹.۱ مزرعه استرلینگی شرکت تزرا سولار^۱



شکل ۸.۱: شماتیکی از سیستم گردآورنده خورشیدی- استرلینگی

با موتورهای ساخت شرکت اس ای اس^۲ را نشان می‌دهد. این نیروگاه با ظرفیت ۹۴۱۱ مگاوات برای شهر سان‌دیگو در ایالات متحد آمریکا است. بازده گردآورنده‌های خورشیدی- استرلینگی^۳ شرکت اس ای اس بیشتر از ۳۱/۵٪ است اما بازده صفحات خورشیدی نوربرقی حتی به ۲۵٪ نمی‌رسد. بنابراین منطقی است از موتور استرلینگ خورشیدی برای تولید برق استفاده کرد.



شکل ۹.۱: مزرعه استرلینگ شرکت تزرا سولار [۱۲]

^۱Tessera Solar

^۲Stirling Energy Systems (SES)

^۳Dish stirling units

۲.۵.۱ سیستم تولید قدرت جلو برنده زیردریایی

موتور استرلینگ در مواردی مانند زیر دریایی‌ها که به موتور کم سر و صدا نیاز دارند، قابل استفاده است زیرا مقدار صدای بسیار کمی را تولید می‌کند [۶]. شکل ۱۰.۱ یک زیر دریایی مجهز به سامانه پیشران‌ش بی‌نیاز از هوا^۱ و شکل ۱۱.۱ نمایی از این سیستم را نشان می‌دهد. بیش از پنج دهه، سوئد درگیر تحقیق و توسعه بیشتر موتورهای استرلینگ بوده است و در سال ۱۹۸۸ اولین موتور استرلینگ را بر روی زیر دریایی نصب نمود. اولین زیردریایی مجهز به این فناوری زیر دریایی سلطنتی نیروی دریایی سوئد^۲ است. امروزه این فناوری توسط کشورهای از جمله سوئد، دانمارک، ژاپن و سنگاپور و... مورد استفاده قرار گرفته است [۱۱]. این سیستم که با موتور استرلینگ کار می‌کند دارای مزایای زیر است:

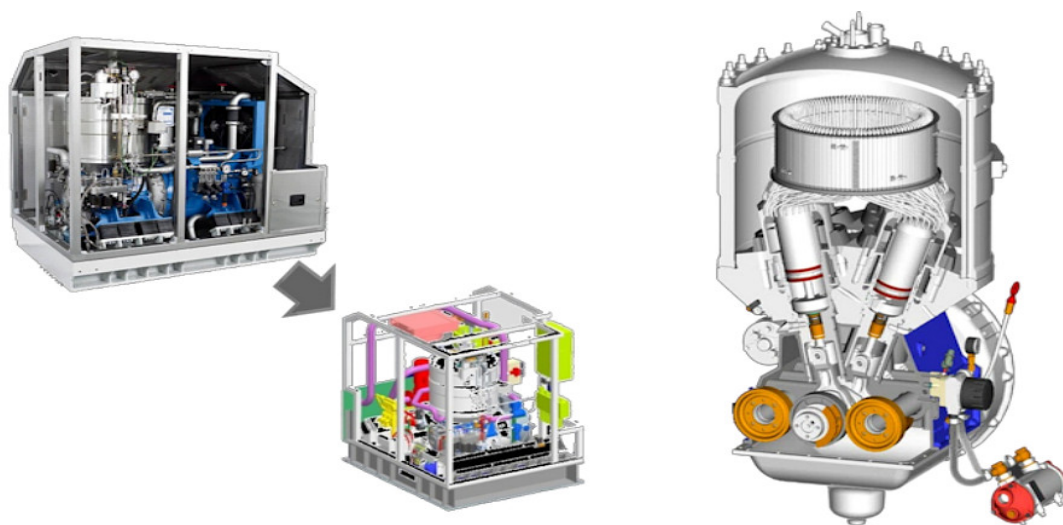
- در این سامانه از اکسیژن مایع برای سوزاندن سوخت در منبع گرم موتور استرلینگ استفاده می‌شود. گرمای منبع گرم از طریق احتراق فراهم می‌شود بنابراین مانند سایر موتورها به هوا نیاز ندارد.
- تغییرات نرم فشار و عدم انفجار در فرآیند عملکرد موتور، استرلینگ را به موتوری بی‌صدا و بدون ارتعاش تبدیل کرده است. هیچ گونه لرزشی به پوسته منتقل نمی‌شود و زیردریایی در آب صدایی تولید نمی‌کند. بنابراین رهایی زیردریایی دشوار می‌شود.
- خنک کاری آسان با استفاده از آب سرد دریا، یکی دیگر از ویژگی‌های این سامانه است که باعث استفاده از این سیستم در زیر دریایی‌ها می‌شود.
- در این سیستم احتراق در محفظه‌ای تحت فشار انجام می‌شود. فشار بیشتر از فشار آب دریا باعث می‌شود تخلیه گاز خروجی به راحتی انجام گیرد.
- زیردریایی‌های مجهز به این سیستم برای شارژ باتری‌ها هفته‌ها مجبور به رفتن به سطح نیستند و در نتیجه مدت زمان ماندن زیردریایی در زیر آب از چند روز به چند هفته افزایش می‌یابد.



شکل ۱۰.۱: زیر دریایی مدل U-212 aka مجهز به سامانه پیشران‌ش بدون نیاز از هوا

¹Air Independent Propulsion (AIP)

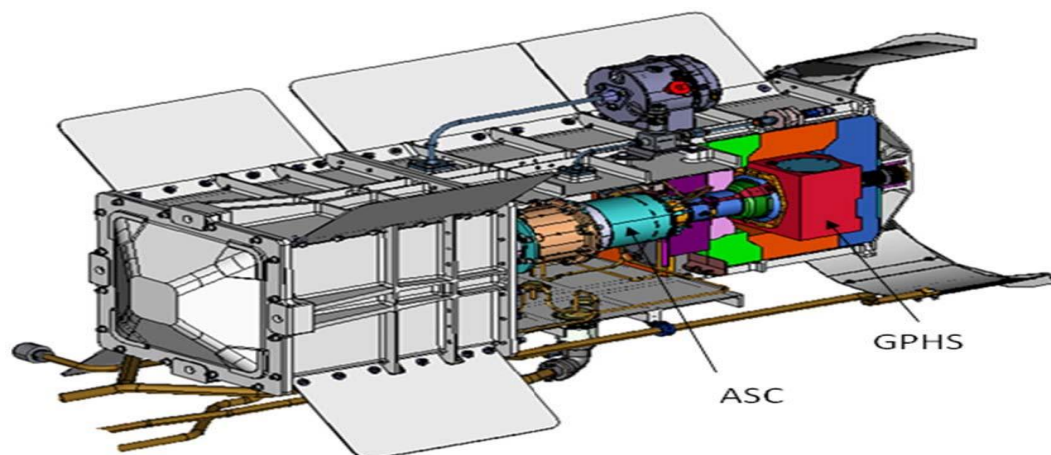
²Royal Swedish Navy submarine HMS Näcken



شکل ۱۱.۱: سیستم استرلینگ پیشراننده بی نیاز از هوا

۳.۵.۱ ژنراتور رادیوایزوتوپ پیشرفته

شکل ۱۲.۱ ژنراتور رادیوایزوتوپ پیشرفته استرلینگ با دو مبدل استرلینگ مخالف دوگانه را نشان می دهد که در کاربردهای فضایی مورد استفاده قرار می گیرد. ژنراتور رادیوایزوتوپ پیشرفته استرلینگ از راندها تبدیل انرژی بسیار بالایی برخوردار است و برای سیستم های رادیوایزوتوپ آینده (RPS)^۱ به منظور استفاده بهینه از سوخت پلاتونیوم-۲۳۸^۲ قابل توجیه است [۱۱].



شکل ۱۲.۱: ژنراتور رادیوایزوتوپ پیشرفته استرلینگ (ASRG) [۱۳]

^۱Radioisotope Power Systems

^۲plutonium-238 fuel.

۴.۵.۱ موتور استرلینگ زیست توده‌ای

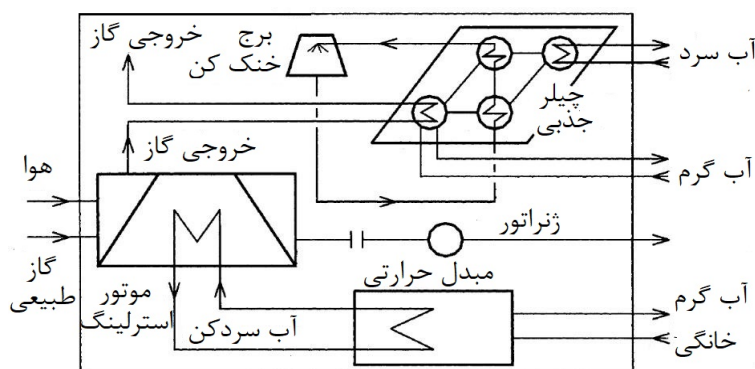
موتور استرلینگ می‌تواند با سوخت نوین زیست توده نیز کار کند. شکل ۱۳.۱ طرحی از یک موتور استرلینگ را نشان می‌دهد که با استفاده از چوب خام، برق تولید می‌کند.



شکل ۱۳.۱: طرحی از موتور استرلینگ زیست توده‌ای ساخت شرکت اوکوفن (Okofen) [۱۴]

۵.۵.۱ سیستم‌های CCHP (تولید همزمان گرما، سرما و قدرت)

از موتور استرلینگ می‌توان در یک سیستم تولید همزمان گرما، سرما و قدرت (CCHP)^۱ بهره‌برد [۱۱]. شکل ۱۴.۱ شماتیکی از این سیستم را نشان می‌دهد. این سیستم متشکل شده‌است از یک موتور استرلینگ که از گاز طبیعی تغذیه می‌کند، ژنراتور برای تولید انرژی و چیلر جذبی برای سرمایش و گرمایش آب.

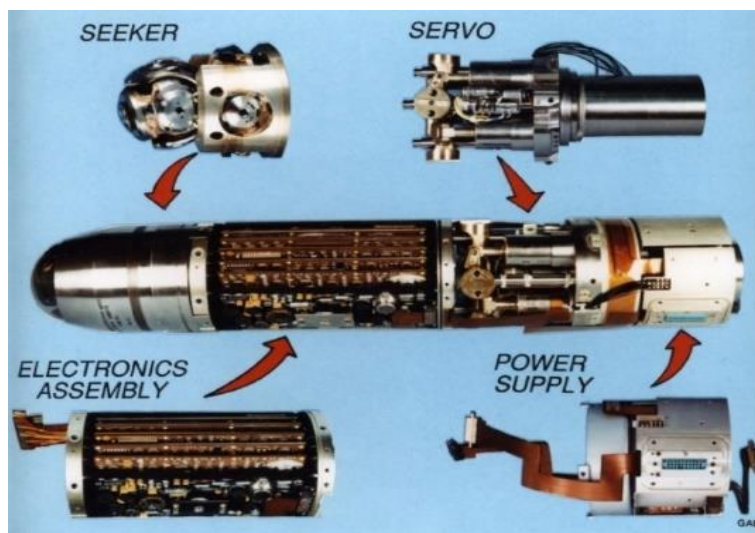


شکل ۱۴.۱: شماتیکی از سیستم گرمایشی - سرمایشی ترکیبی [۱۱]

^۱Combined Cooling Heating and Power

۶.۵.۱ کولر استرلینگ

اگر یک طرف موتور گرم شود و طرف دیگر سرد شده باشد، موتور استرلینگ کار مکانیکی انجام می‌دهد. چون سیکل استرلینگ یک سیکل معکوس‌پذیر است؛ حال اگر کار مکانیکی را با وسیله‌ای مانند موتور الکتریکی به خروجی موتور استرلینگ وارد کنیم، یک طرف موتور گرم و طرف دیگر آن سرد می‌گردد. زمانی که به دماهای بسیار پایین مانند دماهای کمتر ۲۶۳- درجه سانتی گراد نیاز است می‌توان از منبع سرد آن به عنوان کولر استرلینگ^۱ استفاده کرد. اولین کولر استرلینگ در سال ۱۹۵۰ توسط شرکت فیلیپس ساخته شد و در واحدهای تولید نیتروژن مایع استفاده گردید. در زمینه نظامی، نمونه‌های کوچک کولر استرلینگ می‌تواند برای خنک کننده ردیاب مادون قرمز دید در شب، سیستم هدایت موشک‌ها و ردیاب‌های فضایی مورد استفاده قرار گیرد [۱۱]. شکل ۱۴.۱ سیستم جست‌وجوگر موشک را نشان می‌دهد، جایی که می‌توان از کولر استرلینگ برای خنک کردن ردیاب مادون قرمز استفاده کرد.



شکل ۱۵.۱: کولر استرلینگ استفاده شده در جست‌وجوگر موشک [۱۱]

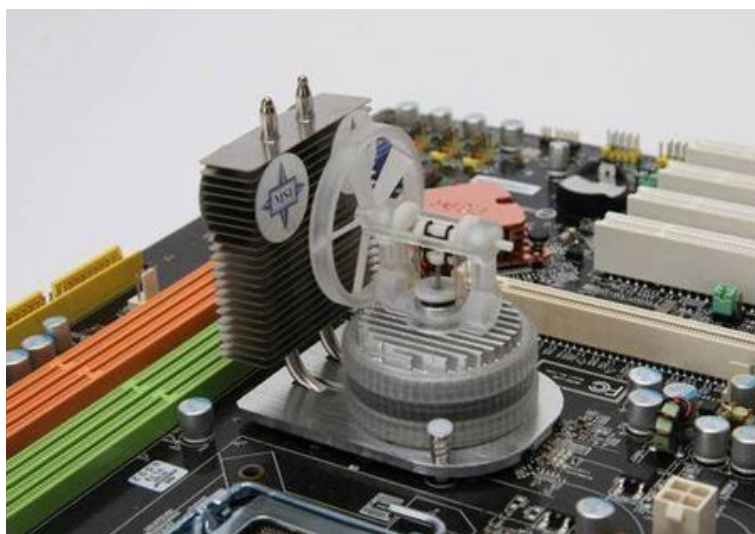
در زمینه غیر نظامی نیز می‌توان از آن برای خنک کردن قطعات الکترونیکی جهت افزایش حساسیت سنسورها و کاهش پارازیت جریان استفاده کرد. در دستگاه تصویربرداری از بافت داخلی انسان (NMRI) یک سیم پیچ ابررسانا وجود دارد که باید دمای آن در حدود ۱۰ درجه کلوین حفظ گردد. در این دستگاه می‌توان از کولر استرلینگ استفاده کرد.

۷.۵.۱ خنک کردن CPU

شکل ۱۶.۱ یک مادربرد تولید سال ۲۰۰۸ شرکت ام اس اس است که برای خنک کردن پردازشگر آن از موتور استرلینگ استفاده شده است. در این فناوری از موتور استرلینگ به صورت مستقیم

^۱Cryocooler

استفاده شده است. به طوری که دمای تولید شده توسط CPU تبدیل به کار مکانیکی برای چرخش فن سردکن می‌شد.



شکل ۱۶.۱: خنک کاری پردازشگر مادربرد برپایه موتور استرلینگ

۶.۱ پیشینه تحقیق

اولین نمونه این موتور را دکتر رابرت استرلینگ در سال ۱۸۱۶ میلادی معرفی کرد. بعد از معرفی موتور استرلینگ چندین مدل برای شبیه‌سازی و پیش‌بینی رفتار موتورهای واقعی معرفی شد. در این مدل‌ها پارامترهای موتور از جمله حجم، مسافت طی‌شده توسط پیستون در هر چرخه، زاویه چرخش میل‌لنگ، اختلاف فاز بین سیلندرها، متغیرهای مبدل حرارتی و... در نظر گرفته شده بود. مدل انبساط و فشرده‌سازی ایزوترمال (هم‌دما) که توسط اشمیت^۱ [۱۵] معرفی شد اولین مدلی بود که برای شبیه‌سازی عملکرد موتور واقعی استرلینگ مورد استفاده قرار گرفت. فرض اصلی در تحلیل اشمیت آن است که دمای سیال در قسمت گرم و سرد موتور ثابت و به ترتیب برابر با دمای منبع گرم و سرد موتور است. با استفاده از فرض اشمیت، معادلات ترمودینامیکی خطی شده و محاسبات اولیه برای اندازه‌گیری توان و راندمان خروجی موتور به راحتی صورت می‌گیرد. تحلیل اشمیت امروزه نیز در تحلیل‌های اولیه موتورهای استرلینگ به کار می‌رود. اوریلی و برچوویتس^۲ [۱۶] با توجه به این که در موتورهای پرسرعت، فرایندهای انبساط و انقباض بیشتر تمایل دارند در حالت بی‌دررو انجام شود تا حالت هم‌دما، مدل بی‌دررو موتورهای استرلینگ را با استفاده از محاسبات عددی توسعه دادند. آن‌ها برای بهبود نتایج مدل بی‌دررو، مدل جدیدی به نام مدل آنالیز سیمپل^۳

^۱Schmidt

^۲Urieli and Berchowitz

^۳Simple

تهیه کردند. در مدل قبل فرایند آرمانی فرض شده است و در ادبیات آن اثرات گرمای تلف شده بازیاب حرارت دیده نشده بود. استراوسند و دابسون^۱ [۱۷] اثرات تلفات گرمای بازیاب حرارات را مورد بررسی قرار دادند. بابالهی و صیادی^۲ اتلاف‌های مختلف موتور از جمله اصطکاک مکانیکی، افت گرما و نشت گاز (کاهش جرم گازسیال) را در نظر گرفتند و یک مدل حرارتی عددی جدید با نام سیمپل^۳ را معرفی کردند [۱۸]. این مدل توسط مرکز تحقیقات لوئیس^۴ مورد بررسی قرار گرفت [۱۹]. مرکز تحقیقات لوئیس گزارشی را ارائه کرد مبنی بر این که سیمپل^۲، عملکرد حرارتی موتورهای استرلینگ را با انحراف کمتری از داده‌های واقعی در مقایسه با سایر مدل‌های حرارتی قبلی پیش‌بینی می‌کند. با گسترش رایانه برخی از محققین با کمک رایانه و نرم‌افزارهایی مانند انسیس^۵ موتور استرلینگ را مدل کردند و به نتایج خوبی دست یافتند [۲۰، ۲۱].

علاوه بر مدل‌های قبلی معرفی شده، مدل‌های فراوانی دیگری نیز جهت تحلیل موتورهای استرلینگ در مقالات یافت می‌شوند. اما اغلب آن‌ها تنها ترمودینامیک موتورها را مورد بررسی قرار داده و آن را با مدل دینامیکی موتور ترکیب نمی‌کنند. علاوه بر این، اکثر مدل‌های شبیه‌سازی موجود برای آنالیز موتورهای استرلینگ تنها با عملکرد پایدار موتورها سروکار داشته و از رفتار گذرا موتور در شروع حرکت موتور چشم‌پوشی می‌کنند. در عمل، مطالعه رفتار گذرای موتورها بسیار مهم است و نباید از آن چشم‌پوشی کرد. از این رو، مدل‌شبیه‌سازی دینامیکی باید با مدل ترمودینامیکی ترکیب شود تا تأثیر دوره گذرا بر عملکرد موتور را مطالعه کرد. یک مدل ترکیبی اجازه بررسی تغییرات گذرا در خواص گاز درون محفظه موتور و رفتار دینامیکی مکانیزم موتور را می‌دهد. چنگ و یو^۶ اولین کسانی بودند که مدل ترکیبی ترمودینامیکی و دینامیکی را برای موتور استرلینگ ارائه دادند. آن‌ها به مطالعه تأثیرات پارامترهایی مانند اینرسی جرم چرخ‌طیار، سرعت دورانی اولیه، فشار شارژ اولیه، دمای منبع حرارت، زاویه فاز، کورس جابه‌جایی پیستون بر رفتار گذرا موتور پرداختند. ابتدا این مدل ترکیبی را برای موتور استرلینگ نوع بتا با مکانیزم حرکتی بادامک^۷ معرفی کردند. سپس این مدل ترکیبی را برای تحلیل عملکرد موتور نوع بتا با مکانیزم لوزی گسترش دادند [۲۲، ۲۳]. برای شبیه‌سازی دینامیکی موتور در شرایط مختلف عملکردی و هندسی از مدل ترکیبی استفاده کرد. مدل ترکیبی توسعه یافته امکان بررسی پارامترهای هندسی، سرعت دورانی و منحنی‌های عملکرد موتور را فراهم می‌آورد. ساراویا^۸ و همکاران [۲۴] مدلی را ارائه نموده‌اند که پارامترهای دینامیکی را در نظر گرفته است. اسکولو^۹ و همکاران [۲۵] نیز تحلیلی دینامیکی-

¹Straussand and Dobson

²Babaelahi and Sayyaadi

³Simple-II

⁴Lewis Research Center

⁵ANSYS

⁶Cheng and Yu

⁷cam-drive

⁸Saravia

⁹Scollo

ترمودینامیکی از موتور استرلینگ نوع آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده ارائه نموده‌اند که در آن از مدل تحلیلی اشمیت به عنوان مدل ترمودینامیکی استفاده نموده و تنها به ارائه نمودارهای تغییرات سرعت دورانی موتور در مشخصات پایه موتور مورد بررسی بسنده کرده‌اند. تحلیل‌های بهینه‌سازی موتور استرلینگ مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است و برخی از آن‌ها تجزیه و تحلیل بهینه‌سازی را انجام دادند. برای مطالعه شرایط بهینه عملکرد موتور استرلینگ باید معادلات دیفرانسیلی دشواری را تحلیل کنند. لیاو و لین^۱ [۲۶] مدل ریاضی سیستم خورشیدی استرلینگ موتور خورشیدی را ارائه دادند. آن‌ها برای یافتن حداکثر توان خروجی و راندمان مطلوب سیستم از ترمودینامیک برگشت‌ناپذیر و روش لاگرانژ استفاده کردند. نتایج آن‌ها ایده جدیدی را برای طراحی سیستم موتور حرارتی استرلینگ خورشیدی ارائه داد. هوشنگ^۲ و همکاران [۲۷] از مفاهیم شبکه عصبی برای شبیه‌سازی موتورهای استرلینگ استفاده کردند. در این روش متغیرهای طراحی موتور استرلینگ با استفاده از شبکه عصبی پرسپترون چند لایه (MLP) بهینه می‌شوند. آن‌ها از سه متغیر طراحی استفاده کردند: زاویه فاز، کورس جابجایی پیستون و فرکانس کاری موتور. توان خروجی و بازده موتور توابع هدف این روش هستند که با استفاده از یک مدل‌سازی ریاضی بر اساس دینامیک ساختار مکانیزم حرکتی و خصوصیات ترمودینامیکی موتور استرلینگ محاسبه شده‌اند. توقیانی [۲۸] و همکاران^۳ شبیه‌سازی چندهدفه‌ای را با چهار متغیر تصمیم‌گیری شامل دمای منبع گرم، کورس جابجایی پیستون، میانگین فشار کارآمد و فرکانس کاری موتور برای افزایش راندمان و توان خروجی موتور و کاهش افت فشار انجام دادند. دوان^۴ و همکاران [۲۹] روش (PSO) برای بهینه‌سازی توان خروجی، بازده حرارتی استفاده کردند. آن‌ها دمای سیال عامل، نسبت حجم مرده، حجم هر یک از محیط‌های کاری و فشار شارژ موتور را به عنوان پارامترهای تصمیم‌گیری در نظر گرفته بودند. بوبکر^۵ و همکاران [۳۰] یک پروتکل شبیه‌سازی برای یک کارخانه زیست توده در مقیاس کوچک با ترکیب موتور استرلینگ ارائه کردند. در مطالعات اخیر بتینه^۶ [۳۱] یک مدل ترکیبی ترمودینامیکی و دینامیکی برای موتور استرلینگ آلفا با مکانیزم راس یاک ارائه داده است. وی به بررسی تأثیر نسبت حجم مرده، دمای منبع حرارت و نسبت حجم جاروب در عملکرد موتور پرداخته است. شیائو^۷ و همکاران [۳۲] یک روش ترکیبی برای انجام شبیه‌سازی چند هدفه یک موتور استرلینگ با استفاده از اطلاعات دقیق فشار و حجم توسط آنالیز CFD ارائه داده‌اند. آن‌ها برای به حداکثر رساندن راندمان حرارتی و توان خروجی و همچنین به حداقل رساندن توان اتلافی در موتور استرلینگ، پارامترهای قطر و طول لوله‌های گرم‌کن و سردکن، طول بازیاب حرارت، مش‌ماتریس و قطر سیم را به عنوان پارامترهای

¹Liao and Lin²Hooshang³Toghyani⁴Duan⁵Boubaker⁶bataineh⁷G.Xiao

طراحی در نظر گرفتند. شندج^۱ و همکاران [۳۳] یک موتور استرلینگ نوع بتا با مکانیزم لوزی را برای تولید برق طراحی و توسعه دادند. آن‌ها به جای یک پارامتر شبیه‌سازی واحد، اثر ترکیبی از خروجی خالص برق و بازده را در نظر گرفتند. آلتین^۲ و همکاران [۳۴] مدل ترکیبی ترمودینامیکی-دینامیکی را برای یک موتور استرلینگ آلفا با مکانیزم استوچ یاک^۳ توسعه دادند. در این مطالعه آن‌ها با تهیه یک برنامه شبیه‌سازی ترمودینامیکی-دینامیکی، برخی از جنبه‌های ترمودینامیکی و دینامیکی موتور را مورد بررسی قرار دادند. توان خروجی موتور را با توجه به نسبت مساحت پیستون‌ها، نسبت شعاع میل‌لنگ پیستون‌ها و زاویه فاز بین پیستون‌ها بهینه کردند. دینگ^۴ و همکاران [۳۵] یک مدل پیشرفته مبتنی بر مدل بی‌درو ایده‌آل ارائه دادند که در آن گرما و فشار در مبدل‌های حرارتی نیز در نظر گرفته شده است. آن‌ها مشخص کردند که رابطه بین راندمان حرارتی و نسبت حجم یکنواخت نیست و همچنین مقادیر بهینه نسبت حجم را با توجه به حداکثر راندمان حرارتی در دماهای مختلف سردکن و گرم‌کن معرفی کردند. کربولوت^۵ و همکاران [۳۶] به مطالعه یک موتور پیستون پیستون آزاد مارتینی^۶ پرداخته و تحلیل عملکرد آن را انجام داده‌اند. راثو^۷ و همکاران [۳۷] الگوریتم جایا^۸ را شبیه‌سازی چند هدفه موتور استرلینگ بهبود بخشیدند. آن‌ها الگوریتم AMTPG Jaya^۹ را پیشنهاد دادند. روش پیشنهادی از چندین تیم برای بررسی فضای جستجو استفاده می‌کند. بسته به درصد ارزیابی، الگوریتم تعداد تیم‌های جستجو را تنظیم می‌کند. آن‌ها الگوریتم پیشنهادی خود را با استفاده از دو مطالعه موردی شبیه‌سازی چند هدفه برای یک سیستم موتور حرارتی استرلینگ خورشیدی و یک مطالعه موردی دیگر برای شبیه‌سازی چند هدفه از پمپ حرارتی استرلینگ بررسی کردند و نشان دادند نتایج دست آمده توسط الگوریتم پیشنهادی نسبت به سایر الگوریتم‌ها برتری دارد. افضلی [۱۲] با حل عددی معادلات مدل ترکیبی ترمودینامیکی و دینامیکی و با در نظر گرفتن افت فشار در فرایندها بررسی اثر دمای منبع حرارت، سرعت اولیه راه‌اندازی موتور، فشار شارژ موتور و چند پارامتر دیگر بر عملکرد کاری موتور پرداخته است. خوزه ایگاس و دان کلاکاس^{۱۰} [۳۸] چند نوع از پیکربندی‌های موتور استرلینگ را مورد مطالعه قرار دادند. با توجه به نمودار فشار-حجم (P-V) مشخص کردند که هر کدام از این پیکربندی‌ها باعث می‌شود که موتور استرلینگ در کدام نوع اختلاف دمایی می‌تواند کار کنند. آن‌ها این موضوع را بررسی نکردند که طول لینک‌ها چه تاثیری در نتایج آن‌ها دارد. همچنین تاکنون کسی به مطالعه تاثیر این طول‌ها بر روی کار خروجی موتور

¹Shendage²Altin³Scotch Yoke mechanism⁴Ding⁵Karabulut⁶Martini⁷Ravipudi Venkata Rao⁸Jaya⁹adaptive multi - team perturbation guiding Jaya¹⁰Jose Egas and Don M. Clucas

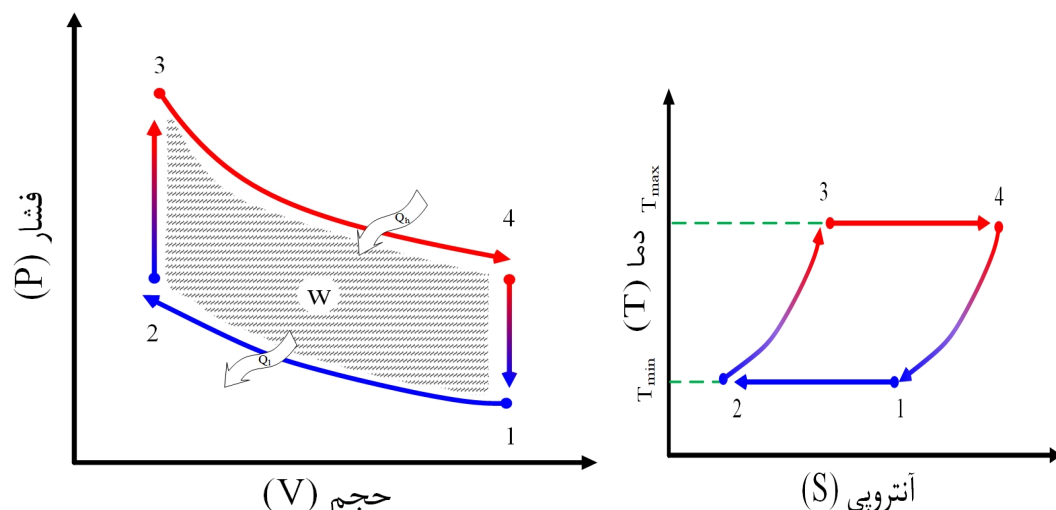
نپرداخته است.

فصل ۲

پیکربندی موتور استرلینگ و روابط حاکم

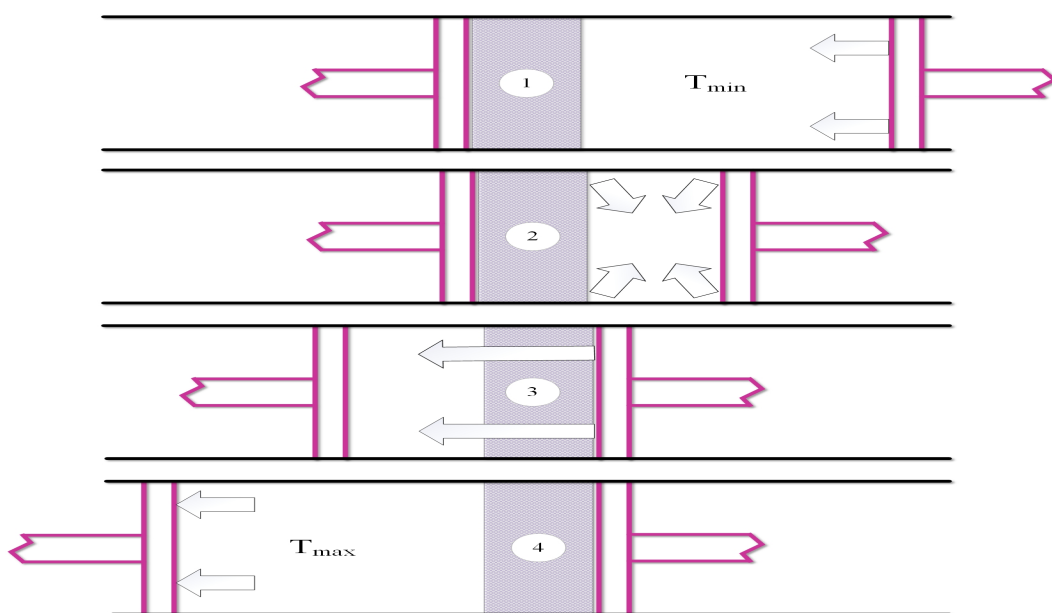
۱.۲ چرخه نظری استرلینگ

موتور استرلینگ دارای دو پیستون است که با اختلاف فاز زاویه ای معینی باهم کار می کنند. انتقال حرارت در موتور برعهده دو منبع دمایی سرد و گرم است. اساس کار موتور استرلینگ، انبساط و انقباض سیال طبق چرخه استرلینگ است. چرخه استرلینگ چرخه ای بسته است که حاوی مقداری مشخصی گاز به عنوان سیال کاری است. سیال کاری هرگز این مجموعه را ترک نمی کند و همواره جرمی ثابتی از آن در درون سیستم وجود دارد. شکل ۱.۲ نمودارهای فشار- حجم ($P-V$) و دما- آنترופی ($T-S$) چرخه ایده آل استرلینگ را نشان می دهد [۴]. با توجه به شکل ۱.۲ می توان دریافت این چرخه در حالت نظری دارای دو فرآیند همدمای انبساطی و انقباضی، و دو فرآیند حجم ثابت است.

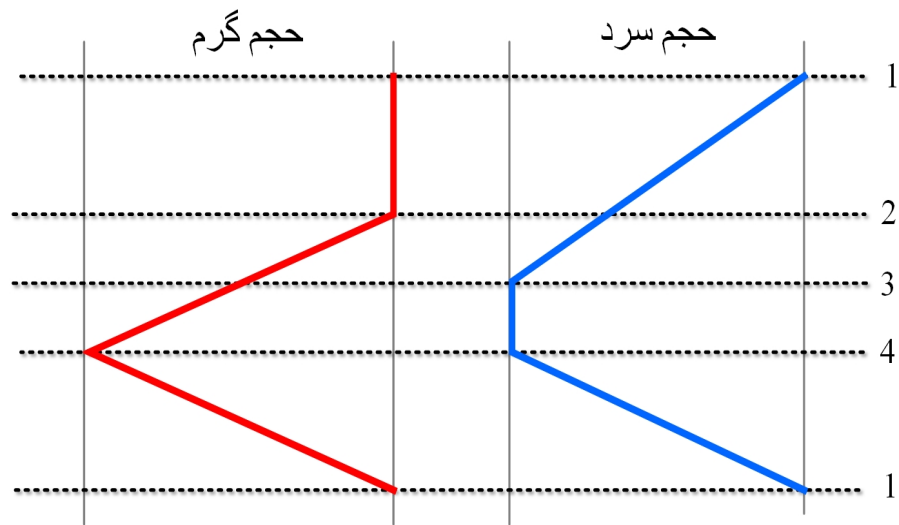


شکل ۱.۲: سیکل ایده آل استرلینگ

برای درک بهتر این عملکرد دستگاه گرمایی استوانه‌ای مطابق شکل ۲.۲ را در نظر بگیرید. این سیستم دارای دو پیستون به صورت مقابل هم و یک بازیاب حرارت در وسط است. حجم انقباض، حجم بین بازیاب و پیستون سمت چپ و حجم انبساط، حجم بین بازیاب و پیستون سمت راست است. همواره دمای حجم انبساط با منبع گرمایشی خارجی در دمای منبع گرم و دمای حجم انقباض در دمای منبع سرد است. اختلاف دما در دو سمت بازیاب، اختلاف دمای گرم (T_{max}) و سرد (T_{min}) است [۳۹]. همواره مقدار اختلاف دما در هر موتور ثابت است. این اختلاف برای هر موتور متفاوت است و مقدار آن می‌تواند زیاد یا کم باشد.



شکل ۲.۲: دستگاه گرمایی چرخه ایده آل استرلینگ



شکل ۳.۲: تغییرات حجم سرد و گرم دستگاه گرمایی در چرخه ایده‌آل استرلینگ

نقاط ۱ تا ۴ در شکل ۳.۲ همان نقاط شکل‌های ۱.۲ و ۲.۲ است. در نقطه ۱ پیستون سرد در نقطه مرگ پایین و پیستون گرم در نقطه مرگ بالا است. در چنین شرایطی تمام سیال در محفظه سرد است بنابراین حجم انبساط بیشینه و مقدار فشار و دما کمینه است [۹]. با فرض این که موتور ابتدا در شرایط نقطه ۱ است، می‌توان چهار فرآیند این چرخه را به صورت زیر بیان کرد:

فرآیند ۱→۲ (انقباض هم‌دما)

در این فرآیند پیستون گرم ساکن است و پیستون سرد به سمت بازیاب حرکت می‌کند. سیال در قسمت سرد فشرده شده و فشار آن افزایش می‌یابد. دمای سیال به دلیل انتقال حرارت محفظه با محیط سرد ثابت می‌ماند. کار و گرمای مبادله شده به دلیل دما ثابت بودن فرآیند باهم برابرند؛ انرژی درونی سیال ثابت می‌ماند و چون فرآیند بازگشت‌پذیر است، آنتروپی سیستم کاهش می‌یابد.

$$T_1 = T_2 = T_{min} \xrightarrow{\text{گاز کامل}} P_2 = P_1 \frac{V_1}{V_2} \quad (1.2)$$

$$W_{12} = Q_{12} = P_1 V_1 \ln \frac{V_2}{V_1} = m R T_1 \ln \frac{V_2}{V_1} \quad (2.2)$$

m جرم سیال، R ثابت گاز، P فشار، T دما، V حجم، Q گرما و W کار خروجی موتور است.

فرآیند ۲→۳ (جابه‌جایی سیال در حجم ثابت)

طی این فرآیند هر دو پیستون با سرعت ثابت و در یک جهت شروع به حرکت می‌کنند به صورتی که حجم بین دو پیستون ثابت می‌ماند. سیال از قسمت سرد خارج شده و پس از عبور از بازیاب به قسمت گرم وارد می‌شود. طی این جابه‌جایی سیال از بازیاب گرما

جذب می‌کند و دمای آن افزایش می‌یابد. در طی این فرآیند حجم سیال تغییر نمی‌کند و دمای آن افزایش می‌یابد؛ پس با توجه به معادله حالت گاز کامل فشار افزایش می‌یابد. همچنین با توجه به این که مجموع کار انجام شده صفر است و دمای سیال افزایش یافته است، انرژی دورنی و آنتروپی سیستم افزایش می‌یابد.

$$V_3 = V_2 \xrightarrow{\text{گاز کامل}} P_3 = P_2 \frac{T_3}{T_2} \quad (۳.۲)$$

$$W_{23} = 0 \quad (۴.۲)$$

$$Q_{23} = C_V(T_3 - T_2) \quad (۵.۲)$$

در این رابطه C_V گرمای ویژه گاز در حجم ثابت است.

فرآیند ۴→۳ (انبساط هم‌دما)

در این فرآیند پیستون سرد که به بازیاب بسیار نزدیک شده است؛ در نقطه مرگ بالا خود ساکن باقی می‌ماند و پیستون گرم از بازیاب تا نقطه مرگ پایین دور می‌شود. با افزایش حجم در محفظه گرم فشار کاهش می‌یابد. دمای سیال به دلیل انتقال حرارت محفظه با منبع گرم خارجی ثابت می‌ماند. به دلیل این که فرآیند هم‌دما است، کار و گرمای مبادله شده باهم برابر هستند. از طرفی سیستم طی یک فرآیند بازگشت‌پذیر، گرما از منبع گرم دریافت کرده است بنابراین انرژی دورنی و آنتروپی سیستم افزایش می‌یابد.

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{V_4}{V_3} \quad (۶.۲)$$

$$T_3 = T_4 = T_{max} \xrightarrow{\text{گاز کامل}} P_4 = P_3 \frac{V_3}{V_4} \quad (۷.۲)$$

$$W_{34} = Q_{34} = P_3 V_3 \ln \frac{v_4}{v_3} = m R T_3 \ln \frac{V_4}{V_3} \quad (۸.۲)$$

فرآیند ۱→۴ (جابه‌جایی سیال در حجم ثابت)

با حرکت دو پیستون با سرعت ثابت و در یک جهت حجم بین دو پیستون ثابت می‌ماند. پیستون گرم به بازیاب نزدیک و پیستون سرد از آن دور می‌گردد. به این ترتیب سیال از قسمت گرم خارج شده و پس از عبور از بازیاب به قسمت سرد می‌رسد. طی این جابه‌جایی سیال به بازیاب گرما داده و از دمای آن کاسته می‌شود. طی این فرآیند حجم سیال تغییر نکرده ولی از دمای آن کاسته شده است؛ بنابراین با توجه به معادله حالت گاز کامل مقدار فشار کاهش می‌یابد. از طرفی چون در این فرآیند کاری انجام نشده و

دمای سیال نیز افت کرده است، انرژی دورنی و آنتروپی سیستم کاهش می‌یابد.

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{T_2}{T_3} \quad (9.2)$$

$$V_1 = V_4 \xrightarrow{\text{گاز کامل}} P_1 = P_4 \frac{T_4}{T_1} \quad (10.2)$$

$$W_{41} = 0 \quad (11.2)$$

$$Q_{41} = C_V(T_1 - T_4) \quad (12.2)$$

کار انجام شده و بازده حرارتی چرخه‌ای ایده‌آل استرلینگ باتوجه به روابط (۱.۲) تا (۱۲.۲) به صورت زیر محاسبه می‌گردد [۴، ۳۹]:

$$Q_H = Q_{34} = mRT_3 \ln \frac{V_4}{V_3} \quad (13.2)$$

$$Q_C = Q_{12} = mRT_1 \ln \frac{V_2}{V_1} \rightarrow |Q_C| = mRT_1 \ln \frac{V_1}{V_2} \quad (14.2)$$

$$W_{\text{چرخه}} = Q_H - |Q_C| = mR(T_3 - T_1) \ln \frac{V_1}{V_2} \quad (15.2)$$

$$\eta_{\text{چرخه ایده‌آل}} = \frac{W}{Q_H} = \frac{mR(T_3 - T_1) \ln \frac{V_1}{V_2}}{mRT_3 \ln \frac{V_1}{V_2}} = 1 - \frac{T_1}{T_3} = 1 - \frac{T_{\min}}{T_{\max}} \quad (16.2)$$

معادله (۱۶.۲) بازده ایده‌آل چرخه استرلینگ را نشان می‌دهد. مشاهده می‌گردد بیشترین بازده‌ای که می‌تواند یک دستگاه حرارتی استرلینگ در چرخه‌ای با دمای کمینه و بیشینه مشخص داشته باشد، برابر با بازده چرخه کارنو است. این بازده تئوری با بازده عملی استرلینگ تفاوت زیادی دارد. خواص واقعی سیال کاری، اصطکاک گرانروی جریان، آب‌بندی نامناسب، انتقال حرارت رسانشی و... از عواملی هستند که باعث می‌شود بازده واقعی استرلینگ از بازده نظری آن فاصله بگیرد.

۲.۲ پیکربندی‌های موتور استرلینگ

همان طور که قبلاً بیان شد موتور استرلینگ از یک حجم گرم و یک حجم سرد که از طریق بازیاب حرارت و دو مبدل حرارتی به یکدیگر متصل شده‌اند، تشکیل شده است. این حجم‌ها باید به درستی و به صورت متناوب تغییر یابند تا انتقال حرارت و الزامات ترمودینامیکی گاز به صورت کامل انجام شود. به منظور تغییر دقیق حجم به یک مکانیزم حرکتی مناسب نیاز است؛ چرا که هر پیکربندی با مکانیزم خاص خود سازگار است. برای داشتن ساختاری بهینه، موتور استرلینگ باید براساس متغیرها و پارامترهای زیر طراحی شود [۳۹]: ۱. نوع و اندازه بازیاب ۲. نوع گرمکن ۳. مکانیزم حرکتی موتور ۴. ساختار پیستون قدرت و جابه‌جایی ۵. چیدمان استوانه‌های موتور نسبت به یکدیگر ۶. ساختمان میل لنگ ۷. سایر پامترهای وابسته. نحوه اتصال سیلندرها به یکدیگر و مخصوصاً مکانیزم‌های حرکتی موتور استرلینگ باعث می‌شود موتور در اختلاف دماها و فشارهای مختلف کار کند. کار کردن در اختلاف دماهای

متفاوت یکی دیگر از دلایل انتخاب موتور استرلینگ است. موتورهایی که قادر به کار در اختلاف دماهای بالا هستند را موتور اختلاف دمای بالا (HTD)^۱ و موتورهایی که قادر به کار در اختلاف در درجه حرارت پایین تر هستند را موتور اختلاف دما پایین (LTD)^۲ نامیده اند [۴۰]. علاوه بر این نوع و اندازه هر یک از اجزاء پیکربندی ها روی مقدار کار خروجی موتور استرلینگ موثر است.

موتورهای استرلینگ را می توان بر اساس سه معیار دسته بندی کرد [۳۹، ۴۱، ۴۲]:

۱. نحوه عملکرد

۲. چیدمان استوانه ها نسبت به یکدیگر

۳. مکانیزم حرکتی موتور

۱.۲.۲ نحوه عملکرد

موتورهای استرلینگ با توجه به نحوه عملکرد، به دو دسته کلی عملکرد یک طرفه و دو طرفه تقسیم می شوند.

