

دانشگاه صنعتی امیرکبیر

شبیه‌سازی عددی میدان جریان اطراف و داخل موتور رم‌جت

ارائه شده جهت دریافت درجه کارشناسی ارشد

توسط:

حبیب‌الله خزاعی کجوری

استاد راهنما:

دکتر محمد جعفر کرمانی

استاد مشاور:

دکتر بامداد لسانی

دانشکده مهندسی مکانیک

۱۳۸۷



فرم اطلاعات پایان نامه
کارشناسی ارشد

شماره :
تاریخ :

مشخصات دانشجو

نام و نام خانوادگی : حبیب اله خزاعی کجوری

دانشجو روزانه

شماره دانشجویی : 85126097 دانشکده : مهندسی مکانیک رشته تحصیلی : تبدیل انرژی

نام و نام خانوادگی استاد راهنما / استادان راهنما: دکتر محمد جعفر کرمانی

عنوان به فارسی : شبیه سازی عددی میدان جریان اطراف و داخل موتور رمجت

عنوان به انگلیسی : Numerical simulation of the flow field in and around of a ramjet

نوع پروژه : کارشناسی ارشد کاربرد بنیادی توسعه ای نظری

تاریخ شروع : 86/7/1

تاریخ خاتمه : 87/10/10

تعداد واحد : ۶

سازمان تأمین کننده اعتبار : معاونت پژوهشی دانشگاه صنعتی امیرکبیر

واژه های کلیدی به فارسی : رمجت، روش مشخصه ها با اثر دمای بالا، تصحیح لایه مرزی، نازل با طول مینیمم، طراحی بهینه یک بعدی رمجت، روش رو

واژه های کلیدی به انگلیسی : Ramjet, Characteristic Method with high temperature effects, Boundary layer Correction,

Minimum length Nozzle, One-dimensional optimal design of ramjet, Roe Scheme

نظرها و پیشنهادهای به منظور بهبود فعالیت های پژوهشی دانشگاه :

استاد راهنما / استادان راهنما : دکتر محمد جعفر کرمانی

دانشجو : حبیب اله خزاعی کجوری امضا استاد راهنما : تاریخ :

نسخه 1) معاونت پژوهشی

نسخه 2) کتابخانه و به انضمام دو جلد پایان نامه به منظور تصفیه حساب با کتابخانه و مرکز اسناد و مدارک علمی

قدردانی

بدینوسیله از زحمات استاد گرانقدر، جناب آقای دکتر محمد جعفر کرمانی برای ارائه راهنمایی‌های ارزنده در طول انجام این پروژه قدردانی می‌نمایم. همچنین از همکاری و مساعدت‌های جناب آقای دکتر لسانی کمال تشکر را دارم. در انتها نیز از اعضای خانواده که در طول انجام این پروژه با صبر و تحمل مشکلات را پذیرا بودند سپاسگزارم.

از پژوهشگاه هوافضای ایران که این پایان‌نامه را مورد حمایت مالی قرار دادند تقدیر می‌شود.

تعهدنامه اصالت اثر

اینجانب حبیب الله خزاعی کجوری متعهد می‌شوم که مطالب مندرج در این پایان‌نامه حاصل کار پژوهشی اینجانب تحت نظارت و راهنمایی اساتید دانشگاه صنعتی امیرکبیر بوده و به دستاوردهای دیگران که در این پژوهش از آنها استفاده شده است مطابق مقررات و روال متعارف ارجاع و در فهرست منابع و مآخذ ذکر گردیده است. این پایان‌نامه قبلاً برای احراز هیچ مدرک هم‌سطح یا بالاتر ارائه نگردیده است.

در صورت اثبات تخلف در هر زمان، مدرک تحصیلی صادر شده توسط دانشگاه از درجه اعتبار ساقط بوده و دانشگاه حق پیگیری قانونی خواهد داشت.