۱.۱.۲.۲ عملکرد یک طرفه

در موتورهای عملکرد یک طرفه^۳، سیال کاری تنها با یک طرف پیستون در تماس است. سیال بین دو سیلندر در رفت و آمد است و از یک سیلندر به سیلندر دیگر می رود. ممکن است موتورهای تک سیلندر در چندین واحد تنظیم شده با میل لنگ و محفظه میل لنگ مشترک کار کنند. اولین موتور با عملکرد یک طرفه توسط رابرت استرلینگ در سال ۱۸۱۵ اختراع شده است [۳۹، ۴۱، ۴۲].

۲.۱.۲.۲ عملکرد دو طرفه یا دو واکنشی

شکل ۴.۲ شماتیکی از یک موتور استرلینگ چهارسیلندر با عملکرد دوگانه^۴ را نشان می دهد. قسمت قرمز نشان دهنده منبع گرم، قسمت بنفش معرف بازتاب و قسمت آبی رنگ نشان دهنده منبع سرد می باشد. بابکاک^۵ در سال ۱۸۸۵ موتور استرلینگ با عملکرد دوگانه را معرفی کرد. در این نوع موتور از دو طرف پیستون برای حرکت سیال از یک طرف به طرف مقابل استفاده می شود. موتورهای عملکرد دوگانه معمولاً موتورهای چند سیلندر هستند که برای ایجاد فرایندهای فشار و انبساط در این موتورها حداقل به سه پیستون نیاز است. پیشرفته ترین

¹High Temperature Difference

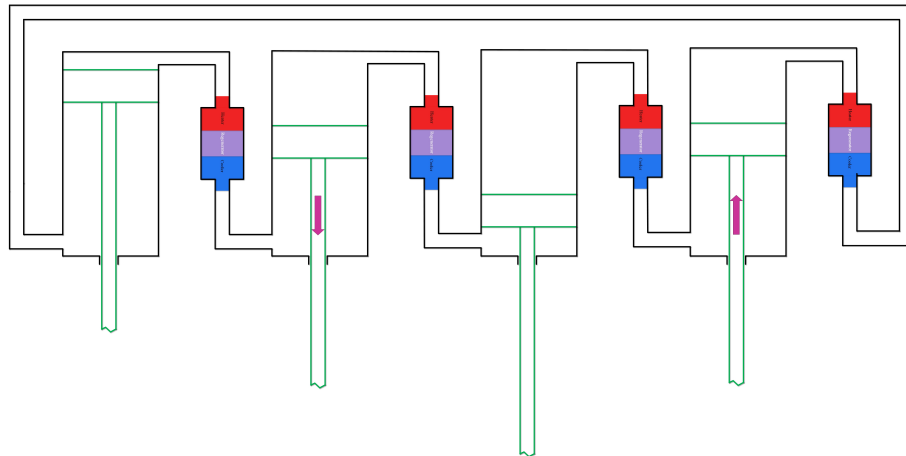
²Low Temperature Difference

³Single Acting

⁴Double Acting

⁵Babcock

نوع این موتور، موتور سری P کمپانی یونیتداسترلینگ^۱ است که اولین بار توسط برت^۲ ارائه و معرفی شد. همچنین یک موتور استرلینگ ۴۰ کیلوواتی چهار سیلندر با استفاده از سیال کاری مختلف و دمای منبع گرم مختلف توسط یونایتداسترلینگ آزمایش و طراحی شده است. فینکلستین^۳ چندین مجموعه جدید را برای فرآیند چند سیلندر مطالعه کرد [۳۹، ۴۱، ۴۲].



شکل ۴.۲: شماتیکی از موتور استرلینگ با عملکرد دوگانه

۲.۲.۲ نحوه اتصال سیلندرها به یکدیگر

از دیگر دسته‌بندی‌های معروف موتور استرلینگ دسته‌بندی براساس نحوه اتصال سیلندرها به یکدیگر می‌باشد. براساس این معیار می‌توان موتورهای استرلینگ را به سه نوع آلفا، بتا و گاما تقسیم کرد.

۱.۲.۲.۲ پیکربندی آلفا (α)

موتور استرلینگ نوع آلفا از نظر مفهومی ساده‌ترین پیکربندی موتور استرلینگ است. موتورهای آلفا دارای دو پیستون در سیلندرهایی جداگانه هستند. همانطور که در شکل ۵.۲ نشان داده شده است این سیلندرها توسط گرم‌کن، بازتاب و سردکن به هم متصل می‌شوند. در این نوع پیکربندی پیستون‌ها هم‌زمان وظیفه انقباض و انبساط سیال و همچنین وظیفه انتقال سیال را بین محفظه‌های سرد و گرم را بر عهده دارند. استرلینگ نوع آلفا نسبت به سایر پیکربندی‌ها بیشترین نسبت توان به حجم سیلندر^۴ را دارد، لذا اغلب موتورهای استرلینگ پر توان از این نوع هستند. موتور آلفا همچنین می‌تواند در یک پیکربندی چند سیلندر جمع و جور ترکیب شود و این امکان را به وجود می‌آورد که موتور به یک قدرت خروجی بالا برسد.

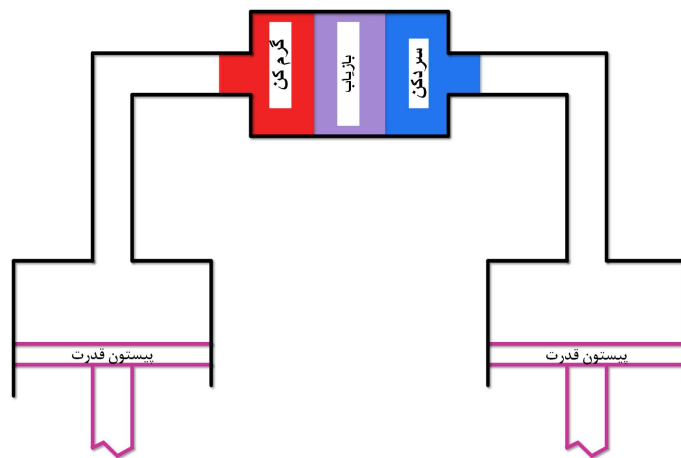
¹United Stirling

²Bratt

³Finkelstein

⁴power to volume ratio

مهم‌ترین عیب نوع آلفا این است که برخلاف دیگر پیکربندی‌ها باید هر دو پیستون آب‌بندی شوند [۳۹، ۴۱، ۴۲].



شکل ۵.۲: موتور استرلینگ نوع آلفا

۲.۲.۲.۲ پیکربندی بتا (β)

شکل ۶.۲ (ا) نشان‌دهنده بتا اولین و قدیمی‌ترین نوع پیکربندی است. در واقع این نوع پیکربندی همان پیکربندی است که توسط استرلینگ در سال ۱۸۱۶ میلادی طراحی و رونمایی شد. ساختار موتور به گونه‌ای طراحی شده‌است که هم پیستون قدرت و هم پیستون جابه‌جایی در یک سیلندر قرار می‌گیرند. اصطلاحاً به پیستون قدرت و پیستون جابه‌جایی به ترتیب پیستون^۱ و جابه‌جایی^۲ می‌گویند. در این نوع موتورها پیستون قدرت، وظیفه انبساط و تراکم سیال را برعهده دارد و جابه‌جایی سیال بین محفظه‌های سرد و گرم توسط پیستون جابه‌جایی انجام می‌گیرد. زمانی که سیال در قسمت سرد موتور است، آن را متراکم می‌کند و وقتی سیال به قسمت گرم موتور می‌رود منبسط می‌شود. فضای موجود در قسمت بالای پیستون قدرت و قسمت زیرین پیستون جابه‌جایی فضای فشرده‌سازی را تشکیل می‌دهد. در این نوع پیکربندی برای آب‌بندی بهتر پیستون قدرت در طرف سرد موتور قرار دارد. دو پیستون برای حفظ زاویه فاز مورد نیاز از طریق میل‌لنگ‌لنگ به هم متصل هستند [۳۹، ۴۱، ۴۲].

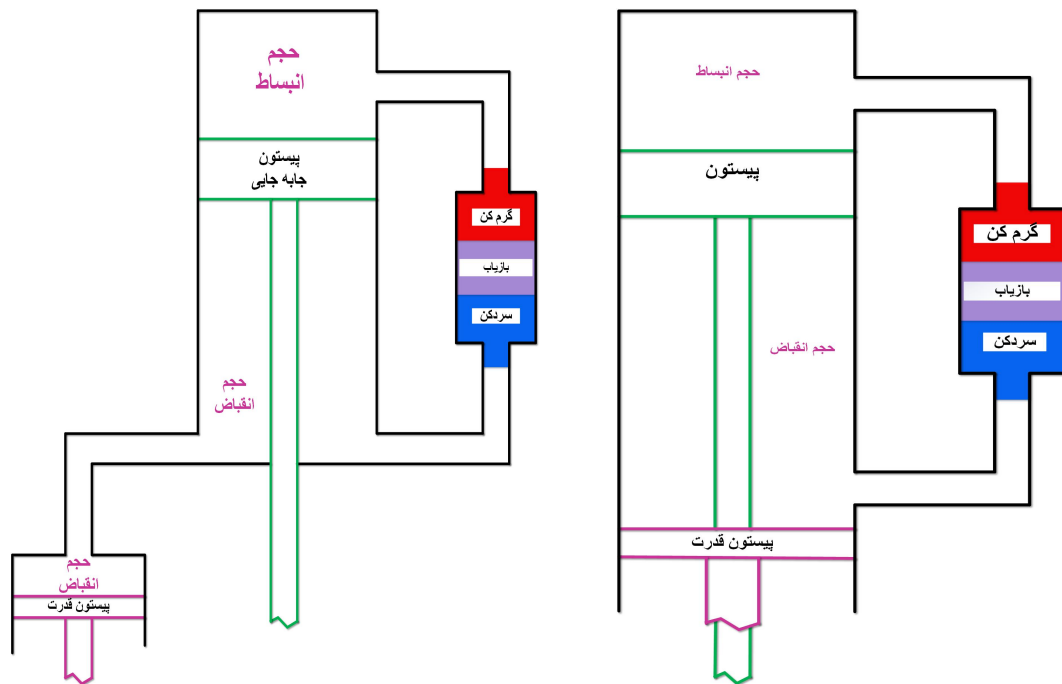
۳.۲.۲.۲ پیکربندی گاما (γ)

نوع گاما مانند پیکربندی بتا دارای پیستون قدرت و پیستون جابه‌جایی است ولی همان‌طور که در شکل ۶.۲ (ب) مشاهده می‌شود در این نوع پیستون قدرت و جابه‌جایی هرکدام در سیلندرهایی جداگانه‌ای قرار دارند. با این که سیلندرها از یکدیگر جدا هستند ولی فقط سیلندر و پیستون قدرت نیاز به آب‌بندی دارد. این نوع از موتور استرلینگ نسبت به پیکربندی آلفا و

¹piston

²displacer

بنا ساختار ساده‌تری دارند و بیشتر موتورهای استرلینگ آزمایشگاهی از این نوع هستند. در فرایند انبساط قسمتی از انبساط گاز در محفظه تراکم انجام می‌گیرد که موجب کاهش توان خالص خروجی می‌شود. این نوع پیکربندی کمترین نسبت توان به حجم را دارد. به عبارت دیگر در یک حجم برابر موتور استرلینگ نوع گاما کمترین توان تولیدی را دارد [۳۹، ۴۱، ۴۲].



شکل ۶.۲: شماتیک موتور استرلینگ نوع بتا و گاما
(آ) موتور استرلینگ نوع بتا (ب) موتور استرلینگ نوع گاما

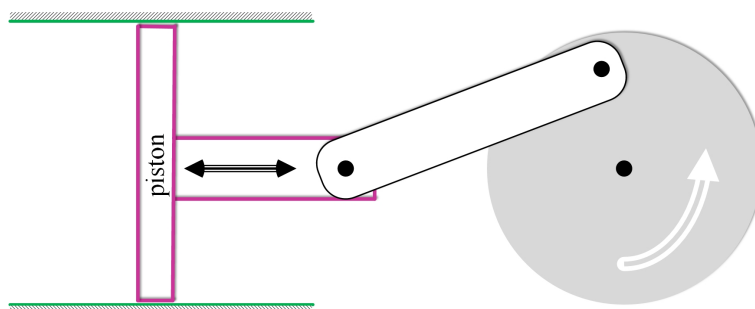
۳.۲.۲ مکانیزم حرکتی موتور

در موتورهای استرلینگ برای این که پیستون‌ها بتوانند به صورت صحیح حرکت کنند نیاز به مکانیزم‌های حرکتی دارند. از این رو مکانیزم‌های مختلفی طراحی و معرفی شده است. موتورهای استرلینگ را می‌توان با توجه به مکانیزم حرکتی آن‌ها دسته‌بندی کرد. در این بخش چند مکانیزم معروف و کاربردی معرفی و به اختصار شرح داده می‌شوند.

۱.۳.۲.۲ مکانیزم لنگ‌ولغزنده

مکانیزم لنگ‌ولغزنده^۱ (شکل ۷.۲) سال‌هاست که در موتورهای احتراق داخلی به کارگیری می‌شود و بسیار مناسب و قابل اعتماد است. قابلیت اطمینان و راحتی ساخت از ویژگی‌های مثبت این مکانیزم است که باعث شده از این مکانیزم به طور گسترده در موتورهای استرلینگ استفاده شود. موازنه دینامیکی این مکانیزم به صورت کامل، دشوار می‌باشد [۳۹، ۴۱، ۴۲].

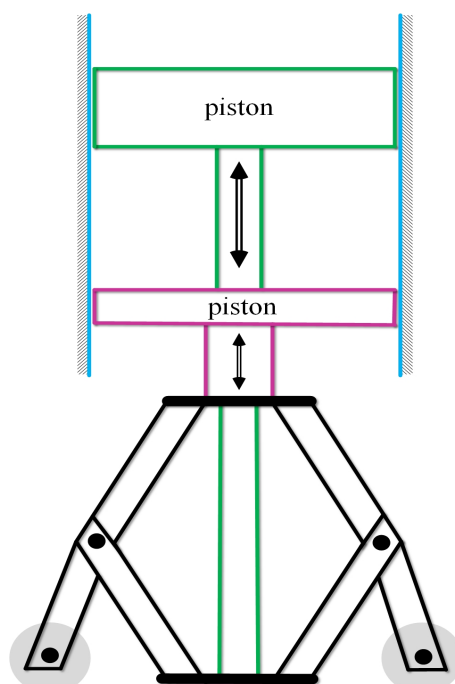
^۱Slider Crank drive



شکل ۷.۲: مکانیزم لنگ و لغزنده

۲.۳.۲.۲ مکانیزم لوزی

مکانیزم لوزی^۱ اولین بار در سال ۱۹۵۰ میلادی توسط شرکت فیلیپس معرفی شد. این مکانیزم شناخته شده ترین و پیشرفته ترین مکانیزم برای موتورهای استرلینگ تک سیلندر است. در شکل ۸.۲ به خوبی مشاهده می شود که این مکانیزم دارای اعضای متحرک و سطوح لغزشی فروانی است. اگر چه مکانیزم ساختار نسبتاً پیچیده ای دارد ولی در عوض دارای توازن دینامیکی است [۳۹، ۴۱، ۴۲].

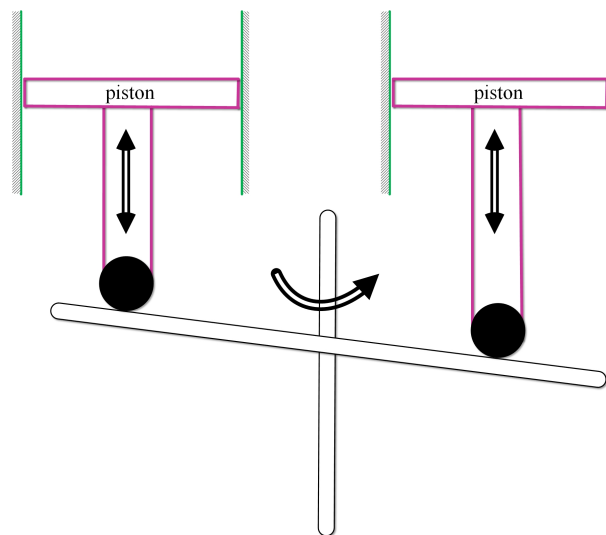


شکل ۸.۲: مکانیزم لوزی

^۱Rhombic drive

۳.۳.۲.۲ مکانیزم صفحه‌لنگ یا صفحه‌مایل دوار

مکانیزم صفحه‌مایل دوار^۱ یکی دیگر از مکانیزم‌های موتور استرلینگ می‌باشد. همان‌طور که اسم آن گویاست دارای یک صفحه دوار است که با استفاده از آن حرکت خطی رفت و برگشتی پیستون‌ها را به حرکت چرخشی تبدیل می‌کند. طراحی به صورتی است که پیستون‌ها می‌توانند به خوبی حرکت متناوب سینوسی داشته باشند. مکانیزم با تغییر زاویه صفحه چرخش و در نتیجه با تغییر در زمان کورس موتور، می‌تواند میزان توان خروجی موتور را کنترل کند. این طرح فضای نسبی کمی را اشغال می‌کند و می‌توان در سرعت‌های بالا آن را به خوبی آب‌بندی کرد. معمولاً در موتورهای استرلینگ که برای خودروها ساخته می‌شوند از این مکانیزم استفاده می‌کنند [۳۹، ۴۱، ۴۲]. شکل ۹.۲ نحوه عملکرد و نمایی از این مکانیزم را نشان می‌دهد.



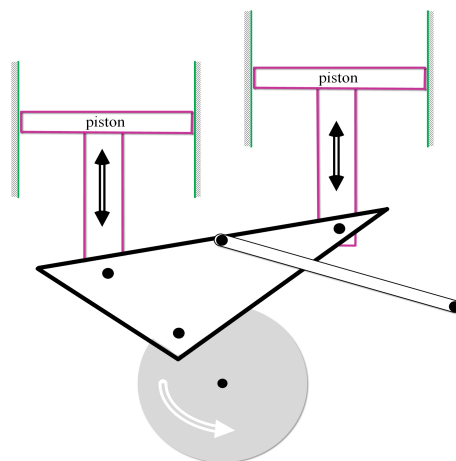
شکل ۹.۲: مکانیزم صفحه‌مایل دوار

۴.۳.۲.۲ مکانیزم راس‌یاک

مکانیزم راس‌یاک^۲ بارهای جانبی روی پیستون‌ها و میله‌های اتصال را کاهش می‌دهد زیرا مسیر حرکت آن‌ها تقریباً خطی است. شکل ۱۰.۲ نمایی از مکانیزم راس‌یاک را نشان می‌دهد که آقای راس برای نخستین بار در سال ۱۹۷۹ میلادی این مکانیزم را جهت استفاده در موتور استرلینگ معرفی کردند [۳۹، ۴۱، ۴۲].

^۱Swash plate

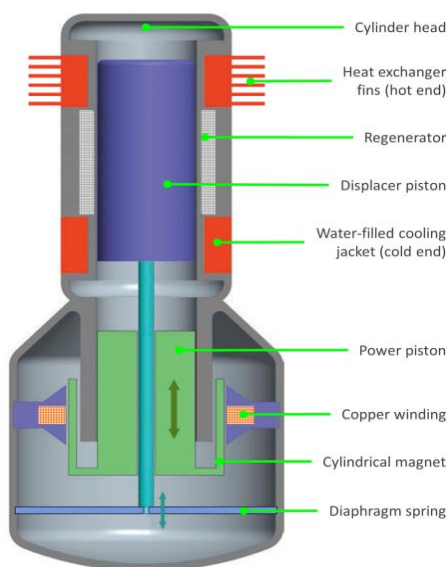
^۲Ross yoke drive



شکل ۱۰.۲: مکانیزم راس

۵.۳.۲.۲ مکانیزم پیستون آزاد

در همه مکانیزم‌های معرفی شده پیستون‌ها با یک مکانیزم مکانیکی به یکدیگر و سپس به شفت خروجی متصل می شدند؛ ولی در مکانیزم سیلندر آزاد^۱، دینامیک حرکتی پیستون به وسیله فشار گاز تنظیم می شود. ساختار این موتورها مشابه ساختار موتورهای پیستون-جابه‌جاکننده است، با این تفاوت که در این موتورها از مکانیزم حرکتی صلب مثل میل‌لنگ استفاده نمی شود و انتهای سیلندرهای موتور بسته است. از این نوع موتورها برای راه‌اندازی سیستم‌هایی با ورودی حرکت خطی مسقیم مانند ژنراتورهای خطی، تلمبه خطی و ... استفاده می شود. شکل ۱۱.۲ اجزای مکانیزم پیستون آزاد را نمایش می دهد.



شکل ۱۱.۲: مکانیزم پیستون آزاد [۴۳]

¹Free piston

۳.۲ روابط ترمودینامیکی حاکم بر موتور استرلینگ

چرخه استرلینگ نظری و تجربی با هم متفاوت هستند. با توجه به این تفاوت می‌توان چرخه استرلینگ را به صورت محاسبات ریاضی و اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی مورد بررسی قرار داد. طراحی موفق است که چرخه واقعی استرلینگ به چرخه نظری آن نزدیک باشد. از این رو هرچه مدل سازی ریاضی به نتایج واقعی نزدیک‌تر باشد مدل بهتری است. اولین مدل و تحلیل ریاضی قابل قبول را جناب آقای اشمیت در سال ۱۸۷۱ میلادی (پنجاه سال بعد از اختراع اولین موتور استرلینگ) ارائه کرد [۱۵].

امروزه در بسیاری از تحلیل‌ها و مدل‌سازی‌های اولیه موتور استرلینگ از این تحلیل که به نام روش اشمیت شناخته شده است، استفاده می‌گردد. مهم‌ترین فرض این روش این است که دمای سیال در قسمت گرم ثابت و برابر با دمای منبع گرم و همچنین دما در قسمت سرد موتور ثابت و برابر با دمای منبع سرد موتور است. با این فرض معادلات ترمودینامیکی خطی شده و می‌توان محاسبات راندمان و توان را به راحتی انجام داد. اگر مدل‌سازی انجام شده دما ثابت فرض نشود، روابط بصورت صریح به دست نمی‌آیند و تنها به صورت دیفرانسیلی و با استفاده از روش‌های عددی قابل حل خواهند بود. رانکین اثبات کرد در موتورهای که با دور زیاد کار می‌کنند، انتقال حرارت در حجم ثابت و یا دمای ثابت اتفاق نمی‌افتد و فرایندهای تراکم و انبساط، به فرایند بی‌دررو (آدیاباتیکی) نزدیک است. درحالی که در روش اشمیت فرض بر این است که فرایندهای انبساط و تراکم را هم‌دما است. بنابراین باید از فرض‌های بهتری برای مدل‌سازی ترمودینامیکی استفاده شود، تا به مدل بهتری دست پیدا کرد. فینکلشتاین^۱ تحلیل ترمودینامیکی اشمیت را ارتقا داد و تحلیل اولیه بی‌دررویی را معرفی کرد. از ارائه مدل فینکلشتاین تاکنون، تحلیل‌های انجام شده بر مبنای مدل‌های ترمودینامیکی متفاوت (دما ثابت و بی‌دررو)، استفاده از منابع حرارتی متفاوت و انواع موتور استرلینگ انجام شده است. در تحلیل بی‌دررو راندمان موتور نه تنها به دما بستگی دارد بلکه به نسبت حجم جاروب شده، زاویه فاز و نسبت حجم مرده نیز بستگی خواهد داشت. در این بخش روش‌های تحلیل ترمودینامیکی اشمیت (دما ثابت) و روش بی‌دررو معرفی می‌گردند.

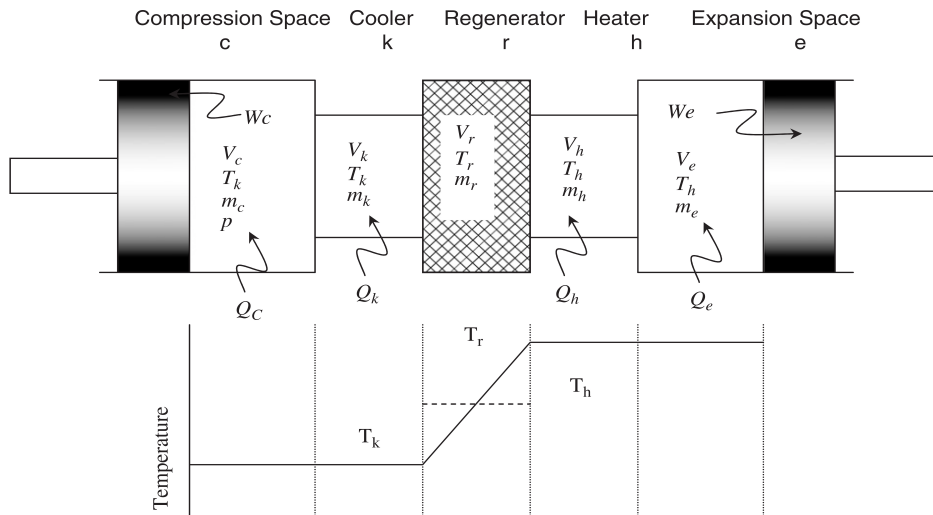
۱.۳.۲ تحلیل دما ثابت (اشمیت)

تئوری اشمیت یک روش محاسباتی هم‌دما برای موتورهای استرلینگ می‌باشد. این تئوری یک روش ساده و بسیار سودمند برای تحلیل عملکرد این موتورهاست. این تئوری بر اساس انبساط و تراکم گاز ایده‌آل شکل گرفته است.

همانطور که در شکل ۱۲.۲ مشاهده می‌شود، در این تحلیل، موتور به ۵ قسمت که به صورت متوالی به یکدیگر متصل هستند تقسیم شده و مجاری اتصال حجم‌ها به یکدیگر به

^۱Finkelstein

حجم متناظر خود اضافه می‌شوند. این قسمت‌ها عبارتند از [۴۲]: ۱. حجم انقباض (c) ۲. خنک کن (k) ۳. بازیاب (r) ۴. گرم کن (h) ۵. حجم انبساط (e) خصوصیات سیال در هریک از حجم‌ها همگن در نظر گرفته می‌شود و کمیت‌های حجم (V)، فشار (P)، دمای (T)، جرم لحظه ای (m) و با پسوند حجم متناظر آن معرفی می‌شود.



شکل ۱۲.۲: مدل ترمودینامیکی دما ثابت نظری و نحوه توزیع دما [۴۲]

با فرض این که در موتور نشتی نداشته باشد، جرم کل سیال موجود در موتور ثابت است. بنابراین با توجه به قانون پایستگی جرم داریم:

$$M = m_c + m_k + m_r + m_h + m_e \quad (۱۷.۲)$$

با توجه به این که سیال عامل موتور گاز کامل در نظر گرفته شده است. بنابراین معادله حالت گاز کامل برابر است با:

$$PV = mRT \quad (۱۸.۲)$$

با مشخص بودن حجم، فشار و دمای گاز، جرم سیال برای هریک از قسمت‌ها به صورت معادله زیر قابل محاسبه است:

$$m = \frac{PV}{RT} \quad (۱۹.۲)$$

با توجه به این که فشار در قسمت‌های مختلف موتور یکسان در نظر گرفته شده است ؛ با جای گذاری رابطه (۱۹.۲) در رابطه (۱۷.۲) جرم کل سیال درون حجم‌های کاری موتور به صورت زیر می‌باشد:

$$M = \frac{P \left(\frac{V_c}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \frac{V_r}{T_r} + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_e}{T_h} \right)}{R} \quad (۲۰.۲)$$

با توجه به پیوست $\bar{A}$ دمای بازیاب حرارتی به صورت ذیل می‌باشد:

$$T_r = \frac{(T_h - T_k)}{\ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)} \quad (21.2)$$

با مشخص بودن تغییرات حجم انبساط V_e و حجم انقباض V_c و قراردادن رابطه (21.2) در رابطه (20.2) و حل آن، رابطه فشار موتور بر حسب حجم‌های انبساط و انقباض بدست می‌آید.

$$P = \frac{MR}{\frac{V_c}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \left(\frac{V_r \ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)}{T_h - T_k} \right) + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_e}{T_h}} \quad (22.2)$$

در معادله فوق $T_c = T_k$ و $T_e = T$ فرض شده است.

حجم‌های انبساط و انقباض تابعی از زاویه لنگ (θ) هستند و همواره با تغییر زاویه لنگ در حال تغییر هستند. این تغییرات سبب می‌گردد تا موتور روی محیط کار انجام بدهد. کار هریک از فضاهاى کارى از رابطه $W = \oint P \cdot dV$ بدست می‌آید. مجموع کار انجام شده در یک چرخه کامل استرلینگ برابر است با جمع جبرى کار حاصله از تغییرات هریک از حجم‌های فضای کاری موتور و به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

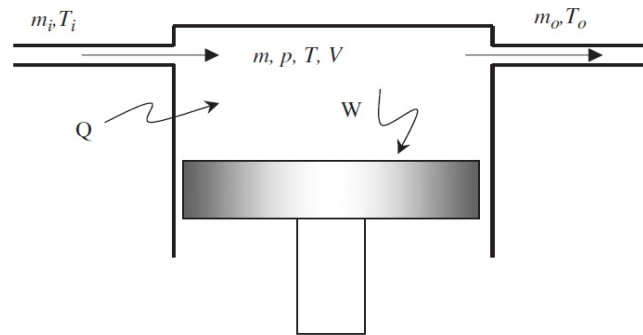
$$W = W_e + W_c \quad (23.2)$$

$$W = \oint P \cdot dV_e + \oint p \cdot dV_c \quad (24.2)$$

$$W = \oint P \left(\frac{dV_e}{d\theta} + \frac{dV_c}{d\theta} \right) d\theta \quad (25.2)$$

که θ زاویه لنگ است.

منبع گرم حرارت محیط را به سیستم و منبع سرد حرارت سیستم را به محیط انتقال می‌دهد. با استفاده از معادله انرژی سیال عامل می‌توان انتقال حرارت مبدل‌های گرم‌کن و خنک‌کن را مورد محاسبه قرارداد. برای تحلیل می‌توان یک حجم کنترل مانند شکل ۱۳.۲ برای هریک از حجم‌های کاری و یا مبدل‌ها انتخاب کرد که آنتالپی با دمای T_i و جرم m_i وارد حجم کنترل می‌شود و با بادمای T_o و جرم m_o از آن خارج می‌گردد.



شکل ۱۳.۲: نمونه حجم کنترل برای تحلیل دما ثابت حجم‌های موتور [۴۲]

با چشم پوشی از انرژی جنبشی و پتانسیل سیستم، قانون اول ترمودینامیک (بقای انرژی) را به صورت زیر برای حجم کنترل می‌توان بیان کرد:

$$\begin{aligned} & \{ \text{تغییرات آنتالپی سیستم} \} + \{ \text{انتقال حرارت وارد شده به سیستم} \} \\ & = \{ \text{تغییرات انرژی درونی سیستم} \} + \{ \text{میزان کار انجام شده} \} \end{aligned} \quad (۲۶.۲)$$

$$\delta Q + (\dot{m}_i h_i - \dot{m}_o h_o) = \delta W + dU \quad (۲۷.۲)$$

$$\delta Q + (\dot{m}_i C_p T_i - \dot{m}_o C_p T_o) = \delta W + C_v d(mT) \quad (۲۸.۲)$$

C_p گرمای ویژه در فشار ثابت و C_v گرمای ویژه در حجم ثابت است. با توجه با فرض اصلی تحلیل دما ثابت، دمای سیال ورودی و خروجی برای هریک از حجم‌ها یکسان است. با این فرض معادله (۲۸.۲) ساده می‌شود.

$$\delta Q = (C_p T (\dot{m}_o - \dot{m}_i) + C_v T dm) + \delta W \quad (۲۹.۲)$$

تفاضل ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت و گرمای ویژه در حجم ثابت برابر با ثابت گاز کامل (R) است ($R = C_p - C_v$). همچنین تفاضل جریان جرمی ورودی و خروجی با توجه به قانون بقای جرم برابر با سرعت انباشته شدن جرم سیال (dm) است. اکنون می‌توان نوشت:

$$\delta Q = \delta W - RT dm \quad (۳۰.۲)$$

گرمای کل منتقل شده به سیال کاری در چرخه با انتگرال‌گیری از رابطه (۳۰.۲) بدست می‌آید. پس می‌توان نوشت:

$$Q = \oint \delta Q = \left(\oint \delta W \right) + RT \left(\oint dm \right) \quad (۳۱.۲)$$

با فرض پایابودن چرخه، تغییرات جرم سیال در هر چرخه برابر صفر است. همچنین در مبدل‌های حرارتی کار انجام نمی‌شود و چون بازایاب حرارت ایده‌آل است، با محیط انتقال

حرات ندارد. با ساده سازی و انتگرال گیری از رابطه (۳۰.۲) برای هریک از حجم های کاری و مبدل ها خواهیم داشت:

$$\xrightarrow{dm=0} Q_c = W_c \quad (32.2)$$

$$\xrightarrow{dm=0} Q_e = W_e \quad (33.2)$$

$$\xrightarrow[\frac{dm=0}{W_{\text{مبدل}}=0}]{} Q_k = Q_h = 0 \quad (34.2)$$

$$\xrightarrow{\text{مبدل آرمانی}} Q_r = 0 \quad (35.2)$$

با توجه به معادلات فوق همه انتقال حرارت های مورد نیاز با محیط اطراف از طریق دیواره حجم های کاری انجام می شود و مبدل ها هیچ گونه انتقال حرارتی با محیط ندارند. این نتیجه نادرست به دلیل فرض دما ثابت بودن موتور است. بنابراین بهتر است از تحلیل بی دررو استفاده کرد زیرا فرآیند ترمودینامیکی این چرخه به بی دررو بودن تمایل بیشتری دارد. بنابراین فشار، کار خروجی، گرمای مبادله شده و همچنین بازده ترمودینامیکی موتور از روابط به هم وابسته زیر بدست می آید:

$$P = \frac{MR}{\frac{V_c}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \left(\frac{V_r \ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)}{T_h - T_k} \right) + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_e}{T_h}} \quad (36.2)$$

$$Q_c = W_c = \oint P \left(\frac{dV_c}{d\theta} \right) d\theta \quad (37.2)$$

$$Q_e = W_e = \oint P \left(\frac{dV_e}{d\theta} \right) d\theta \quad (38.2)$$

$$W = W_c + W_e \quad (39.2)$$

$$\eta = \frac{W}{Q_e} \quad (40.2)$$

این روابط معروف به روش اشمیت یا تحلیل کلاسیک است. برای حل روابط فوق باید روابط حجم های V_c و V_e و تغییرات این حجم ها بر حسب زاویه گردش میل لنگ (θ) مشخص گردد.

۱.۱.۳.۲ فرضیات و روابط روش اشمیت

روش تحلیلی اشمیت برای هر سه پیکربندی آلفا، بتا و گاما ارائه شده است [۴۲]. فرضیات روش اشمیت عبارت است از [۴۲]:

۱. همه فرآیندها برگشت پذیرند.
۲. فرآیند بازیابی حرارت، کامل و ایده آل است.
۳. سیال کاری از معادله حالت گاز کامل پیروی می کند.

۴. جرم سیال درون سیستم ثابت است و سیستم نشتی ندارد.

۵. تغییرات حجم‌های کاری نسبت به زاویه میل لنگ به صورت سینوسی است.

۶. در مبدل‌های حرارتی تغییر دما وجود ندارد.

۷. فشار لحظه‌ای سیال کاری در همه بخش‌های موتور یکسان است.

۸. دمای دیواره سیلندرها و دمای پیستون‌های موتور ثابت است.

۹. سرعت بخش‌های دوار موتور ثابت و شتاب زاویه‌ای صفر است.

تغییرات ایده‌آل (کاملاً سینوسی) حجم انقباض و حجم انبساط موتور که اولین بار توسط اشمیت ارائه شد به صورت ذیل می‌باشد:

$$V_{c_i} = V_{clc} + \frac{V_{swc}}{2}(1 + \cos \theta) \quad (41.2)$$

$$V_{e_i} = V_{cle} + \frac{V_{swe}}{2}(1 + \cos(\theta + \alpha)) \quad (42.2)$$

در روابط بالا V_{cl} حجم مرده، V_{sw} حجم جاروب، θ زاویه چرخش میل لنگ و α زاویه پیش‌فازی است.

نرخ تغییرات حجم‌های گرم و سرد با مشتق‌گیری از دو رابطه فوق نسبت به زاویه دوران لنگ بدست می‌آید.

$$\frac{dV_c}{d\theta} = -\frac{1}{2}V_{swc} \sin \theta \quad (43.2)$$

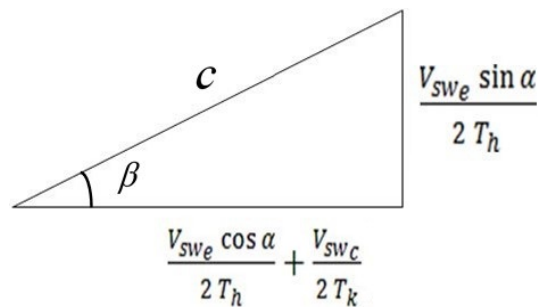
$$\frac{dV_e}{d\theta} = -\frac{1}{2}V_{swe} \sin(\theta + \alpha) \quad (44.2)$$

با جای‌گذاری روابط (41.2) و (42.2) در رابطه (36.2) خواهیم داشت:

$$P = \frac{MR}{S + \left(\frac{V_{swe} \cos \alpha}{2T_h} + \frac{V_{swe}}{2T_k} \right) \cos \theta - \left(\frac{V_{swe} \sin \alpha}{2T_h} \right) \sin \theta} \quad (45.2)$$

$$S = \frac{V_{swc}}{2T_k} + \frac{V_{clc}}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \left(\frac{V_r \ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)}{T_h - T_k} \right) + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_{swe}}{2T_h} + \frac{V_{cle}}{T_h} \quad (46.2)$$

با توجه به شکل ۱۴.۲ می‌توان برای ساده‌سازی بیشتر معادله فشار از روابط مثلثاتی کمک گرفته‌شود.



شکل ۱۴.۲: روابط مثلثاتی پارامترهای β و c [۱۲]

$$\beta = \arctan \left(\frac{\frac{V_{swe} \sin \alpha}{2T_h}}{\frac{V_{swe} \cos \alpha}{2T_h} + \frac{V_{swc}}{2T_k}} \right) \quad (۴۷.۲)$$

$$c = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{V_{swe}}{T_h}\right)^2 + 2\left(\frac{V_{swe} V_{swc}}{T_h T_k}\right) \cos \alpha + \left(\frac{V_{swc}}{T_k}\right)^2} \quad (۴۸.۲)$$

برای ساده‌سازی بیشتر فرض می‌شود پارامترهای b و ϕ برابرند با:

$$b = \frac{c}{S} \quad (۴۹.۲)$$

$$\phi = \beta + \theta \quad (۵۰.۲)$$

با جای‌گذاری روابطه (۴۶.۲) تا (۵۰.۲) در رابطه (۴۵.۲) رابطه فشار به صورت زیر باز نویسی می‌شود:

$$P = \frac{MR}{S(1 + b \cos \phi)} \quad (۵۱.۲)$$

بنابراین فشار متوسط کل چرخه برابر است با:

$$P_{mean} = \frac{MR}{2\pi s} \int_0^{2\pi} \frac{1}{(1 + b \cos \phi)} d\phi \quad (۵۲.۲)$$

با جای‌گذاری مقادیر کران بالا و پایین در معادله بالا به ترتیب حداکثر و حداقل فشار حاصل می‌گردد.

$$P_{max} = \frac{MR}{S(1 - b)} \quad (۵۳.۲)$$

$$P_{min} = \frac{MR}{S(1 + b)} \quad (۵۴.۲)$$

با انتگرال‌گیری از رابطه (۵۲.۲) خواهیم داشت:

$$P_{mean} = \frac{MR}{S\sqrt{1 - b^2}} \quad (۵۵.۲)$$

اکنون با قراردادن روابط (۴۴.۲)، (۴۳.۲) و (۵۵.۲) در روابط (۳۷.۲) و (۳۸.۲) روابط زیر برای کار حجم سرد و گرم در یک چرخه کامل حاصل می‌شود.

$$W_c = -\frac{MRV_{swc}}{2S} \int_0^{2\pi} \frac{\sin \theta}{(1 + b \cos(\beta + \theta))} d\theta \quad (۵۶.۲)$$

$$W_e = -\frac{MRV_{swc}}{2S} \int_0^{2\pi} \frac{\sin(\theta + \alpha)}{(1 + b \cos(\beta + \theta))} d\theta \quad (۵۷.۲)$$

با حل انتگرال روابط (۵۶.۲) و (۵۷.۲) کار خروجی موتور محاسبه می‌شود.

$$W_c = \frac{\pi V_{swc} P_{mean} \sin \beta (\sqrt{(1 - b^2)} - 1)}{b} \quad (۵۸.۲)$$

$$W_e = \frac{\pi V_{swe} P_{mean} \sin(\beta - \alpha) (\sqrt{(1 - b^2)} - 1)}{b} \quad (۵۹.۲)$$

با معلوم بودن پارامترهای اولیه برای تحلیل روش اشمیت که در جدول ۱.۲ ذکر شده است؛ روابط روش اشمیت به راحتی با روش حل تحلیلی قابل حل هستند. با حل روابط برای یک دور چرخش کامل میل‌لنگ موتور (۰ تا ۳۶۰ درجه) کار خروجی، توان و گرمای مبادله شده محاسبه می‌گردد. روابط اصلی روش تحلیلی اشمیت برای موتور استرلینگ در جدول ۲.۲ بیان شده‌است.

جدول ۱.۲: پارامترهای ثابت اولیه مورد نیاز تحلیل اشمیت

ردیف	پارامتر	ردیف	پارامتر
۱	حجم مرده سیلندر سرد (V_{clc})	۸	حجم مرده سیلندر گرم (V_{cle})
۲	حجم جابه‌جایی سیلندر سرد (V_{swc})	۹	حجم جابه‌جایی سیلندر گرم (V_{swe})
۳	دمای مبدل سرد (T_k)	۱۰	دمای مبدل گرم (T_h)
۴	حجم مبدل سرد (V_k)	۱۱	حجم مبدل گرم (V_h)
۵	حجم بازیاب حرارت (V_r)	۱۲	فشار متوسط کاری موتور (P_{mean})
۶	ثابت گاز کامل (R_{Gas})	۱۳	فرکانس کاری موتور ($Freq$)
۷	اختلاف فاز قسمت گرم و سرد (α)		

جدول ۲.۲: روابط اصلی تحلیل اشمیت

ردیف	رابطه
۱	$s = \frac{V_{swc}}{2T_k} + \frac{V_{clc}}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \left(\frac{V_r \ln(\frac{T_h}{T_k})}{T_h - T_k} \right) + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_{swe}}{2T_h} + \frac{V_{cle}}{T_h}$
۲	$c = \frac{1}{2} \sqrt{(\frac{V_{swe}}{T_h})^2 + 2(\frac{V_{swe} V_{swc}}{T_h T_k}) \cos \alpha + (\frac{V_{swc}}{T_k})^2}$
۳	$b = \frac{c}{s}$
۴	$\beta = \arctan \left(\frac{\frac{V_{swe} \sin \alpha}{2T_h}}{\frac{V_{swe} \cos \alpha}{2T_h} + \frac{V_{swc}}{2T_k}} \right)$
۵	$M = \frac{s \cdot P_{mean} \sqrt{1 - b^2}}{R}$
۶	$W_c = Q_c = \frac{\pi V_{swc} P_{mean} \sin \beta (\sqrt{1 - b^2} - 1)}{b}$
۷	$W_e = Q_e = \frac{\pi V_{swe} P_{mean} \sin(\beta - \alpha) (\sqrt{1 - b^2} - 1)}{b}$
۸	$W = W_e + W_c$
۹	$Power = W \cdot Freq$
۱۰	$\eta = \frac{W}{Q_e}$
۱۱	$V_{ci} = V_{clc} + \frac{V_{swc}}{2} (1 + \cos \theta)$
۱۲	$V_{ei} = V_{cle} + \frac{V_{swe}}{2} (1 + \cos(\theta + \alpha))$

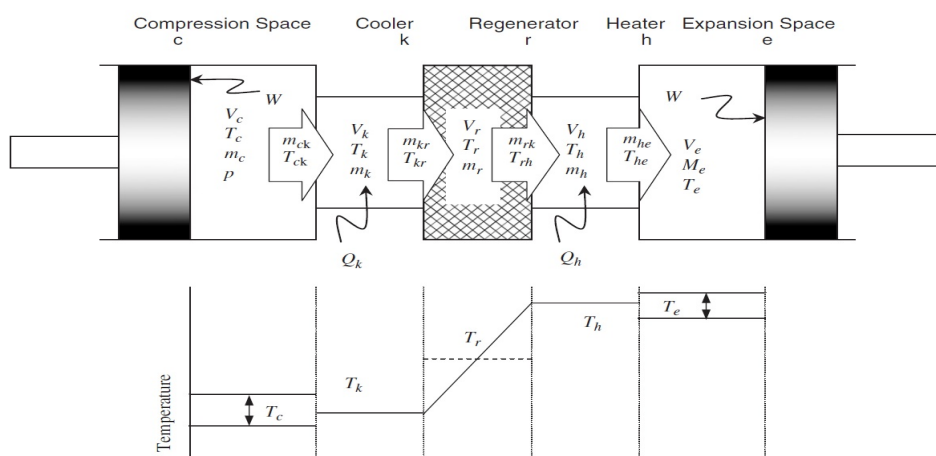
۲.۳.۲ تحلیل بی‌دررو (آدیاباتیک)

همانطور که قبلاً نیز به آن اشاره شد روش تحلیل اشمیت برای دوره‌های بالا، زیاد مناسب نیست و همچنین این تحلیل به اشتباه بیان می‌کند که مبدل‌های حرارتی در موتور اضافی و بی‌فایده‌اند. پس نمی‌توان از این تحلیل به طور دقیق در پیش‌بینی عملکرد و مدل‌سازی موتور استرلینگ بهره‌برد. در این بخش به روش تحلیل بی‌دررو موتور استرلینگ پرداخته می‌شود. اگرچه این روش دقیق‌تر و مدل‌سازی انجام شده نزدیک‌تر به مدل واقعی است ولی نمی‌توان از روش‌های حل تحلیلی بسته استفاده کرد و برای بررسی باید از روش‌های حل عددی استفاده کرد [۹، ۴۲]. روش‌های حل عددی معمولاً دارای حل طولانی هستند و باید از حل عددی رایانه‌ای استفاده شود.

فرض‌های اصلی روش بی‌دررو عبارتند از [۴۲]:

۱. همه فرایندها برگشت‌پذیرند.
۲. فرایند بازیابی حرارت، کامل و ایده‌آل است.
۳. سیال کاری از معادله حالت گاز کامل پیروی می‌کند.
۴. جرم سیال درون سیستم ثابت است و سیستم نشتی ندارد.
۵. در مبدل‌های حرارتی تغییر دما وجود ندارد.
۶. حجم‌های انبساط و انقباض موتور بی‌دررو هستند.

مانند تحلیل هم‌دما، در تحلیل بی‌دررو نیز موتور به پنج بخش که به حالت سری به یکدیگر مرتبط شده‌اند، تقسیم می‌شود (شکل ۱۴.۲)؛ اما در این روش حجم‌های انبساط و انقباض بی‌دررو در نظر گرفته می‌شوند.



شکل ۱۵.۲: مدل ترمودینامیکی بی‌دررو و نحوه توزیع دما [۴۲]

مانند بخش قبل پسوندهای c, r, h, e و k به ترتیب نماد و معرف حجم انبساط، گرم‌کن، بازیاب، حجم انقباض، خنک‌کن هستند. پسوندهای ck, kr, rh, he نیز نماد سطوح مشترک بین پنج فضای موتور است که آنتالپی با دبی جرمی $\dot{m}$ و دمای جریان بالادست از طریق این سطوح انتقال می‌یابد.

جهت پیکان‌های روی سطوح مشترک (شکل ۱۵.۲) جهت مثبت جریان فرض شده‌است. نمودار تغییرات دما در شکل ۱۵.۲ نشان می‌دهد دما در حجم‌های انبساط و انقباض ثابت نمی‌باشد. آنتالپی منتقل شده از سطوح ck و he دارای دمای جریان بالادست حجم مجاور خود است یعنی دما به جهت جریان وابسته است. پس دمای آنتالپی منتقل شده (T_{ck} و T_{he})

به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$T_{ck} = \begin{cases} T_c, & \dot{m}_{ck} > 0 \\ T_k, & \text{else.} \end{cases} \quad (۶۰.۲)$$

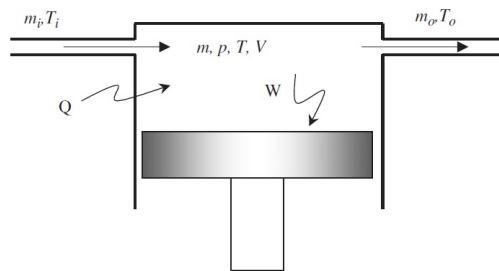
$$T_{he} = \begin{cases} T_h, & \dot{m}_{he} > 0 \\ T_e, & \text{else.} \end{cases} \quad (۶۱.۲)$$

در تحلیل‌های نظری فرض می‌شود فشار (P) در تمام بخش‌های موتور ثابت است و سیستم نشتی ندارد و جرم کل گاز ثابت است.

$$M = m_c + m_k + m_r + m_h + m_e \quad (۶۲.۲)$$

بازیاب حرارت نسبت به محیط اطراف بی‌دررو است و حرارت Q_r به صورت داخلی از شبکه بازیاب به سیال عاملی که از حجم بازیاب V_r در جریان است، منتقل می‌شود. بین محیط و سیال کاری در مبدل سرد و گرم گرمای Q_k و Q_h انتقال می‌یابد. کار انجام شده روی محیط نتیجه تغییر حجم‌های انبساط و انقباض می‌باشد.

اکنون با استفاده از یک حجم کنترلی مانند شکل ۱۶.۲ برای هریک از زیر حجم‌ها معادلات حالت و انرژی را می‌توان نوشت. در هریک از بخش‌های موتور آنتالپی با دمای T_i و جرم m_i وارد حجم کنترل می‌شود و با بادمای T_o و جرم m_o از آن خارج می‌شود. روابط با اعمال رابطه پیوستگی برای کل سیستم، به هم مرتبط می‌شوند.



شکل ۱۶.۲: نمونه حجم کنترل برای تحلیل بی‌دررو در حجم‌های موتور [۴۲]

با صرف نظر از تغییرات انرژی جنبشی و پتانسیل سیستم، می‌توان قانون اول ترمودینامیک را برای حجم کنترل نوشت.

$$\delta Q + (\dot{m}_i h_i - \dot{m}_o h_o) = \delta W + dU \quad (۶۳.۲)$$

$$\delta Q + (\dot{m}_i C_p T_i - \dot{m}_o C_p T_o) = \delta W + C_v d(mT) \quad (۶۴.۲)$$

C_p گرمای ویژه در فشار ثابت و C_v گرمای ویژه در حجم ثابت است.

با توجه به این که در فرایندهای چرخه، سیال به اندازه کافی از حالت بحرانی دور است می‌توان فرض شود که سیال عامل گاز کامل است. بنابراین برای هریک از حجم‌های موتور می‌توان معادله حالت را نوشت.

$$PV = mRT \quad (۶۵.۲)$$

و شکل دیفرانسیلی معادله حالت به صورت زیر است:

$$\frac{dP}{P} + \frac{dV}{V} = \frac{dm}{m} + \frac{dT}{T} \quad (۶۶.۲)$$

اکنون برای هریک از حجم‌های انبساط و انقباض می‌توان نوشت:

$$dT_c = T_c \left(\frac{dP}{P} + \frac{dV_c}{V_c} - \frac{dm_c}{m_c} \right) \quad (۶۷.۲)$$

$$dT_e = T_e \left(\frac{dP}{P} + \frac{dV_e}{V_e} - \frac{dm_e}{m_e} \right) \quad (۶۸.۲)$$

با استفاده از روابط (۶۲.۲) و (۶۵.۲) جرم کل سیال از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$M = \frac{P \left(\frac{V_c}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \frac{V_r}{T_r} + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_e}{T_h} \right)}{R} \quad (۶۹.۲)$$

بنابراین فشار از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$P = \frac{MR}{\frac{V_c}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \frac{V_r}{T_r} + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_e}{T_h}} \quad (۷۰.۲)$$

که دمای بازیاب با توجه به پیوست آ به صورت زیر است.

$$T_r = \frac{(T_h - T_k)}{\ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)} \quad (۷۱.۲)$$

با قراردادن معادله قبل در معادله (۶۲.۲) خواهیم داشت:

$$P = \frac{MR}{\frac{V_c}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \left(\frac{V_r \ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)}{T_h - T_k} \right) + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_e}{T_h}} \quad (۷۲.۲)$$

بافرض ثابت‌بودن جرم سیال و دیفرانسیل‌گیری از معادله (۶۲.۲) خواهیم داشت:

$$dm_c + dm_k + dm_r + dm_h + dm_e = 0 \quad (۷۳.۲)$$

حجم و دمای مبدل‌های حرارتی ثابت است پس فرم دیفرانسیلی معادله حالت برای مبدل‌ها به فرم زیر می‌باشد.

$$\frac{dP}{P} = \frac{dm}{m} \quad (۷۴.۲)$$

$$dm = m \frac{dP}{P} = \frac{dPV}{RT} \quad (۷۵.۲)$$

با قراردادن معادله قبل در معادله (۷۳.۲) خواهیم داشت:

$$dm_c + dm_e + \left(\frac{dP}{R}\right)\left(\frac{V_k}{T_k} + \frac{V_r}{T_r} + \frac{V_h}{T_h}\right) = 0 \quad (۷۶.۲)$$

با بدست آوردن مقادیر صریح پارامترهای دیفرانسیلی dm_c و dm_e می توان رابطه صریح دیفراسیل فشار (dP) را بدست آورد.

در حجم انقباض بی درو مقدار حرارت مبادله شده با محیط صفر است ($dQ_c = 0$). برای محاسبه مقدار صریح dm_c قانون اول ترمودینامیک (رابطه (۷۳.۲)) را بازنویسی می کنیم.

$$\dot{m}_{ck} C_p T_{ck} = \delta W_c + C_v d(m_c T_c) \quad (۷۷.۲)$$

در حجم انقباض بی درو تغییرات کار برابر است حاصل ضرب فشار در تغییرات حجم است ($\delta W_c = PdV_c$). همچنین با توجه به قانون پایستگی جرم تغییرات تجمع سیال برابر با جرم در جریان است ($\dot{m}_{ck} = dm_c$). بنابراین معادله قبل به صورت زیر ساده می شود.

$$dm_c C_p T_{ck} = PdV_c + C_v d(m_c T_c) \quad (۷۸.۲)$$

با قراردادن رابطه (۶۵.۲) در رابطه (۷۸.۲) خواهیم داشت:

$$dm_c = \frac{PdV_c + V_c \frac{dP}{\gamma}}{RT_{ck}} \quad (۷۹.۲)$$

که γ نسبت ظرفیت گرمایی می باشد و برابر است با $\frac{C_p}{C_v}$

با فرض بی درو بودن حجم انبساط به طریق مشابه می توان نوشت:

$$dm_e = \frac{PdV_e + V_e \frac{dP}{\gamma}}{RT_{he}} \quad (۸۰.۲)$$

حال با قراردادن روابط (۷۹.۲) و (۸۰.۲) در رابطه (۷۶.۲) رابطه دیفرانسیلی فشار بدست می آید.

$$dP = \frac{-\gamma P \left(\frac{dV_c}{T_{ck}} + \frac{dV_e}{T_{he}} \right)}{\frac{V_c}{T_{ck}} + \gamma \left(\frac{V_k}{T_k} + \frac{V_r}{T_r} + \frac{V_h}{T_h} \right) + \frac{V_e}{T_{he}}} \quad (۸۱.۲)$$

در مبدل های سیستم هیچ کاری انجام نمی شود و دما ثابت است. بنابراین با استفاده از رابطه اول ترمودینامیک می توان بیان کرد:

$$\delta Q + (\dot{m}_i C_p T_i - \dot{m}_o C_p T_o) \stackrel{\delta W=0}{=} C_v T d(m) = C_v \frac{V dP}{R} \quad (۸۲.۲)$$

برای هریک از مبدل ها خواهیم داشت:

$$\delta Q_k = C_v \frac{V_k dP}{R} - C_p (T_{ck} \dot{m}_{ck} - T_{kr} \dot{m}_{kr}) \quad (۸۳.۲)$$

$$\delta Q_r = C_v \frac{V_r dP}{R} - C_p (T_{kr} \dot{m}_{kr} - T_{rh} \dot{m}_{rh}) \quad (۸۴.۲)$$

$$\delta Q_h = C_v \frac{V_h dP}{R} - C_p (T_{rh} \dot{m}_{rh} - T_{he} \dot{m}_{he}) \quad (۸۵.۲)$$

با فرض آرمانی بودن بازیاب‌ها در سه معادله قبل $T_{rh} = T_h$ و $T_{kr} = T_k$ خواهد بود. کار خروجی کل چرخه برابر با جمع جبری کار انجام شده در حجم انبساط و انقباض می‌باشد.

$$W = W_e + W_C \quad (۸۶.۲)$$

با دیفرانسیل‌گیری از معادله بالا خواهیم داشت:

$$\delta W = \delta W_e + \delta W_C = PdV_e + PdV_c \quad (۸۷.۲)$$

۱.۲.۳.۲ تحلیل بی‌دررو با در نظر گرفتن افت فشار در مبدل‌ها

در تحلیل‌های قبل فرض شده بود که فشار سیال کاری در هر لحظه و در تمام بخش‌های موتور یکسان است ولی در واقعیت اینگونه نیست. اصطکاک جریان عبوری از مبدل‌ها باعث افت فشار در سیال می‌شود و این افت فشارها موجب کاهش توان خروجی موتور می‌گردد [۱۶]. در این بخش ابتدا افت فشار سیال ناشی از اصطکاک و سپس توان اتلافی موتور محاسبه می‌گردد. با محاسبه افت فشار مبدل‌ها نسبت به فشار حجم سرد می‌توان کار خروجی سیستم را بدست آورد.

$$W = W_e + W_C = \oint PdV_e + \oint \left(P - \sum \Delta P \right) dV_c \quad (۸۸.۲)$$

$\sum \Delta P$ افت فشار بین حجم سرد و گرم است. این افت فشار را باید برای هر سه مبدل حرارتی محاسبه کرد. پس معادله قبل به صورت زیر بازنویسی می‌شود.

$$W = \oint P(dV_c + dV_e) - \oint \sum \Delta P dV_c = W_i - W_{loss} \quad (۸۹.۲)$$

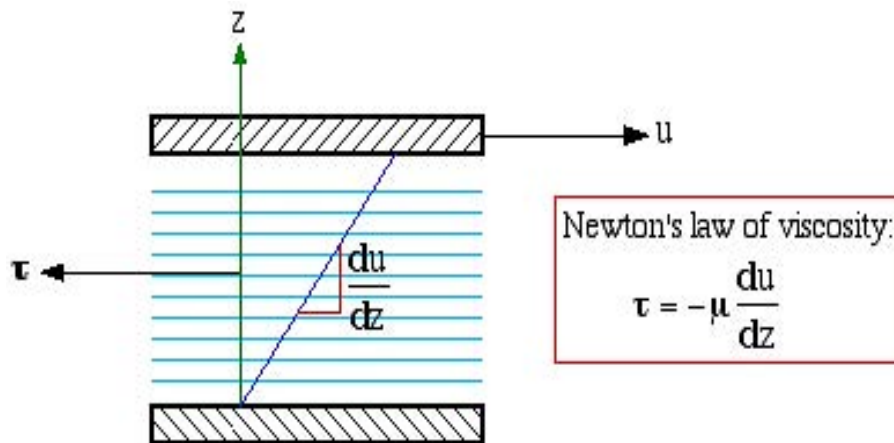
W_i و W_{loss} به ترتیب کار انجام شده و کار اتلافی ناشی از افت فشار در هر چرخه از تحلیل آدیاباتیک ایده‌آل است. کار اتلافی برای مقدار مشخصی از چرخش میل‌لنگ به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$W_{loss} = \int_{\theta}^{\theta+d\theta} \left(\sum_{i=1}^3 \Delta P_i \frac{dV_e}{d\theta} \right) d\theta \quad (۹۰.۲)$$

طبق قانون لزجت نیوتن (۹۱.۲) میزان تنش برشی بین لایه‌های مجاور سیال با گرادیان سرعت بین آن‌ها نسب مستقیم دارد. با توجه به شکل ۱۶.۲ برای ایجاد تنش برشی و افت فشار ناشی از آن، باید تحلیل جریان در دو بعد صورت گیرد ولی در این تحلیل جریان یک بعدی در نظر گرفته شده است. برای رفع این مشکل، جریان سیستم یک جریان جرمی متوسط توده‌ای^۱ فرض شده است.

$$\tau = -\mu \frac{du}{dz} \quad \text{قانون لزجت نیوتن} \quad (۹۱.۲)$$

^۱power to volume ratio

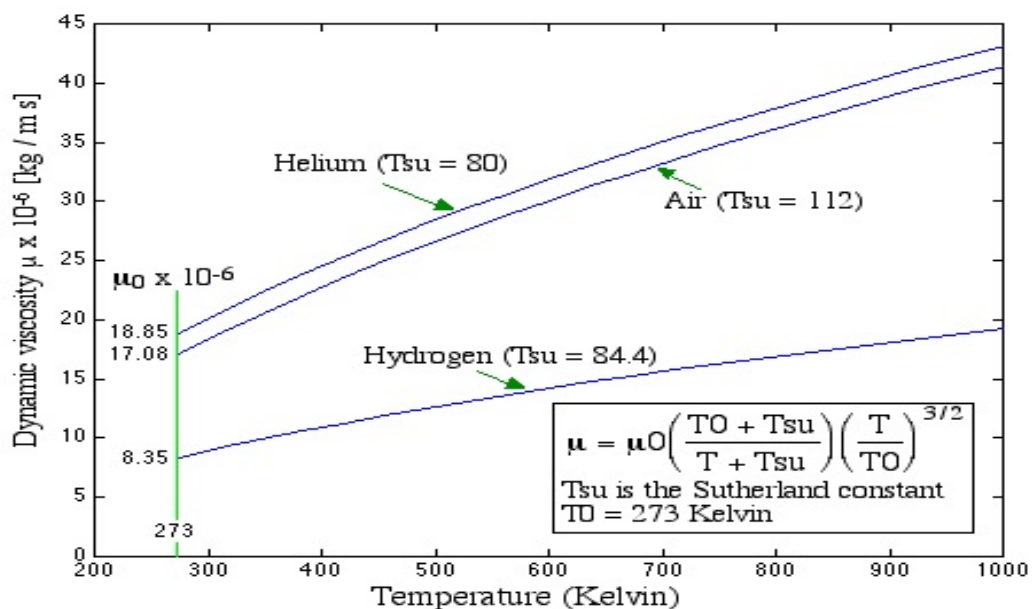


شکل ۱۷.۲: تنش برشی بین لایه‌های مجاور سیال [۱۶]

در محدوده فشار مورد بحث در موتورهای استرلینگ، مقدار لزجت دینامیکی تابع فشار نیست. مقدار لزجت تابع دما است و با استفاده از رابطه (۹۲.۲) و شکل ۱۸.۲ قابل محاسبه می‌باشد.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T_0 + T_{su}}{T + T_{su}} \right) \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2}, \quad T_0 = 273K^\circ \text{ \& } T_{su} = \text{Sutherland constant} \quad (92.2)$$

T_{su} ثابت معادله ساترلند است و مقدار آن وابسته به نوع گاز می‌باشد.



شکل ۱۸.۲: تغییرات لزجت با دما (برای گاز هلیوم، هیدروژن و هوا) [۱۶]

رابطه نیروی پسای اصطکاکی (F) با تنش برشی (τ) مطابق به صورت زیر می‌باشد.

$$F = \tau A_{wg} \quad (93.2)$$

A_{wg} مساحت تماس دیواره با گاز (سطح تر شده دورن مبدل) است و d قطر هیدرولیکی است و از رابطه زیر بدست می آید.

$$d = \frac{4V}{A_{wg}} \quad (۹۴.۲)$$

$$A_{wg} = \frac{4V}{d} \quad (۹۵.۲)$$

ضریب ۴ در معادله قبل برای ساده کردن معادله است و باعث می گردد تا در یک مجرای دایروی، قطر هیدرولیکی برابر با قطر دایره گردد. با قراردادن معادله قبل در معادله (۹۳.۲) خواهیم داشت:

$$F = \frac{4V\tau}{d} \quad (۹۶.۲)$$

از طرفی ضریب اصطکاک c_f برابر با نسبت تنش برشی به هد دینامیکی است.

$$c_f = \frac{2\tau}{\rho u^2} \quad (۹۷.۲)$$

که ρ چگالی و u سرعت توده ای سیال است. اکنون می توان بیان کرد:

$$F = 2c_f \rho u^2 \frac{V}{d} \quad (۹۸.۲)$$

در شرایط پایا ایلمان سیال دارای سرعت ثابت و اندازه آن برابر نیروی ناشی از افت فشار و درخلاف جهت آن است. اگر A سطح مقطع موردنظر باشد:

$$F = -\Delta P \cdot A \quad (۹۹.۲)$$

بنابراین با استفاده از دو رابطه اخیر داریم:

$$\Delta P = -\frac{2c_f \rho u^2 V}{A \cdot d} \quad (۱۰۰.۲)$$

علامت ΔP بسته به جهت جریان دارد و ممکن است مثبت و یا منفی باشد.

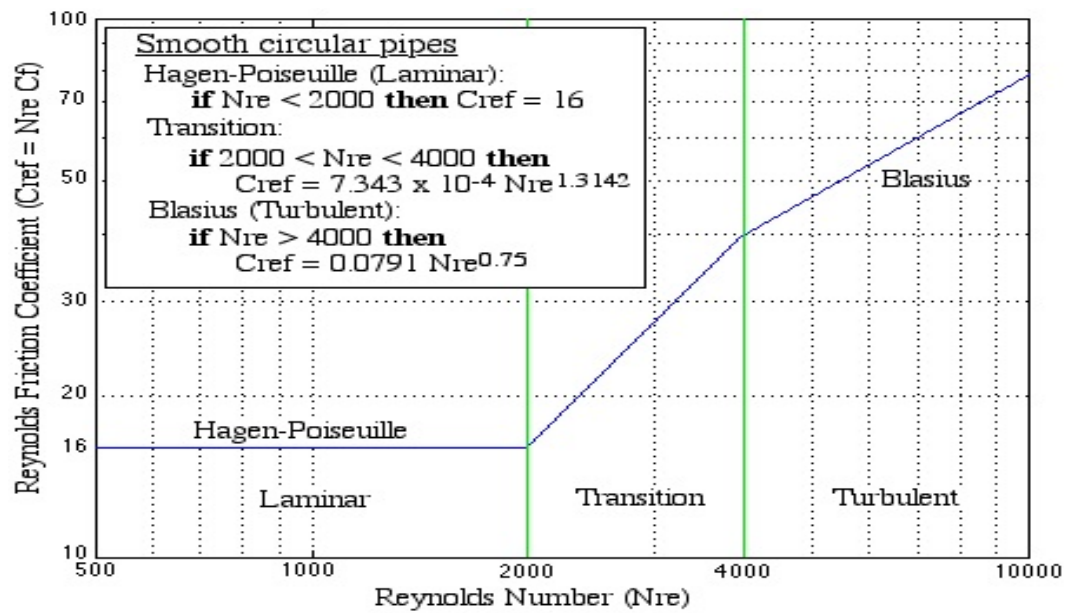
اگر N_{re} عدد رینولدز باشد لذا ضریب اصطکاک رینولدز به صورت زیر تعریف می گردد.

$$N_{re} = \frac{\rho \cdot u \cdot d}{\mu} \quad (۱۰۱.۲)$$

$$c_{ref} = N_{re} \times c_f \quad (۱۰۲.۲)$$

c_{ref} ضریب اصطکاک رینولدز با تغییرات رینولدز تغییر می کند و همچنین با استفاده از (۱۰۳.۲) قابل محاسبه است. نمودار شکل ۱۹.۲ تغییرات این ضریب را بر حسب تغییرات رینولدز نشان می دهد.

$$c_{ref} = \begin{cases} 16, & N_{re} < 2000 \\ 7.343 \times 10^{-4} \times N_{re}^{1.3142}, & 2000 < N_{re} < 4000 \\ 0.0791 \times N_{re}^{0.75}, & N_{re} > 4000. \end{cases} \quad (۱۰۳.۲)$$



شکل ۱۹.۲: تغییرات ضریب اصطکاک رینولدز برحسب عدد رینولدز [۱۶]

با جای گذاری (۱۰۱.۲) در رابطه (۱۰۰.۲) رابطه دیفرانسیل فشار به صورت زیر بدست می آید.

$$\Delta P = - \frac{2\mu u \cdot V \cdot c_{ref}}{A \cdot d^2} \quad (104.2)$$

ρ چگالی سیال عبوری است. پس اگر m جرم سیال، A مساحت و l طول مسیر باشد داریم:

$$\rho = \frac{m}{Al} \rightarrow m = A \cdot l \cdot \rho \quad (105.2)$$

اگر سرعت سیال در سطح مقطع موردنظر برابر u باشد آنگاه دبی جرمی بر واحد سطح مسیر برابر است با:

$$g = u\rho \quad (106.2)$$

با قراردادن دو رابطه اخیر در رابطه دیفرانسیلی فشار رابطه به صورت زیر ساده می شود.

$$\Delta P = - \frac{2lgV\mu c_{ref}}{md^2} \quad (107.2)$$

افت فشارها برای مبدل های سرد و گرم و بازیاب حرارت به ترتیب زیر است.

$$\Delta P_{cold} = - \frac{2l_c g_c V_c \mu_c c_{refc}}{m_c d_c^2} \quad (108.2)$$

$$\Delta P_{hot} = - \frac{2l_e g_e V_e \mu_e c_{refe}}{m_e d_e^2} \quad (109.2)$$

$$\Delta P_{reg} = - \frac{2l_r g_r V_r \mu_r c_{refr}}{m_r d_r^2} \quad (110.2)$$

با مشخص شدن افت فشار مبدل‌ها، اکنون می‌توان فشار لحظه‌ای موتور را با روابط زیر محاسبه کرد.

$$P_{com} = P \quad (۱۱۱.۲)$$

$$P_{exp} = P + \Delta P_{cold} + \Delta P_{hot} + \Delta P_{reg} \quad (۱۱۲.۲)$$

P_{com} فشار حجم انقباض و P_{exp} فشار حجم انبساط می‌باشد.
اکنون رابطه کار اتلافی ناشی از افت فشار با استفاده از روابط افت فشار و رابطه (۹۰.۲) بدست می‌آید.

$$W_{loss} = (\Delta P_{com} + \Delta P_{exp} + \Delta P_{reg}) \times \left(\frac{dV_e}{d\theta} \right) \times d\theta \quad (۱۱۳.۲)$$

روابط اصلی روش تحلیل بی‌درو در جدول ۳.۲ ارائه شده‌است. با حل این روابط می‌توان، توان خروجی، انتقال حرارت، بازده موتور و ... را پیش‌بینی کرد.

جدول ۳.۲: روابط اصلی تحلیل بی‌درو

رابطه	توضیحات
$P = \frac{MR}{\frac{V_c}{T_k} + \frac{V_k}{T_k} + \left(\frac{V_r \ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)}{T_h - T_k} \right) + \frac{V_h}{T_h} + \frac{V_e}{T_h}}$	فشار
$dP = \frac{-\gamma P \left(\frac{dV_c}{T_{ck}} + \frac{dV_e}{T_{he}} \right)}{\frac{V_c}{T_{ck}} + \gamma \left(\frac{V_k}{T_k} + \frac{V_r}{T_r} + \frac{V_h}{T_h} \right) + \frac{V_e}{T_{he}}}$	تغییرات فشار
$\Delta P_{cold} = -\frac{2l_c g_c V_c \mu_c c_{refc}}{m_c d_c^2}$	افت فشار مبدل‌ها
$\Delta P_{hot} = -\frac{2l_e g_e V_e \mu_e c_{refe}}{m_e d_e^2}$	
$\Delta P_{reg} = -\frac{2l_r g_r V_r \mu_r c_{refr}}{m_r d_r^2}$	
$P_{com} = P$	فشار لحظه‌ای
$P_{exp} = P + \Delta P_{cold} + \Delta P_{hot} + \Delta P_{reg}$	

ادامه در صفحه بعد

جدول ۳.۲ - ادامه صفحه قبل

رابطه	توضیحات	
$m_c = \frac{PV_c}{RT_c}$	جرم گاز	تغییرات جرم گاز
$m_k = \frac{PV_k}{RT_k}$		
$m_r = \frac{PV_r}{RT_r}$		
$m_h = \frac{PV_h}{RT_h}$		
$m_e = \frac{PV_e}{RT_e}$		
$dm_c = \frac{PdV_c + V_c \frac{dP}{\gamma}}{RT_{ck}}$	تغییرات جرم گاز	
$dm_e = \frac{PdV_e + V_e \frac{dP}{\gamma}}{RT_{he}}$		
$dm_k = m_k \frac{dP}{P}$		
$dm_r = m_r \frac{dP}{P}$		
$dm_h = m_h \frac{dP}{P}$		
$\dot{m}_{ck} = -\dot{m}_c$	دبی جرمی	
$\dot{m}_{kr} = \dot{m}_c k - \dot{m}_k$		
$\dot{m}_{he} = \dot{m}_e$		
$\dot{m}_{rh} = \dot{m}_h e - \dot{m}_h$		
if $\dot{m}_{ck} > 0$ then $T_{ck} = T_c$ else $T_{ck} = T_k$	دمای مشروط	
if $\dot{m}_{he} > 0$ then $T_{he} = T_h$ else $T_{he} = T_e$		

ادامه در صفحه بعد

جدول ۳.۲ - ادامه صفحه قبل

رابطه	توضیحات	
$dT_c = T_c(\frac{dP}{P} + \frac{dV_c}{V_c} - \frac{dm_c}{m_c})$	تغییرات دما	دمای حجم های کاری
$dT_e = T_e(\frac{dP}{P} + \frac{dV_e}{V_e} - \frac{dm_e}{m_e})$		
$T_{kr} = T_k$	دمای سطح مشترک بازیاب	
$T_{rh} = T_h$		
$\delta Q_k = C_v \frac{V_k dP}{R} - C_p(T_{ck}\dot{m}_{ck} - T_{kr}\dot{m}_{kr})$	انتقال حرارت	کار و حرارت
$\delta Q_r = C_v \frac{V_r dP}{R} - C_p(T_{kr}\dot{m}_{kr} - T_{rh}\dot{m}_{rh})$		
$\delta Q_h = C_v \frac{V_h dP}{R} - C_p(T_{rh}\dot{m}_{rh} - T_{he}\dot{m}_{he})$		
$dW_c = PdV_c$	کار خروجی	
$dW_e = PdV_e$		
$W_{loss} = (\Delta P_{com} + \Delta P_{exp} + \Delta P_{reg}) \times (\frac{dV_e}{d\theta}) \times d\theta$		
$dW = dW_e + dW_c - W_{loss}$		

۲.۲.۳.۲ حل روابط روش تحلیل بی دررو

به علت غیر خطی بودن روابط در حالت عمومی و نامعلوم بودن دماها باید از روش های عددی برای حل روابط هر ساختار استفاده شود. حجم های V_r ، V_k و V_h با معلوم بودن هندسه و ابعاد مبدل ها مشخص است. دمای مبدل ها (T_k و T_h) با توجه به عملکرد مبدل های گرم و سرد مشخص می شود؛ با معلوم شدن این دماها، دمای مؤثر بازیاب (T_r) نیز بدست می آید [۴۲، ۱۶]. با توجه به مقدار فشار متوسط (P_{mean}) با کمک نظریه اشمیت می توان جرم کل سیال (M) را بدست آورد. مقادیر ثابت های ترمودینامیکی R ، γ ، C_p و C_v با مشخص کردن نوع سیال عامل معلوم می باشد؛ و خواص عملکردی چند نوع سیال عامل در جدول ۴.۲ نشان داده شده است. برای محاسبه توان و سایر کمیت های وابسته به زمان باید مقدار فرکانس کاری موتور مشخص باشد. این ثابت ها همواره در ابتدای حل با انتخاب سیال کاری، هندسه و نوع موتور مشخص هستند و مقادیر آن ها معلوم است.

جدول ۴.۲: خواص عملکردی برخی از سیالات [۴۲]

Gas	Nominal molar mass (M kg/kmol)	Gas constant (R kJ/kg K)	Sp. heat		Sp. heat ratio (C_p/C_v)
			C_p (kJ/kg K)	C_v (kJ/kg K)	
H ₂	2	4.12	14.20	10.08	1.41
He	4	2.08	5.19	3.11	1.67
Ne	20	0.415	1.03	0.62	1.66
N ₂	28	0.297	1.04	0.74	1.4
CO	28	0.297	1.04	0.75	1.4
Air	29	0.287	1.01	0.72	1.4
O ₂	32	0.260	0.92	0.66	1.4
Ar	40	0.208	0.52	0.31	1.67
CO ₂	44	0.189	0.85	0.66	1.28

کمیت های ($T_e, T_c, T_{he}, T_{ck}, P, V_e, V_c, W, W_e, W_c, Q_k, Q_r, Q_h, V_e, V_c, m_e, m_h, m_r, m_k, m_c$) و کمیت های ($\dot{m}_{he}, \dot{m}_{rh}, \dot{m}_{kr}, \dot{m}_{ck}$) و کمیت های ($dT_e, dT_c, dT_{he}, dT_{ck}, dP, dV_e, dV_c, dW, dW_e, dW_c, dQ_k, dQ_r, dQ_h, dV_e, dV_c, dm_e, dm_h, dm_r, dm_k, dm_c$) به ترتیب ۲۲ متغیر ساده و ۱۶ متغیر اشتقاقی هستند که با حل روابط این تحلیل برای یک چرخه کامل (چرخش ۳۶۰ درجه میل لنگ) بدست می آیند. مقادیر V_c ، V_e و دیفرانسیل های آن ها متناسب با هندسه موتور به صورت توابعی از زاویه میل لنگ موتور θ هستند. با توجه به شبه پایا بودن جریان سیال در موتور در هر فاصله انتگرال گیری مقادیر ($\dot{m}_{he}, \dot{m}_{rh}, \dot{m}_{kr}, \dot{m}_{ck}$) ثابت باقی می ماند. لذا با حل همزمان هفت معادله دیفرانسیلی معمولی مسئله قابل تحلیل است.

یکی از آسان ترین روش های حل مجموعه ای از روابط دیفرانسیلی این است که روابط در قالب یک مسئله مقدار اولیه نوشته شود. در این روش مقادیر اولیه متغیرهای موجود در روابط مشخص است و از روابط با شروع از یک موقعیت اولیه روی کل چرخه انتگرال گیری شود. تعیین مقادیر اولیه آسانی امکان پذیر است. فرض می شود بردار $\vec{Y}$ شامل هفت متغیر مسئله به

عنوان درایه می‌باشد. $Y(T_c)$ معرف حجم انبساط، $Y(Q_c)$ معرف انتقال حرارت انجام شده در حجم انقباض و ... می‌باشد. در وضعیت اولیه موتور $Y(\theta = 0) = Y_0$ و مجموعه‌ای متناظر از روابط اشتقاقی $dY = F(\theta, Y)$ تابع مجهول $Y(\theta)$ محاسبه می‌شود که بتواند روابط دیفرانسیل و شرایط اولیه را ارضا کند.

یک روش حل عددی برای حل این مسئله محاسبه مقادیر مشتقات در θ_0 و سپس افزایش ناچیز θ تا نقطه جدید $\theta_1 = \theta_0 + d\theta$ می‌باشد. جواب‌های حاصل از این محاسبات را که به صورت خطوط راست کوتاهی هستند، به یکدیگر متصل می‌شوند تا تقریبی از منحنی واقعی $Y(\theta)$ بدست آید. روش‌های زیادی برای حل مسائل مقادیر اولیه وجود دارد اما روش رانگ-کوتا^۱ مرتبه چهارم که در پیوست ب به آن پرداخته شده، متداول‌ترین روش است؛ لذا برای حل از این روش استفاده می‌شود.

مقادیر اولیه دمای سیال در فضاهای کاری مشخص نمی‌باشد پس تحلیل بی‌دررو در واقع یک مسئله مقدار اولیه نیست و یک نوع مسئله مقدار مرزی می‌باشد. اما نکته قابل توجه در این مسائل این است که برای چرخه پایا، مقادیر کمیت‌ها در ابتدای چرخه با مقادیر متناظر آن‌ها در پایان چرخه یکسان می‌باشد. با استفاده از این خاصیت می‌توان با در نظر گرفتن موقعیت اولیه دلخواه، این مسئله را مسئله مقدار اولیه فرض کرد و با انتگرال‌گیری از روابط روی چرخه‌های متعدد می‌توان به حالت چرخه‌ای پایا دست یافت. این فرآیند معادل حالت گذرا در راه‌اندازی یک دستگاه واقعی می‌باشد. حساس‌ترین معیار برای میزان همگرایی به چرخه پایا، باقیمانده حرارت بازیاب در انتهای هر چرخه است که در صورت همگرایی کامل مقدار آن نزدیک به صفر است. بنابراین ابتدا فرض می‌شود فضاهای انبساط و انقباض به ترتیب در دماهای T_h و T_c می‌باشند؛ سپس مجموعه روابط را روی چرخه‌های متوالی حل می‌شوند تا به حالت پایا برسند. به طور معمول تکرار پنج تا ده چرخه برای همگرایی جواب‌ها کافی است.

۴.۲ تحلیل سینماتیکی موتور استرلینگ

در این بخش ابتدا روابط سینماتیکی حاکم بر موتور استرلینگ محاسبه می‌گردد؛ سپس روابط سینماتیکی با روابط ترمودینامیکی که از تحلیل اشمیت حاصل گردیده است، ترکیب می‌گردد. با ترکیب این روابط می‌توان کار خروجی موتور استرلینگ را محاسبه کرد.

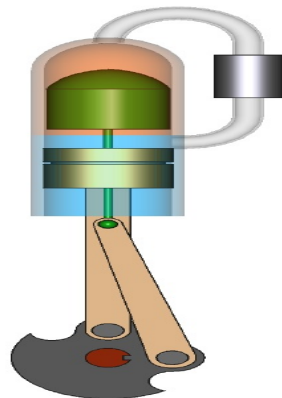
۱.۴.۲ روابط سینماتیک حاکم بر موتور استرلینگ

در این بخش علاوه بر روابط سینماتیک حاکم بر موتور استرلینگ نوع آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده، روابط سینماتیکی سه نوع موتور دیگر نیز مورد بررسی قرار می‌گیرد. موتورهای مورد بررسی در این بخش که در تصویر ۲۰.۲ مشاهده می‌شوند عبارتند از: ۱. آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

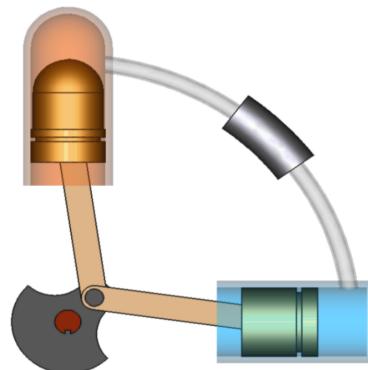
¹Runge-Kutta

۲. بتا با مکانیزم لنگ و لغزنده ۳. گاما با مکانیزم لنگ و لغزنده ۴. آلفا با مکانیزم راس

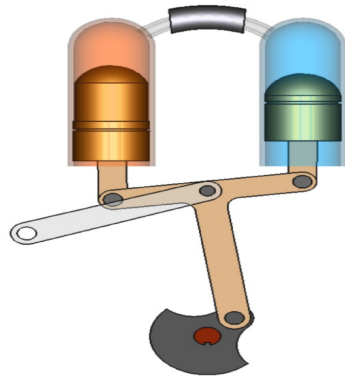
با استفاده از روابط سینماتیکی حاکم بر پیکربندی لنگ و لغزنده و بدون در نظر گرفتن عامل حرکت، می‌توان حجم انقباض (V_e) و حجم انبساط (V_c) را محاسبه کرد. اگر مقادیر فشار و حجم نسبت به زاویه چرخش مشخص باشند، رابطه تغییرات فشار سیال به عنوان تابعی از تغییرات حجم بدست می‌آید؛ با داشتن این رابطه، نمودار فشار را برحسب حجم موتور و نیز کار خروجی موتور (مساحت قسمت محصور در نمودار) قابل محاسبه است. در ادامه به تحلیل روابط سینماتیکی برای هریک از مدل‌های اشاره شده پرداخته می‌شود.



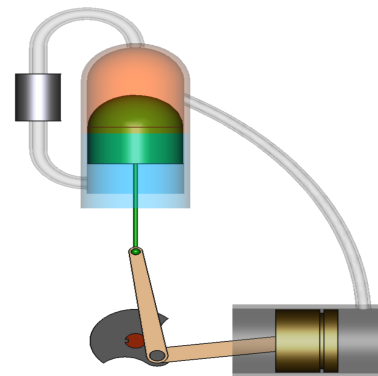
(ب) بتا با مکانیزم لنگ و لغزنده



(آ) آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده



(د) آلفا با مکانیزم راس



(ج) گاما با مکانیزم لنگ و لغزنده

۱.۱.۴.۲ آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده

با توجه به هندسه مکانیزم در موتور استرلینگ نوع آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده که در شکل ۲۱.۲ نشان داده شده است، می توان جابجایی پیستون ها را به صورت زیر محاسبه کرد:

$$AE(\theta) = OE - OA \quad (114.2)$$

$$AE(\theta) = OE - \left(r_1 \cdot \cos(\theta) + \sqrt{l_1^2 - r_1^2 \cdot \sin(\theta)^2} \right) \quad (115.2)$$

$$BD(\theta) = OD - OB \quad (116.2)$$

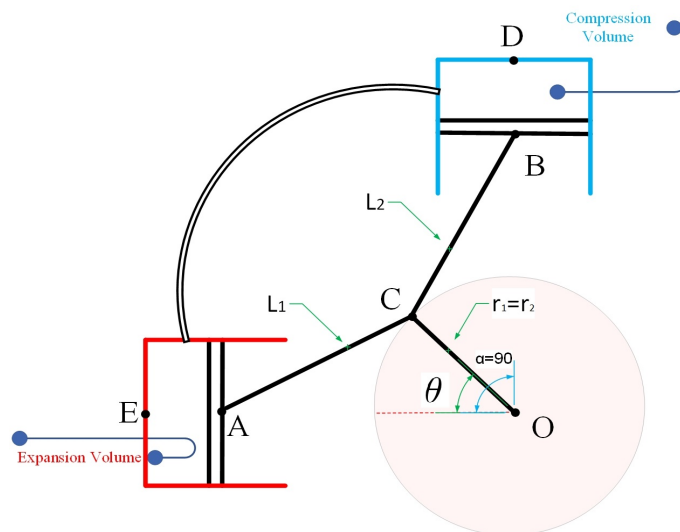
$$BD(\theta) = OD - \left(r_2 \cdot \cos(\alpha - \theta) + \sqrt{l_2^2 - r_2^2 \cdot \sin(\alpha - \theta)^2} \right) \quad (117.2)$$

که در روابط فوق :

$$OE = r_1 + l_1 \quad (118.2)$$

$$OD = r_2 + l_2 \quad (119.2)$$

r_1 شعاع میل لنگ ($r_1 = r_2$)، l_1 و l_2 طول میله های اتصال، α نشانگر زاویه فاز و θ نشانگر زاویه چرخش میل لنگ نسبت به سطح افقی است.