کلیه نتایج و حقوق حاصل از این پایان‌نامه متعلق به دانشگاه صنعتی امیرکبیر می‌باشد. هرگونه استفاده از نتایج علمی و عملی، واگذاری اطلاعات به دیگران یا چاپ و تکثیر، نسخه‌برداری، ترجمه و اقتباس از این پایان‌نامه بدون موافقت کتبی دانشگاه صنعتی امیرکبیر ممنوع است. نقل مطالب با ذکر مآخذ بلامانع است.

حبیب الله خزاعی کجوری

امضا

چکیده

هدف از انجام این پروژه طراحی بهینه موتور رمجت با هندسه دوبعدی است که نیروی جلوبرنده خالص معینی را ایجاد کند. یک موتور رمجت از اجزای اصلی دهانه ورودی، محفظه احتراق و نازل تشکیل شده است و طراحی بهینه آن بر اساس تعیین شرایط عملکرد هر یک از اجزا به روش حل معادلات یکبعدی در مجرای موتور و طراحی تک تک اجزای آن صورت می‌گیرد. پس از مشخص شدن شرایط عملکرد نازل، طراحی آن به روش مشخصه‌ها با لحاظ نمودن اثر دمای بالای سیال انجام گرفته و با حل معادلات انتگرالی لایه‌مرزی ساسمن - کرسی، تصحیح ضخامت لایه‌مرزی روی دیواره اعمال شده است. هندسه مناسب در قسمت مادون‌صوت نازل با این هدف که در مقطع خروجی جریان نزدیک به شرایط طراحی بوده و نازل طول کمتری داشته باشد؛ با انجام یکسری مطالعه پارامتری به کمک حل عددی جریان غیرلزج بدست آمده است. طراحی قسمت مافوق‌صوت دهانه بر اساس اصل اسواتیچ انجام گرفته (اکبرزاده، 1386) و هندسه قسمت مادون‌صوت آن نیز با فرض شیب ثابت به کمک حل عددی جریان مغشوش و به روش سعی و خطا، با معیار رسیدن به طول کمتر و حذف جدایش روی آن تعیین شده است. در محفظه احتراق که مجرای با سطح مقطع ثابت است؛ از منبع حرارتی به طوری که توزیع خطی برای دمای سکون در طول آن ایجاد کند استفاده شده است.

دستگاه معادلات حاکم بر جریان قابل‌تراکم با روش بالادست تجزیه تفاضل شار رو گسسته‌سازی و حل شده‌اند. شبیه‌سازی جریان مغشوش نیز با استفاده از مدل دومعادله‌ای $k - \varepsilon$ انجام گرفته است. مقایسه نتایج حاصل از حل عددی جریان با روش‌های تحلیلی مشخصه‌ها، تصحیح لایه‌مرزی و حل یکبعدی حکایت از صحت نتایج برنامه حل‌کننده میدان جریان دارد. نتایج نشان می‌دهد هندسه مستخرج از روش حل معادلات یکبعدی با دقت بسیار خوبی نیروی جلوبرنده خالص تعیین شده را در رمجت ایجاد می‌کند. در انتها نیز با اطمینان از معتبر بودن نتایج طراحی یکبعدی، تأثیر پارامترهای ورودی روی عملکرد رمجت مورد بررسی قرار گرفته است.