شکل ۲۱.۲: آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده

با داشتن شعاع پیستون انقباض (E_r) و شعاع پیستون انبساط (C_r) خواهیم داشت :

$$V_e(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot AE(\theta) \quad (120.2)$$

$$V_c(\theta) = \pi \cdot C_r^2 \cdot BD(\theta) \quad (121.2)$$

آنگاه حجم کل از رابطه زیر بدست می آید :

$$V_t(\theta) = V_t(\theta) + V_c(\theta) \quad (122.2)$$

حداقل و حداکثر حجم موتور را می‌توان با توجه به مشتق رابطه V_t نسبت به θ ، با محاسبه ریشه‌های معادله زیر بدست آورد:

$$\frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} = 0 \quad (123.2)$$

رابطه (۱۲۳.۲) دارای دو ریشه $\theta = S_1$ و $\theta = S_2$ که به ترتیب برابر ۴۵ و ۲۲۵ درجه می‌باشد. آنگاه روابط حجم حداقل و حداکثر را می‌توان محاسبه کرد:

$$V_{min} = V_t(S_1) = V_t(\theta = 45^\circ) \quad (124.2)$$

$$V_{max} = V_t(S_2) = V_t(\theta = 225^\circ) \quad (125.2)$$

اکنون با استفاده از روابط فشار و حجم، می‌توان روابط کار خروجی موتور را به شرح زیر بدست آورد:

$$W_{\alpha_{sc}} = \int_{\theta=45^\circ}^{\theta=225^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=225^\circ}^{\theta=405^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} \quad (126.2)$$

۲.۱.۴.۲ بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

با توجه به هندسه پیکربندی نوع بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده (شکل ۲۲.۲) داریم:

$$EG(\theta) = OG - OE = OG - \left(c_1 + r_1 \cdot \cos(\theta) + \sqrt{l_1^2 - r_1^2 \cdot \sin(\theta)^2} \right) \quad (127.2)$$

$$\begin{aligned} FG(\theta) &= OG - OF \\ &= OG - \left(c_2 + r_2 \cdot \cos(\theta + \alpha) + \sqrt{l_2^2 - r_2^2 \cdot \sin(\theta + \alpha)^2} \right) \end{aligned} \quad (128.2)$$

که:

$$OG = r_2 + l_2 + C_2 \quad (129.2)$$

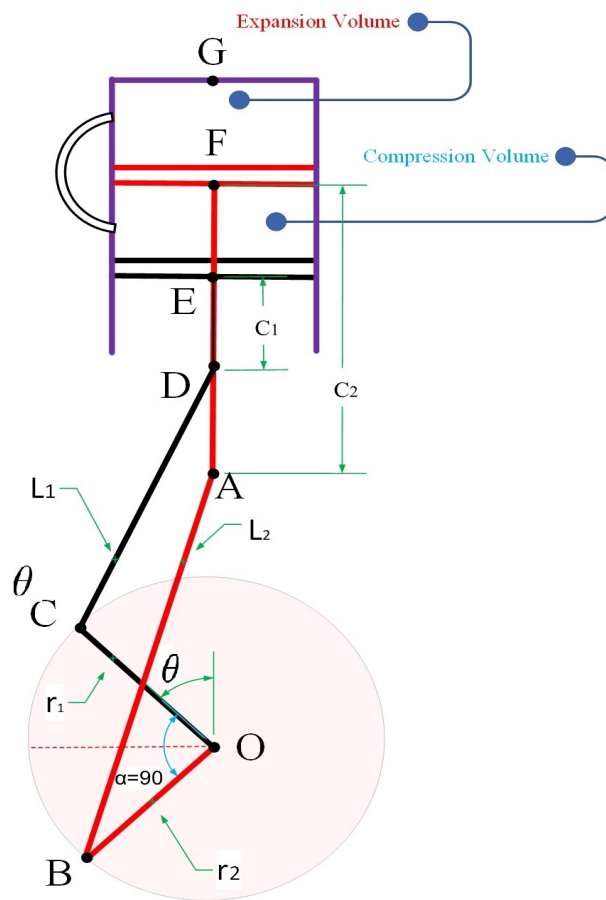
r_1 شعاع میل لنگ، l_1 و l_2 طول میله‌های اتصال، C_1 و C_2 طول پیستون‌ها را نشان می‌دهد، α زاویه فاز، و θ نشانگر زاویه چرخش میل لنگ است. با داشتن شعاع پیستون انقباض (E_r) خواهیم داشت:

$$V_e(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot FG(\theta) \quad (130.2)$$

$$V_t(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot EG(\theta) \quad (131.2)$$

آنگاه حجم انبساط از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$V_c(\theta) = V_t(\theta) - V_e(\theta) \quad (132.2)$$



شکل ۲۲.۲: پتا با مکانیزم لنگ و لغزنده

حجم حداقل و حداکثر، ریشه‌های مشتق رابطه (۱۳۲.۲) می‌باشد.

$$\frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} = 0 \quad (132.2)$$

رابطه (۱۳۲.۲) دارای دو ریشه $\theta = S_1$ و $\theta = S_2$ که به ترتیب برابر 0° و 180° درجه می‌باشد. آنگاه روابط حجم حداقل و حداکثر را می‌توان محاسبه کرد:

$$V_{min} = V_t(S_1) = V_t(\theta = 0^\circ) \quad (134.2)$$

$$V_{max} = V_t(S_2) = V_t(\theta = 180^\circ) \quad (135.2)$$

اکنون با استفاده از روابط فشار و حجم، می‌توان روابط کار خروجی موتور را به شرح زیر بدست آورد:

$$W_{\beta_{sc}} = \int_{\theta=0^\circ}^{\theta=180^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=180^\circ}^{\theta=360^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} \quad (136.2)$$

۳.۱.۴.۲ گاما با مکانیزم لنگ ولغزنده

با توجه به هندسه مکانیزم موتور که در شکل ۲۳.۲ نشان داده شده است، داریم:

$$FG(\theta) = OG - OF = OG - \left(c_2 + r_2 \cdot \cos(\theta) + \sqrt{l_2^2 - r_2^2 \cdot \sin(\theta)^2} \right) \quad (۱۳۷.۲)$$

$$\begin{aligned} CD(\theta) &= OD - OC \\ &= OD - \left(r_1 \cdot \cos(\theta - \alpha) + \sqrt{l_1^2 - r_1^2 \cdot \sin(\theta - \alpha)^2} \right) \end{aligned} \quad (۱۳۸.۲)$$

که:

$$OD = r_1 + l_1 \quad (۱۳۹.۲)$$

$$OD = r_2 + l_2 + c_2 \quad (۱۴۰.۲)$$

r_1 شعاع میل لنگ ($r_1 = r_2$)، l_1 و l_2 طول میله‌های اتصال، C_2 طول پیستون‌ها را نشان می‌دهد، α زاویه فاز، و θ نشانگر زاویه چرخش میل لنگ است. با داشتن شعاع پیستون انقباض (E_r) و شعاع پیستون جابه‌جایی (D_r) خواهیم داشت: آنگاه حجم کل از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$V_t(\theta) = V_e(\theta = 180^\circ) + \pi \cdot E_r^2 \cdot CD(\theta) \quad (۱۴۱.۲)$$

$$V_e(\theta) = \pi \cdot D_r^2 \cdot FG(\theta) \quad (۱۴۲.۲)$$

$$V_c(\theta) = V_e(\theta = 180^\circ) - V_e(\theta) \quad (۱۴۳.۲)$$

$$(۱۴۴.۲)$$

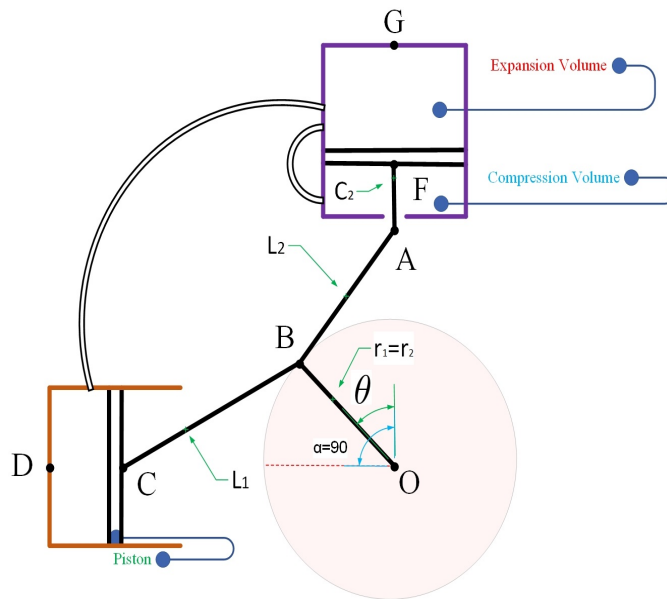
مشابه موارد دیگر، حداقل و حداکثر حجم با استفاده از مشتق معادله (۱۴۱.۲) بدست می‌آید:

$$\frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} = 0 \quad (۱۴۵.۲)$$

رابطه (۱۴۵.۲) دارای دو ریشه $\theta = S_1$ و $\theta = S_2$ که به ترتیب برابر 90° و 270° درجه می‌باشد. آنگاه روابط حجم حداقل و حداکثر را می‌توان محاسبه کرد:

$$V_{min} = V_t(S_1) = V_t(\theta = 90^\circ) \quad (۱۴۶.۲)$$

$$V_{max} = V_t(S_2) = V_t(\theta = 270^\circ) \quad (۱۴۷.۲)$$



شکل ۲۳.۲: بتا با مکانیزم لنگ و لغزنده

اکنون با استفاده از روابط فشار و حجم، می‌توان روابطه کار خروجی موتور را به شرح زیر بدست آورد:

$$W_{\gamma_{sc}} = \int_{\theta=90^{\circ}}^{\theta=270^{\circ}} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=270^{\circ}}^{\theta=450^{\circ}} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} \quad (148.2)$$

۴.۱.۴.۲ آلفا با مکانیزم راس

با توجه به هندسه مکانیزم که در شکل ۲۴.۲ نشان داده شده است، می‌توان نوشت :

$$OA(\theta) = OE - \left(-r_1 \cdot \sin(\theta) - \frac{r_1 \cdot l_2 \cdot \cos(\theta)}{2l_1} + \sqrt{l_1^2 - r_1^2 \cdot \cos(\theta)^2} \right) \quad (149.2)$$

$$OB(\theta) = OD - \left(-r_1 \cdot \sin(\theta) + \frac{r_1 \cdot l_2 \cdot \cos(\theta)}{2l_1} + \sqrt{l_1^2 - r_1^2 \cdot \cos(\theta)^2} \right) \quad (150.2)$$

که شعاع لنگ، l_1 و l_2 طول لینک‌ها، و θ زاویه چرخش میل لنگ نسبت به سطح افقی است. علاوه بر این، OD به صورت زیر محاسبه شود:

$$OD = \sqrt{((l_1 + l_2)^2 + r_1^2) - l_2^2} \quad (151.2)$$

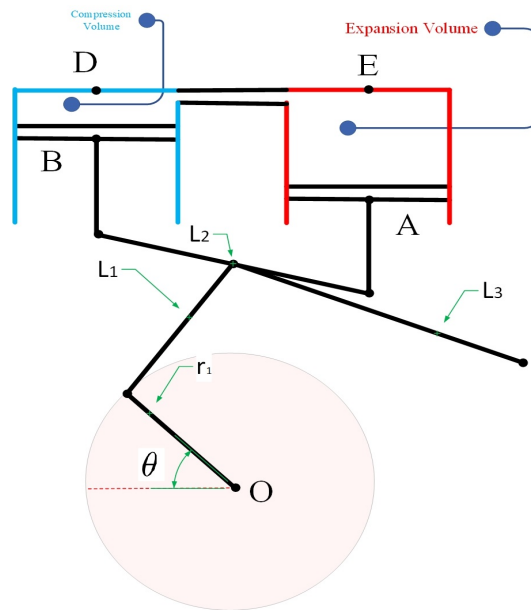
با داشتن شعاع پیستون انقباض (E_r) و شعاع پیستون انبساط (C_r) خواهیم داشت:

$$V_e(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot OA(\theta) \quad (152.2)$$

$$V_c(\theta) = \pi \cdot C_r^2 \cdot OB(\theta) \quad (153.2)$$

آنگاه حجم کل از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$V_t(\theta) = V_e(\theta) + V_c(\theta) \quad (154.2)$$



شکل ۲۴.۲: آلفا با مکانیزم راس یاک

مانند دیگر مکانیزم‌ها، حجم حداقل و حداکثر، ریشه‌های مشتق رابطه (۱۵۴.۲) می‌باشد.

$$\frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} = 0 \quad (155.2)$$

رابطه (۱۵۵.۲) دارای دو ریشه $\theta = S_1$ و $\theta = S_2$ که به ترتیب برابر 90° و 270° درجه می‌باشد. آنگاه روابط حجم حداقل و حداکثر را می‌توان محاسبه کرد:

$$V_{min} = V_t(S_1) = V_t(\theta = 90^\circ) \quad (156.2)$$

$$V_{max} = V_t(S_2) = V_t(\theta = 270^\circ) \quad (157.2)$$

اکنون با استفاده از روابط فشار و حجم، می‌توان روابط کار خروجی موتور را به شرح زیر بدست آورد:

$$W_{\alpha_{ry}} = \int_{\theta=90^\circ}^{\theta=270^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=270^\circ}^{\theta=450^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} \quad (158.2)$$

کار خروجی موتور استرلینگ (W) برای هر یک از پیکربندی از انتگرال گیری فشار در حاصل ضرب تغییرات فشار بدست می‌آید که این معادل سطح محصور در نمودار فشار-حجم (P-V) است.

روابط اصلی تحلیل سینماتیکی برای هر یک از مدل‌های موتور استرلینگ در جدول ۵.۲ نشان داده شده است.

جدول ۵.۲: روابط اصلی تحلیل سینماتیکی

رابطه	ردیف	
$V_e(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot AE(\theta)$	۱	آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده
$V_c(\theta) = \pi \cdot C_r^2 \cdot BD(\theta)$	۲	
$V_t(\theta) = V_t(\theta) + V_c(\theta)$	۳	
$W_{\alpha_{sc}} = \int_{\theta=45^\circ}^{\theta=225^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=225^\circ}^{\theta=405^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta}$	۴	
$V_e(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot FG(\theta)$	۵	بتا با مکانیزم لنگ و لغزنده
$V_t(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot EG(\theta)$	۶	
$V_c(\theta) = V_t(\theta) - V_e(\theta)$	۷	
$W_{\beta_{sc}} = \int_{\theta=0^\circ}^{\theta=180^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=180^\circ}^{\theta=360^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta}$	۸	
$V_e(\theta) = \pi \cdot D_r^2 \cdot FG(\theta)$	۹	گاما با مکانیزم لنگ و لغزنده
$V_c(\theta) = V_e(\theta = 180^\circ) - V_e(\theta)$	۱۰	
$V_t(\theta) = V_e(\theta = 180^\circ) + \pi \cdot E_r^2 \cdot CD(\theta)$	۱۱	
$W_{\gamma_{sc}} = \int_{\theta=90^\circ}^{\theta=270^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=270^\circ}^{\theta=450^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta}$	۱۲	
$V_e(\theta) = \pi \cdot E_r^2 \cdot OA(\theta)$	۱۳	آلفا با مکانیزم راس
$V_c(\theta) = \pi \cdot C_r^2 \cdot OB(\theta)$	۱۴	
$V_t(\theta) = V_e(\theta) + V_c(\theta)$	۱۵	
$W_{\alpha_{ry}} = \int_{\theta=90^\circ}^{\theta=270^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta} - \int_{\theta=270^\circ}^{\theta=450^\circ} P(\theta) \cdot \frac{d(V_t(\theta))}{d\theta}$	۱۶	

فصل ۳

الگوریتم‌های بهینه‌سازی

در طراحی هر سیستمی، اگر پارامترهای انتخابی وجود داشته باشند، می‌توان این انتخاب‌ها را بگونه‌ای انجام داد تا کارایی و یا عملکرد سیستم بهترین باشد. برای بهبود عملکرد سیستم باید تابع هدفی برای مساله، براساس متغیرهای طراحی، تعریف شود. با بیشینه (و یا کمینه) کردن تابع هدف تعریف شده می‌توان مقادیر بهینه متغیرهای طراحی را بدست آورد.

روش‌های بهینه‌سازی در حالت کلی به دو دسته کلاسیک و تکاملی تقسیم می‌شوند. روش‌های کلاسیک که به روش‌های گرادیانی نیز شناخته می‌شوند براساس مشتق‌گیری از تابع هدف عمل می‌کنند. بنابراین برای مسائلی با توابع پیچیده و حجیم، و یا توابعی که به دلیل عدم پیوستگی، مشتق‌گیری از آن‌ها مشکل است، مناسب نیستند. با گسترش و پیشرفت فروان در علوم رایانه‌ای، روش‌های جدید بهینه‌سازی شکل گرفتند. روش‌های بهینه‌سازی تکاملی، برخی نقاط ضعف روش‌های بهینه‌سازی کلاسیک را برطرف کردند. الگوریتم‌های تکاملی برخلاف روش‌های کلاسیک، به جای استفاده از یک جواب، جمعیتی از جواب‌ها را در فرایند خود استفاده می‌کنند و با استفاده از عملگرهای خود برای دست یافتن به جواب بهینه تلاش می‌کنند. به عبارت بهتر می‌توان گفت روش‌های کلاسیک معمولا دارای جواب یکتا و یا حتی دارای جواب مطلق هستند ولی الگوریتم‌های فرا ابتکاری در جستجوی حل نزدیک به حل دقیق هستند و ممکن است لزوما بهترین جواب حاصل نگردد. این الگوریتم‌ها الهام گرفته شده از پدیده‌های فیزیکی، طبیعت و یا انسان‌ها می‌باشند. روش‌های فرا ابتکاری می‌توانند در زمانی مناسب، جواب بهینه مسئله‌هایی با تعداد متغیرهای طراحی و قیود فراوان را جست‌وجو

کنند. زمان مناسب حل و بدست‌آوردن جواب بهینه با وجود محدودیت‌ها و متغیرهای زیاد از دلایل محبوبیت الگوریتم‌های فراابتکاری می‌باشد.

در این پژوهش از الگوریتم‌های فراابتکاری شناخته شده، الگوریتم ژنتیک (GA)^۱، الگوریتم ازدحام ذرات (PSO)^۲ و همچنین الگوریتم تکاملی رقابت استعماری (ICA)^۳ که اخیر مورد توجه قرار گرفته است، استفاده می‌گردد. در این فصل به توضیحی مختصر در مورد این سه الگوریتم پرداخته خواهد شد.

۱.۳ الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک تکنیک جستجو برای یافتن راه‌حل تقریبی برای بهینه‌سازی مدل ریاضی و مسائل جستجو است. یکی از انواع الگوریتم‌های تکاملی می‌باشد که از علم زیست‌شناسی الهام گرفته شده است. ایده اصلی الگوریتم ژنتیک، استفاده از قدرت فرایند تکامل برای حل مسائل بهینه‌سازی است. مطابق قانون انتخاب طبیعی تنها گونه‌هایی از یک جمعیت ادامه نسل می‌دهند که بهترین خصوصیات را داشته باشند و آن‌هایی که این خصوصیات را نداشته باشند به تدریج و در طی زمان از بین می‌روند. مبتکر اولیه الگوریتم ژنتیک، جان هالند^۴ است که آن را در ۱۹۶۷ میلادی ابداع کرد. اما ایده اصلی مبتنی بر مفاهیم تکامل را می‌توان در تحقیقات رکنبرگ^۵ یافت [۴۴].

۱.۱.۳ فضای جستجو الگوریتم

برای استفاده از یک الگوریتم ژنتیک، جمعیتی از افراد در داخل یک فضای جستجو تولید می‌شود. هر کدام از این افراد در واقع یک راه حل برای مسئله مطرح شده هستند. هر عضو با برداری دارای طول محدود و متشکل از اجزا و یا متغیرها، با الفبای خاصی کدگذاری می‌شود. این حروف معمولاً الفبای باینری هستند. در این روش، هر عضو به عنوان کروموزوم و متغیرها مشابه ژن‌ها در نظر گرفته می‌شوند. پس هر کروموزوم معادل یک جواب برای مسئله است و از چند ژن (متغیرها) تشکیل شده است. برای نشان دادن توانایی رقابت هر یک از اعضا برای رقابت با دیگر اعضای جمعیت، به هر کدام از جواب‌های ممکن یک امتیاز برازندگی اختصاص داده می‌شود. دلخواه ما عضوی است که دارای امتیاز برازندگی بهینه (یا نزدیک به بهینه) باشد. هدف الگوریتم ژنتیک، پرورش جواب‌ها، برای ایجاد فرزندان بهتر از والدین به کمک ترکیب کردن اطلاعات کروموزوم‌ها می‌باشد. مفاهیم جمعیت، کروموزوم و ژن به صورت شماتیک در تصویر ۱.۳ نشان داده شده است.

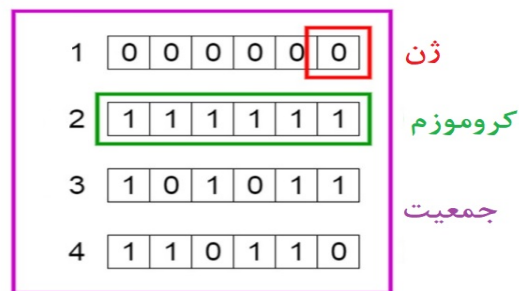
^۱Genetic Algorithm

^۲Particle swarm optimization

^۳Imperialist Competitive Algorithm

^۴John Holland

^۵Rechenberg



شکل ۱.۳: شماتیکی از جمعیت، کروموزوم و ژن

الگوریتم ژنتیک، همواره جمعیتی از n کروموزوم (جواب) را به همراه مقدار برازندگی آن حفظ می‌کند. والدین بر مبنای مقدار برازندگی‌شان برای جفت‌گیری انتخاب شده و با استفاده از طرحی مشخص، فرزندان را ایجاد می‌کنند. پس جواب‌هایی که برازندگی بیشتری دارند فرصت بیشتری برای بازپروری و صاحب فرزند شدن دارند. اینگونه فرزندان ویژگی‌هایی از هر کدام از والدین را به ارث می‌برند. با توجه به این که اندازه جمعیت همواره ثابت است، هم‌زمان با جفت‌گیری والدین و ایجاد فرزندان اعضای جمعیت می‌میرند و جواب‌های جدید جایگزین آن‌ها می‌شوند. به تدریج و پس از این که همه موقعیت‌های ترکیب‌کردن در جمعیت اولیه مورد استفاده قرار گرفت نسل جدید جایگزین نسل قبلی می‌شود. با این روش می‌توان امیدوار بود که در طی نسل‌های متوالی، جواب‌های بهتر پیشرفت می‌کنند و جواب‌هایی که عملکرد ضعیف‌تری دارند به تدریج حذف می‌شوند. به طور معمول نسل‌های جدید جواب‌ها دارای ژن‌های خوب بیشتری نسبت به یک جواب از نسل‌های قبلی هستند. هر نسل متوالی دارای جواب‌های جزئی‌تری نسبت به نسل‌های قبل خواهد بود. در نهایت، زمانی که جمعیت همگرا می‌شود و فرزندان را ایجاد می‌کند که تفاوت چندانی با اعضای نسل‌های قبلی ندارند، گفته می‌شود که خود الگوریتم به مجموعه‌ای از جواب‌ها برای مسئله موردنظر همگرا شده است.

۲.۱.۳ عملگرهای الگوریتم

نحوه عملکرد الگوریتم ژنتیک به گونه‌ای است که پس از این که نسل اولیه به صورت تصادفی ایجاد شد، با استفاده از سه عملگر خود، شروع به تکامل نسل اولیه خواهد کرد. الگوریتم ژنتیک شامل عملگرهای انتخاب، ترکیب و جهش است که در ادامه شرح داده می‌شوند.

۱.۲.۱.۳ عملگر انتخاب

این عملگر از بین کروموزوم‌های موجود با توجه به مقدار برازندگی آن‌ها بهترین‌ها را برای بقا و تولید مثل انتخاب می‌کند و سپس جمعیت جدید را ایجاد می‌کند. کروموزوم‌هایی که برازندگی

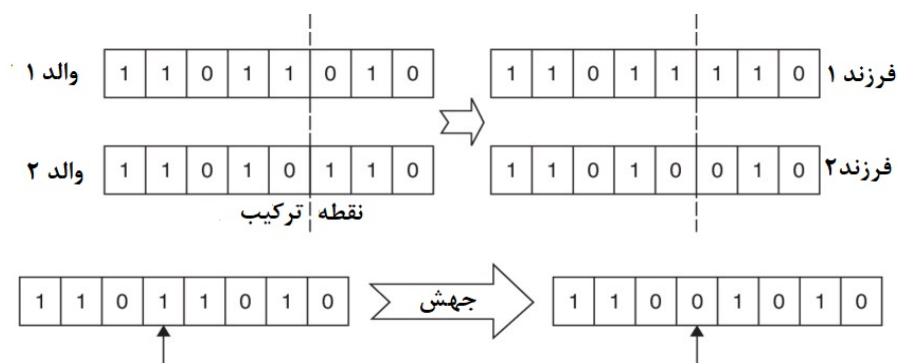
بیشتری دارند شانس بیشتری برای انتخاب دارند. روش‌های زیادی برای این انتخاب وجود دارد. چرخه رولت یکی از محبوب‌ترین این روش‌ها است. در این روش به نسبت برآزندگی هر کروموزوم یک احتمال تجمعی به آن نسبت داده می‌شود و با این احتمال شانس انتخاب هر کروموزوم مشخص می‌شود.

۲.۲.۱.۳ عملگر آمیزش یا ترکیب

مهمترین عملگر در الگوریتم ژنتیک، عملگر ترکیب^۱ است. ترکیب فرآیندی است که در آن نسل قدیمی کروموزوم‌ها با یکدیگر مخلوط و ترکیب می‌شوند تا نسل تازه‌ای از کروموزوم‌ها ایجاد گردد. جفت‌هایی که در قسمت انتخاب به عنوان والد در نظر گرفته شدند در این قسمت ژن‌هایشان را با هم مبادله می‌کنند و اعضای جدید به وجود می‌آورند. ترکیب در الگوریتم ژنتیک باعث از بین رفتن پراکندگی یا تنوع ژنتیکی جمعیت می‌شود زیرا اجازه می‌دهد ژن‌های خوب یکدیگر را پیدا کنند. نمونه‌ای از این عملیات در شکل ۲.۳ نشان داده شده است.

۳.۲.۱.۳ عملگر جهش

عملگر جهش^۲ جواب‌های ممکن دیگری را متولد می‌کند. در الگوریتم ژنتیک بعد از این که یک عضو در جمعیت جدید متولد شد هر ژن آن با احتمال جهش، جهش می‌یابد. در جهش ممکن است ژنی از مجموعه ژن‌های جمعیت حذف شود یا ژنی که تا به حال در جمعیت وجود نداشته است به آن اضافه شود. جهش یک ژن به معنای تغییر آن ژن است و با توجه به نوع کدگذاری روش‌های متفاوت جهش استفاده می‌شود. نمونه‌ای از جهش در شکل ۲.۳ نشان داده شده است.



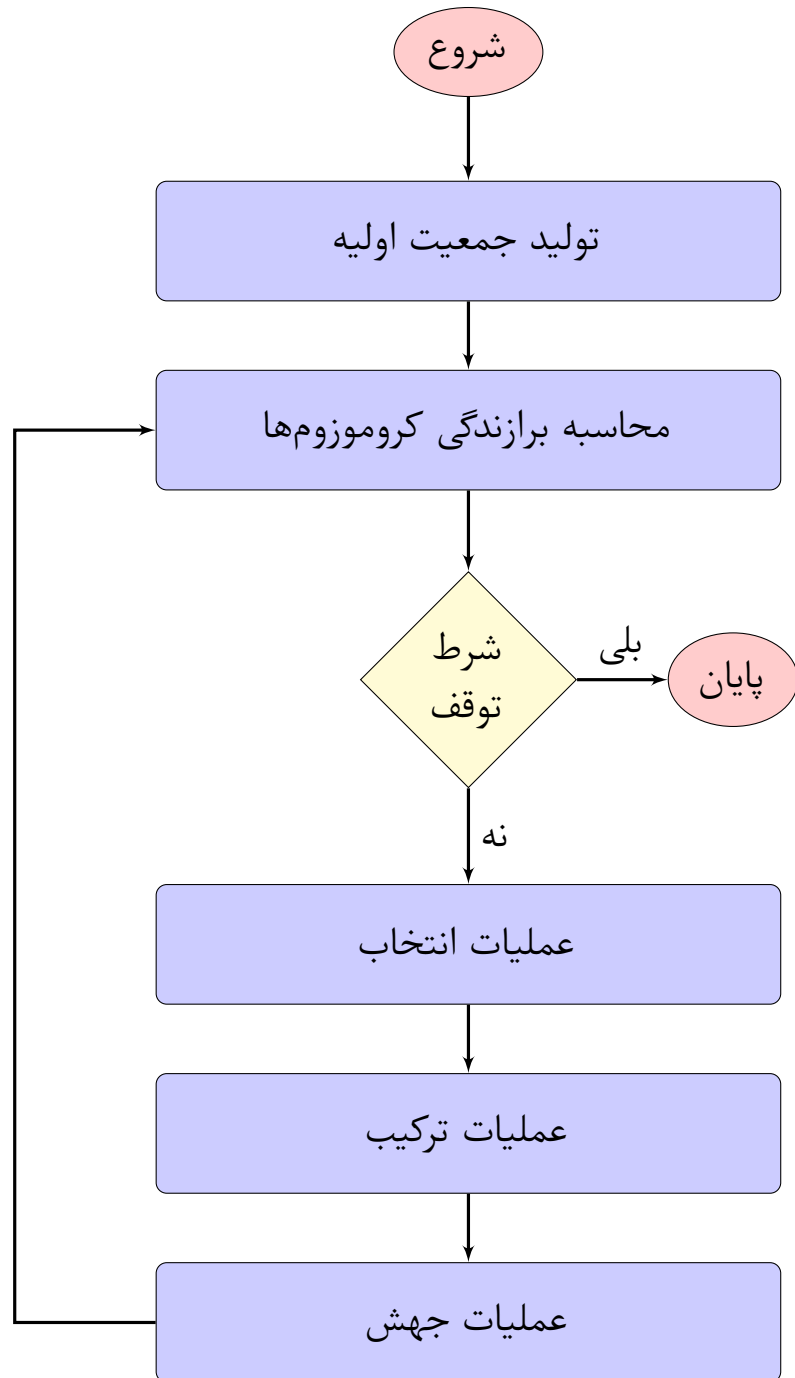
شکل ۲.۳: عملگر ترکیب و جهش

^۱Crossover

^۲Mutation

۳.۱.۳ فلوچارت الگوریتم

نحوه عملکرد الگوریتم ژنتیک در فلوچارت شکل زیر نمایش داده شده است. شرط توقف الگوریتم می‌تواند مواردی مانند رسیدن به مقدار حداکثر تکرار یا همگرایی جواب‌ها به یک مقدار ثابت باشد.



شکل ۳.۳: فلوچارت الگوریتم ژنتیک

۲.۳ الگوریتم ازدحام ذرات

الگوریتم ازدحام ذرات (PSO)^۱ با نام‌هایی مانند الگوریتم انبوه ذرات و الگوریتم پرندگان نیز شناخته شده است. الگوریتم ازدحام ذرات با الگوگیری و شبیه‌سازی رفتار دسته‌جمعی پرواز پرندگان یا حرکت گروهی حیوانات بنا نهاده شده است [۴۴، ۴۵]. هر عضو در این گروه توسط بردار سرعت و بردار موقعیت در فضای جستجو تعریف می‌گردد. در هر تکرار زمانی، موقعیت جدید ذرات با توجه به برار سرعت و بردار موقعیت در فضای جستجو تعریف می‌گردد. موقعیت جدید ذرات با توجه به بردار سرعت فعلی، بهترین موقعیت یافت شده توسط آن ذره و بهترین موقعیت یافت شده توسط بهترین ذره موجود در گروه، به روزرسانی‌رسانی می‌گردد.

۱.۲.۳ تعاریف اولیه الگوریتم

فرض کنید یک فضای جستجوی d بعدی داریم. i آمین ذره در این فضای d بعدی با بردار موقعیت x_i به شکل زیر توصیف می‌گردد:

$$X_i = (x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}, \dots, x_{id}) \quad (۱.۳)$$

بردار سرعت i آمین ذره نیز با بردار V_i به شکل زیر تعریف می‌گردد:

$$V_i = (v_{i1}, v_{i2}, v_{i3}, \dots, v_{id}) \quad (۲.۳)$$

بهترین موقعیتی که ذره i ام پیدا کرده است را با P_{ibest} تعریف می‌شود:

$$P_{ibest} = (p_{i1}, p_{i2}, p_{i3}, \dots, p_{id}) \quad (۳.۳)$$

بهترین موقعیتی که بهترین ذره در بین کل ذرات پیدا کرده است را با P_{gbest} به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$P_{gbest} = (p_{g1}, p_{g2}, p_{g3}, \dots, p_{gd}) \quad (۴.۳)$$

در بعضی از الگوریتم‌ها P_{ibest} و P_{gbest} به ترتیب به عنوان P_{best} و G_{best} نیز نام گذاری شده است.

برای به‌روزرسانی محل هر کدام از ذرات از رابطه زیر استفاده می‌شود [۴۴، ۴۵]:

$$X_i = X_i(t-1) + V_i(t) \quad (۵.۳)$$

که:

$$V_i(t) = w \times V_i(t-1) + c_1 \times rand_1 \times (P_{ibest} - X_i(t-1)) + c_2 \times rand_2 \times (P_{gbest} - X_i(t-1)) \quad (۶.۳)$$

^۱Particle swarm optimization

در روابط فوق w ضریب وزنی اینرسی و نشان‌دهنده میزان تأثیر بردار سرعت تکرار قبل $(V_i(t-1))$ بر روی بردار سرعت در تکرار فعلی $(V_i(t))$ ، c_1 ضریب ثابت آموزش (حرکت در مسیر بهترین مقدار ذره مورد بررسی)، c_2 : ضریب ثابت آموزش (حرکت در مسیر بهترین مقدار)، $rand_1$ و $rand_2$ دو عدد تصادفی با توزیع یکنواخت در بازه $[0, 1]$ ، $V_i(t-1)$ بردار سرعت در تکرار $(t-1)$ ام و $X_i(t-1)$ بردار موقعیت در تکرار $(t-1)$ می‌باشد.

برای جلوگیری از افزایش بیش از حد سرعت حرکت یک ذره در حرکت از یک محل به محل دیگر (واگرا شدن بردار سرعت)، تغییرات سرعت را V_{max} تا V_{min} محدود می‌کنیم؛ یعنی: $V_{min} \leq V \leq V_{max}$. حد بالا و پایین سرعت با توجه به نوع مسئله تعیین می‌گردد.

۲.۲.۳ مراحل اجرای الگوریتم

مراحل اجرای برنامه معمولاً شامل ۵ مرحله است که به ترتیب به آن پرداخته می‌شود.

۱.۲.۲.۳ انتخاب تعداد ذرات اولیه

افزایش تعداد ذرات اولیه موجب معمولاً موجب کاهش تعداد تکرارهای لازم برای همگرا شدن الگوریتم می‌گردد. اما کاهش در تعداد تکرارها به معنی کاهش زمان اجرای برنامه برای رسیدن به همگرایی نیست چرا که افزایش در تعداد ذرات باعث می‌گردد که الگوریتم در مرحله ارزیابی ذرات زمان بیشتری را صرف نماید. بنابراین تعداد جمعیت اولیه با توجه به مسئله تعیین می‌گردد. در حالت کلی تعداد ذرات اولیه با توجه به پارامترهای مسئله تعیین می‌گردد.

۲.۲.۲.۳ تولید جمعیت اولیه ذرات

مکان جمعیت اولیه ذرات معمولاً به صورت تصادفی و با توزیع یکنواخت در فضای حل (فضای جستجو) صورت می‌گیرد. مرحله تولید تصادفی جمعیت اولیه معمولاً در تمامی الگوریتم‌های بهینه‌سازی احتمالاتی وجود دارد. اما در این الگوریتم علاوه بر محل تصادفی اولیه ذرات، مقدار سرعت اولیه ذرات نیز تصادفی است. محدوده سرعت اولیه پیشنهادی به صورت زیر است:

$$\frac{X_{min} - X_{max}}{2} \leq V \leq \frac{X_{max} - X_{min}}{2} \quad (7.3)$$

۳.۲.۲.۳ ارزیابی تابع هدف (محاسبه برازندگی ذرات)

در این مرحله هر یک از ذرات که نشان‌دهنده یک حل برای مسئله مورد بررسی است، ارزیابی می‌شوند. اگر امکان تعریف یک تابع ریاضی برای هدف وجود داشته باشد، با جای‌گذاری پارامترهای ورودی (که از بردار موقعیت ذره استخراج شده‌اند) در این تابع ریاضی، به راحتی

مقدار هزینه این ذره محاسبه خواهد شد. توجه داشته باشید که هر ذره حاوی اطلاعات کاملی از پارامترهای ورودی مسئله است که این اطلاعات استخراج شده و در تابع هدف قرار می‌گیرد.

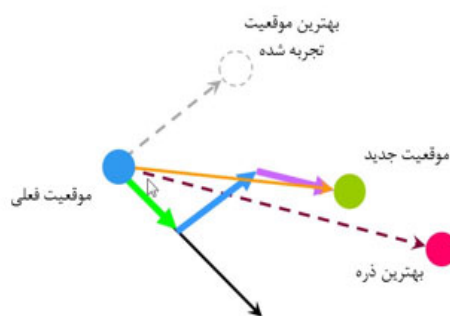
۴.۲.۲.۳ ثبت بهترین موقعیت در بین کل ذرات و برای هر ذره

اگر الگوریتم در تکرار اول باشد ($t = 1$)، موقعیت فعلی هر ذره را به عنوان بهترین محل یافت‌شده برای آن ذره در نظر گرفته می‌شود و داریم:

$$P_{i_{best}} = X_i(t) \quad , i = 1, 2, 3, \dots, d \quad (۸.۳)$$

$$cost(P_{i_{best}}) = cost(X_i(t)) \quad (۹.۳)$$

در سایر تکرارها مقدار هزینه به دست آمده برای ذرات را با مقدار بهترین هزینه به دست آمده برای تک‌تک ذرات مقایسه می‌شود. اگر این هزینه کمتر از بهترین هزینه ثبت شده برای این ذره باشد، آنگاه محل و هزینه این ذره جایگزین مقدار قبلی می‌گردد. در غیر این صورت تغییری در محل و هزینه ثبت شده برای این ذره ایجاد نمی‌شود. همچنین به‌روزرسانی بردار سرعت تمامی ذره‌ها با استفاده از رابطه (۶.۳) صورت می‌گیرد. در این رابطه ضرایب c_1 و c_2 و w با توجه به مسئله مورد نظر به روش تجربی تعیین می‌گردند. اما به صورت تجربی مقدار w باید کمتر از یک و بزرگتر از صفر باشد و همچنین مقادیر c_1 و c_2 معمولاً برابر با ۲ انتخاب می‌شود. مقادیر پیشنهادی فوق تنها انتخاب‌های ممکن برای ضرایب نیست بلکه با توجه به مسئله مورد بررسی ممکن است انتخاب‌های بهتری غیر از موارد فوق وجود داشته باشد. شکل ۴.۳ نمایشگر حرکت دو بعدی یک ذره است.



شکل ۴.۳: نمایش حرکت یک ذره

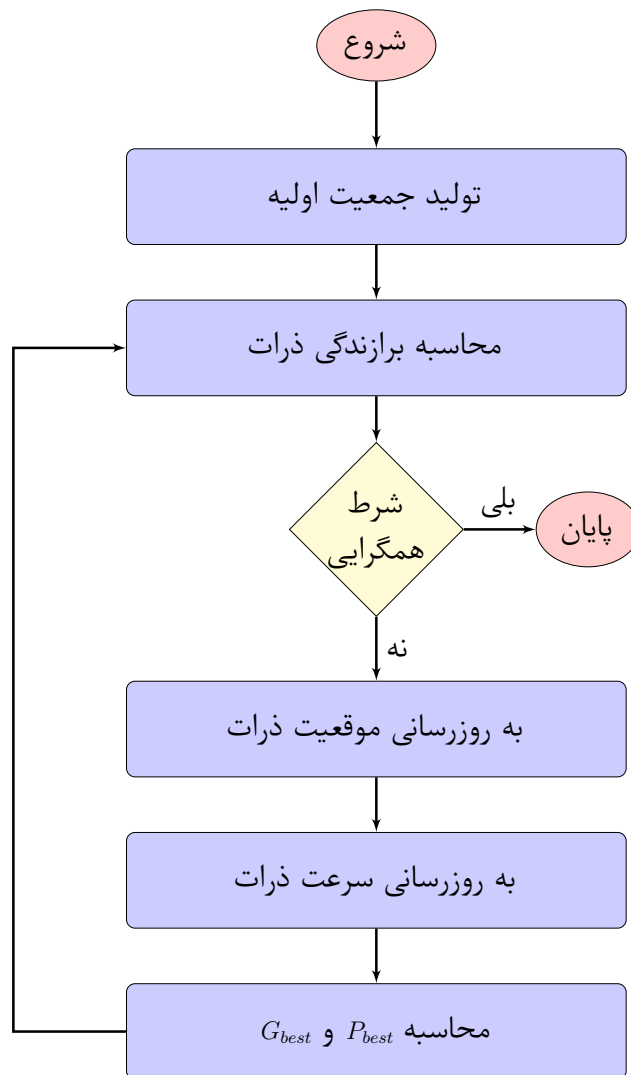
۵.۲.۲.۳ تست همگرایی

تست همگرایی در این الگوریتم مانند سایر الگوریتم‌های بهینه‌سازی است. برای بررسی همگرایی الگوریتم روش‌های گوناگونی وجود دارد. برای مثال می‌توان تعداد مشخصی تکرار را از همان معلوم کرد و در صورت رسیدن به عدد موردنظر برنامه متوقف شود. روش دیگری

که اغلب در تست همگرایی الگوریتم استفاده می‌شود، این است که اگر در چند تکرار متوالی مثلاً ۱۵ یا ۲۰ تکرار تغییری در مقدار هزینه بهترین ذره ایجاد نگردد، الگوریتم پایان می‌یابد.

۳.۲.۳ فلوچارت الگوریتم

به طور خلاصه مراحل اجرا و نحوه عملکرد الگوریتم PSO در فلوچارت شکل ۵.۳ نشان داده شده است.



شکل ۵.۳: فلوچارت الگوریتم PSO

۳.۳ الگوریتم رقابت استعماری

الگوریتم رقابت استعماری (ICA)^۱، الگوریتم تکاملی الهام گرفته شده از انسان و اجتماعات انسانی است. این الگوریتم در سال ۲۰۰۷ توسط آتش‌پز معرفی شد و ایده اصلی این الگوریتم از سیاست و مفاهیم امپراطوری و مستعمره می‌باشد [۴۶].

پایه و اساس اصلی این الگوریتم را سیاست همسان‌سازی^۲، رقابت استعماری^۳ و انقلاب^۴ تشکیل می‌دهند. این الگوریتم با تقلید و مدل‌سازی ریاضی از روند تکامل اجتماعی، اقتصادی و سیاسی کشورها، عملگرهایی را به صورت الگوریتم ارائه می‌دهد که می‌توانند به حل مسائل پیچیده بهینه‌سازی کمک کنند. در واقع این الگوریتم جواب‌های مسئله بهینه‌سازی را معادل کشورها قرار داده و با روند خاصی که در ادامه بیان می‌گردد سعی می‌کند در طی فرایندی تکرار شونده این جواب‌ها را رفته رفته بهبود داده و در نهایت به جواب بهینه مسئله برساند.

الگوریتم رقابت استعماری مانند دیگر الگوریتم‌های فراابتکاری مجموعه اولیه‌ای از جواب‌های احتمالی را تشکیل می‌دهد. این جواب‌های اولیه که در الگوریتم ژنتیک (کروموزوم)، در الگوریتم ازدحام ذرات (ذره) معرفی می‌شوند، در الگوریتم رقابت استعماری (کشور) نام دارند. سپس تعدادی از بهترین عناصر جمعیت به عنوان استعمارگر انتخاب می‌شوند و باقی‌مانده جمعیت به عنوان مستعمره در نظر گرفته می‌شوند. قدرت کل هر امپراطوری، به دو بخش تشکیل‌دهنده آن یعنی کشور استعمارگر (به عنوان هسته مرکزی) و مستعمرات آن، بستگی دارد. بقای یک امپراطوری، وابسته به قدرت آن در جذب مستعمرات امپراطوری‌های رقیب و به سطره در آوردن آن‌ها خواهد بود. پس در جریان رقابت‌های استعماری، به تدریج بر قدرت امپراطوری‌های بزرگ‌تر افزوده شده و امپراطوری‌های ضعیف‌تر که نتواند در این رقابت، موفق باشند و قدرت خود را افزایش دهند و یا از کاهش نفوذ خود جلوگیری کند، از صحنه رقابت استعماری حذف خواهند شد.

الگوریتم ژنتیک و پرندگان که به ترتیب به دنبال بهترین نسل و بهترین مکان ذره هستند ولی الگوریتم رقابت استعماری برخلاف آن‌ها به دنبال کم کردن تعداد امپراطوری‌هاست. به عبارت دیگر الگوریتم پرندگان و ژنتیک، ذاتا الگوریتم‌های ماکزیم‌ساز هستند ولی رقابت استعماری به دنبال مینیمم جواب ممکن است. باید به این نکته توجه کرد که اگر چه الگوریتم‌های تکاملی دارای ذات ماکزیم‌ساز یا مینیمم‌ساز هستند، اما با انجام تغییراتی مانند معکوس کردن علامت تابع هدف، می‌توان از آن‌ها برای یافتن مناسب‌ترین جواب ماکزیمم و یا مینیمم استفاده کرد.

¹Imperialist Competitive Algorithm

²Assimilation

³Competition

⁴Revolution

۱.۳.۳ مراحل اجرای الگوریتم

الگوریتم رقابت استعماری به طور کلی طی شش مرحله می‌تواند به جواب مناسب دست پیدا کند که در ادامه به طور خلاصه به آن‌ها پرداخته می‌شود.

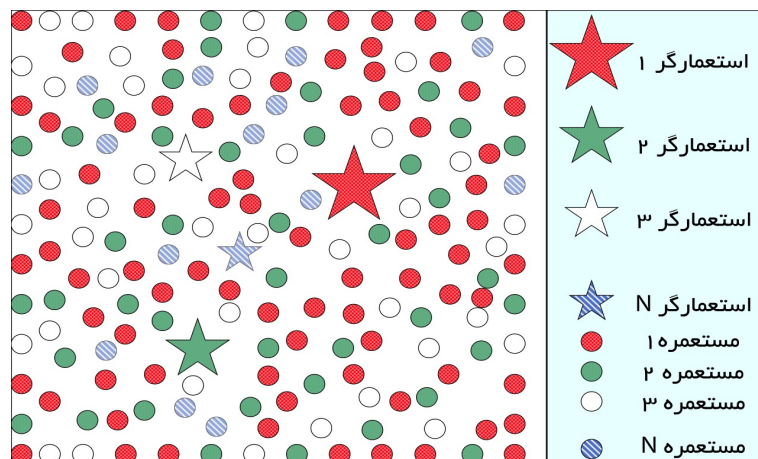
۱.۱.۳.۳ تشکیل امپراطوری‌های اولیه

هدف بهینه‌سازی، یافتن یک جواب بهینه بر حسب متغیرهای مسئله است. در ابتدا یک آرایه را از متغیرهای مسئله که باید بهینه شوند، ایجاد می‌شود. هر آرایه یک کشور نامیده می‌شود. اجزای تشکیل‌دهنده هر کشور را می‌توان ویژگی‌های اجتماعی و سیاسی آن کشور، مانند زبان، فرهنگ، مذهب و سایر ویژگی‌ها، در نظر گرفت. بنابراین یک کشور به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$\text{کشور} = [\text{زبان}, \text{فرهنگ}, \text{مذهب}, \dots] \quad (۱۰.۳)$$

$$\text{country} = [p_1, p_2, \dots, p_{N_{var}}]$$

در ابتدا به تعداد $(N_{country})$ کشور اولیه ایجاد می‌شود. سپس به تعداد (N_{imp}) از بهترین اعضای این جمعیت که دارای کمترین مقدار تابع هزینه هستند را به عنوان امپریالیست انتخاب می‌شود. اکنون به (N_{col}) تا کشور باقی‌مانده از کشورهای ایجاد شده، مستعمراتی را تشکیل می‌دهند که هرکدام به یک امپراطوری تعلق دارند. برای تقسیم مستعمرات اولیه بین امپریالیست‌ها، به هر امپریالیست، متناسب با قدرت آن تعدادی از مستعمرات داده می‌شود. شکل ۶.۳ جمعیت اولیه هر امپراطوری را نشان می‌دهد. اندازه ستاره متناسب با قدرت امپریالیست است و ستاره بزرگتر نشان‌دهنده قدرت بیشتر امپریالیست یا استعمارگر می‌باشد.



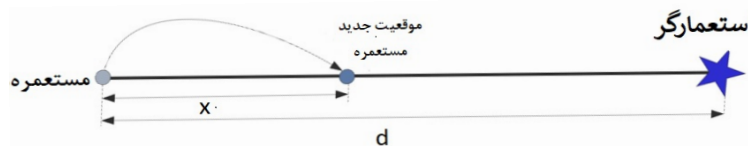
شکل ۶.۳: امپراطوری‌های اولیه [۴۶]

۲.۱.۳.۳ سیاست جذب

حکومت مرکزی با اعمال سیاست جذب سعی دارد تا کشور مستعمره را در راستای ابعاد مختلف اجتماعی سیاسی به خود نزدیک کند. این بخش از فرایند استعمار در الگوریتم بهینه‌سازی، به صورت حرکت مستعمرات به سمت کشور امپریالیست و با نام سیاست جذب مدل شده است. در راستای این سیاست، کشور مستعمره به اندازه x واحد در جهت خط واصل مستعمره به استعمارگر، حرکت کرده و به موقعیت جدید کشانده می‌شود. شکل ۷.۳ نشان دهنده حرکت مستعمره به سمت استعمارگر است. اگر فاصله میان استعمارگر و مستعمره d باشد داریم:

$$x \sim U(0, \beta \times d) \quad (11.3)$$

که x عددی تصادفی با توزیع یکنواخت، β عددی بزرگتر از یک می‌باشد. یک انتخاب مناسب می‌تواند $\beta = 2$ باشد. وجود ضریب $\beta \leq 1$ باعث می‌شود تا کشور مستعمره در حین حرکت به سمت کشور استعمارگر، از جهت‌های مختلف به آن نزدیک شود.

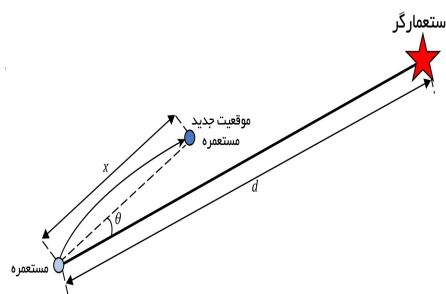


شکل ۷.۳: حرکت استعمار به سمت امپریالیست [۴۶]

برای جستجوی نقاط مختلف پیرامون امپریالیست، مقدار انحرافی تصادفی به جهت حرکت اضافه می‌شود. شکل ۸.۳ جهت جدید را نشان می‌دهد. در این شکل θ یک عدد تصادفی با توزیع یکنواخت (یا هر نوع توزیع مناسب) است. اکنون خواهیم داشت:

$$\theta \sim U(-\gamma, \gamma) \quad (12.3)$$

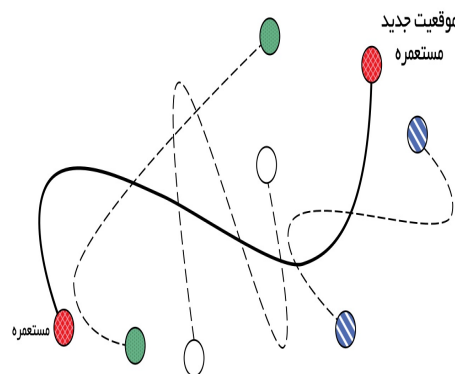
که γ پارامتری است که میزان انحراف را از جهت اصلی تنظیم می‌کند. γ مانند β یک عدد دلخواه است و بهتر است حدود $\frac{\pi}{4} rad$ انتخاب گردد.



شکل ۸.۳: حرکت استعمار به سمت امپریالیست با جهت انحرافی تصادفی [۴۶]

۳.۱.۳.۳ انقلاب

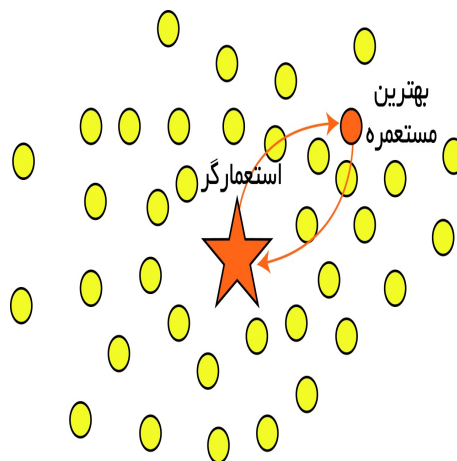
بروز انقلاب، تغییرات ناگهانی را در ویژگی‌های اجتماعی سیاسی یک کشور ایجاد می‌کند. در الگوریتم رقابت استعماری، انقلاب با جابجایی تصادفی یک کشور مستعمره به یک موقعیت تصادفی جدید مدل‌سازی می‌شود. انقلاب موجب می‌شود که الگوریتم در دام بهینه‌های محلی نیفتد. تصویر ۹.۳ تغییرات ناگهانی مستعمره‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۹.۳: تغییرات ناگهانی مستعمره‌ها

۴.۱.۳.۳ جابجایی موقعیت مستعمره و امپریالیست

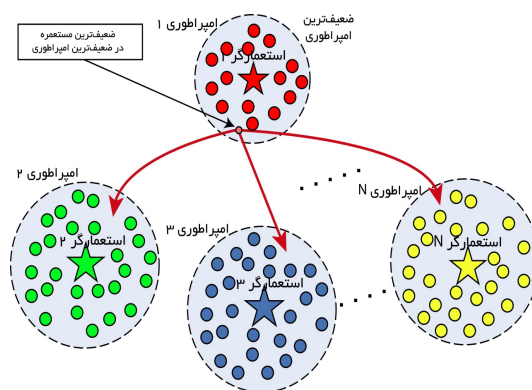
در حین حرکت مستعمرات به سمت کشور استعمارگر، ممکن بعضی از این مستعمرات به موقعیتی بهتری از امپریالیست برسند. در این صورت کشور استعمارگر و کشور مستعمره، جای خود را با همدیگر عوض کرده و الگوریتم با کشور استعمارگر در موقعیت جدید ادامه می‌یابد. نحوه جابجایی موقعیت مستعمره و استعمارگر در شکل زیر نشان داده شده‌است.



شکل ۱۰.۳: نحوه جابجایی موقعیت مستعمره و استعمارگر [۴۶]

۵.۱.۳.۳ رقابت استعماری

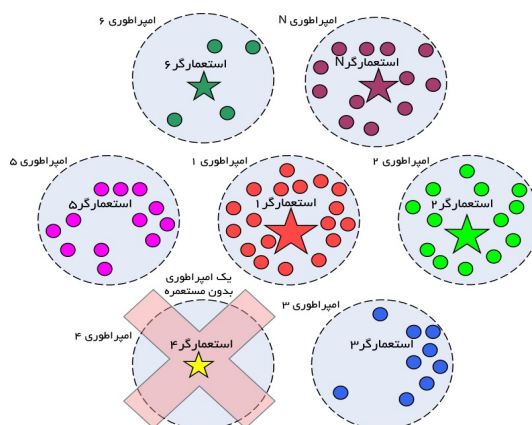
قدرت یک امپراطوری به صورت قدرت کشور استعمارگر بعلاوه درصدی از قدرت کل مستعمرات آن تعریف می‌شود. هر امپراطوری‌ای که نتواند قدرت خود افزایش دهد و قدرت رقابت خود را از دست بدهد، به صورت تدریجی از جریان رقابت‌های امپریالیستی حذف خواهد شد. به مرور زمان، امپراطوری‌های ضعیف، مستعمرات خود را از دست می‌دهد و امپراطوری‌های قوی‌تر، به نسبت قدرت خود این مستعمرات را تصاحب می‌کنند و به قدرت خویش می‌افزایند. رقابت استعماری میان چند استعمارگر برای جذب مستعمرات یکدیگر در تصویر زیر نشان داده شده‌است.



شکل ۱۱.۳: رقابت استعماری میان چند استعمارگر [۴۶]

۶.۱.۳.۳ سقوط امپراطوری‌های ضعیف

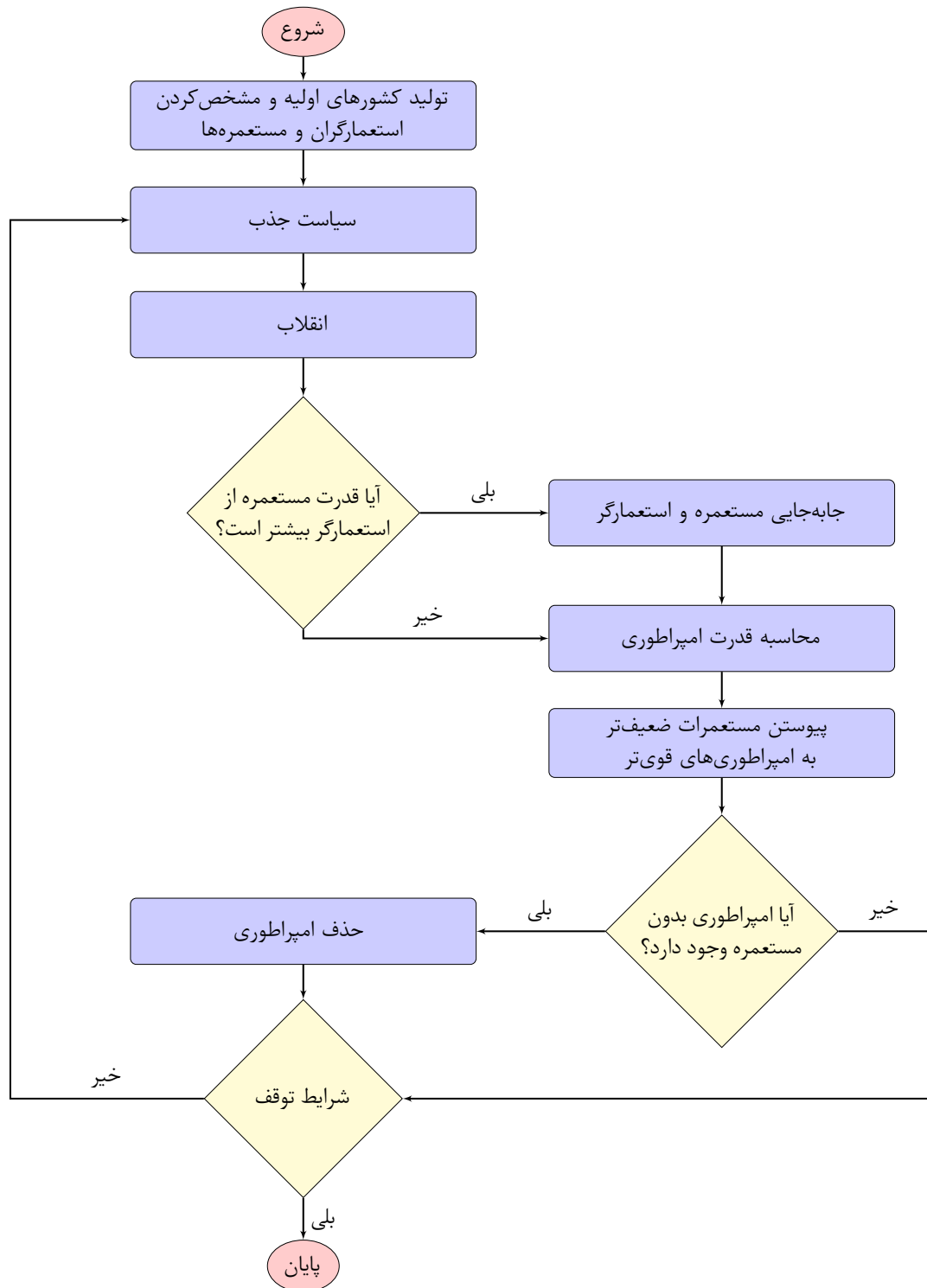
در رقابت‌های استعماری، امپراطوری‌های ضعیف به تدریج سقوط کرده و مستعمرات‌شان به دست امپراطوری‌های قوی‌تر می‌افتد. شروط متفاوتی را می‌توان برای سقوط یک امپراطوری در نظر گرفت. برای مثال یک امپراطوری زمانی حذف می‌شود که تمام مستعمرات خود را از دست داده باشد. شکل ۱۲.۳ نمایی از سقوط امپراطوری‌ها در روند الگوریتم را ارائه می‌دهد.



شکل ۱۲.۳: سقوط امپراطوری‌ها در جریان رقابت استعماری

۲.۳.۳ فلوچارت الگوریتم

در شکل زیر فلوچارت این الگوریتم مشاهده می‌گردد. الگوریتم رقابت استعماری تا برآورده شدن شرط همگرایی یا اتمام تعداد تکرار ادامه می‌یابد.



شکل ۱۳.۳: فلوچارت الگوریتم رقابت استعماری

۴.۳ نحوه بهینه‌سازی

در این مطالعه از الگوریتم‌های بهینه‌سازی ژنتیک، ازدحام‌ذرات و رقابت استعماری برای سنتز ابعادی بهینه‌ی موتور استرلینگ استفاده می‌شود.

با انتخاب نحوه قرارگرفتن سیلندرها نسبت به یکدیگر و نوع مکانیزم موتور، می‌توان روابط ترمودینامیکی، سینماتیکی و دینامیکی حاکم بر موتور استرلینگ و ارتباط آن‌ها با یکدیگر مورد بررسی قرار داد. سپس با استفاده از این روابط، رابطه بین کارخروجی با پارامترهای موتور بدست خواهد آمد. اکنون با معلوم بودن این رابطه و مشخص کردن محدودیت‌های موجود موتور می‌توان بهینه‌سازی را شروع کرد. با انتخاب پارامترهایی مانند طول لینک‌ها و شعاع سلیندرها به عنوان پارامترهای طراحی و اعمال محدودیت‌ها مانند حداکثر فشار، فضای اشغالی توسط موتور استرلینگ و ... می‌توان بیشترین کار خروجی را بدست آورد.

در فصل‌های بعد با بررسی روابط حاکم بر موتور به بهینه‌سازی سینماتیکی و دینامیکی موتور استرلینگ پرداخته می‌شود.

فصل ۴

بهینه‌سازی سینماتیکی

کار خروجی به دست آمده برای هر یک از پیکربندی‌ها (روابط (۱۴۸.۲)، (۱۳۶.۲)، (۱۲۶.۲) و (۱۵۸.۲)) وابسته به فشار و حجم است. از طرفی رابطه فشار و حجم هر دو تابعی از طول لینک‌ها و شعاع سیلندرها می‌باشند. بنابراین تغییرات کار خروجی وابسته به پارامترهای هندسی طول لینک‌ها و شعاع سیلندرها می‌باشد. می‌توان با در نظر گرفتن طول لینک‌ها و نیز شعاع هر یک از سیلندرها به عنوان پارامترهای طراحی، با الگوریتم‌های بهینه‌سازی کار خروجی را به حداکثر خود رساند. به عبارت دیگر، پارامترهای هندسی موتور برای بهینه‌سازی سینماتیکی موتور انتخاب شده و سایر پارامترهای ترمودینامیکی ثابت هستند؛ آنگاه حداکثر کار خروجی را می‌توان با استفاده از الگوریتم‌های تکاملی که در بسیاری از مسائل مهندسی مورد استفاده قرار می‌گیرد، به دست آورد. در این مطالعه پارامترهای هندسی موتور استرلینگ با استفاده از روش‌های الگوریتم‌های ژنتیک (GA)، ازدحام‌ذرات (PSO) و رقابت استعماری (ICA) که در فصل ۳ بررسی شده‌اند، بهینه‌سازی شده‌است. با در نظر گرفتن قیود طراحی مانند بیشینه فشار و حداقل فضای اشغالی توسط موتور حداکثر کار خروجی موتور محاسبه می‌گردد. مسئله بهینه‌سازی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} \text{Max } F &= W \\ s.t. : x_{min} &< x_i < x_{max} \text{ \& } x = [x_1, x_2, \dots, x_n] \end{aligned} \quad (1.4)$$

برای ارائه و ارزیابی نتایج به دست آمده، ابتدا مقادیر ثابت و سپس محدودیت‌های هر پیکربندی مشخص شده و سپس نتایج ارائه و بررسی می‌شود. برای مقایسه پیکربندی‌ها در

این فصل دمای انبساط و انقباض ثابت است و همچنین شعاع‌های لنگ r_1 و r_2 باهم برابر و زاویه فاز بین دو پیستون (α) برابر 90° درجه فرض شده است. در مرجع [۳۸] فرض شده است که هیچ حجم مرده‌ای در هیچ کدام از بخش‌های موتور از جمله بازیاب حرارت و لوله‌های ارتباطی وجود ندارد. با توجه به این که نتایج بدست آمده با این مرجع مقایسه می‌گردد پس رابطه فشار (رابطه (۲۲.۲)) که از تحلیل هم‌دمای اشمیت در فصل ۲ بدست آمده به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$P(\theta) = \frac{mol \cdot \bar{R}}{\frac{V_c(\theta)}{T_c} + \frac{V_e(\theta)}{T_e}} \quad (2.4)$$

$$mol = \frac{P_{mean} \cdot V_{max}}{\bar{R} \cdot T_{room}} \quad (3.4)$$

P_{mean} فشار مطلق موتور در شرایط استاتیکی، V_{max} حداکثر حجم موتور، T_{room} دمای اتاق است. مقادیر پارامترهای ترمودینامیکی در جدول ۱.۴ نشان داده شده است و همچنین جدول ۲.۴ بازه جستجوی متغیرهای طراحی را برای طرح‌های مختلف نشان می‌دهد.

جدول ۱.۴: مقادیر پارامترهای ترمودینامیکی

پارامتر	مقدار	واحد
ثابت جهانی گازها ($\bar{R}$)	8.314×10^3	$cm^3 \cdot kPa / K^\circ \cdot mol$
فشار متوسط (P_{mean})	۱۰۱/۳۲۵	kPa
دمای اتاق (T_{room})	۲۹۸	K°
دمای انبساط (T_c)	۳۹۸	K°
دمای انقباض (T_e)	۸۵۰	K°

۱.۴ بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱

مهمترین قید برای مسئله بهینه‌سازی محدوده مجاز تغییرات فشار موتور است. فشار کاری موتور همیشه یکی از پارامترهایی است که طراحان باید در طراحی موتور خود در نظر داشته باشند. فشار زیاد می‌تواند موجب ایجاد نیروهای دینامیکی با قدرت زیاد شود که این خود باعث آب‌بندی سخت و ضعیف موتور شده و همچنین کاهش عمر کار قطعات موتور را در پی دارد. در این بخش فشار به عنوان قید طراحی در نظر گرفته می‌شود. بنابراین در این بخش ابتدا نتایج بهینه‌سازی با اعمال فقط محدودیت فشار برای هر طرح از موتور استرلینگ بیان

جدول ۲.۴: بازه جستجو برای متغیرهای طراحی
(واحد تمامی پارامترها سانتی متر می باشد)

متغیرها	آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده	بتا با مکانیزم لنگ ولغزنده	گاما با مکانیزم لنگ ولغزنده	آلفا با مکانیزم راس یاک
l_1	کمینه	۵	۵	۳
	بیشینه	۷۰	۳۰	۲۰
l_2	کمینه	۵	۵	۳
	بیشینه	۷۰	۳۰	۲۰
c_1	کمینه	—	۱	—
	بیشینه	—	۸	—
c_2	کمینه	—	۴	۳
	بیشینه	—	۱۶	۱۲
$r_1 = r_2$	کمینه	۱	۱	۱
	بیشینه	۴	۴	۵
E_r	کمینه	۱	۱	۱
	بیشینه	۵	۴	۴
C_r	کمینه	۱	—	—
	بیشینه	۸	—	۷
D_r	کمینه	—	—	۱
	بیشینه	—	—	۷

شده است. سپس روش‌های بهینه‌سازی برای هر چهار پیکربندی مورد مطالعه با هم مقایسه می‌گردد. محدوده مجاز محدودیت فشارکاری و مقدار پارامترهای استفاده‌شده در الگوریتم‌ها به ترتیب در جداول ۳.۴ و ۴.۴ ذکر شده‌است.

جدول ۳.۴: محدوده مجاز محدودیت‌ها

متغیرها	آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده	بتا با مکانیزم لنگ ولغزنده	گاما با مکانیزم لنگ ولغزنده	آلفا با مکانیزم راس‌یاک
P	۱۸°	۱۵°	۲۵°	۱۵°
کمینه	۱۲۰۰	۷۰۰	۶۰۰	۳۰۰۰
بیشینه (kpa)				

۱.۱.۴ آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده

نتایج بهینه‌سازی این چیدمان در جدول ۵.۴ نشان داده شده است. علاوه بر این، نمودار $P-V$ برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آن‌ها، و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای تکرارهای مختلف، با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO و ICA، به ترتیب در شکل‌های ۱.۴ تا ۳.۴ نشان داده شده‌است.

نکات مهم طرح‌های بهینه با استفاده از سه روش بهینه‌سازی به شرح زیر است:

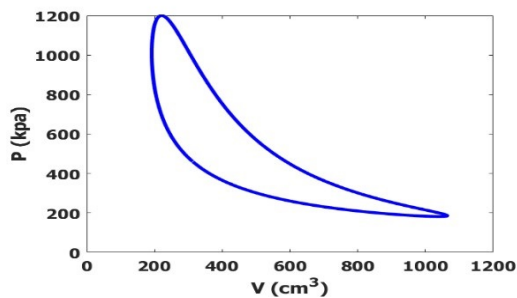
- طول میل لنگ ($r_1 = r_2$) و شعاع پیستون انبساط E_r به بالاترین مقدار رسیده‌اند.
- می‌توان دریافت که صرف‌نظر از سایر پارامترها، افزایش مقدار $r_1 = r_2$ می‌تواند منجر به کار خروجی بیشتر شود.
- با چند آزمایش در مورد شعاع پیستون‌ها معلوم گردید افزایش E_r یا C_r می‌تواند منجر به کار بیشتر شود. اما افزایش یکی از این شعاع‌ها معمولاً باعث افزایش شدید حداکثر فشار می‌گردد.
- کار خروجی از مکانیزم‌های بهینه‌شده با استفاده از سه روش بهینه‌سازی تقریباً ۱۳ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی است.
- الگوریتم PSO برای این نوع از موتور استرلینگ بهترین نتیجه را بین سه روش بهینه‌سازی کسب کرده است.

جدول ۴.۴: پارامترهای استفاده شده در الگوریتم های بهینه سازی

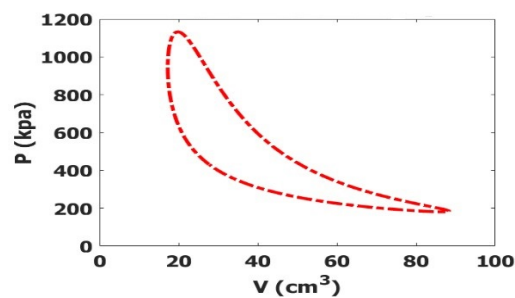
پارامتر	نام الگوریتم	مقدار
حداکثر تعداد تکرارها (Maximum number of iterations)	GA	۱۰۰
	PSO	
	ICA	
تعداد جمعیت (Population size)	GA	۳۰
	PSO	
	ICA	
ضریب ترکیب (Crossover coefficient)	GA	۰/۷
ضریب جهش (Mutation coefficient)	GA	۰/۴
وزن اینرسی (سرعت) (Inertia weight (velocity))	PSO	۰/۵
ضریب کاهش وزن اینرسی (Reduction factor of inertia weight)	PSO	۰/۹
ضریب یادگیری فردی (Cognitive (individual) learning coefficient)	PSO	۲
ضریب یادگیری اجتماعی (Social (group) learning coefficient)	PSO	۲
تعداد استعمارگرها (Number of imperialists)	ICA	۱۰
ضریب جذب (Assimilation coefficient)	ICA	۲
ضریب انقلاب (Revolution coefficient)	ICA	۰/۱
ضریب میانگین ارزش مستعمرات (Colonies mean cost coefficient)	ICA	۰/۱

جدول ۵.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ برای موتور با پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

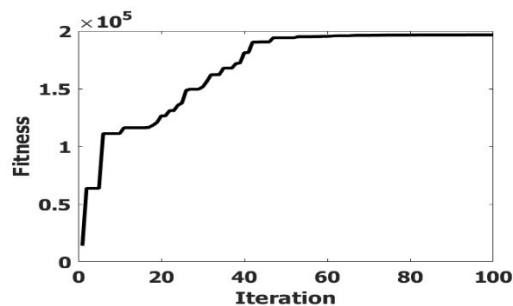
مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر اصلی
مرجع [۳۸]	GA	PSO	ICA	
l_1	۴۸/۷۸	۳۷/۷۳	۳۸/۳۸	۱۰
l_2	۶۰/۳۶	۳۷/۷۳	۶۲/۳۱	۱۰
$r_1 = r_2$	۳/۹۹	۴	۴	۲
E_r	۴/۹۹	۵	۵	۲
C_r	۴/۹	۴/۹۹	۵	۲
W	$W_o = ۱۵۱۷۹/۴۸$	۱۹۸۸۹۹/۸۱	۱۹۸۷۶۳/۷۶	۱۲/۹۵
W/W_o	۱	۱۳/۱۰	۱۳/۰۹	



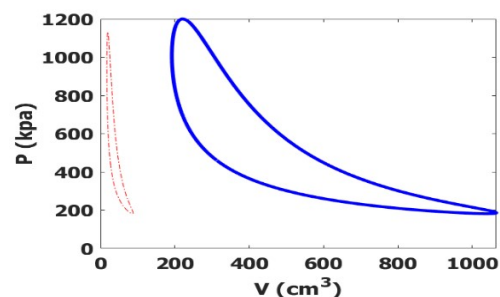
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

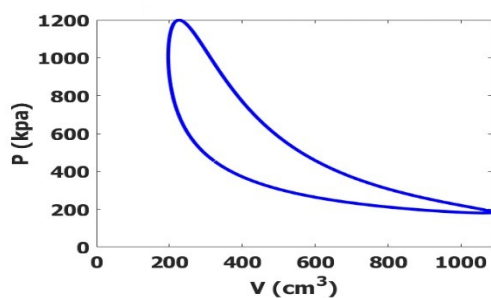


(د) تغییرات تابع هدف

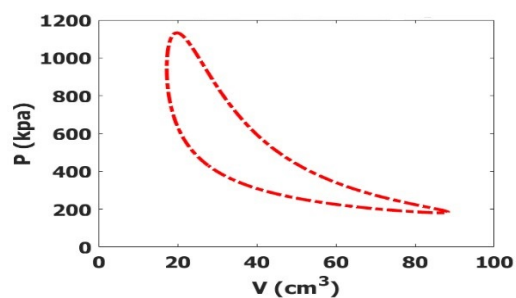


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

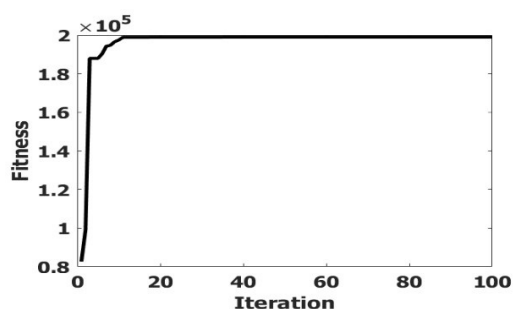
شکل ۱.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش GA



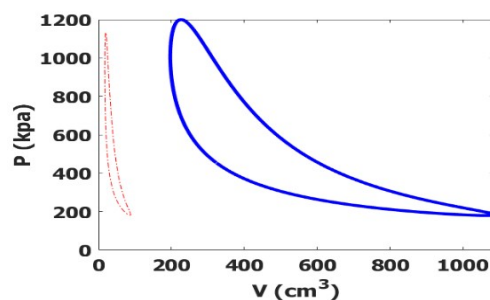
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

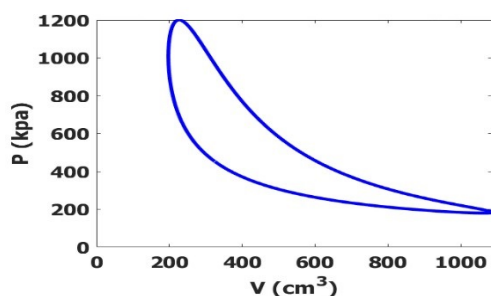


(د) تغییرات تابع هدف

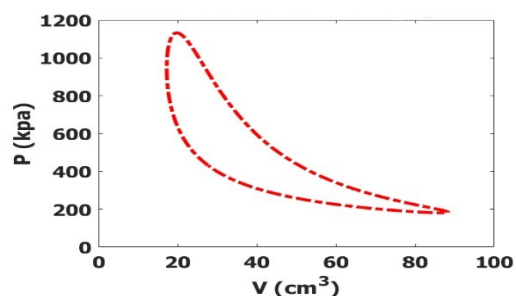


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

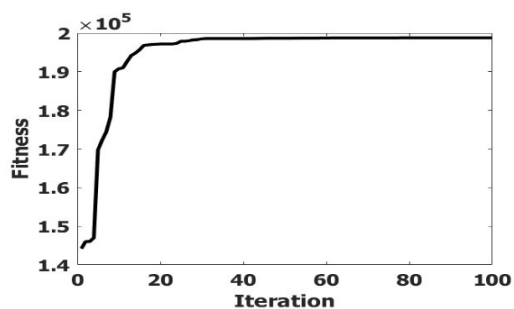
شکل ۲.۴: نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده با روش PSO



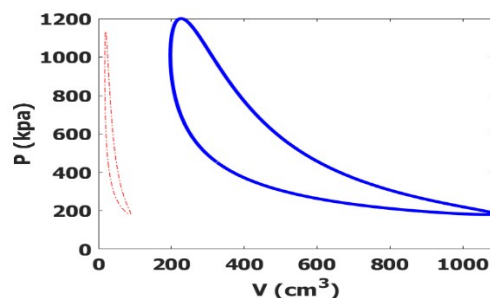
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف



(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۳.۴: نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده با روش ICA

۲.۱.۴ بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

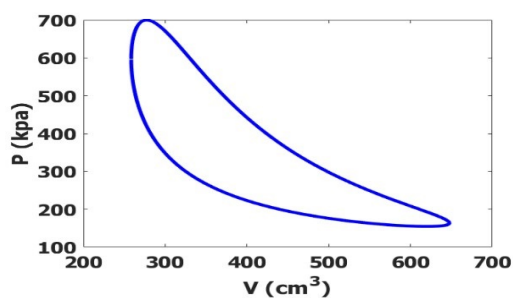
نتایج عددی طرح‌های بهینه با استفاده از تکنیک‌های مختلف بهینه‌سازی در جدول ۶.۴ و علاوه بر این، نمودار $P - V$ برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آن‌ها، و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای تکرارهای مختلف، با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO، ICA، به ترتیب در شکل‌های ۴.۴ تا ۶.۴ نشان داده شده است.

جدول ۶.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ برای موتور با پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

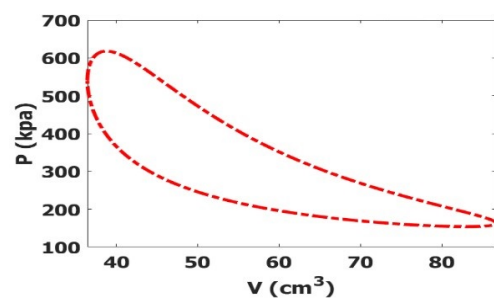
مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	
مرجع [۳۸]	GA	PSO	ICA	
l_1	۱۳/۵	۲۷/۴۲	۲۷/۷۴	۲۲/۶۸
l_2	۱۰	۲۴/۵۶	۲۱/۳۹۱۸	۲۵/۶۸
c_1	۲/۱	۶/۰۸۲	۱/۳۵	۴/۰۶
c_2	۸/۵	۱۴/۰۷	۱۳/۰۵	۶/۳۶
$r_1 = r_2$	۲	۳/۸۷	۴	۴
E_r	۲	۴	۴	۴
W	$W_0 = ۷۳۳۵/۸۹$	۶۵۷۸۳/۵۷	۶۷۵۷۶/۰۱	۶۷۸۹۶/۶۴
W/W_0	۱	۸/۹۶	۹/۲۱	۹/۲۵

برای این بهینه‌سازی، نتایج عددی جدول ۶.۴ نشان می‌دهد که:

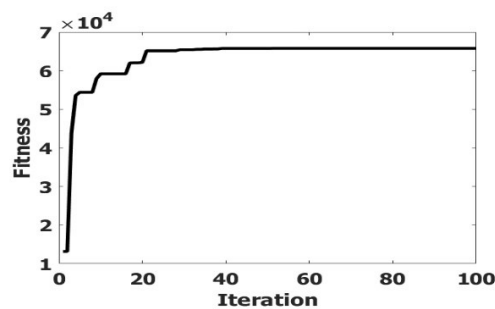
- طول میل لنگ ($r_1 = r_2$) و شعاع پیستون انبساط E_r به بالاترین مقدار رسیده‌اند.
- بدون در نظر گرفتن سایر پارامترها، افزایش مقدار $r_1 = r_2$ می‌تواند منجر به کار خروجی بیشتری شود.
- کار خروجی از مکانیزم‌های بهینه‌شده با استفاده از سه روش بهینه‌سازی حدود ۹ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی است.
- روش ICA بهترین نتیجه را در بین سه روش بهینه‌سازی برای این طرح از موتور استرلینگ دارد.



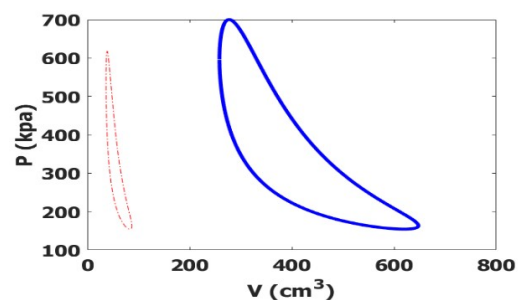
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

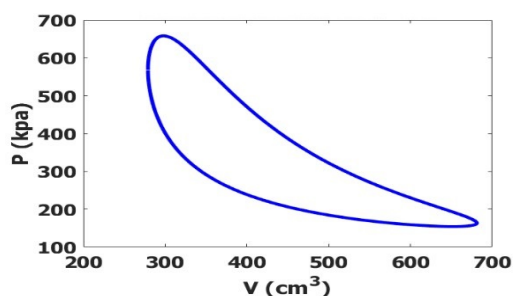


(د) تغییرات تابع هدف

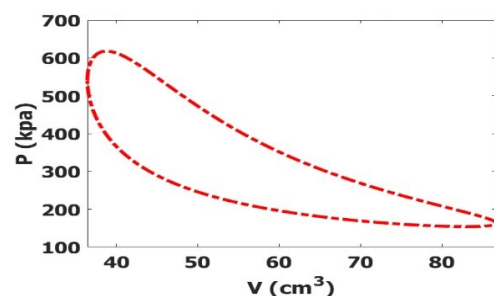


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

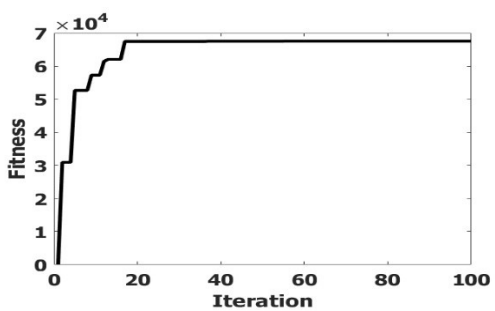
شکل ۴.۴: نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ ولغزنده با روش GA



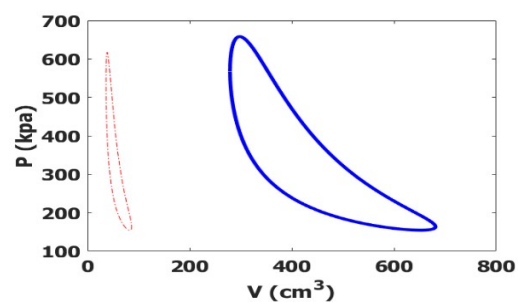
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

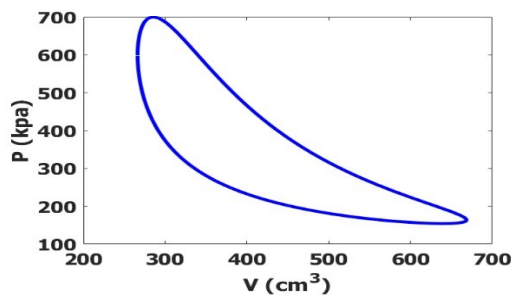


(د) تغییرات تابع هدف

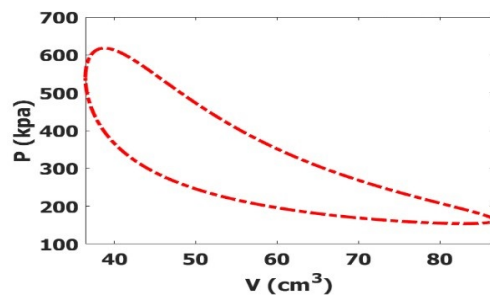


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

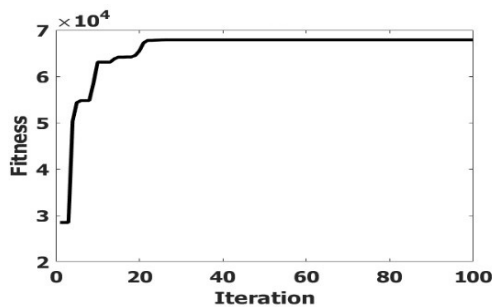
شکل ۵.۴: نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ ولغزنده با روش PSO



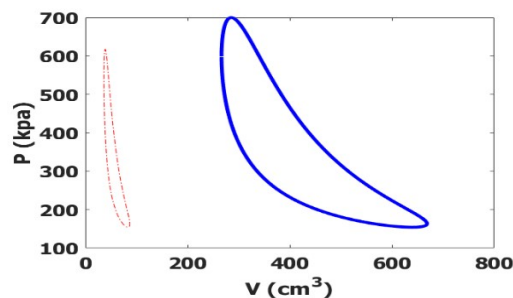
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(ā) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف



(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۳.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش ICA

۳.۱.۴ گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

نتایج عددی طرح‌های بهینه با استفاده از تکنیک‌های مختلف بهینه‌سازی در جدول ۷.۴ ارائه شده است. نمودار $P - V$ برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آن‌ها، و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای تکرارهای مختلف، با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO و ICA، به ترتیب در شکل‌های ۷.۴ تا ۹.۴ نشان داده شده است علاوه بر این، این نتایج با مقادیر اصلی مرجع [۳۸] مقایسه می‌شوند.

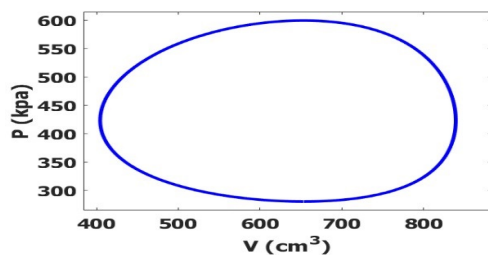
مقادیر بهینه داده‌ها در جدول ۷.۴ برای موتور استرلینگ گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده نشان می‌دهد که:

- طول میل لنگ ($r_1 = r_2$) و شعاع پیستون E_r به بیشترین مقدار مجاز رسیده‌اند.
- می‌توان مشاهده کرد بدون در نظر گرفتن سایر پارامترها، افزایش مقدار $r_1 = r_2$ می‌تواند منجر به کار خروجی بیشتری شود.
- با چند آزمایش در مورد شعاع پیستون‌ها معلوم گردید افزایش E_r و C_r می‌تواند منجر به کار بیشتر شود. اما اگر E_r افزایش یابد، می‌تواند منجر به افزایش کار شود، ولی افزایش D_r باعث کاهش کار خروجی می‌شود.
- هیچ تاثیری در بیشترین کار خروجی ندارد.

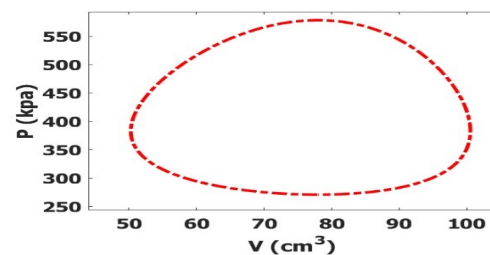
- کار خروجی از مکانیزم‌های بهینه‌شده با استفاده از سه روش بهینه سازی حدود ۱۰ تا ۱۱ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی می‌باشد.
- روش ICA بهترین نتیجه را در بین سه روش بهینه‌سازی برای این طرح از موتور استرلینگ دارد.

جدول ۷.۴: نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ برای موتور با پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

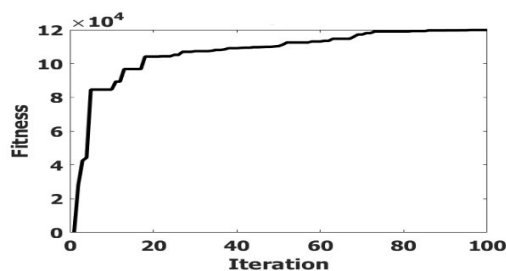
مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر اصلی
مرجع [۳۸]	GA	PSO	ICA	
l_1	۱۷/۴۵	۱۸/۸۶	۱۷/۱۷	۱۰
l_2	۵	۷/۳۸	۶/۲۹	۱۰
c_2	۱۱/۶۴	۱۱/۳۴	۴/۴۸۳	۶/۵
$r_1 = r_2$	۵	۵	۵	۲
E_r	۳/۷۲	۴	۴	۲
D_r	۳/۵۸	۳/۸۵	۳/۸۵	۲
W	۱۱۹۸۷۱/۰۴	۱۳۰۷۱۸/۸۴	۱۳۲۹۶۰/۲۵	$W_0 = ۱۱۹۳۵/۰۹$
W/W_0	۱۰/۰۴	۱۰/۹۵	۱۱/۱۴	۱



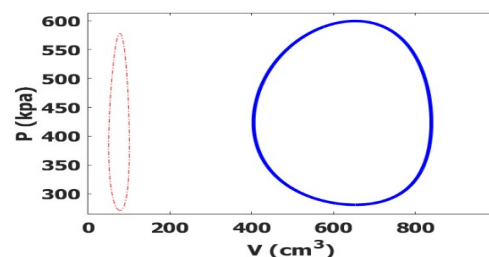
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

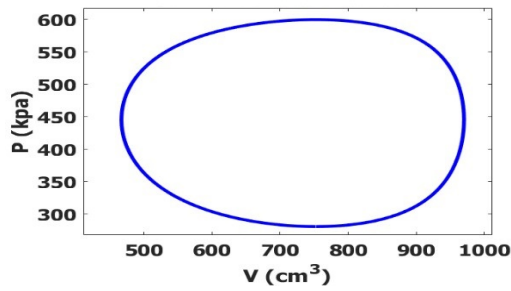


(د) تغییرات تابع هدف

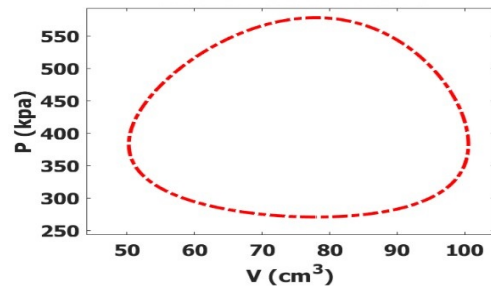


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

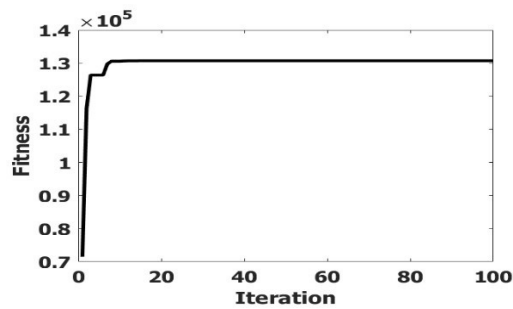
شکل ۷.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش GA



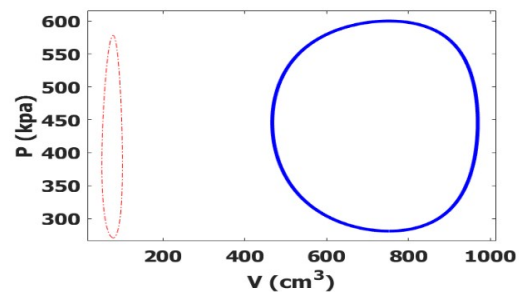
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

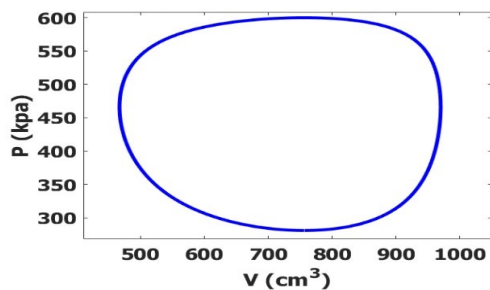


(د) تغییرات تابع هدف

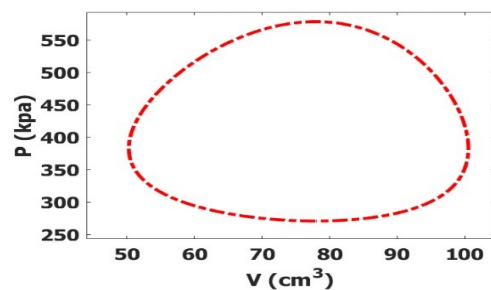


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

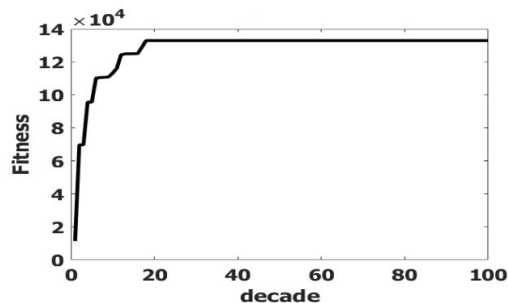
شکل ۸.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش PSO



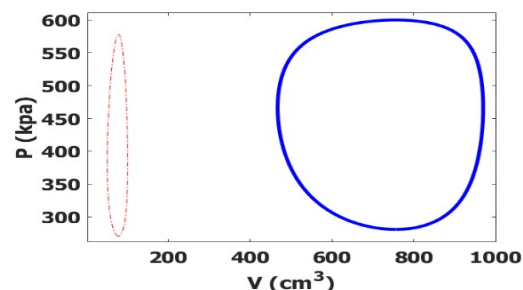
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف



(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۹.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش ICA

۴.۱.۴ آلفا با مکانیزم راس یاک

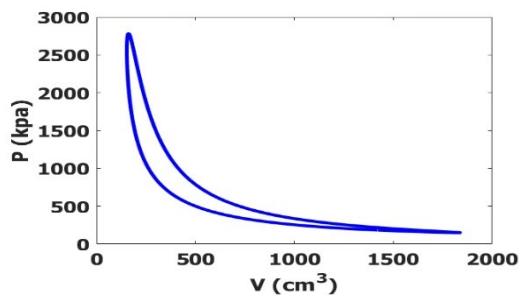
نتایج بهینه سازی این چیدمان در جدول ۸.۴ نشان داده شده است. نمودار $P - V$ برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آنها، و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای تکرارهای مختلف، با استفاده از الگوریتم های GA، PSO و ICA، به ترتیب در شکل های ۱۰.۴ تا ۱۲.۴ نشان داده شده است علاوه بر این، این نتایج با مقادیر اصلی مرجع [۳۸] مقایسه می شوند.