فهرست مطالب

أ.....	قدردانی
ب.....	صفحه تقدیر
ت.....	تعهدنامه اصالت اثر
ث.....	چکیده
ج.....	فهرست مطالب
د.....	فهرست شکل‌ها
ر.....	فهرست جداول
ز.....	فهرست علائم
۱.....	فصل اول: مقدمه
۳.....	۱-۱- انواع موتورهای رم جت
۵.....	۲-۱- تاریخچه
۱۱.....	۳-۱- شرح مسأله
۱۳.....	۴-۱- پارامترهای عملکرد
۱۴.....	۱-۴-۱- نیروها
۱۵.....	۲-۴-۱- نسبت سوخت به هوا
۱۶.....	۳-۴-۱- مصرف سوخت مخصوص
۱۷.....	۴-۴-۱- راندمان
۱۹.....	فصل دوم: معادلات حاکم
۲۰.....	۱-۲- معادلات حاکم بر جریان سیال
۲۰.....	۲-۱-۱- معادله پیوستگی (قانون بقای جرم)
۲۱.....	۲-۱-۲- معادله اندازه حرکت (قانون بقای اندازه حرکت)
۲۲.....	۳-۱-۲- معادله انرژی (قانون بقای انرژی)
۲۲.....	۴-۱-۲- معادلات حاکم بر جریان دوبعدی
۲۳.....	۲-۲- معادلات اوایلر
۲۴.....	۳-۲- تحلیل جریان پتانسیل
۲۵.....	۴-۲- روش مشخصه‌ها
۲۶.....	۲-۴-۱- اعمال روش مشخصه‌ها روی معادلات جریان پتانسیل
۲۹.....	۲-۵- مدل $k - \varepsilon$ استاندارد با تصحیح تراکم‌پذیری
۳۰.....	۲-۵-۱- توابع دیوار
۳۲.....	۲-۵-۲- شرایط مرزی و روند حل معادلات

۳۳	فصل سوم: دهانه ورودی و نازل
۳۳	۱-۳- طراحی دهانه ورودی مافوق صوت
۳۵	۳-۱-۱- دهانه پیتوت
۳۷	۳-۱-۲- دهانه با جسم مرکزی
۴۱	۳-۱-۳- تراکم داخلی و خارجی
۴۲	۳-۲- انتخاب نوع نازل
۴۴	۳-۳- طراحی بخش مافوق صوت نازل
۴۶	۳-۳-۱- روش مشخصه‌ها با اثر دمای بالای سیال
۵۰	۳-۳-۲- تصحیح لایه مرزی
۵۲	۳-۴- حل یک بعدی در نازل
۵۴	۳-۵- هندسه بخش مادون صوت نازل
۵۶	فصل چهارم: روش عددی حل معادلات جریان قابل تراکم
۵۷	۴-۱- اساس روش‌های بالادست
۶۱	۴-۲- انواع روش‌های بالادست
۶۲	۴-۳- روش رو
۶۴	۴-۳-۱- الگوریتم محاسبه شارها به روش رو در هندسه دوبعدی
۶۶	۴-۳-۲- تصحیح انتروپی
۶۷	۴-۳-۳- دقت‌های مرتبه بالاتر
۶۸	۴-۴- روابط جریان قابل تراکم برای گاز غیر کامل از نظر کالری
۶۹	۴-۵- منبع حرارتی در محفظه احتراق موتور رم جت
۷۰	فصل پنجم: طراحی یک بعدی موتور رم جت
۷۳	۵-۱- عملکرد بهینه موتور رم جت
۷۴	۵-۲- دهانه ورودی
۷۸	۵-۳- معادلات روش طراحی یک بعدی
۸۱	۵-۳-۱- محاسبه ضریب اصطکاک
۸۲	۵-۴- الگوریتم حل معادلات یک بعدی
۸۵	فصل ششم: نتایج
۸۵	۶-۱- بخش مافوق صوت نازل
۸۶	۶-۱-۱- روش مشخصه‌ها
۹۰	۶-۱-۲- تصحیح لایه مرزی
۹۱	۶-۱-۳- حل یک بعدی و عددی جریان غیرلزج و مغشوش
۹۸	۶-۲- بخش مادون صوت نازل
۹۸	۶-۲-۱- اثر زاویه خط