جدول ۸.۴: نتایج بهینه سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس یاک

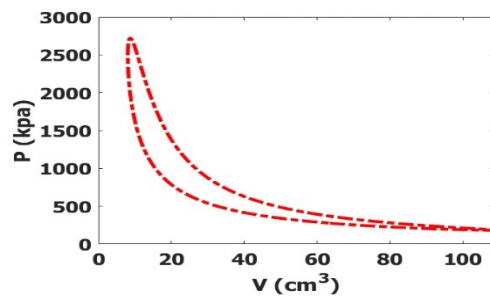
مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر اصلی
مرجع [۳۸]	GA	PSO	ICA	
l_1	۱۰	۱۱/۱۹	۸/۹۴	۱۱/۵۱
l_2	۱۰	۱۷/۹۱	۱۳/۸۲	۱۷/۴۶
r_1	۲	۴	۴	۴
E_r	۲	۴	۴	۴
C_r	۲	۶/۷۸	۶/۷۶	۶/۹۰
W	$W_0 = 22218/60$	۳۱۶۲۴۵/۶۳	۳۲۰۸۰۵/۹۰	۳۲۰۳۳۵/۱۳
W/W_0	۱	۱۴/۲۳	۱۴/۴۳	۱۴/۴۱

نکات مهم پیکربندی های بهینه شده با استفاده از سه روش بهینه سازی به شرح زیر است:

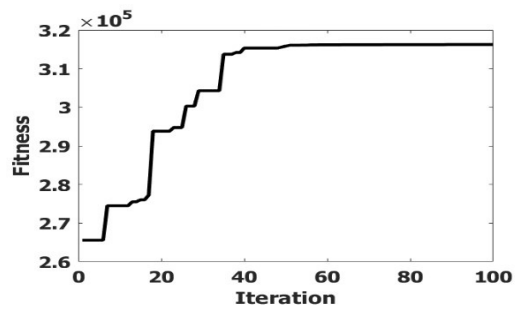
- طول میل لنگ (r_1) و شعاع پیستون انبساط E_r به بیشترین مقدار مجاز خود می رسند.
- صرف نظر از سایر پارامترها، افزایش مقدار r_1 می تواند منجر به کار خروجی بیشتر شود.
- مشابه موارد قبلی اگر E_r و C_r با هم افزایش یابند، می تواند منجر به کار بیشتر شود. اما با افزایش یکی از این شعاع ها لزوماً کار افزایش پیدا نمی کند.
- کار خروجی از مکانیزم های بهینه شده با استفاده از سه روش بهینه سازی تقریباً ۱۴ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی است.
- روش GA برای این نوع از موتور استرلینگ بهترین نتیجه را بین سه روش بهینه سازی کسب کرده است.



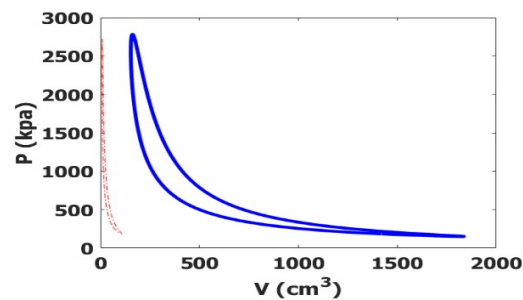
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

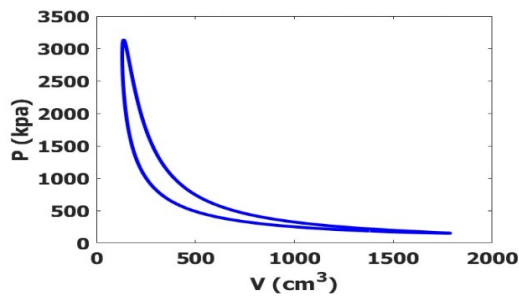


(د) تغییرات تابع هدف

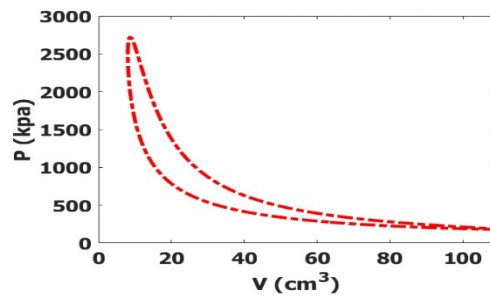


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

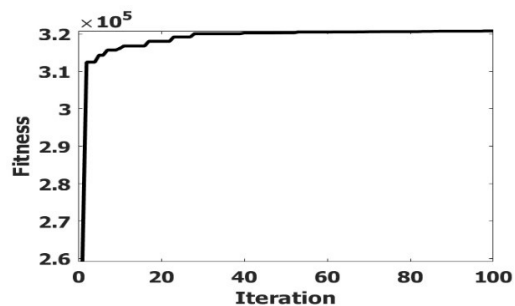
شکل ۱۰.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با روش GA



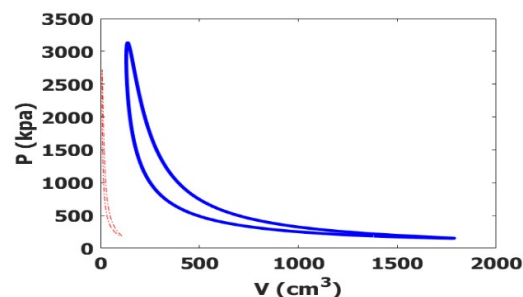
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

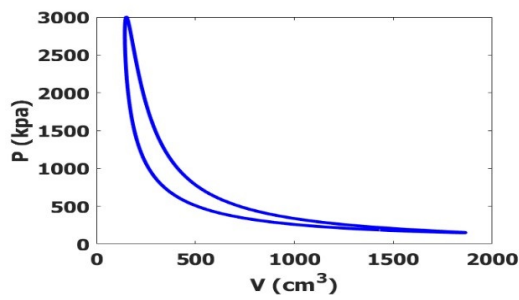


(د) تغییرات تابع هدف

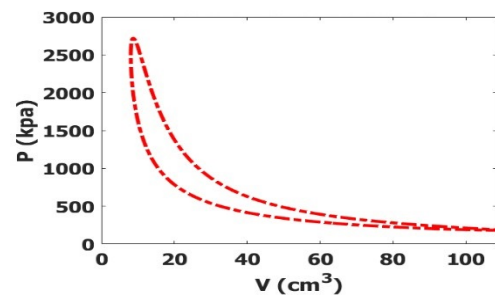


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

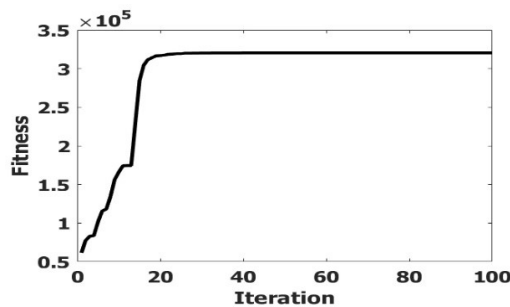
شکل ۱۱.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با روش PSO



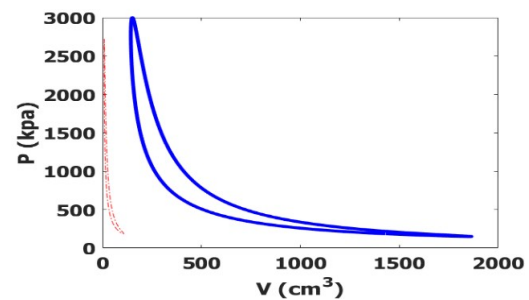
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف

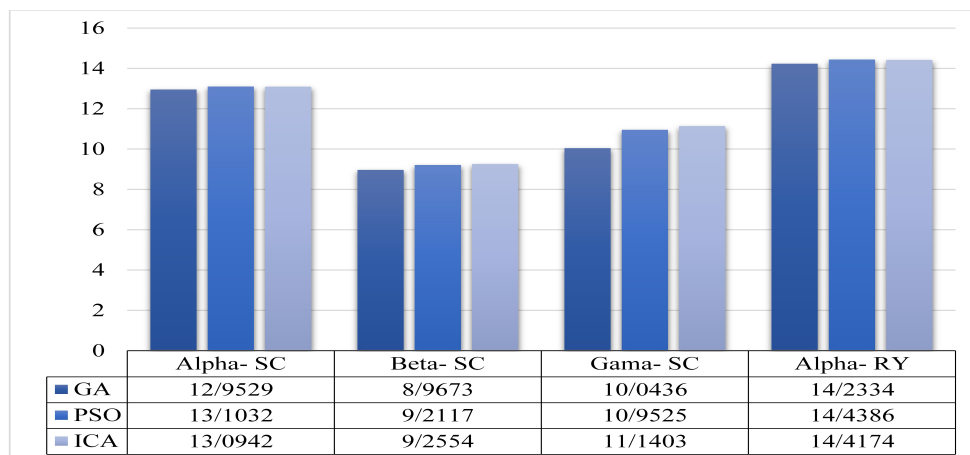


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۱۲.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۱ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با روش ICA

۵.۱.۴ مقایسه روش‌ها

مقایسه بین سه روش بهینه‌سازی (شکل ۱۳.۴) برای ۴ مورد نوع موتور استرلینگ طراحی شده نشان می‌دهد که PSO و ICA نتایج بهتری از GA دارند. علاوه بر این، مدل آلفا برای به حداکثر رساندن کار خروجی بر اساس تغییر پارامترهای هندسی، بهترین نتیجه را نسبت به بتا و گاما دارد.



شکل ۱۳.۴: مقایسه سه روش بهینه‌سازی حالت ۱

۲.۴ بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲

در بهینه‌سازی حالت ۱ هرچند کار به مقدار قابل ملاحظه‌ای افزایش یافته است ولی طول لینک‌ها و شعاع پیستون‌ها نیز افزایش یافته‌اند. این در حالی است که گاهی طراحان با محدودیت مکان مواجه هستند. بنابراین از دیگر محدودیت طراحی می‌توان به محدودیت فضای اشغالی توسط موتور اشاره کرد. به عبارت دیگر معمولاً علاقه‌مند هستیم تا موتوری با اندازه کوچک‌تر با کار خروجی بیشتر در اختیار داشته باشیم. مقدار تقریبی فضای اشغالی توسط موتور استرلیگ با (OS)^۱ نشان داده شده است. مقدار آن با فرض این که لینک‌ها درون فضایی استوانه‌ای شکل قرار دارند، برای مدل‌های آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنه، بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنه، گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنه، آلفا با مکانیزم راس‌یاک به ترتیب از روابط زیر محاسبه می‌گردد.

$$OS_{asc} = (2\pi r_1^2 \cdot \min(E_r, C_r)) + (\pi E_r^2 (OE - r_1)) + (\pi C_r^2 (OD - r_1)) \quad (۴.۴)$$

$$OS_{bsc} = (2\pi r_1^2 E_r) + (\pi E_r^2 (OG - r_1)) + (\pi D_r^2 (OD - r_1)) \quad (۵.۴)$$

$$OS_{gsc} = (2\pi r_1^2 \cdot \min(E_r, D_r)) + (\pi E_r^2 (OG - r_1)) + (\pi D_r^2 (OG - r_1)) \quad (۶.۴)$$

$$OS_{arc} = (\pi r_1^2 \cdot \min(E_r, C_r)) + (2 \cdot \min(E_r, C_r) \cdot \max(2r_1, 2l_2)(r_1 + l_1)) + (\pi E_r^2 (OE - l_1 + r_1)) + (\pi C_r^2 (OE - l_1 + r_1)) \quad (۷.۴)$$

محدودیت‌های فشار و فضای اشغال شده توسط موتور استرلیگ لحاظ شده و مانند بخش قبل نتایج بهینه‌سازی برای هر طرح از موتور استرلیگ به صورت تفکیک شده بیان شده است. همچنین روش‌های بهینه‌سازی برای هر چهار پیکربندی مورد مطالعه با هم مقایسه می‌گردد. محدوده مجاز محدودیت فشارکاری موتور همان مقادیر حالت قبل است. مقدار مجاز حجم اشغالی موتور برای هریک از طرح‌ها برابر با مقدار حجم اشغالی طرح اصلی [۳۸] فرض شده و مقدار آن در جدول ۹.۴ آمده است. همچنین مقدار پارامترهای استفاده شده در الگوریتم‌ها در ۱۰.۴ ذکر شده است.

جدول ۹.۴: محدوده مجاز محدودیت‌ها

متغیرها	آلفا با مکانیزم بتا با مکانیزم گاما با مکانیزم آلفا با مکانیزم			
	لنگ‌ولغزنه	لنگ‌ولغزنه	لنگ‌ولغزنه	راس‌یاک
فضای اشغالی موتور (cm ^۳)	۳۰۱/۵۹	۲۵۷/۶۱	۳۸۳/۲۷	۱۰۹۷/۸۲

^۱Occupied volume

جدول ۱۰.۴: پارامترهای استفاده‌شده در الگوریتم‌های بهینه‌سازی

مقدار	نام الگوریتم	پارامتر
۲۰۰	GA	حداکثر تعداد تکرارها (Maximum number of iterations)
	PSO	
	ICA	
۱۰۰	GA	تعداد جمعیت (Population size)
	PSO	
	ICA	
۰/۸	GA	ضریب ترکیب (Crossover coefficient)
		ضریب جهش (Mutation coefficient)
۰/۵	PSO	وزن اینرسی (سرعت) (Inertia weight (velocity))
		ضریب کاهش وزن اینرسی (Reduction factor of inertia weight)
۲	PSO	ضریب یادگیری فردی (Cognitive (individual) learning coefficient)
		ضریب یادگیری اجتماعی (Social (group) learning coefficient)
۱۰	ICA	تعداد استعمارگرها (Number of imperialists)
		ضریب جذب (Assimilation coefficient)
۰/۱	ICA	ضریب انقلاب (Revolution coefficient)
		ضریب میانگین ارزش مستعمرات (Colonies mean cost coefficient)

۱.۲.۴ آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

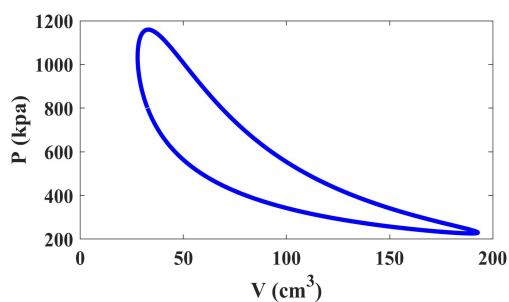
نتایج بهینه‌سازی این طرح در جدول ۱۱.۴ نشان داده شده است. علاوه بر این، نمودار فشار-حجم برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آن‌ها، و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای تکرارهای مختلف، با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO و ICA، به ترتیب در شکل‌های ۱۴.۴ تا ۱۶.۴ نشان داده شده است.

جدول ۱۱.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

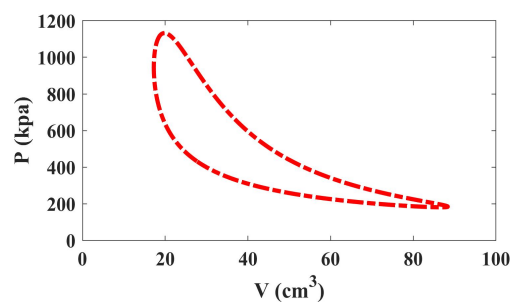
مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر اصلی
مرجع [۳۸]	GA	PSO	ICA	
l_1	۵/۰۳	۵	۵	۱۰
l_2	۵/۰۵	۵	۵	۱۰
$r_1 = r_2$	۲/۲۶	۲/۲۵	۲/۲۴	۲
E_r	۳/۲۹	۳/۵۰	۳/۳۳	۲
C_r	۲/۰۲	۱/۸۰	۲	۲
W	$W_0 = ۱۵۱۷۹/۴۸$	۳۱۷۵۴/۷۹	۳۱۲۲۷/۱۹	۲/۰۵
W/W_0	۲/۰۴	۲/۰۹	۲/۰۵	۱

نکات مهم طرح‌های بهینه با استفاده از سه روش بهینه‌سازی به شرح زیر است:

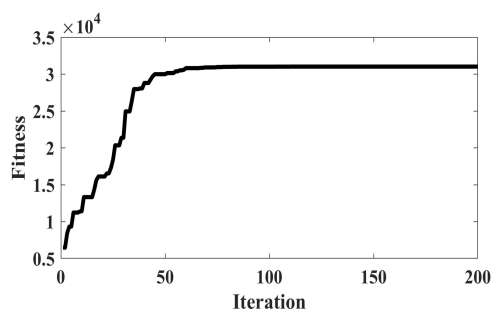
- طول شاتون‌های l_1 و l_2 به کمترین مقدار رسیده‌اند.
- می‌توان دریافت که صرف نظر از سایر پارامترها، تغییرات مقدار l_1 و l_2 می‌تواند منجر به تغییرات کار خروجی کمتری شود.
- با توجه به این که اندازه ابعادی موتور تغییر نکرده است ولی کار خروجی مکانیزم‌های بهینه‌شده با استفاده از سه روش بهینه‌سازی تقریباً ۲ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی است.
- روش PSO برای این نوع از موتور استرلینگ بهترین نتیجه را بین سه روش بهینه‌سازی کسب کرده است.



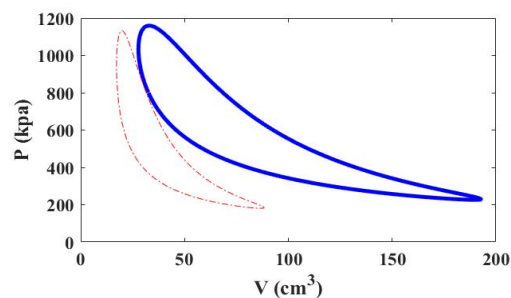
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

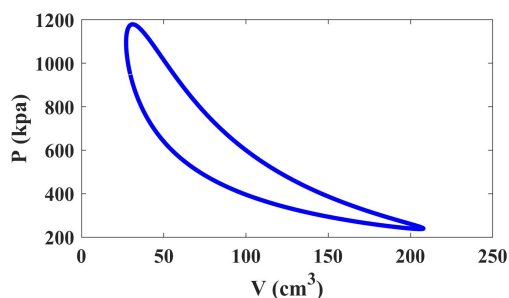


(د) تغییرات تابع هدف

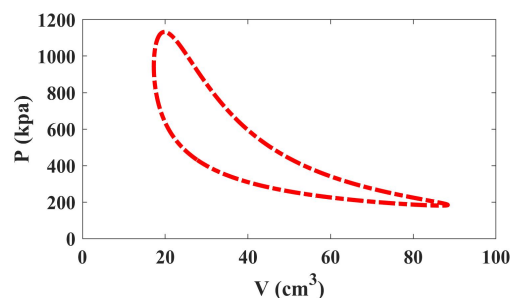


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

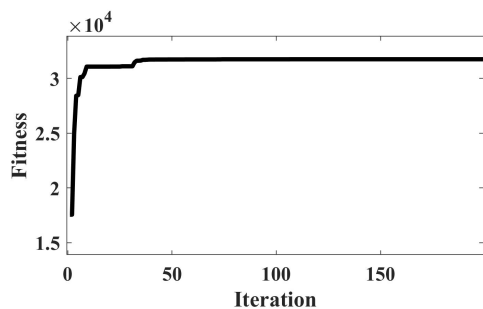
شکل ۱۴.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش GA



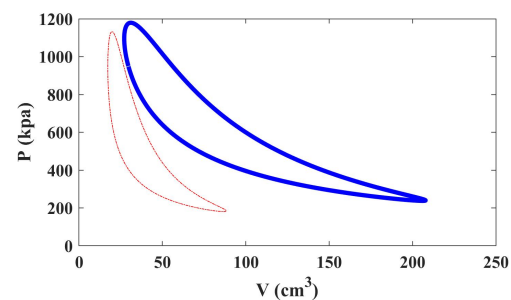
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

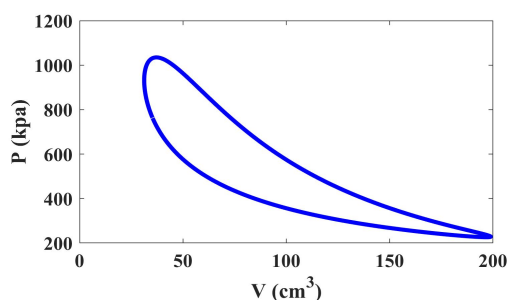


(د) تغییرات تابع هدف

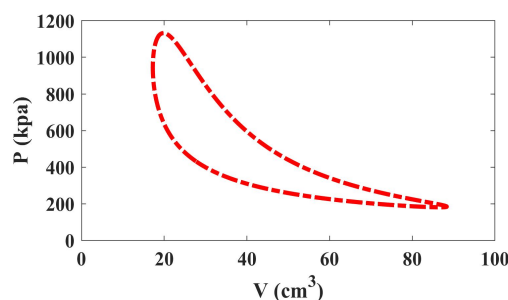


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

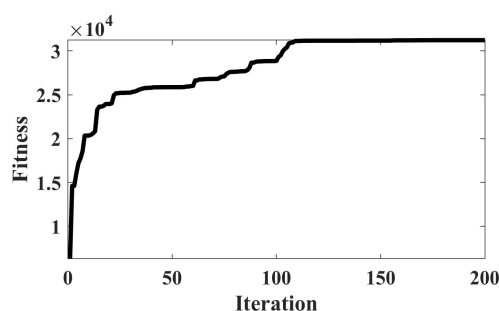
شکل ۱۵.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش PSO



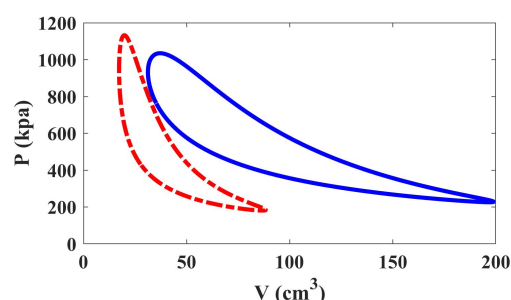
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(ā) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف



(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۱۶.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش ICA

۲.۲.۴ بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

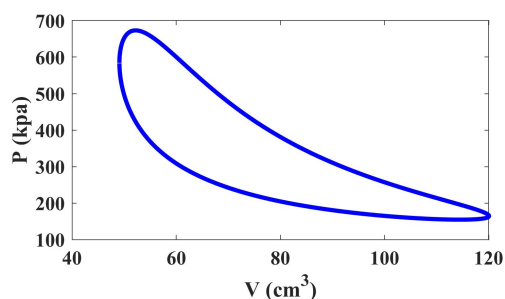
نتایج عددی طرح‌های بهینه با استفاده از تکنیک‌های مختلف بهینه‌سازی در جدول ۱۲.۴ و علاوه بر این، نمودار $P - V$ برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آن‌ها، و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای تکرارهای مختلف، با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO، ICA، به ترتیب در شکل‌های ۱۷.۴ تا ۱۹.۴ نشان داده شده‌است.

برای این بهینه‌سازی، نتایج عددی جدول ۱۲.۴ نشان می‌دهد که:

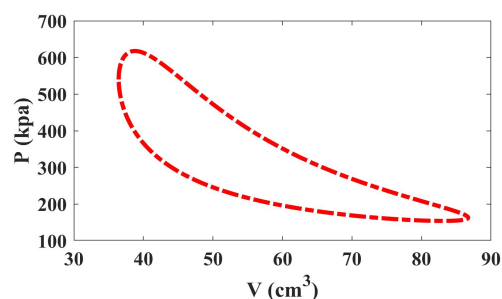
- بدون در نظر گرفتن سایر پارامترها، افزایش مقدار $r_1 = r_2$ می‌تواند منجر به کار خروجی بیشتری شود.
- با وجود محدودیت مکان اشغالی، کار خروجی مکانیزم‌های بهینه‌شده با استفاده از سه روش بهینه‌سازی حدود ۱/۵ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی است.
- روش PSO بهترین نتیجه را در بین سه روش بهینه‌سازی برای این طرح از موتور استرلینگ دارد.

جدول ۱۲.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

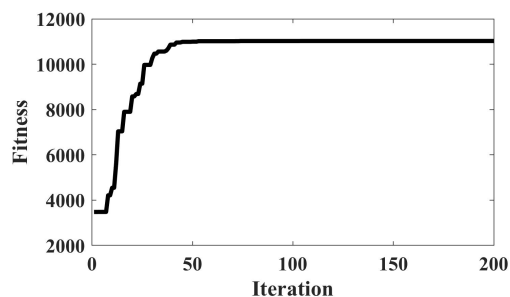
مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر اصلی
مرجع [۳۸]	GA	PSO	ICA	
l_1	۸/۴۳	۷/۹۵	۵/۳۲	
l_2	۵	۷/۹۲	۵	
c_1	۲/۰۶	۱/۱۴	۵/۴۹	
c_2	۹/۱۰	۵/۴۹	۹/۵۶	
$r_1 = r_2$	۲/۵۳	۳/۱۰	۲/۶۳	
E_r	۲/۱۱	۱/۹۵	۲/۰۵	
W	$W_o = ۷۳۳۵/۸۹$	۱۱۷۰۲/۰۴	۱۰۶۵۲/۱۶	
W/W_o	۱	۱/۵۹	۱/۴۵	



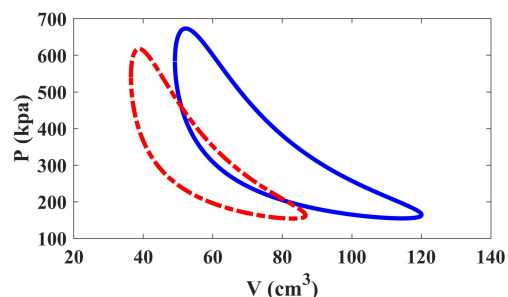
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

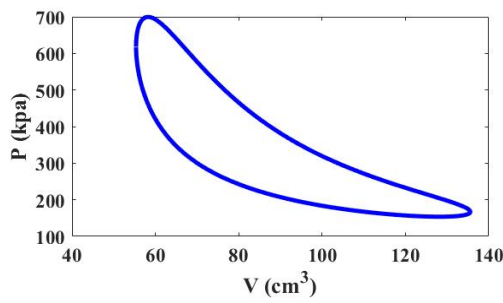


(د) تغییرات تابع هدف

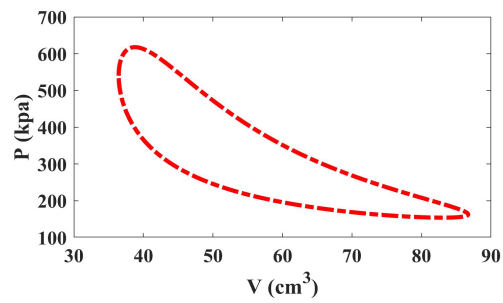


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

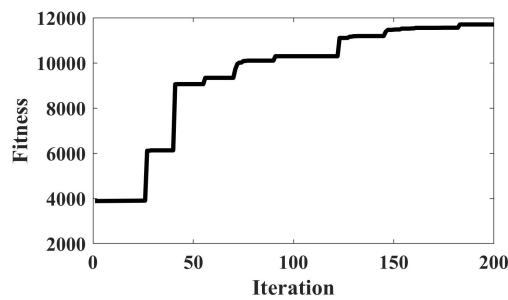
شکل ۱۷.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش GA



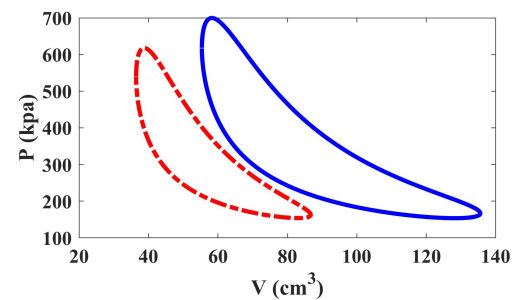
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

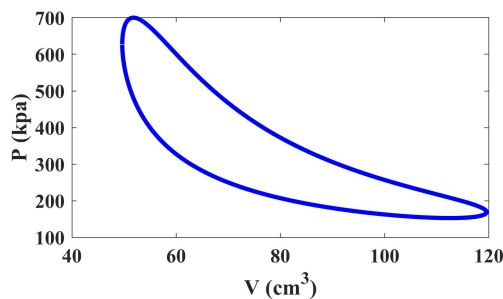


(د) تغییرات تابع هدف

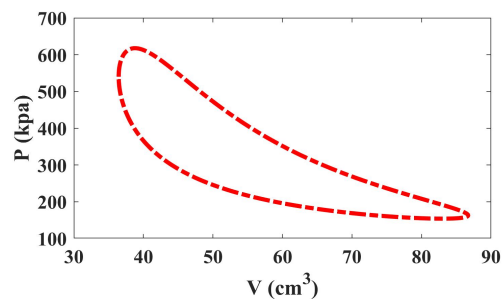


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

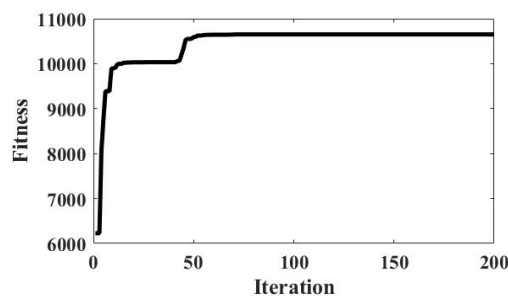
شکل ۱۸.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش PSO



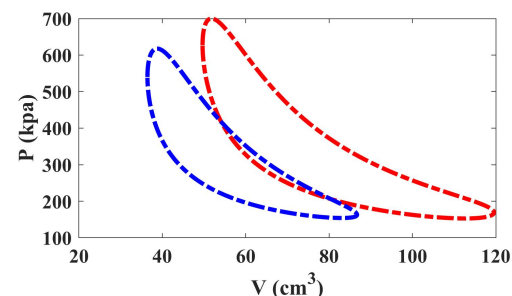
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف



(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۱۹.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی بتا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش ICA

۳.۲.۴ گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

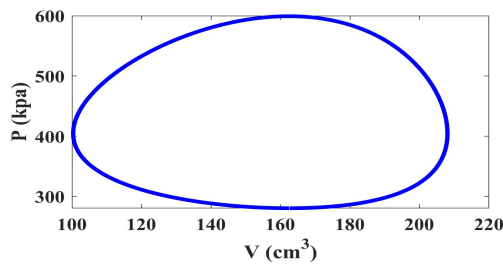
نتایج عددی طرح‌های بهینه با کمک روش‌های مختلف بهینه‌سازی در جدول ۱۳.۴ نشان داده شده است. نمودار فشار-حجم برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آن‌ها و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای هر تکرار، با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO و ICA، به ترتیب در شکل‌های ۲۰.۴ تا ۲۲.۴ نشان داده شده است. همچنین نتایج با مقادیر اصلی مرجع [۳۸] مقایسه می‌شوند.

جدول ۱۳.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

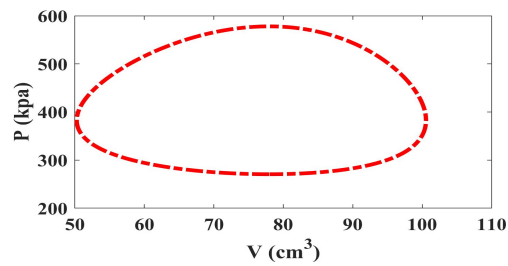
مقادیر اصلی مرجع [۳۸]	مقادیر بهینه GA	مقادیر بهینه PSO	مقادیر بهینه ICA
l_1	۶/۵۰	۵/۳۲	۶/۸۴
l_2	۳	۳	۵/۲۸
c_2	۵/۰۱	۳/۸۲	۳/۰۵
$r_1 = r_2$	۲/۹۹	۲/۴۱	۳/۱۷
E_r	۲/۳۹	۲/۷۷	۲/۲۹
D_r	۲/۳۰	۲/۶۷	۲/۲۱
W	$W_0 = ۱۱۹۳۵/۰۹$	۲۹۶۵۸/۴۷	۳۰۹۷۴/۵۴
W/W_0	۱	۲/۴۸	۲/۲۶

مقادیر بهینه داده‌ها در جدول ۱۳.۴ برای موتور استرلینگ گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده نشان می‌دهد که:

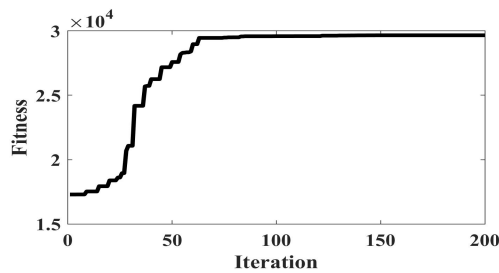
- با چند آزمایش در مورد شعاع پیستون‌ها معلوم گردید اگر E_r و C_r با هم افزایش یابند، می‌تواند منجر به کار بیشتر شود. اما اگر E_r افزایش یابد، می‌تواند منجر به افزایش کار شود، ولی افزایش در D_r باعث کاهش کار خروجی می‌شود.
- روش PSO با به حداقل رساندن مقادیر c_2 و l_2 به مقدار کار خروجی بهتری دست یافته است.
- حتی با اعمال محدودیت مکان اشغالی، کار خروجی مکانیزم‌های بهینه‌شده با استفاده از سه روش بهینه‌سازی حدود ۲/۵ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی می‌باشد.
- روش PSO بهترین نتیجه را در بین سه روش بهینه‌سازی برای این طرح از موتور استرلینگ دارد.



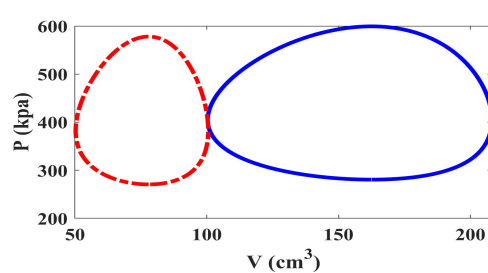
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

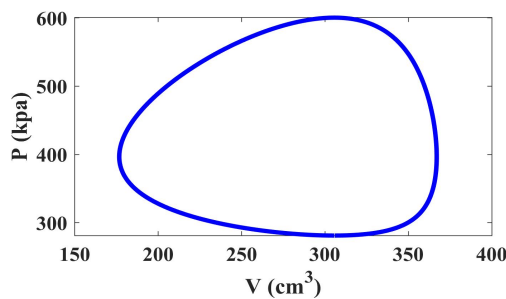


(د) تغییرات تابع هدف

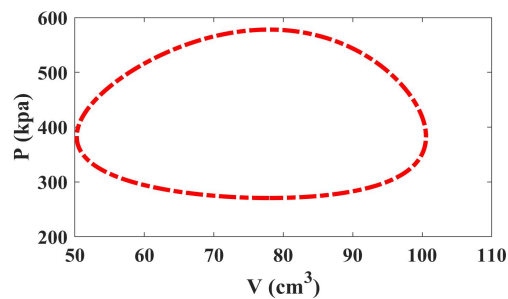


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

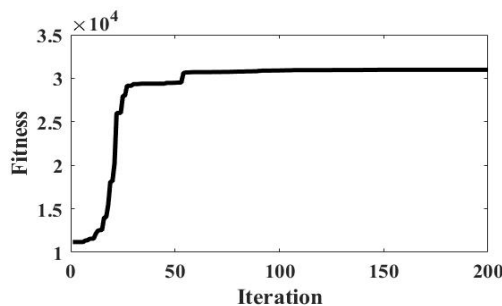
شکل ۲۰.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش GA



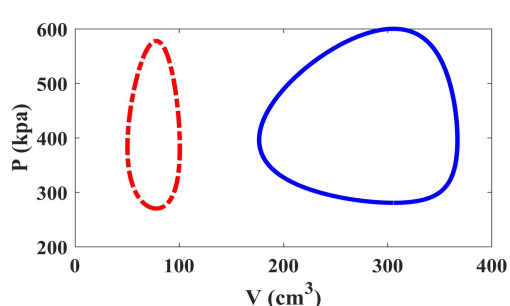
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

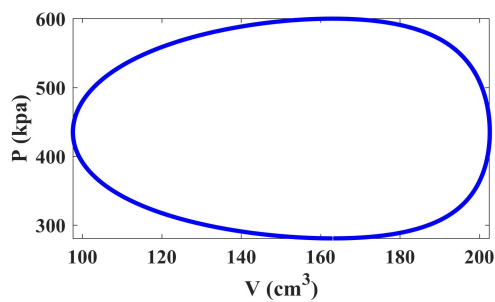


(د) تغییرات تابع هدف

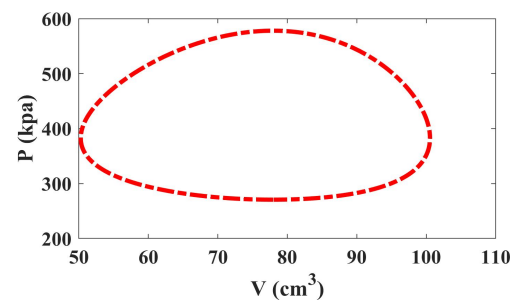


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

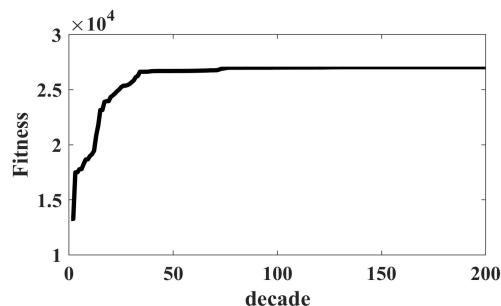
شکل ۲۱.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش PSO



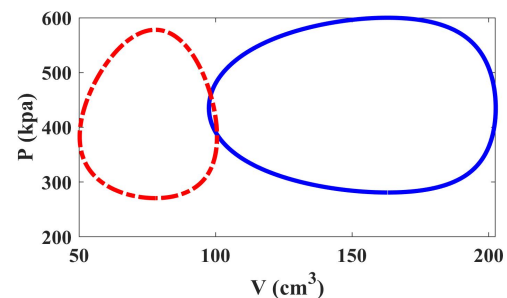
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف



(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۲۲.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی گاما با مکانیزم لنگ‌ولغزنده با روش ICA

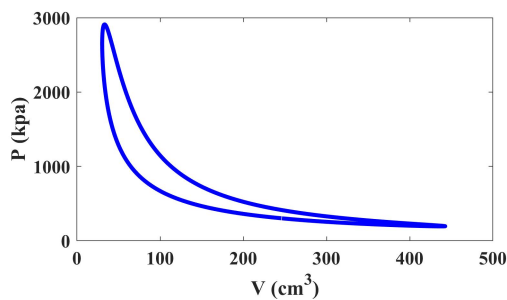
۴.۲.۴ آلفا با مکانیزم راس‌یاک

نتایج بهینه‌سازی این چیدمان در جدول ۱۴.۴ نشان داده شده است. نمودار $P - V$ برای موتورهای اصلی و بهینه، مقایسه بین آن‌ها، و تغییر در مقادیر عملکرد هدف برای تکرارهای مختلف، با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO، و ICA، به ترتیب در شکل‌های ۲۳.۴ تا ۲۵.۴ نشان داده شده است علاوه بر این، این نتایج با مقادیر اصلی مرجع [۳۸] مقایسه می‌شوند. نکات مهم پیکربندی‌های بهینه با استفاده از سه روش بهینه‌سازی به شرح زیر است:

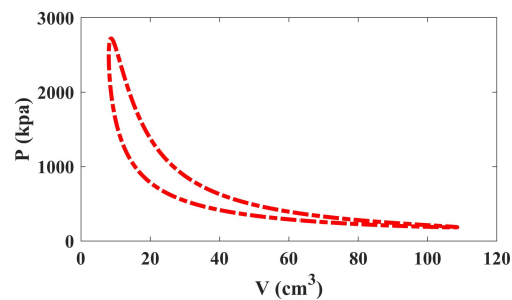
- شعاع پیستون انبساط E_r به بیشترین مقدار مجاز خود رسیده‌اند.
- مقادیر l_1 و l_2 تقریباً به کمترین مقدار مجاز خود رسیده‌اند.
- با اعمال قید محدودیت فضای اشغالی بازهم کار خروجی مکانیزم‌های بهینه‌شده با استفاده از سه روش بهینه‌سازی تقریباً ۴/۵ برابر بیشتر از مکانیزم اصلی است.
- روش GA برای این نوع از موتور استرلینگ بهترین نتیجه را بین سه روش بهینه‌سازی کسب کرده است.

جدول ۱۴.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم راس‌یاک

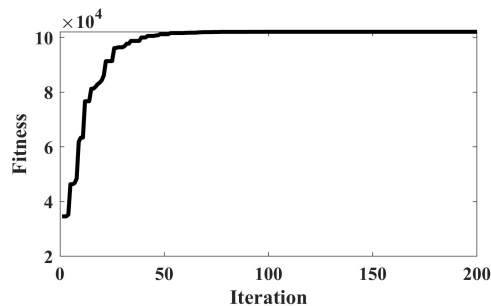
مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر اصلی
مرجع [۳۸]	GA	PSO	ICA	
l_1	۵/۱۵	۵	۵/۳۶	۱۰
l_2	۵/۴۳	۵/۱۹	۶/۱۴	۱۰
r_1	۲/۳۲	۲/۲۵	۲/۴۳	۲
E_r	۴	۴	۴	۲
C_r	۳/۴۷	۳/۷۰	۳/۰۶	۲
W	۱۰۲۰۷۱/۵۷	۱۰۰۹۹۶/۳۰	۱۰۱۲۴۹/۶۹	$W_0 = ۲۲۲۱۸/۶۰$
W/W_0	۴/۵۹	۴/۵۴	۴/۵۵	۱



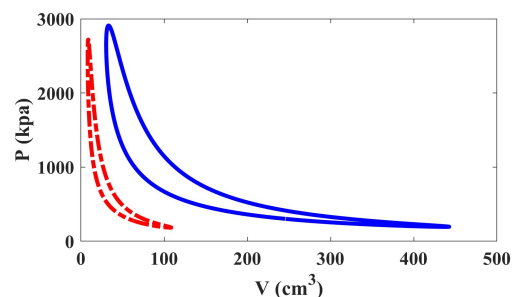
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

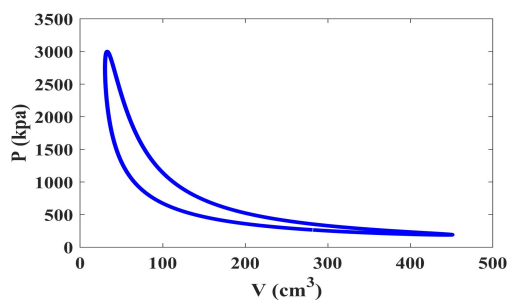


(د) تغییرات تابع هدف

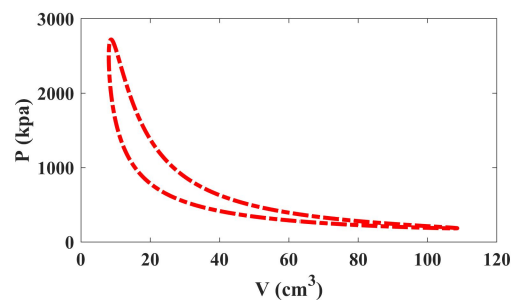


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

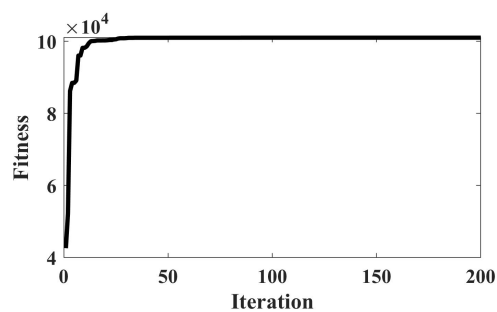
شکل ۲۳.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با روش GA



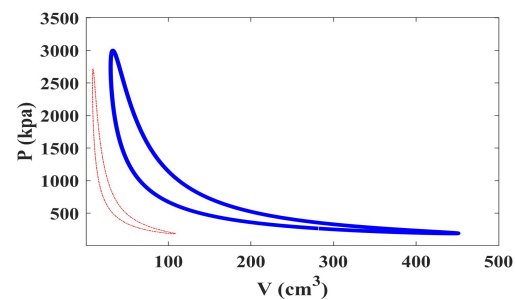
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]

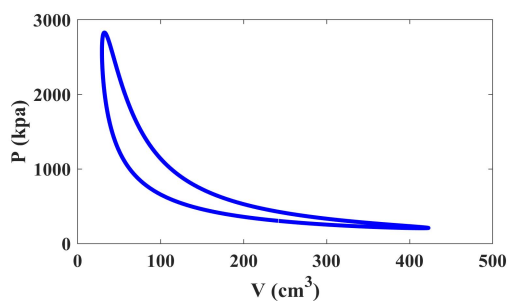


(د) تغییرات تابع هدف

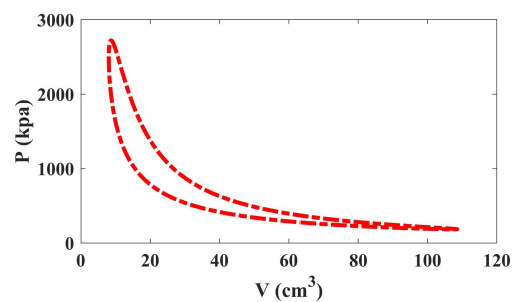


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

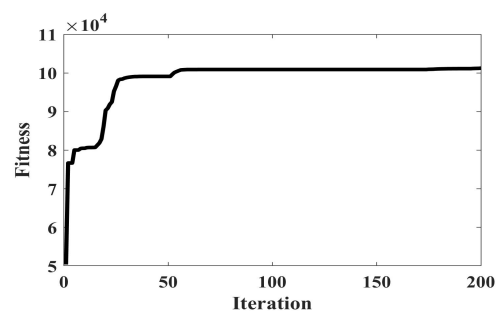
شکل ۲۴.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با روش PSO



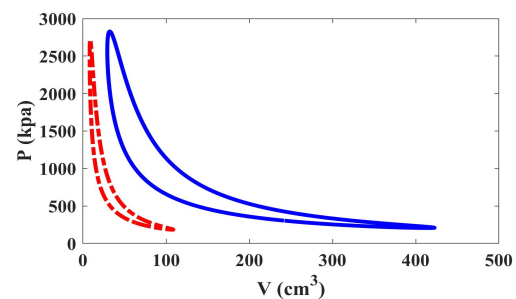
(ب) موتور با مکانیزم بهینه



(آ) موتور با مکانیزم اصلی [۳۸]



(د) تغییرات تابع هدف

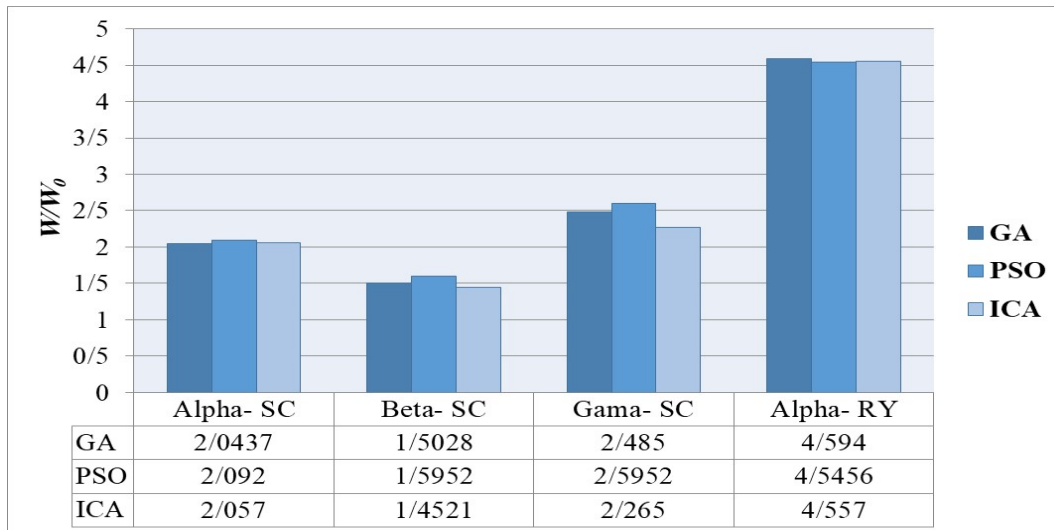


(ج) مقایسه مکانیزم اصلی و بهینه

شکل ۲۵.۴: نتایج بهینه‌سازی سینماتیکی حالت ۲ پیکربندی آلفا با مکانیزم راس‌یاک با روش ICA

۵.۲.۴ مقایسه روش‌ها

مقایسه بین سه روش بهینه‌سازی (شکل ۲۶.۴) برای ۴ مورد نوع موتور استرلینگ طراحی شده نشان می‌دهد با محدود کردن فضای طراحی PSO و GA نتایج بهتری از ICA دارند. آلفا با مکانیزم راس برای به حداکثر رساندن کار خروجی بر اساس تغییر پارامترهای هندسی، بهترین نتیجه را نسبت به سایر طرح‌ها دارد.



شکل ۲۶.۴: مقایسه سه روش بهینه‌سازی حالت ۲

فصل ۵

تحلیل و بهینه‌سازی دینامیکی

تحلیل و بهینه‌سازی دینامیکی مکانیزم حرکتی موتور استرلینگ نوع آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده موضوع این فصل می‌باشد. برای تحلیل دینامیکی موتور استرلینگ موردنظر، کلیه نیروهای وارد بر موتور که به سه دسته کلی نیروهای اینرسی، نیروهای ناشی از عکس‌العمل تکیه‌گاه‌ها و نیروهای ناشی از اصطکاک تقسیم می‌شوند مورد بررسی قرار گرفته و گشتاور ناشی از آن‌ها حول دستگاه مختصات مرجع محاسبه می‌گردد و در نهایت روابط دینامیکی حاکم بر موتور به دست می‌آیند.

۱.۵ روابط دینامیکی حاکم بر موتور با پیکربندی آلفا و مکانیزم لنگ‌ولغزنده

در این بخش ابتدا سرعت و شتاب خطی و دورانی لینک‌ها و سپس گشتاور وارده به محور خروجی محاسبه می‌گردد.

۱.۱.۵ محاسبه سرعت و شتاب لینک‌ها

همان‌گونه که در شکل ۱.۵ مشاهده می‌شود موتور استرلینگ آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده از دو مکانیزم لنگ‌ولغزنده ساده تشکیل شده‌است که حرکت خطی پیستون‌های سرد و گرم را

به حرکت دورانی تبدیل می‌کنند. بنابراین با توجه به شکل ۱.۵ و روابط سینماتیکی ۱۱۴.۲ تا ۱۱۷.۲ در فصل ۲ می‌توان روابط حرکتی پیستون‌ها را با توجه به زاویه دوران θ به فرم زیر بازنویسی کرد:

$$OA = \left(r \cdot \cos(\theta) + \sqrt{l_e^2 - r^2 \cdot \sin(\theta)^2} \right) \quad (۱.۵)$$

$$OB = \left(r \cdot \cos(\alpha - \theta) + \sqrt{l_c^2 - r^2 \cdot \sin(\alpha - \theta)^2} \right) \quad (۲.۵)$$

با فرض این‌که زاویه شاتون گرم با محور افقی β_e و زاویه شاتون سرد با محور عمودی β_c می‌باشد خواهیم داشت:

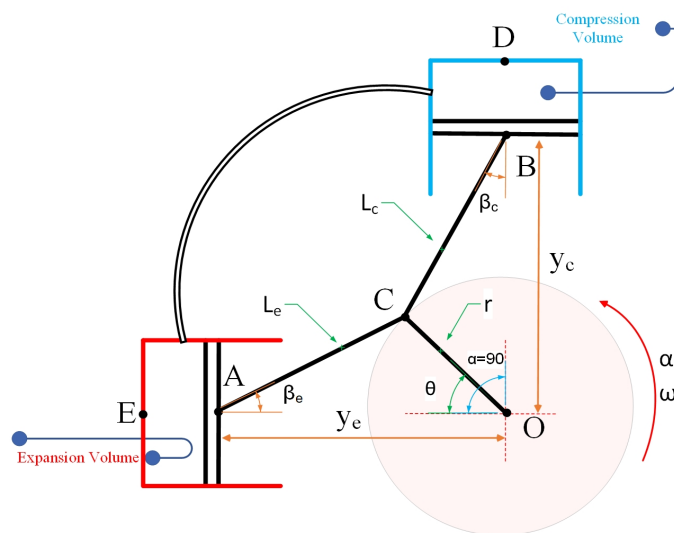
$$y_e = -r \cos(\theta) + l_e \cos(\beta_e) \quad (۳.۵)$$

$$y_c = r \sin(\theta) + l_c \cos(\beta_c) \quad (۴.۵)$$

که:

$$\beta_e = \arcsin\left(\frac{r \sin(\theta)}{l_e}\right) \quad (۵.۵)$$

$$\beta_c = \arcsin\left(\frac{r \cos(\theta)}{l_c}\right) \quad (۶.۵)$$



شکل ۱.۵: نمایی از پیکربندی آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

با مشتق‌گیری از روابط ۳.۵ و ۴.۵ نسبت به زاویه میل لنگ سرعت پیستون‌ها به صورت زیر به دست می‌آید:

$$v_e = r\omega \sin(\theta) - l_e\omega_{OA} \sin(\beta_e) \quad (۷.۵)$$

$$v_c = r\omega \cos(\theta) - l_c\omega_{OB} \sin(\beta_c) \quad (۸.۵)$$

در دو رابطه قبل ω_{OA} و ω_{OB} به ترتیب سرعت دورانی عضو OA و OB و ω سرعت دورانی میل لنگ می باشد. اکنون با مشتق گیری از روابط سرعت پیستون ها نسبت به زمان شتاب حرکتی پیستون ها به صورت زیر به دست خواهد آمد.

$$a_e = r\omega^2 \cos(\theta) + r\alpha \sin(\theta) - l_e \omega_{OA}^2 \cos(\beta_e) - l_e \alpha_{OA} \sin(\beta_e) \quad (9.5)$$

$$a_c = -r\omega^2 \sin(\theta) + r\alpha \cos(\theta) - l_c \omega_{OB}^2 \cos(\beta_c) - l_c \alpha_{OB} \sin(\beta_c) \quad (10.5)$$

که در دو رابطه قبل α_{OA} و α_{OB} به ترتیب شتاب دورانی عضو OA و OB و α شتاب دورانی میل لنگ می باشد. اکنون با در نظر گرفتن مثلث OCB می توان نوشت:

$$r \cos(\theta) = l_c \sin(\beta_c) \quad (11.5)$$

با دو مرتبه مشتق گیری خواهیم داشت:

$$r\omega \sin(\theta) = l_c \omega_{OB} \cos(\beta_c) \quad (12.5)$$

$$r\omega^2 \cos(\theta) + r\alpha \sin(\theta) = l_c \omega_{OB}^2 \sin(\beta_c) - l_c \alpha_{OB} \cos(\beta_c) \quad (13.5)$$

اکنون رابطه دو مجهول ω_{OB} و α_{OB} به صورت زیر بدست می آید:

$$\omega_{OB} = \frac{r\omega \sin(\theta)}{l_c \cos(\beta_c)} \quad (14.5)$$

$$\alpha_{OB} = \frac{r\omega^2 \cos(\theta) + r\alpha \sin(\theta) + l_c \omega_{OB}^2 \sin(\beta_c)}{l_c \cos(\beta_c)} \quad (15.5)$$

همچنین با توجه به مثلث OCA، رابطه دو مجهول ω_{OA} و α_{OA} به صورت زیر بدست می آید:

$$\omega_{OA} = \frac{r\omega \cos(\theta)}{l_e \cos(\beta_e)} \quad (16.5)$$

$$\alpha_{OA} = \frac{-r\omega^2 \sin(\theta) + r\alpha \cos(\theta) + l_e \omega_{OA}^2 \sin(\beta_e)}{l_e \cos(\beta_e)} \quad (17.5)$$

۲.۱.۵ محاسبه گشتاور وارده بر محور خروجی

با فرض عدم اتلاف انرژی، گشتاور بر اساس تعادل انرژی موتور محاسبه می شود. با این فرض می توان از رابطه پایستگی اندازه حرکت زاویه ای، گشتاور روی محور خروجی که برابر با مجموع گشتاورهای مختلف است را محاسبه کرد. گشتاورهای وارد بر محور خروجی ناشی از عوامل زیر است:

- گشتاور ناشی از نیروهای وارد بر پیستون ها (نیروی ناشی از فشار گاز) (T_{press})
- گشتاور ناشی از نیروهای اینرسی (وابسته به سرعت و جرم قطعات متحرک) ($T_{inertia}$)
- گشتاور ناشی از نیروهای اصطکاکی (T_{fr})

● گشتاور ناشی از بار اعمالی به موتور (T_{load})

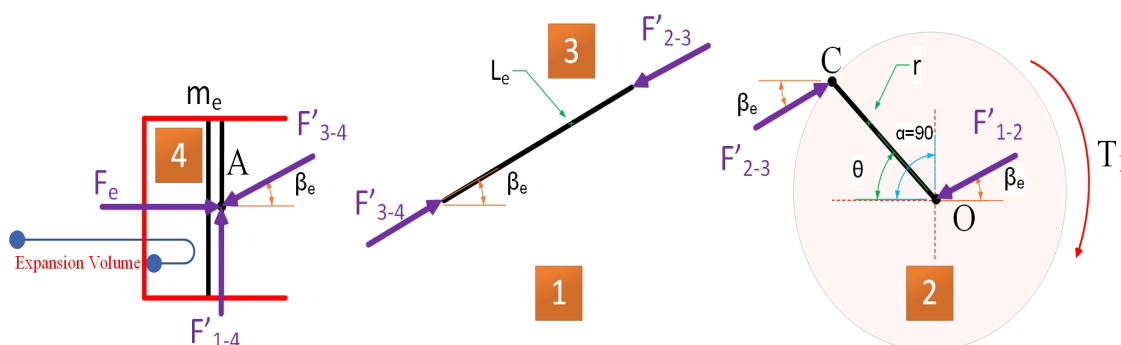
گشتاور کل وارده بر محور خروجی برابر با مجموع گشتاورهای ورودی می‌باشد.

$$T_{total} = T_{press} + T_{inertia} - T_{fr} - T_{load} \quad (18.5)$$

اکنون گشتاور ناشی از هر یک از موارد بالا را به صورت جدا از هم و با حذف سایر عوامل محاسبه و سپس با روش جمع آثار گشتاور کل وارده بر موتور محاسبه می‌گردد.

۱.۲.۱.۵ گشتاور ناشی از نیروی وارد بر پیستون‌ها

گشتاور ناشی از فشار گاز بر روی پیستون‌ها، در واقع همان گشتاور ناشی از نیروهای خارجی وارد بر مکانیزم حرکتی موتور است. برای محاسبه این گشتاورها ابتدا نمودار پیکر آزاد مکانیزم لنگ‌ولغزنده را به طور جداگانه رسم شده (شکل‌های ۲.۵ و ۳.۵) و نیروهای خارجی وارد شده بر روی آن‌ها قرار داده می‌شود. سپس مکانیزم به صورت استاتیکی مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل ۲.۵: دیاگرام آزاد قسمت گرم موتور برای نیروهای خارجی

با توجه به شکل ۲.۵ و تعادل استاتیکی نیروها در جهت x و y خواهیم داشت:

$$F_e = F'_{3-4} \times \cos(\beta_e) \quad (19.5)$$

$$F'_{1-4} = F'_{3-4} \times \sin(\beta_e) \quad (20.5)$$

با تقسیم دو طرف رابطه (۲۰.۵) بر دو طرف (۱۹.۵) خواهیم داشت:

$$F'_{1-4} = F_e \times \tan(\beta_e) \quad (21.5)$$

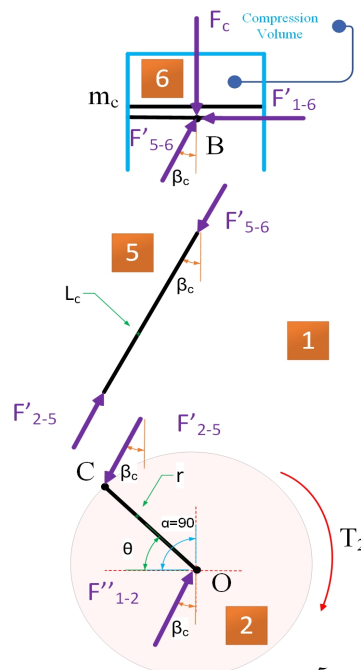
که F_e نیروی ناشی از فشار گاز در حجم گرم است و برابر است با:

$$F_e = (P_{exp} - P_{atm}) \times A_e \quad (22.5)$$

در رابطه (۲۲.۵)، A_e سطح مقطع پیستون گرم، فشار هوای زیر پیستون ها (برابر با فشار اتمسفر) و P_{exp} فشار حجم انبساط در لحظه موردنظر است که مقدار آن در هر لحظه با استفاده از مدل ترمودینامیکی ارائه شده در فصل ۳.۲ قابل محاسبه است. اگر رابطه تعادلی گشتاور حول نقطه O را برای بخش گرم موتور بنویسم خواهیم داشت:

$$\Sigma M_O = 0 \rightarrow T_1 = F'_{1-4} \times y_e \quad (23.5)$$

که T_1 گشتاور اعمالی به محور خروجی توسط فشار در حجم گرم موتور می باشد. با توجه به دیاگرام آزاد قسمت سرد موتور (شکل ۳.۵) می توان گشتاور اعمالی بر محور خروجی موتور را محاسبه کرد.



شکل ۳.۵: دیاگرام آزاد قسمت سرد موتور برای نیروهای خارجی

با در نظر گرفتن تعادل استاتیکی نیروها در جهت x و y می توان نوشت:

$$F_c = F'_{5-6} \times \cos(\beta_c) \quad (24.5)$$

$$F'_{1-6} = F'_{5-6} \times \sin(\beta_c) \quad (25.5)$$

حال با تقسیم دو طرف دو رابطه قبل بر هم داریم:

$$F'_{1-6} = F_c \times \tan(\beta_c) \quad (26.5)$$

که F_c نیروی ناشی از فشار گاز در حجم سرد موتور است و از رابطه ذیل قابل محاسبه است.

$$F_c = (P_{com} - P_{atm}) \times A_c \quad (27.5)$$

در رابطه فوق، A_c سطح مقطع پیستون سرد و P_{com} فشار در حجم انقباض می‌باشد و در هر لحظه مقدار آن با استفاده از مدل ترمودینامیکی ارائه شده در فصل ۳.۲ قابل محاسبه است. با توجه به رابطه تعادل گشتاور حول نقطه O را برای بخش سرد موتور می‌توان بیان کرد:

$$\Sigma M_O = 0 \rightarrow T_2 = F'_{1-6} \times y_c \quad (28.5)$$

که T_2 گشتاور اعمالی به محور خروجی توسط فشار در حجم موتور می‌باشد. اکنون با استفاده از روابط (۲۳.۵) و (۲۸.۵) می‌توان گشتاور ناشی از فشار اعمال شده بر محور خروجی موتور توسط بخش‌های سرد و گرم موتور را محاسبه کرد.

$$T_{press} = T_1 + T_2 \quad (29.5)$$

۲.۲.۱.۵ گشتاور ناشی از نیروهای اینرسی

نیروی حاصل از شتاب جرم‌های متحرک، نیروی اینرسی نامیده می‌شود و جهت آن مخالف برآیند نیروهاست. برای ساده‌سازی محاسبه نیروهای اینرسی در مکانیزم لنگ‌ولغزنده، فرض می‌شود شاتون‌ها میله‌های بدون وزنی هستند که جرم آن‌ها به صورت متمرکز در دو انتهای میله‌های بدون وزن قرار دارد و ممان اینرسی مشخصی دارند. با فرض مذکور جرم‌ها تنها دو نوع حرکت دورانی و رفت و برگشتی خالص را تجربه می‌کنند.

در یک شاتون معمولی مورد استفاده در موتورهای فاصله مرکز جرم به یک انتها، نزدیکتر از انتهای دیگر است و همچنین همواره مرکز ضربه^۱ جایی بین نقطه مرکز جرم و نقطه انتهایی نزدیک به مرکز جرم است؛ در نتیجه می‌توان در این نوع شاتون‌ها مرکز ضربه را بر نقطه انتهایی نزدیک به مرکز جرم منطبق دانست. با این فرض جرم‌های متمرکز در دو انتهای شاتون قرار می‌گیرند و جرم هر یک از آن‌ها به صورت زیر بدست می‌آید [۱۲]. شکل ۴.۵ جرم‌های متمرکز شاتون‌های موتور را نشان می‌دهد.

$$m_A = \frac{l_{c1}m}{l_e} + m_e \quad (30.5)$$

$$m_B = \frac{l_{c2}m}{l_c} + m_c \quad (31.5)$$

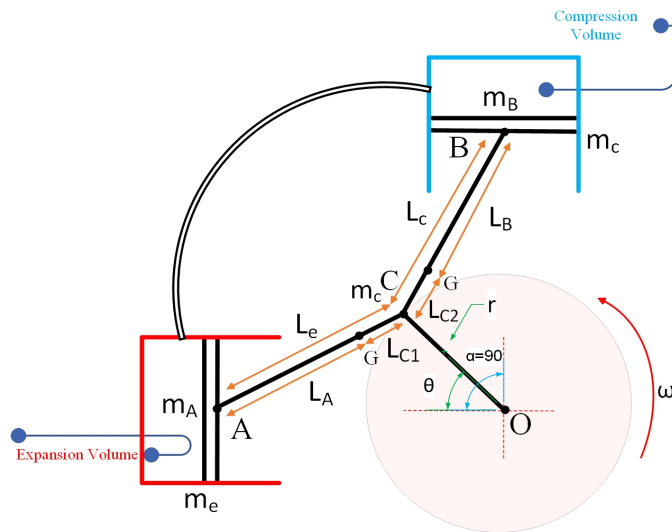
$$m_{c1} = \frac{l_A m}{l_e} \quad (32.5)$$

$$m_{c2} = \frac{l_B m}{l_c} \quad (33.5)$$

$$m_c = m_{c1} + m_{c2} \quad (34.5)$$

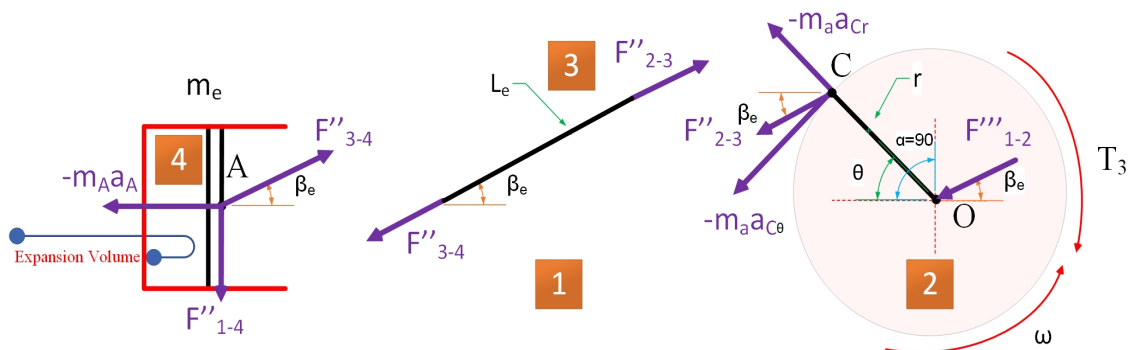
در روابط (۳۰.۵) تا (۳۴.۵)، m جرم شاتون‌های سرد و گرم است که با هم برابر فرض شده است. m_e جرم پیستون گرم و m_c جرم پیستون سرد است. چون حرکت جرم‌های سرد و گرم کاملاً رفت و برگشتی است پس با جرم‌های معادل رفت و برگشتی m_A و m_B به صورت مستقیم جمع شده‌اند.

^۱percussion



شکل ۴.۵: جرم های متمرکز شاتون های موتور

همانند بخش قبل برای محاسبه گشتاور ناشی از نیروهای اینرسی بر روی محور خروجی موتور دیاگرام آزاد مکانیزم حرکتی هر بخش از موتور رسم شده و سپس گشتاورهای اعمالی به محور خروجی محاسبه می شود. شکل ۵.۵ دیاگرام آزاد قسمت گرم موتور را با در نظر گرفتن نیروهای اینرسی جرم های متمرکز C و A را نشان می دهد.



شکل ۵.۵: دیاگرام آزاد قسمت گرم موتور برای نیروهای اینرسی

برای محاسبه روابط نیروهای اینرسی علاوه بر مشخص بودن جرم های A و C ، باید شتاب حرکتی آنها نیز مشخص باشد. رابطه شتاب نقطه A از رابطه (۹.۵) قابل محاسبه می باشد پس اکنون باید شتاب نقطه C نیز محاسبه گردد. بردار موقعیت نقطه C به صورت زیر می باشد.

$$R_C = \left(r \cos\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) \right) \hat{i} + \left(r \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) \right) \hat{j} \quad (۳۵.۵)$$

با دو بار مشتق گیری نسبت به زاویه θ به ترتیب روابط سرعت و شتاب نقطه C به صورت زیر

بدست می‌آید.

$$V_C = \left(-r\omega \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right)\right) \hat{i} + \left(r\omega \cos\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right)\right) \hat{j} \quad (36.5)$$

$$a_C = \left(-r\alpha \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) - r\omega^2 \cos\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right)\right) \hat{i} + \left(r\alpha \cos\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right) - r\omega^2 \sin\left(\theta - \frac{\pi}{2}\right)\right) \hat{j} \quad (37.5)$$

همچنین مولفه‌های شتاب نقطه C در راستای شعاع (r) و عمود بر آن (θ) به صورت زیر است.

$$a_{C_r} = r\omega^2 \quad (38.5)$$

$$a_{C_\theta} = r\alpha \quad (39.5)$$

با توجه به شکل ۵.۵ روابط تعادل نیروهای استاتیکی در جهت x و y برای پیستون گرم به صورت زیر است:

$$F''_{1-4} = F''_{3-4} \times \sin(\beta_e) \quad (40.5)$$

$$-m_A a_A = F''_{3-4} \times \cos(\beta_e) \quad (41.5)$$

حال با تقسیم دو طرف دو رابطه قبل بر هم و مرتب کردن آن‌ها خواهیم داشت:

$$F''_{1-4} = (-m_A a_A) \times \tan(\beta_e) \quad (42.5)$$

نیروهای داخلی، نیروی $(-m_c a_{c_r})$ و نیروی $(-m_A a_A)$ نسبت به نقطه O هیچ گشتاوری ایجاد نمی‌کنند. برای برآیند گشتاور حول نقطه O می‌توان نوشت:

$$\Sigma M_O = 0 \longrightarrow T_3 = (F''_{1-4} \times y_e) - (r \times (-m_c a_{c_\theta})) \quad (43.5)$$

T_3 گشتاور اعمالی به محور خروجی موتور اینرسی بخش گرم موتور می‌باشد.

شکل ۶.۵ دیاگرام آزاد مربوط به بخش سرد موتور برای نیروهای اینرسی را نشان می‌دهد. جرم متمرکز و نیروهای اینرسی ناشی از آن در بخش گرم موتور محاسبه شده است لذا در تحلیل نیروهای اینرسی بخش سرد موتور در نظر گرفته نمی‌شوند. اکنون با نوشتن روابط تعادل نیروها حول محورهای اصلی مانند قسمت قبل خواهیم داشت:

$$F''_{1-6} = (-m_B a_B) \times \tan(\beta_c) \quad (44.5)$$

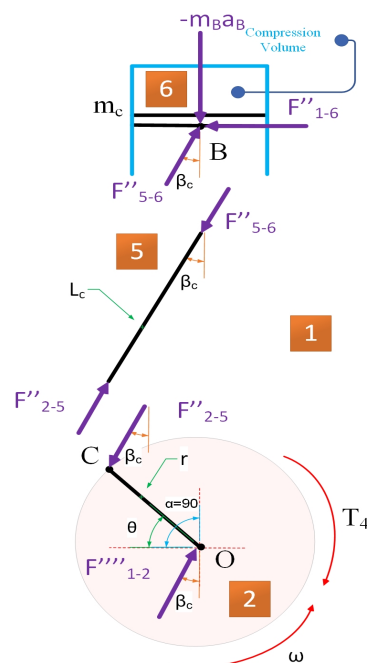
و با گشتاورگیری حول نقطه O داریم:

$$\Sigma M_O = 0 \longrightarrow T_4 = F''_{1-6} \times y_c \quad (45.5)$$

T_4 گشتاور اعمالی به محور خروجی موتور ناشی از اینرسی بخش سرد موتور می‌باشد.

گشتاور اعمالی به محور خروجی موتور ناشی از اینرسی از جمع روابط (۴۳.۵) و (۴۵.۵) بدست می‌آید.

$$T_{inertia} = T_3 + T_4 \quad (46.5)$$



شکل ۶.۵: دیاگرام آزاد قسمت سرد موتور برای نیروهای اینرسی

۳.۲.۱.۵ گشتاور ناشی از نیروهای اصطکاکی

مقدار گشتاور ناشی از نیروهای اصطکاکی موتور به ضرایب اصطکاک پیستون‌ها، یاتاقان‌ها و سایر اجزاء مکانیزم حرکتی وابسته است. خود این ضرایب نیز به فاکتورهای زیادی وابسته هستند پس مقدار این ضرایب به سادگی بدست نمی‌آید. از این رو معمولا برای یک موتور استرلینگ که به خوبی ساخته شده باشد، ۱۰ درصد و برای موتورهای با ساخت معمولی ۱۵ درصد از توان خروجی موتور به عنوان توان اتلافی ناشی از اصطکاک موتور در نظر گرفته می‌شود. جهت راحتی محاسبه توان تلف شده ناشی از اصطکاک، اسکولو^۱ و همکاران برای موتور استرلینگ نوع آلفا دو استوانه‌ای رابطه زیر را معرفی کرده‌اند [۲۵].

$$N_f = 3 \times 10^{-7} \times \left(\frac{30}{\pi}\omega\right)^{3.0154} \quad (۴۷.۵)$$

بنابراین رابطه گشتاور ناشی از نیروی اصطکاک به صورت زیر می‌باشد.

$$T_{fr} = \frac{N_f}{\omega} = 3 \times 10^{-7} \times \left(\frac{30}{\pi}\right)^{3.0154} \times \omega^{2.0154} \quad (۴۸.۵)$$

۴.۲.۱.۵ گشتاور ناشی از بار اعمالی به موتور

معادله گشتاور مصرفی توسط بار اعمالی به موتور بسته به نوع بار اعمالی متفاوت است. برای مثال هنگامی که محور موتور به یک دمنده یا کمپرسور سانتریفیوژی متصل باشد، گشتاور بار

^۱scollo

اعمالی برابر با ضریب بار اعمالی در توان دوم سرعت دورانی موتور است [۴۷].

$$T_{load} = C_{load} \times \omega^2 \quad (۴۹.۵)$$

که C_{load} ضریب بار است. مقدار این ضریب برای هر موتور متفاوت است و از طریق آزمایشات تجربی مشخص می‌گردد. معمولاً مقدار ضریب بار بسته به بارگذاری در حدود ۵×۱۰^{-۵} تا ۱۵×۱۰^{-۵} در نظر گرفته می‌شود.

بار خروجی به عنوان یک متغیر در نظر گرفته شده است و می‌تواند هر نوع بار خارجی باشد. همواره می‌توان معادله آن را با معادله بار خروجی مورد نظر جایگزین کرد. به منظور بررسی تعادل بین فشار در حجم‌های کاری و اصطکاک داخلی قطعات، اندازه بار خارجی برابر صفر در نظر گرفته می‌شود.

۲.۵ ترکیب و حل روابط دینامیکی و ترمودینامیکی

اگر α شتاب دورانی محور خروجی و I مجموع ممان اینرسی قطعات متحرک موتور باشد، با توجه به تعادل گشتاورها داریم:

$$I\alpha = T_{press} + T_{inertia} - T_{fr} - T_{load} \quad (۵۰.۵)$$

$$\alpha = \frac{\omega_{i+1} - \omega_i}{dt} \quad (۵۱.۵)$$

$$\omega_{i+1} = \omega_i + \frac{I}{dt}(T_{press} + T_{inertia} - T_{fr} - T_{load}) \quad (۵۲.۵)$$

$$\theta_{i+1} = \theta_i + \omega_{n+1}dt \quad (۵۳.۵)$$

که i مرحله زمانی است.

بازده حرارتی از نسبت کار خروجی به انرژی ورودی محاسبه می‌گردد. انرژی ورودی به سیستم (Q_h) با توجه به روابط فصل ۲ قابل محاسبه است. معلوم شدن گشتاور خروجی و سرعت دورانی موتور می‌توان بازده حرارتی را محاسبه کرد.

$$\eta_{th} = \frac{\text{کار خروجی}}{\text{انرژی ورودی}} = \frac{T \cdot \omega}{Q_h} \quad (۵۴.۵)$$

روابط دینامیکی حاکم بر موتور استرلینگ نوع آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده در جدول ۱.۵ به صورت یکجا ارائه شده است. با ترکیب کردن روابط دینامیکی حاکم بر موتور با روابط ترمودینامیکی که در فصل ۳.۲ بدست آمده است می‌توان رفتار گذرای موتور در مرحله راه‌اندازی را پیش‌بینی کرد. در هر لحظه با استفاده از مدل دینامیکی موتور و با معلوم بودن فشار گاز در حجم‌های کاری موتور، ممان اینرسی اجزاء متحرک موتور، نیروهای اصطکاکی و نیروهای خارجی می‌توان گشتاور اعمالی به موتور را به دست آورد. با انتگرال‌گیری نسبت به زمان از معادلات حرکت چرخشی، سرعت دوران لحظه‌ای موتور به دست خواهد آمد، که مقدار

متغیرهای آنی فشار و سایر پارامترهای ترمودینامیکی در حجم‌های کاری را تحت تاثیر قرار می‌دهد. بنابراین تغییرات گذرا در مشخصات سیال در حجم‌های کاری و همچنین رفتار دینامیکی مکانیزم حرکتی موتور باید به طور همزمان و با استفاده از ترکیب تحلیل دینامیکی و ترمودینامیکی موتور مورد توجه قرار گیرند. شکل ۷.۵ فلوچارت حل ترکیبی ترمودینامیکی و دینامیکی را نشان می‌دهد.

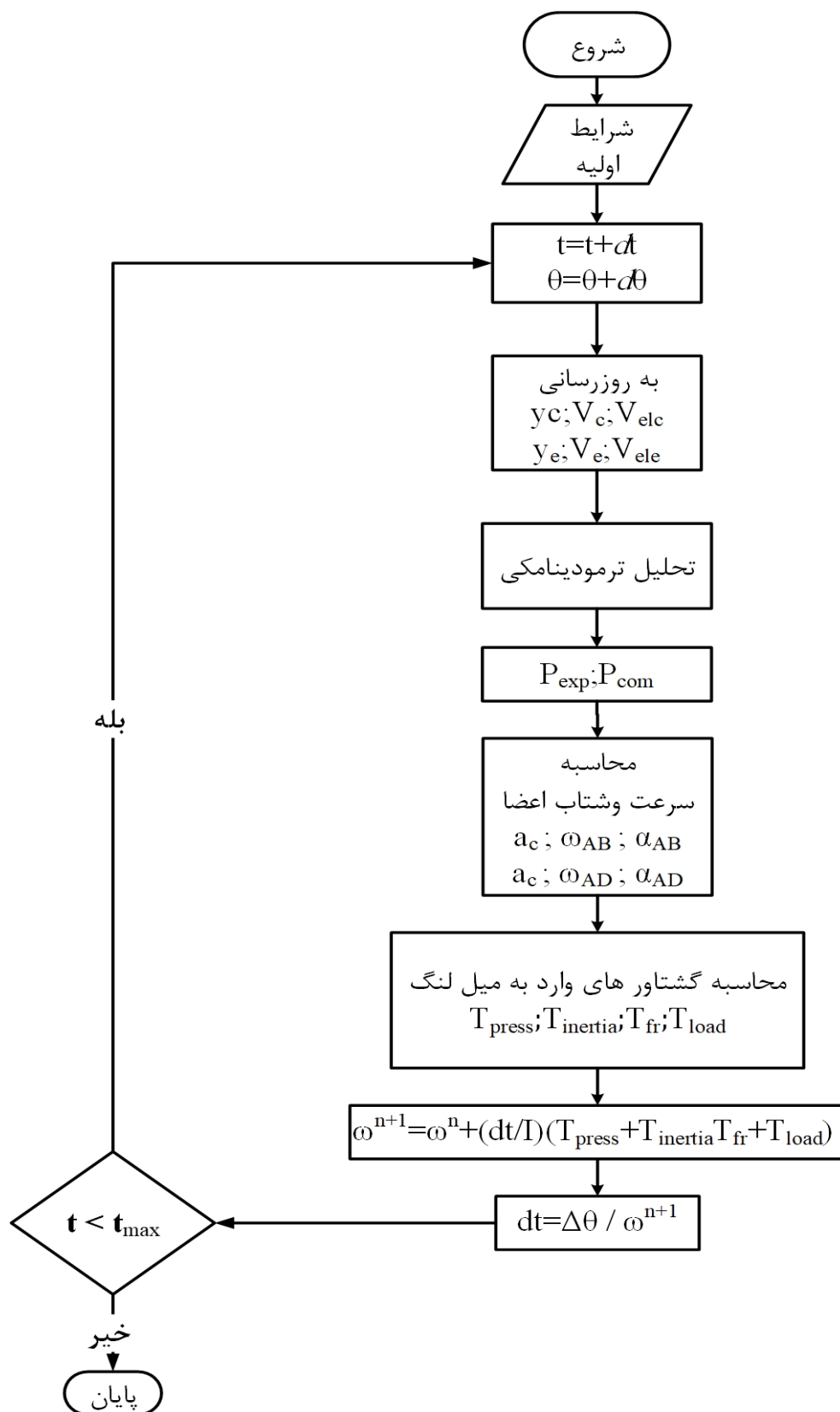
جدول ۱.۵: روابط دینامیکی حاکم

ردیف	رابطه
۱	$\beta_e = \arcsin\left(\frac{r \sin(\theta)}{l_e}\right)$
۲	$\beta_c = \arcsin\left(\frac{r \cos(\theta)}{l_c}\right)$
۳	$y_e = -r \cos(\theta) + l_e \cos(\beta_e)$
۴	$y_c = r \sin(\theta) + l_c \cos(\beta_c)$
۵	$\omega_{OB} = \frac{r\omega \sin(\theta)}{l_c \cos(\beta_c)}$
۶	$\omega_{OA} = \frac{r\omega \cos(\theta)}{l_e \cos(\beta_e)}$
۷	$\alpha_{OB} = \frac{r\omega^2 \cos(\theta) + r\alpha \sin(\theta) + l_c\omega_{OB}^2 \sin(\beta_c)}{l_c \cos(\beta_c)}$
۸	$\alpha_{OA} = \frac{-r\omega^2 \sin(\theta) + r\alpha \cos(\theta) + l_e\omega_{OA}^2 \sin(\beta_e)}{l_e \cos(\beta_e)}$
۹	$v_e = r\omega \sin(\theta) - l_e\omega_{OA} \sin(\beta_e)$
۱۰	$v_c = r\omega \cos(\theta) - l_c\omega_{OB} \sin(\beta_c)$
۱۱	$a_e = r\omega^2 \cos(\theta) + r\alpha \sin(\theta) - l_e\omega_{OA}^2 \cos(\beta_e) - l_e\alpha_{OA} \sin(\beta_e)$
۱۲	$a_c = -r\omega^2 \sin(\theta) + r\alpha \cos(\theta) - l_c\omega_{OB}^2 \cos(\beta_c) - l_c\alpha_{OB} \sin(\beta_c)$
۱۳	$T_1 = ((P_{exp} - P_{atm}) \times A_e \times \tan(\beta_e)) \times y_e$
۱۴	$T_2 = ((P_{com} - P_{atm}) \times A_c \times \tan(\beta_c)) \times y_c$

ادامه در صفحه بعد

جدول ۱.۵ - ادامه صفحه قبل

رابطه	ردیف
$T_{press} = T_1 + T_2$	۱۵
$m_A = \frac{l_{c1}m}{l_e} + m_e$	۱۶
$m_B = \frac{l_{c2}m}{l_c} + m_c$	۱۷
$m_c = \frac{l_A m}{l_e} + \frac{l_B m}{l_c}$	۱۸
$a_{C_\theta} = r\alpha$	۱۹
$T_3 = (F''_{1-4} \times y_e) - (r \times (-m_c a_{c_\theta}))$	۲۰
$T_4 = (-m_B a_B) \times y_c \times \tan(\beta_c)$	۲۱
$T_{inertia} = T_3 + T_4$	۲۲
$T_{fr} = \frac{N_f}{\omega} = 3 \times 10^{-7} \times (\frac{30}{\pi})^{3.0154} \times \omega^{2.0154}$	۲۳
$T_{load} = C_{load} \times \omega^2$	۲۴
$T_{total} = T_{press} + T_{inertia} + T_{fr} + T_{load}$	۲۵
$\alpha = \frac{\omega_{i+1} - \omega_i}{dt}$	۲۵
$\omega_{i+1} = \omega_i + \frac{I}{dt}(T_{press} + T_{inertia} - T_{fr} - T_{load})$	۲۶
$dt = \frac{\theta_{i+1} - \theta_i}{\omega_{n+1}}$	۲۷
$\eta_{th} = \frac{T \cdot \omega}{Q_h}$	۲۸



شکل ۷.۵: فلوچارت حل عددی تحلیل ترکیبی ترمودینامیکی و دینامیکی

۳.۵ بهینه‌سازی دینامیکی

همانطور که قبلاً گفته شد سرعت موتور وابسته به عواملی مانند ابعاد و جرم قطعات متحرک است موتور است. نتایج تحلیل های عددی و حتی تست های تجربی نشان می دهد سرعت نهایی موتور دارای نوسان بوده و ثابت نیست. برای کاهش نوسانات سرعت معمولاً یک جرم اضافی مانند چرخ طیار به موتور اضافه می گردد. جرم و ممان اینرسی چرخ طیار تاثیر مستقیم در کاهش نوسانات سرعت خروجی دارد. بنابراین بهینه سازی در دو حالت انجام می شود.

ابتدا در حالت اول سطح مقطع و جرم پیستون ها، فقط جرم و اندازه لیک های مکانیزم به عنوان متغیرهای طراحی در نظر گرفته می شوند. سپس در حالت دوم ممان اینرسی به سایر متغیرهای طراحی افزوده شده و با سایر متغیرها بهینه می گردد تا نوسانات سرعت موتور کاهش یابد. پارامترهای هندسی موتور برای کاهش نوسانات سرعت پایا موتور انتخاب می شوند و سایر پارامترهای ترمودینامیکی ثابت هستند. نوع سیال کاری هلیوم فرض شده است و سایر مقادیر ترمودینامیکی در جدول ۳.۵ ذکر است. اکنون می توان بهترین مقدار پارامترها برای کمترین نوسان سرعت ممکن را با استفاده از الگوریتم های تکاملی که در بسیاری از مشکلات مهندسی عملی مورد استفاده قرار می گیرد، به دست آورد.

در این مطالعه، از الگوریتم ژنتیک (GA)، الگوریتم پرندگان (PSO) و الگوریتم رقابت امپریالیستی (ICA) که در فصل ۳ معرفی شده است، برای بهینه سازی استفاده شده است. در محدوده سرعت پایا، تغییرات سرعت نیز تقریباً ثابت است؛ بنابراین میانگین تغییرات سرعت (فاصله عمودی دره تا قله (نمودار شکل ۸.۵)) در ۵ ثانیه انتهایی هر تحلیل به عنوان تابع هدف در نظر گرفته شده است. پارامترهای بهینه سازی مختلف مورد استفاده در جدول ۴.۵ ارائه شده است.

برای مقایسه بهتر بین الگوریتم های بهینه سازی، اندازه جمعیت و حداکثر تعداد تکرارها یکسان برای همه الگوریتم ها در نظر گرفته می شوند. همچنین فرض شده است سرعت نهایی موتور کمتر از ۲۳۵۰ دور بر دقیقه نیست و از ۲۶۵۰ دور بر دقیقه تجاوز نمی کند. بنابراین در بهینه سازی محدودیت سرعت نهایی داریم که باید در الگوریتم این محدودیت لحاظ گردد.