۱۰۲.....	۲-۲-۶- اثر شعاع ورودی
۱۰۲.....	۳-۲-۶- اثر شعاع گلوگاه
۱۰۳.....	۳-۶- حل عددی جریان مغشوش در موتور رمجت
۱۰۳.....	۱-۳-۶- تعیین افت اصطکاکی در دیفیوزر
۱۰۶.....	۲-۳-۶- تعیین زاویه سطح شیبدار در دیفیوزر
۱۰۸.....	۳-۳-۶- مقایسه نتایج حل عددی و حل یک بعدی
۱۱۶.....	۴-۶- حل یک بعدی در موتور رمجت
۱۲۲.....	۱-۴-۶- طراحی یک بعدی رمجت با پارامترهای ورودی مختلف
۱۲۴.....	۵-۶- همگرایی حل عددی و آزمایش استقلال از شبکه
۱۲۸.....	فصل هفتم: نتیجه گیری و پیشنهادات
۱۲۹.....	۱-۷- نتیجه گیری
۱۳۳.....	۲-۷- پیشنهادات
۱۳۴.....	مراجع

فهرست شکل‌ها

- شکل (۱-۱) - شماتیک موتور رمجت [2] ۲
- شکل (۲-۱) - انواع موتور رمجت [2] ۴
- شکل (۳-۱) - شماتیک انواع موتورهای رمجت دوگانه برای تولید نیروی پیشران در حالت سکون [2] ۵
- شکل (۴-۱) - رمجت فونو [5] ۷
- شکل (۵-۱) - رمجت سرنشین‌دار لدوک [5] ۷
- شکل (۶-۱) - لدوک ۰۱۰ روی هواپیمای لانگ‌داک [6] ۸
- شکل (۷-۱) - لدوک ۰۱۰ در حال پرواز [7] ۸
- شکل (۸-۱) - لدوک ۰۲۱ [5] ۸
- شکل (۹-۱) - هواپیمای گریفن ۲ [5] ۸
- شکل (۱۰-۱) - اجزای موتور رمجت ۱۳
- شکل (۱۱-۱) - حجم کنترلی از یک موتور رمجت ۱۴
- شکل (۱-۲) - خطوط مشخصه چپ و راست [16] ۲۸
- شکل (۱-۳) - عملکرد دهانه پیتوت در شرایط مافوق صوت [8] ۳۵
- شکل (۲-۳) - بازیافت فشار در دهانه پیتوت مافوق صوت [11] ۳۶
- شکل (۳-۳) - دهانه با $n-1$ شاک مایل و یک شاک قائم [12] ۳۸
- شکل (۴-۳) - دهانه ورودی هواپیمای کنکورد با هندسه دوبعدی [17] ۳۹
- شکل (۵-۳) - دهانه ورودی رمجت اس-آر-۷۱ با هندسه متقارن محوری [18] ۳۹
- شکل (۶-۳) - بازیابی فشار نسبت به عدد ماخ جریان آزاد [12] ۴۰
- شکل (۷-۳) - تراکم آیزنروپیک (انبساط معکوس پرانتدل-مایر) [12] ۴۰
- شکل (۸-۳) - تراکم داخلی و خارجی [8] ۴۱
- شکل (۹-۳) - نازل با طول مینیمم ۴۵
- شکل (۱۰-۳) - محاسبه مختصات نقاط روی دیوار [24] ۴۹
- شکل (۱۱-۳) - تغییرات عدد ماخ برحسب نسبت مساحت [16] ۵۲
- شکل (۱۲-۳) - هندسه بخش مادون صوت نازل ۵۴
- شکل (۱-۴) - شماتیک مشخصه C در صفحه $x-t$ برای معادله موج [30] ۵۹
- شکل (۲-۴) - شماتیک خطوط شبکه (خطوط پر) با خطوط حجم کنترل هر گره (خط چین) [30] ۶۴
- شکل (۱-۵) - دهانه ورودی با سه مرحله تراکم خارجی [8] ۷۵
- شکل (۲-۵) - ابعاد و زوایا در موتور رمجت ۷۶
- شکل (۳-۵) - مقاطع حل معادلات یک‌بعدی در موتور رمجت ۷۹
- شکل (۱-۶) - مشخصه‌ها برای نازل $N5$ ($M_e = 2.5$ $T_0 = 2000K$) ۸۷
- شکل (۲-۶) - تأثیر دمای سکون روی هندسه نازل برای عدد ماخ طراحی ثابت ($M_e = 2.5$) ۸۸
- شکل (۳-۶) - تأثیر عدد ماخ خروجی روی هندسه نازل برای دمای سکون طراحی ثابت ($T_0 = 2000K$) ۸۸
- شکل (۴-۶) - منحنی تغییرات عدد ماخ روی خط مرکزی نازل برای دمای سکون طراحی ثابت ($T_0 = 2000K$) ۸۸