جدول ۲.۵: بازه جستجو برای متغیرهای طراحی (واحد تمامی پارامترها متر می باشد)

متغیرها	m_{conn}	m_h	m_c	r	$l_c = l_e$	$A_c = A_e$	جرم شاتون ها
کمینه	۰/۱	۰/۵	۰/۱	۰/۰۱	۰/۰۷	۰/۰۰۳	جرم پیستون سرد طول لنگ طول شاتون ها سطح پیستون ها
بیشینه	۰/۳	۳	۰/۶	۰/۰۶	۰/۳	۰/۰۰۸	

جدول ۳.۵: مقادیر پارامترهای ترمودینامیکی

پارامتر	مقدار	واحد
فشار شارژ اولیه (P_{charge})	۱۰	bar
دمای مبدل سرد (T_k)	۲۳۸	K°
دمای مبدل گرم (T_h)	۹۲۳	K°
حجم جابه‌جایی سیلندرها ی گرم و سرد ($V_{sw_c} \& V_{sw_e}$)	۴۰۰	cm^3
حجم مرده سیلندرها ی گرم و سرد ($V_{dc} \& V_{de}$)	۱۵	cm^3
قطر داخلی لوله‌های مبدل خنک کن (d_k)	۰/۰۰۲۱۸	m
طول مؤثر لوله‌های مبدل خنک کن (l_k)	۰/۱۲۵	m
تعداد لوله‌های مبدل خنک کن (num_{cooler})	۱۷۹	—
قطر داخلی لوله‌های مبدل گرم کن (d_h)	۰/۰۰۶۶۴	m
طول مؤثر لوله‌های مبدل گرم کن (l_h)	۰/۳۶۷	m
تعداد لوله‌های مبدل گرم کن (num_{heater})	۸	—
طول مؤثر بازیاب (l_r)	۰/۰۷	m
تخلخل بازیاب حرارت (po)	۰/۸۰۴۴۶۲	—
قطر سیم‌های بازیاب حرارت (d_{wire})	۰/۰۰۱۷۸	m
قطر داخلی بدنه بازیاب حرارت (d_{omat})	۰/۱۰۲	m

جدول ۴.۵: پارامترهای استفاده‌شده در الگوریتم‌های بهینه‌سازی

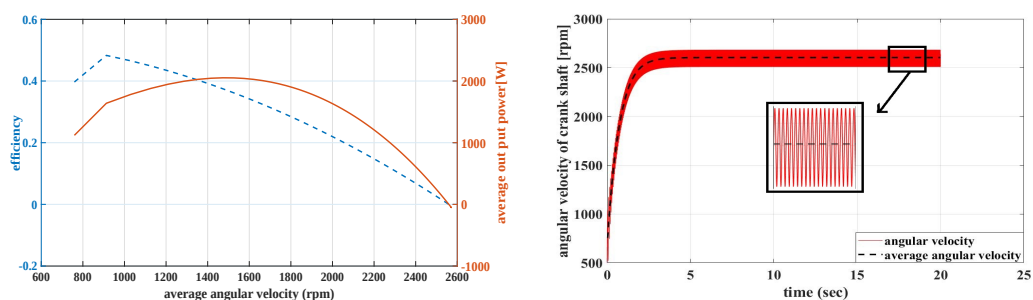
مقدار	نام الگوریتم	پارامتر
۱۰۰	GA	حداکثر تعداد تکرارها (Maximum number of iterations)
	PSO	
	ICA	
۱۵	GA	تعداد جمعیت (Population size)
	PSO	
	ICA	
۰/۸	GA	ضریب ترکیب (Crossover coefficient)
		ضریب جهش (Mutation coefficient)
۰/۵	PSO	وزن اینرسی (سرعت) (Inertia weight (velocity))
		ضریب کاهش وزن اینرسی (Reduction factor of inertia weight)
۲	PSO	ضریب یادگیری فردی (Cognitive (individual) learning coefficient)
		ضریب یادگیری اجتماعی (Social (group) learning coefficient)
۱۰	ICA	تعداد استعمارگرها (Number of imperialists)
		ضریب جذب (Assimilation coefficient)
۰/۱	ICA	ضریب انقلاب (Revolution coefficient)
		ضریب میانگین ارزش مستعمرات (Colonies mean cost coefficient)

۱.۳.۵ بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱

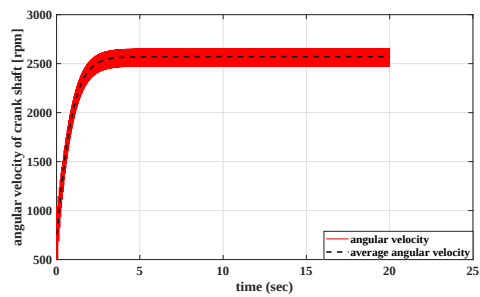
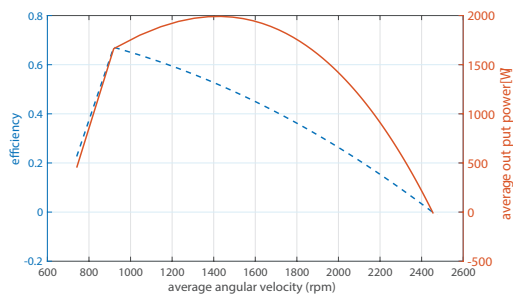
در این حالت سطح مقطع و جرم پیستون‌ها، فقط جرم و اندازه لیک‌های مکانیزم به عنوان متغیرهای طراحی در نظر گرفته می‌شوند. مقدار ممان اینرسی ثابت $1/10$ فرض شده‌است. نتایج بهینه‌سازی برای ممان اینرسی ثابت $1/10$ در جدول ۵.۵ نشان داده شده‌است. علاوه بر این، نمودارهای سرعت چرخشی موتور، توان خروجی و بازده حرارتی برای موتورهای اصلی و بهینه با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO و ICA، به ترتیب در شکل‌های ۸.۵ تا ۱۱.۵ نشان داده شده‌است.

مقادیر بهینه داده‌ها در جدول ۵.۵ برای نشان می‌دهد که:

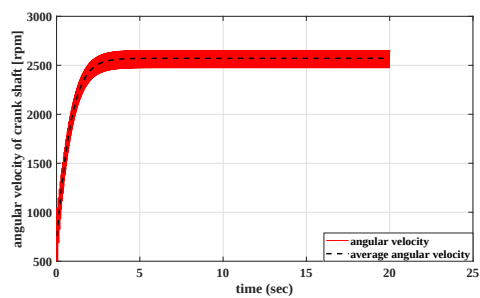
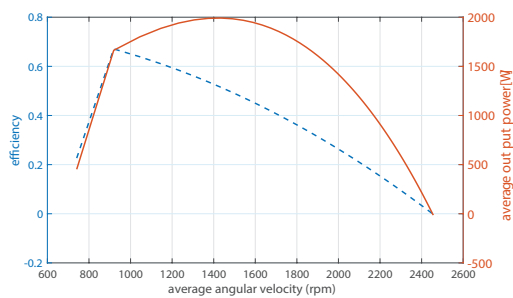
- الگوریتم‌های GA، PSO و ICA توانسته‌اند مقادیر بهینه‌ای را جست‌وجو کنند که حدوداً ۲۰ تا ۲۵ درصد نوسانات سرعت پایای موتور کاهش یافته‌است.
- علاوه بر کاهش نوسانات سرعت خروجی، مقدار بازده حرارتی نیز افزایش یافته‌است.
- دو الگوریتم PSO و ICA علاوه بر کاهش نوسانات سرعت مقدار بهینه‌ای که را جست‌وجو کرده‌اند که باعث افزایش مقدار توان خروجی موتور شده‌است.
- با چند آزمایش در مورد سطح مقطع پیستون‌ها معلوم گردید که کاهش مقدار سطح مقطع پیستون‌ها بیشترین نتیجه را در کاهش نوسانات سرعت پایای موتور دارد.
- همچنین آزمایش‌ها نشان می‌دهد که مقدار جرم پیستون گرم همواره بیشتر از جرم پیستون سرد باید باشد.
- روش ICA بهترین نتیجه را در بین سه روش بهینه‌سازی برای این طرح از موتور استرلینگ دارد. این الگوریتم بیشترین توان خروجی، بازده حرارتی، سرعت چرخشی و کمترین نوسانات سرعت پایا را جست‌وجو کرده‌است.



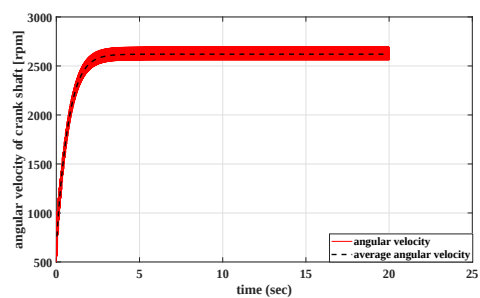
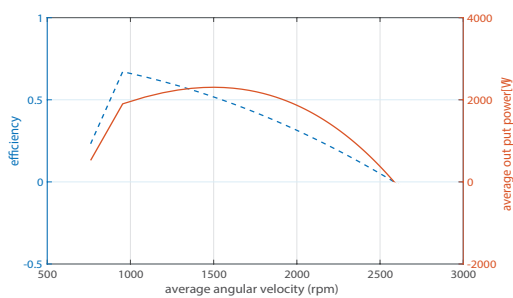
(ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور
 (آ) سرعت چرخشی موتور
 شکل ۸.۵: نمودارهای عملکردی موتور با مکانیزم اصلی [۱۲]



(آ) سرعت چرخشی موتور
 (ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور
 شکل ۹.۵: بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱ با روش GA



(آ) سرعت چرخشی موتور
 (ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور
 شکل ۱۰.۵: بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱ با روش PSO



(آ) سرعت چرخشی موتور با مکانیزم اصلی
 (ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور
 شکل ۱۱.۵: بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱ با روش ICA

جدول ۵.۵: نتایج بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۱ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر اصلی
مرجع [۱۲]	GA	PSO	ICA	
$m_{conn}(kg)$	۰/۲۳۰۸	۰/۲۴۱۲	۰/۲۶۹۸	۰/۱۶
$m_h(kg)$	۲/۳۸۱۶	۱/۵۷۵۶	۱/۰۴۸	۱/۲۴
$m_c(kg)$	۰/۳۲۳۲	۰/۵۰۵۹	۰/۶	۰/۳۱
$r(m)$	۰/۰۴۰۷۸۵	۰/۰۴۶۳۹	۰/۰۵۹۷	۰/۰۳۳۴۱
$l_e = l_c(m)$	۰/۰۹۳۳۷	۰/۱۴۵۷	۰/۱۴۱۵	۰/۱۸۳۴
$A_e = A_c(m^2)$	۰/۰۰۴۱۴	۰/۰۰۳۸۱	۰/۰۰۳	۰/۰۰۶۱۲۱
$power(W)$	۱۹۹۱	۲۱۹۶	۲۳۰۵	۲۰۲۵
$\eta_{th}(\%)$	۵۱/۴۵	۵۱/۲	۵۱/۶۲	۳۷/۴۸
$\omega(rpm)$	۱۴۳۵	۱۴۷۳	۱۵۰۳	۱۴۷۲
$power(W)$	۱۶۶۳	۱۸۱۵	۱۹۰۱	۱۶۳۹
$\eta_{th}(\%)$	۶۷/۱	۶۶/۶۳	۶۷/۱۲	۴۸/۳۰
$\omega(rpm)$	۹۱۹	۹۳۵	۹۵۳	۹۱۳
$\omega_{end}(rpm)$	۲۴۹۰	۲۵۸۰	۲۶۲۰	۲۵۷۱
نوسانات (rpm)	۱۳۴/۲۵	۱۴۳/۰۷	۱۳۳/۷۲	۱۷۷/۰۷
درصد	۲۴/۱۸	۱۹/۲۰	۲۴/۴۸	—
کاهش نوسانات (%)				

در توان بیشینه در بازده بیشینه

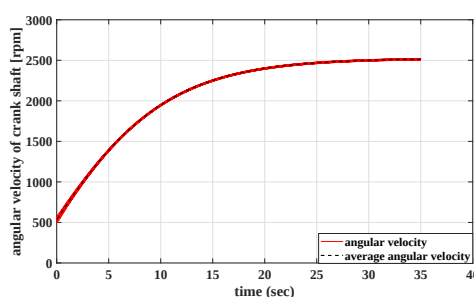
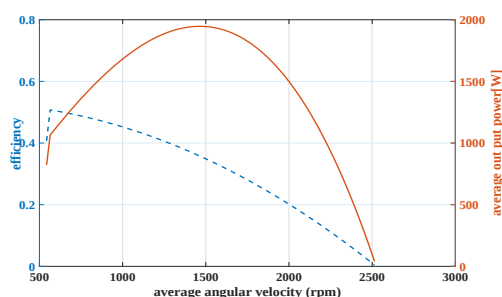
۲.۳.۵ بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲

در این حالت ممان اینرسی به عنوان متغیر طراحی در نظر گرفت می‌شود و مقدار مجاز آن، ۰/۹ تا ۰/۹ فرض شده است. مقدار و نتایج بهینه‌سازی در جدول ۶.۵ نشان داده شده است. همچنین، نمودارهای سرعت چرخشی موتور، توان خروجی و بازده حرارتی برای موتورهای

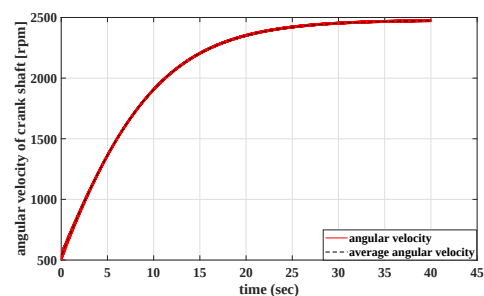
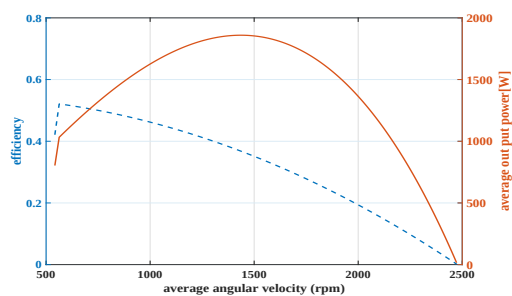
اصلی و بهینه با استفاده از الگوریتم‌های GA، PSO و ICA، به ترتیب در شکل‌های ۱۲.۵ تا ۱۵.۵ نشان داده شده‌است.

مقادیر بهینه داده‌ها در جدول ۶.۵ برای نشان می‌دهد که:

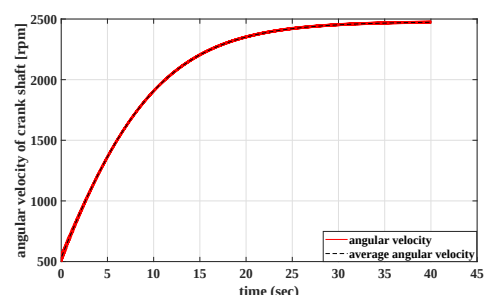
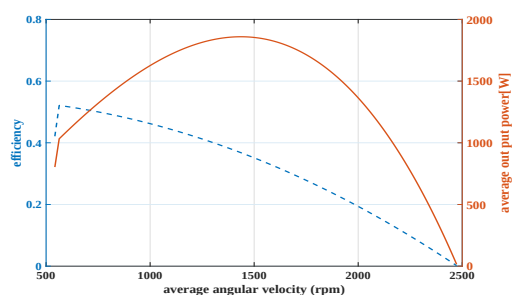
- افزایش مقدار ممان اینرسی همواره باعث کاهش مقدار نوسانات سرعت می‌گردد.
- افزایش مقدار ممان اینرسی باعث می‌شود که موتور در مدت زمان بیشتری به سرعت پایا خود برسد. به عبارت دیگر افزایش ممان اینرسی باعث کاهش عکس‌العمل موتور استرلینگ می‌گردد.
- سه الگوریتم GA، PSO و ICA توانسته‌اند مقادیر بهینه‌ای را جست‌وجو کنند که حدود ۲۳ تا ۲۷ درصد نوسانات سرعت پایای موتور را کاهش یافته است
- در حالی که نوسانات پایا کاهش یافته است مقدار بازده حرارتی موتور نیز افزایش یافته است.
- آزمایش‌ها نشان می‌دهد که مقدار جرم پیستون گرم همواره بیشتر از جرم پیستون سرد باید باشد.
- الگوریتم رقابت استعماری بهترین نتیجه را در بین سه روش بهینه‌سازی برای این طرح از موتور استرلینگ دارد. این الگوریتم کمترین نوسان سرعت پایا را جست‌وجو کرده است که دارای بیشترین بازده حرارتی است.



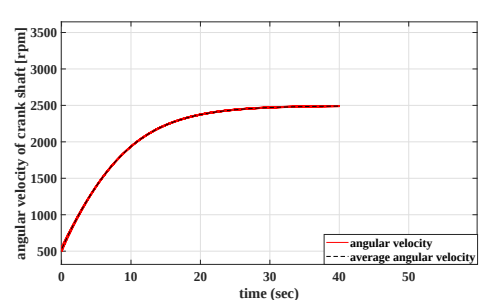
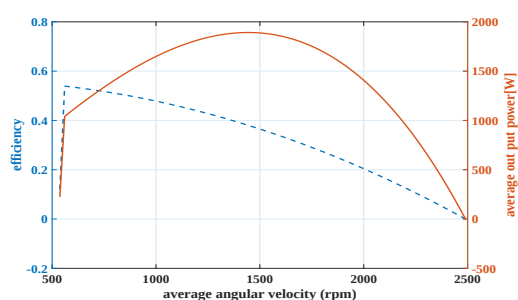
(آ) سرعت چرخشی موتور (ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور
شکل ۱۲.۵: نمودارهای عملکردی موتور با مکانیزم اصلی [۱۲]



(آ) سرعت چرخشی موتور
شکل ۱۳.۵: بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲ با روش GA (ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور



(آ) سرعت چرخشی موتور
شکل ۱۴.۵: بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲ با روش PSO (ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور



(آ) سرعت چرخشی موتور
شکل ۱۵.۵: بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲ با روش ICA (ب) توان خروجی و بازده حرارتی موتور

جدول ۶.۵: نتایج بهینه‌سازی دینامیکی حالت ۲ برای موتور نوع آلفا با مکانیزم لنگ‌ولغزنده

مقادیر اصلی	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	مقادیر بهینه	
ICA	PSO	GA	مرجع [۱۲]	
۰/۹	۰/۹	۰/۹	۰/۹	I
۰/۳	۰/۳	۰/۲۴۴۵	۰/۱۶	$m_{conn}(kg)$
۲/۸۲۰۱	۲/۱۵۱۶	۲/۶۷۶۱	۱/۲۴	$m_h(kg)$
۰/۶	۰/۴۲۷۸	۰/۵۱۴۳	۰/۳۱	$m_c(kg)$
۰/۰۳۶۶	۰/۰۴۰۴	۰/۰۴۱۰	۰/۰۳۳۴۱	$r(m)$
۰/۸۳۳۱	۰/۱۱۰۴	۰/۱۰۱۲	۰/۱۸۳۴	$l_e = l_c(m)$
۰/۰۰۵۳۴۴	۰/۰۰۵۱۷	۰/۰۰۴۸	۰/۰۰۶۱۲۱	$A_e = A_c(m^2)$
۱۸۹۱	۲۱۶۹	۱۸۵۳	۱۸۹۷	$power(W)$
۳۷/۱	۳۶/۹۶	۳۷/۷۱	۳۵/۸۶	$\eta_{th}(\%)$
۱۴۴۴	۱۵۱۶	۱۴۳۵	۱۴۶۲	$omega(rpm)$
۱۰۴۱	۱۱۴۷	۱۰۲۵	۱۰۶۴	$power(W)$
۵۳/۹۱	۵۲/۵۳	۵۳/۵۶	۵۰/۷۳	$\eta_{th}(\%)$
۵۶۰	۵۶۴	۵۵۹	۵۶۴	$omega(rpm)$
۲۴۸۹	۲۶۱۹	۲۴۷۲	۲۵۱۴	$omega_{end}(rpm)$
۱۶/۹۷	۱۷/۸۸	۱۷/۲	۲۳/۵۱	نوسانات (rpm)
۹۰/۴۱	۸۹/۹۰	۹۰/۲۸	۸۶/۷۲	درصد کاهش نوسانات
				نسبت به ممان ۰/۱
۲۷/۸۱	۲۳/۹۴	۲۶/۸۳	—	درصد کاهش نوسانات
				نسبت به ممان ۰/۹

در توان پیشنهادی در بازده پیشنهادی

فصل ۶

نتیجه گیری و پیشنهادات

۱.۶ نتیجه گیری بهینه سازی سینماتیکی

در این بخش نتایج سنتز ابعادی موتور استرلینگ با در نظر گرفتن چهار چیدمان مختلف (آلفا با مکانیزم لنگ ولغزنده، بتا با مکانیزم لنگ ولغزنده، گاما با مکانیزم لنگ ولغزنده، آلفا با مکانیزم راس) بیان شده است. متغیرهای طراحی پارامترهای هندسی مانند طول لینک ها و شعاع پیستون ها هستند. حداکثر و حداقل فشار موتور و مکان اشغالی توسط موتور محدودیت های طراحی بوده اند. تابع هدف، حداکثر کار خروجی موتور در نظر گرفته شده است. این مسئله بهینه سازی برای طرح های مختلف و با استفاده از سه الگوریتم بهینه سازی فراابتکاری (GA، PSO، ICA) حل شده است.

با در نظر گرفتن حداکثر و حداقل فشار موتور و فضای اشغال شده توسط موتور برای هریک از چیدمان های مختلف به عنوان محدودیت طراحی، و با توجه به نتایج ارائه شده می توان نتیجه گرفت که :

- اختلاف دما پایین یا اختلاف دمای بالا در موتور استرلینگ یک ویژگی ذاتی در هر چیدمان است و حتی با تغییر طول لینک ها، این خاصیت را حفظ کرده است.
- می توان دریافت که صرف نظر از پارامترهای دیگر، افزایش مقدار طول میل لنگ، منجر به کار خروجی بالاتر شده است.

- فارق از اثر سایر پارامترها، تغییرات مقدار طول شاتون در مکانیزم لنگ و لغزنده منجر به تغییرات کار خروجی کمتری گردیده است.
- می توان گفت اگر شعاع پیستون های انبساط و انقباض با هم زیاد شده باشند، کار خروجی موتور بهبود یافته است. اما افزایش در یکی از دو شعاع نتیجه خوبی نداشته است.
- دو موتور استرلینگ با یک اندازه ابعادی می تواند کارهای خروجی متفاوتی داشته باشند. پس همواره می توان در فضای مکانی محدود بهترین ابعاد موتور را پیدا کرده تا بیشترین کار خروجی موتور حاصل گردد.
- الزامی وجود ندارد که موتور با اندازه ابعاد بزرگتر و فضای اشغالی بیشتر کار خروجی بیشتری داشته باشد.
- با اعمال محدودیت فشار مقایسه بین سه روش بهینه سازی نشان می دهد که PSO و ICA نتایج بهتری نسبت به GA داشته اند.
- با اعمال محدودیت فشار و فضای اشغالی توسط موتور استرلینگ مقایسه بین سه روش بهینه سازی نشان می دهد که PSO و GA نتایج بهتری نسبت به ICA دارند.
- با محدود کردن فشار، نوع آلفا برای به حداکثر رساندن کار خروجی بر اساس تغییر پارامترهای هندسی، بهترین نتیجه را نسبت به بتا و گاما داشته است.

۲.۶ نتیجه گیری بهینه سازی دینامیکی

در این بخش به بررسی نتایج سنتز ابعادی موتور استرلینگ با هدف کاهش نوسانات پایای سرعت موتور استرلینگ پرداخته شده است. متغیرهای طراحی، پارامترهای هندسی مانند طول و جرم لینک ها، جرم و سطح مقطع پیستون ها و ممان اینرسی بوده اند. مقدار سرعت نهایی موتور محدودیت طراحی بوده است. تابع هدف، کمترین مقدار نوسان سرعت در محدوده پایا در نظر گرفته شده است. این مسئله بهینه سازی برای موتور استرلینگ نوع آلفا با مکانیزم لنگ و لغزنده و با استفاده از سه الگوریتم بهینه سازی فراابتکاری (ICA، PSO، GA) حل شده است. با توجه به نتایج ارائه شده می توان نتیجه گرفت که :

- افزایش مقدار ممان اینرسی همواره بدون در نظر گرفتن سایر پارامترها باعث کاهش نوسانات سرعت گردیده است.
- افزایش ممان اینرسی باعث کاهش عکس العمل موتور و در نتیجه باعث شده است که موتور در زمان بیشتری به سرعت پایای خود برسد.

- افزایش ممان اینرسی باعث کاهش بازده حراراتی در توان خروجی ماکسیمم گردیده است.
- با وجود محدودیت سرعت نهایی موتور و بدون تغییر ممان اینرسی مقدار نوسان سرعت به طور متوسط ۲۵ درصد کاهش یافته است.
- با انتخاب ممان اینرسی به عنوان متغیر طراحی میزان نوسانات سرعت تا ۹۰/۴۱ درصد کاهش یافته است.
- الگوریتم رقابت استعماری بهترین نتیجه را در کاهش نوسانات سرعت در محدوده پایا داشته است.
- با وجود محدودیت سرعت نهایی موتور استرلینگ در ضمن کاهش نوسانات سرعت پایا، توان خروجی و بازده حرارتی افزایش یافته است.

۳.۶ پیشنهادات

- با توجه به نتایج بدست آمده، آزمایش‌های انجام شده و تجربه‌های حاصله در طول انجام این تحقیق برای طراحی یک موتور استرلینگ بهینه موارد زیر برای مطالعات و پژوهش‌های آینده موارد ذیل پیشنهاد گردیده است:
- استفاده از دیگر الگوریتم‌های بهینه‌سازی فراابتکاری و سپس مقایسه آن‌ها با نتایج بدست آمده
 - نشی سیال عامل یکی از موارد شایع در موتورهای استرلینگ است؛ می‌توان در تحلیل‌ها نشی سیال عامل را نیز در نظر گرفت
 - بهبود مدل ترمودینامیکی با در نظر گرفتن حرارات اتلافی و بازدهی مبدل‌های حرارتی و بازیاب
 - بررسی و بهینه‌سازی نوسانات سرعت پایای برای دیگر انواع موتور استرلینگ با مکانیزم‌های مختلف
 - افزودن پارامترهای ترمودینامیکی به سایر متغیرهای طراحی و انجام بهینه‌سازی جدید
 - بهبود بخشیدن مدل دینامیکی با در نظر گرفتن جرم گسترده، ضریب طراحی و سایر عوامل که در این مطالعه از آن جهت سادگی مدل‌سازی صرف نظر شده است.

- [1] J. Conti, P. Holtberg, J. Diefenderfer, A. LaRose, J. T. Turnure, and L. Westfall, "International energy outlook 2019 with projections to 2050," tech. rep., USDOE Energy Information Administration (EIA), Washington, DC (United States ..., 2019.
- [2] M. H. Ahmadi, A. H. Mohammadi, and S. Dehghani, "Evaluation of the maximized power of a regenerative endoreversible stirling cycle using the thermodynamic analysis," *Energy Conversion and Management*, vol.76, pp.561–570, 2013.
- [3] M. H. Ahmadi, A. H. Mohammadi, S. Dehghani, and M. A. Barranco-Jimenez, "Multi-objective thermodynamic-based optimization of output power of solar dish-stirling engine by implementing an evolutionary algorithm," *Energy conversion and Management*, vol.75, pp.438–445, 2013.
- [4] G. Walker, "Stirling engines," 1980.
- [5] M. H. Ahmadi, H. Hosseinzade, H. Sayyaadi, A. H. Mohammadi, and F. Kimiaghali, "Application of the multi-objective optimization method for designing a powered stirling heat engine: design with maximized power, thermal efficiency and minimized pressure loss," *Renewable Energy*, vol.60, pp.313–322, 2013.
- [6] M. H. Ahmadi, M. A. Ahmadi, A. Mellit, F. Pourfayaz, and M. Feidt, "Thermodynamic analysis and multi objective optimization of performance of solar dish stirling engine by the centrality of entransy and entropy generation," *International Journal of Electrical Power & Energy Systems*, vol.78, pp.88–95, 2016.
- [7] T. Finkelstein, "Air engines: the history, science, and reality of the perfect engine/theodor finkelstein, allan j," *Organ*, 2001.
- [8] D. Erol, H. Yaman, and B. Doğan, "A review development of rhombic drive mechanism used in the stirling engines," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol.78, pp.1044–1067, 2017.

-
- [9] W. Beale, "Understanding stirling engines. technical paper," tech. rep., Volunteers in Technical Assistance, Inc., Arlington, VA (USA), 1984.
- [10] G. Walker and J. R. Senft, "Free-piston stirling engines," in *Free piston stirling engines*, pp.23–99, Springer, 1985.
- [11] R. Li, *Applications of Stirling engine in sustainable development: context-experimental and numerical study*. Ph.D. thesis, Paris 10, 2017.
- [۱۲] محسن افضلی اشکذری، "تحلیل دینامیکی مکانیزم لنگ‌ولغزنده V-شکل در موتور استرلینگ"، پایان‌نامه کارشناسی‌ارشد، دانشکده مکانیک، دانشگاه تربیت‌مدرس، ۱۳۹۲.
- [13] W. A. Wong, S. D. Wilson, and J. Collins, "Advanced stirling convertor development for nasa radioisotope power systems," 2015.
- [14] A. Simet, "Packing a punch; available from: [http://biomassmagazine.com/articles/12404/packing a punch](http://biomassmagazine.com/articles/12404/packing-a-punch)," 2015.
- [15] G. Schmidt, "The theory of lehmann's calorimetric machine," *Zeitschrift Des Vereines Deutscher Ingenieure*, vol.15, no.1, 1871.
- [16] I. Urieli and D. M. Berchowitz. *Stirling cycle engine analysis*. A. Hilger Bristol, UK, 1984.
- [17] J. M. Strauss and R. T. Dobson, "Evaluation of a second order simulation for sterling engine design and optimisation," *Journal of Energy in Southern Africa*, vol.21, no.2, pp.17–29, 2010.
- [18] M. Babaelahi and H. Sayyaadi, "Simple-ii: a new numerical thermal model for predicting thermal performance of stirling engines," *Energy*, vol.69, pp.873–890, 2014.
- [19] W. Martini, "Stirling engine design manual conservation and renewable energy," *Methods*, p.412, 1983.
- [20] A. Abuelyamen, R. Ben-Mansour, H. Abualhamayel, and E. M. Mokheimer, "Parametric study on beta-type stirling engine," *Energy Conversion and Management*, vol.145, pp.53–63, 2017.

- [21] A. K. Almajri, S. Mahmoud, and R. Al-Dadah, "Modelling and parametric study of an efficient alpha type stirling engine performance based on 3d cfd analysis," *Energy conversion and management*, vol.145, pp.93–106, 2017.
- [22] C.-H. Cheng and Y.-J. Yu, "Dynamic simulation of a beta-type stirling engine with cam-drive mechanism via the combination of the thermodynamic and dynamic models," *Renewable energy*, vol.36, no.2, pp.714–725, 2011.
- [23] C.-H. Cheng and Y.-J. Yu, "Combining dynamic and thermodynamic models for dynamic simulation of a beta-type stirling engine with rhombic-drive mechanism," *Renewable energy*, vol.37, no.1, pp.161–173, 2012.
- [24] L. Saravia, D. A. de Saravia, R. Echazú, and G. Alcorta, "La simulacion de sistemas termomecánicos solares con el programa simusol, el motor stirling: simulacion y construcción," *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente*, vol.11, pp.03–01, 2007.
- [25] L. Scollo, P. Valdez, S. Santamarina, M. Chini, and J. Baron, "Twin cylinder alpha stirling engine combined model and prototype redesign," *International journal of hydrogen energy*, vol.38, no.4, pp.1988–1996, 2013.
- [26] T. Liao and J. Lin, "Optimum performance characteristics of a solar-driven stirling heat engine system," *Energy Conversion and Management*, vol.97, pp.20–25, 2015.
- [27] M. Hooshang, R. A. Moghadam, S. A. Nia, and M. T. Masouleh, "Optimization of stirling engine design parameters using neural networks," *Renewable Energy*, vol.74, pp.855–866, 2015.
- [28] S. Toghyani, A. Kasaeian, S. H. Hashemabadi, and M. Salimi, "Multi-objective optimization of gpu3 stirling engine using third order analysis," *Energy conversion and management*, vol.87, pp.521–529, 2014.
- [29] C. Duan, X. Wang, S. Shu, C. Jing, and H. Chang, "Thermodynamic design of stirling engine using multi-objective particle swarm optimization algorithm," *Energy Conversion and Management*, vol.84, pp.88–96, 2014.
- [30] K. Boubaker, A. Colantoni, L. Longo, G. Menghini, B. Baciotti, E. Allegrini, and M. Cecchini, "Optimizing the energy conversion process: an application to a

- biomass gasifier-stirling engine coupling system,” *Applied Mathematical Sciences*, vol.7, no.139, pp.6931–6944, 2013.
- [31] K. Bataineh, “Mathematical formulation of alpha-type stirling engine with ross yoke mechanism,” *Energy*, vol.164, pp.1178–1199, 2018.
- [32] G. Xiao, U. Sultan, M. Ni, H. Peng, X. Zhou, S. Wang, and Z. Luo, “Design optimization with computational fluid dynamic analysis of β -type stirling engine,” *Applied Thermal Engineering*, vol.113, pp.87–102, 2017.
- [33] D. Shendage, S. Kedare, and S. Bapat, “Cyclic analysis and optimization of design parameters for beta-configuration stirling engine using rhombic drive,” *Applied Thermal Engineering*, vol.124, pp.595–615, 2017.
- [34] M. Altin, M. Okur, D. Ipci, S. Halis, and H. Karabulut, “Thermodynamic and dynamic analysis of an alpha type stirling engine with scotch yoke mechanism,” *Energy*, vol.148, pp.855–865, 2018.
- [35] G. Ding, W. Chen, T. Zheng, Y. Li, and Y. Ji, “Volume ratio optimization of stirling engine by using an enhanced model,” *Applied Thermal Engineering*, vol.140, pp.615–621, 2018.
- [36] H. Karabulut, M. Okur, and A. O. Ozdemir, “Performance prediction of a martini type of stirling engine,” *Energy conversion and management*, vol.179, pp.1–12, 2019.
- [37] R. V. Rao, H. S. Keesari, P. Oclon, and J. Taler, “Improved multi-objective jaya optimization algorithm for a solar dish stirling engine,” *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, vol.11, no.2, p.025903, 2019.
- [38] J. Egas and D. M. Clucas, “Stirling engine configuration selection,” *Energies*, vol.11, no.3, p.584, 2018.
- [39] M. H. Ahmadi, M.-A. Ahmadi, and F. Pourfayaz, “Thermal models for analysis of performance of stirling engine: A review,” *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol.68, pp.168–184, 2017.
- [40] K. Wang, S. R. Sanders, S. bey, F. H. Choo, and F. Duan, “Stirling cycle engines for recovering low and moderate temperature heat: A review,” *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol.62, pp.89–108, 2016.

- [41] H. Hachem, R. Gheith, F. Aloui, and S. B. Nasrallah, "Technological challenges and optimization efforts of the stirling machine: A review," *Energy conversion and management*, vol.171, pp.1365–1387, 2018.
- [42] D. Thombare and S. Verma, "Technological development in the stirling cycle engines," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol.12, no.1, pp.1–38, 2008.
- [43] J. S. Reid, "Stirling stuff," *arXiv preprint arXiv:1604.02362*, 2016.
- [44] S. S. Rao. *Engineering optimization: theory and practice*. John Wiley & Sons, 2009.
- [45] J. Kennedy and R. Eberhart, "Particle swarm optimization," in *Proceedings of ICNN'95-International Conference on Neural Networks*, vol.4, pp.1942–1948, IEEE, 1995.
- [46] E. Atashpaz-Gargari and C. Lucas, "Imperialist competitive algorithm: an algorithm for optimization inspired by imperialistic competition," in *2007 IEEE congress on evolutionary computation*, pp.4661–4667, Ieee, 2007.
- [47] C. Rakopoulos and E. Giakoumis, "Simulation and analysis of a naturally aspirated idi diesel engine under transient conditions comprising the effect of various dynamic and thermodynamic parameters," *Energy Conversion and Management*, vol.39, no.5-6, pp.465–484, 1998.

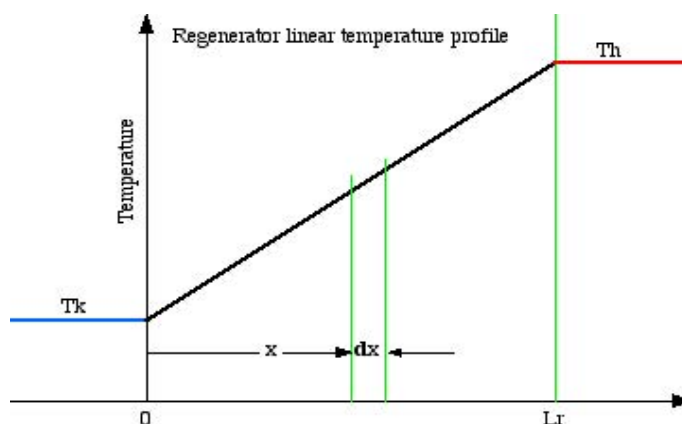
پیوست آ

محاسبه دمای متوسط بازایاب حرارتی

برای محاسبه صحیح جرم گاز موجود در محفزه بازایاب حرارت، باید توزیع طولی دمای گاز در بازایاب مشخص باشد. فرض می‌شود که توزیع دما در طول یک بازایاب حرارت ایده‌آل بین دمای سرد (T_k) و دمای گرم (T_h) و تغییرات آن خطی است (مانند شکل ۱.آ). با این فرض می‌توان رابطه توزیع دما در طول بازایاب حرارت را به صورت زیر می‌باشد.

$$T(x) = \frac{(T_h - T_k)}{L_r + T_k} x \quad (۱.آ)$$

که L_r طول کل بازایاب حرارت است.



شکل ۱.آ: توزیع دما در طول یک بازایاب حرارت آرمانی [۱۲]

جرم کل بازتاب m_r درون بازتاب به صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$m_r = \int_0^{v_r} \rho \cdot dV_r \quad (2. \bar{A})$$

که ρ چگالی سیال و V_r حجم محفزه بازتاب است.
برای سطح مقطع ثابت (A_r) ، با توجه به رابطه حالت گاز کامل داریم:

$$P = \rho \cdot R \cdot T \quad (3. \bar{A})$$

$$dV_r = A_r dx \quad (4. \bar{A})$$

$$V_r = A_r L_r \quad (5. \bar{A})$$

با جایگذاری سه رابطه اخیر در رابطه (۲. $\bar{A}$) خواهیم داشت:

$$m_r = \frac{V_r P}{R} \int_0^{L_r} \frac{1}{(T_h - T_k)x + T_k L_r} dx \quad (6. \bar{A})$$

با انتگرال گیری از رابطه فوق جرم کل سیال به صورت زیر است.

$$m_r = \frac{V_r P \ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)}{R(T_h - T_k)} \quad (7. \bar{A})$$

از طرفی دمای متوسط مؤثر گاز در بازتاب حرارت (T_r) را با استفاده از رابطه حالت گاز کامل به صورت زیر می‌توان محاسبه کرد.

$$P_r = \frac{V_r P}{R m_r} \quad (8. \bar{A})$$

حال جرم بازتاب حرارت به صورت زیر بدست می‌آید.

$$m_r = \frac{V_r P}{R P_r} \quad (9. \bar{A})$$

با مقایسه رابطه (۷. $\bar{A}$) با رابطه (۹. $\bar{A}$)، دمای متوسط بازتاب حرارتی به صورت زیر بدست می‌آید.

$$T_r = \frac{T_h - T_k}{\ln\left(\frac{T_h}{T_k}\right)} \quad (10. \bar{A})$$

پیوست ب

روش رانگ- کوتا

مدل کردن بسیاری از پدیده‌های فیزیکی موجب به حل یک یا دسته ای از معادلات دیفرانسیل معمولی با مقدار اولیه می‌شود. به طور مثال مدل‌هایی مانند تغییرات مکان یک جسم متحرک با زمان و یا تغییرات شعاع یک رسوب حین رشد از نوع مسائل مقدار اولیه می‌باشند. که این مسائل را می‌توان به کمک آنالیز عددی و با روش‌هایی مانند رانگ- کوتا حل کرد.

در محاسبات عددی روش‌های رانگ کوتا^۱ خانواده‌ای از روش‌های تکرار شدن، صریح و ضمنی هستند. این روش‌ها در حدود سال ۱۹۰۰ میلادی توسط دو ریاضی‌دان آلمانی به نام‌های کارل رانگ^۲ و ویلهلم کوتا^۳ معرفی شده‌است. رانگ کوتا جهت تخمین راه حل‌های معادلات دیفرانسیل معمولی استفاده می‌شود. یکی از محبوب‌ترین و معروف‌ترین این روش‌ها، رانگ کوتای مرتبه اول است که به روش اوایلر شناخته شده است. شناخته شده‌ترین روش از خانواده روش‌های رانگ کوتا، رانگ کوتای کلاسیک و یا روش رانگ کوتای مرتبه چهارم است که به طور خلاصه به آن روش رانگ کوتا گفته می‌شود. فرم کلی یک مساله مقدار اولیه به صورت زیر می‌باشد.

$$y' = f(t, y); \quad y(t_0) = y_0, \quad t \geq t_0 \quad (ب.۱)$$

که $y' = \frac{dy}{dt}$ ، f تابع یک تابع حقیقی و t از دیدگاه فیزیکی معمولاً نشان دهنده زمان است.

^۱Runge-Kutta Methods

^۲Carl Runge

^۳Wilhelm Kutta

اگر مساله مقدار اولیه دارای چند رابطه دیفرانسیل معمولی باشد، یک دستگاه معادلات معمولی دیفرانسیل به فرم زیر تعریف می‌گردد.

$$\begin{aligned} y_1' &= f(t, y_1, y_2, y_3, \dots, y_n); & y_1(t_0) &= y_{10}, & t &\geq t_0 \\ y_2' &= f(t, y_1, y_2, y_3, \dots, y_n); & y_2(t_0) &= y_{20} \\ y_3' &= f(t, y_1, y_2, y_3, \dots, y_n); & y_3(t_0) &= y_{30} \\ &\vdots \\ y_n' &= f(t, y_1, y_2, y_3, \dots, y_n); & y_n(t_0) &= y_{n0} \end{aligned} \quad (2.ب)$$

برای محاسبه $y(t)$ در زمان‌های $a \leq t \leq b$ با مشخص بودن مقدار اولیه $y(t_0)$ در زمان $t = t_0$ ، دامنه حل را به n قسمت با فواصل h تقسیم می‌شود و مقادیر y به صورت گسسته در نقاط زیر محاسبه می‌گردد.

$$t_i = a + ih, \quad \text{for } i = 0, 1, 2, 3, \dots, n$$

با مشخص بودن مقدار y_i ، برای بدست آوردن مقدار تابع y در یک واحد زمان جلوتر (y_{i+1}) از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$\omega_{i+1} = \omega_i + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (3.ب)$$

که:

$$\begin{aligned} k_1 &= hf(t_i, \omega_i) \\ k_2 &= hf\left(t_i + \frac{h}{2}, \omega_i + \frac{1}{2}k_1\right) \\ k_3 &= hf\left(t_i + \frac{h}{2}, \omega_i + \frac{1}{2}k_2\right) \\ k_4 &= hf(t_i + h, \omega_i + k_3) \end{aligned}$$

با حل تقریبی داریم:

$$y(t_i) \approx \omega_i. \quad (4.ب)$$

Abstract

Nowadays, attractions are focused on Stirling engines because of their low noise, external combustion, and the possibility of employing solar energy. These engines can be designed and applied in cases of low or high-temperature differences, as needed. Evidently, the cylinder's layouts and how they are arranged and the used movement mechanism can affect the engine performance. Experts and Engineers are always looking to increase efficiency and also increase the output work and Improve other features of the Stirling engines.

In this study, the dimensional synthesis of the kinematic chain using in the Stirling engine and also reducing fluctuation in the stable speed of the Alpha type sterling engine with a crankshaft mechanism and using a combined thermodynamic and dynamic modeling will be discussed. For this purpose, kinematic relationships of different layouts of Stirling are extracted, and by optimizing the mechanism based on the maximum output work, the optimal values of the geometrical parameters of the mechanism and the lengths of its links are obtained. To reduce engine speed fluctuation, first thermodynamic and dynamic relations will be extracted and combined, and then by optimizing the mechanism based on the minimum of engine speed fluctuations, the optimal values of geometric parameters and the length of the links will be obtained. Evolutionary optimization Algorithms, including genetic algorithm, particle swarm optimization, and imperialist competition algorithm methods are employed to optimize the problem, and their obtained results are compared.

Keywords: Stirling engine's mechanism, Dimensional synthesis, Kinematic modeling, Thermodynamic modeling, Dynamic modeling, Output work, Schmidt theory, Speed fluctuations



Faculty of Mechanical and Mechatronics Engineering

MSc Thesis in Mechatronics Engineering

Kinematic optimization of the Alpha-type Stirling engine

By: Abbas Rahmati

Supervisors:

**Dr. Mojtaba Varedi-Koulaei
Dr. Habib Ahmadi**

Advisor:

Dr. MohammadHossein Ahmadi

July 2020