- شکل (۵-۶) - منحنی تغییرات عدد ماخ روی خط مرکزی نازل برای عدد ماخ طراحی ثابت ($M_e = 3$) ۸۹
- شکل (۶-۶) - منحنی تغییرات دمای استاتیک روی خط مرکزی نازل برای عدد ماخ طراحی ثابت ($M_e = 3$) ۸۹
- شکل (۷-۶) - توزیع ضخامت جابجایی لایه مرزی در امتداد دیواره نازل ۹۰
- شکل (۸-۶) - هندسه دیواره قبل و بعد از اعمال تصحیح لایه مرزی برای نازل N5 ($M_e = 2.5$ $T_0 = 2000K$) ۹۰
- شکل (۹-۶) - شرایط مرزی برای حل عددی جریان در بخش مافوق صوت نازل با طول مینیمم ۹۲
- شکل (۱۰-۶) - توزیع تنش برشی روی دیواره نازل ۹۳
- شکل (۱۱-۶) - توزیع عدد ماخ در امتداد خط مرکزی نازل برای دمای سکون طراحی ثابت ($T_0 = 2000K$) ۹۳
- شکل (۱۲-۶) - توزیع فشار استاتیک روی دیواره برای نازل N5 ($M_e = 2.5$ $T_0 = 2000K$) ۹۳
- شکل (۱۳-۶) - توزیع دمای استاتیک در امتداد خط مرکزی نازل برای عدد ماخ طراحی ثابت ($M_e = 2.5$) ۹۳
- شکل (۱۴-۶) - توزیع دمای استاتیک روی دیواره برای نازل N5 ($M_e = 2.5$ $T_0 = 2000K$) ۹۳
- شکل (۱۵-۶) - کانتور عدد ماخ برای نازل N5 ($M_e = 2.5$ $T_0 = 2000K$) ۹۴
- شکل (۱۶-۶) - توزیع عدد ماخ در مقطع خروجی نازل ۹۵
- شکل (۱۷-۶) - اثر زاویه خط روی عملکرد نازل ($R_i = R_t = 0$) ۱۰۰
- شکل (۱۸-۶) - اثر شعاع ورودی روی عملکرد نازل ($R_t = 0$ $\theta = 50^\circ$) ۱۰۰
- شکل (۱۹-۶) - اثر شعاع گلوگاه روی عملکرد نازل ($R_i = 0$ $\theta = 60^\circ$) ۱۰۱
- شکل (۲۰-۶) - متوسط عدد ماخ در مقطع خروجی نازل ($R_i = 0$) ۱۰۱
- شکل (۲۱-۶) - تأثیر افت اصطکاکی در بخش مادون صوت دهانه روی موقعیت شاک قائم ۱۰۴
- شکل (۲۲-۶) - خطوط جریان در بخش مادون صوت دهانه برای زوایای مختلف سطح شیبدار ۱۰۷
- شکل (۲۳-۶) - هندسه رمجت طراحی شده و شرایط مرزی آن برای حل عددی جریان ۱۱۰
- شکل (۲۴-۶) - کانتور فشار سکون در رمجت ۱۱۳
- شکل (۲۵-۶) - کانتور دمای سکون در رمجت ۱۱۳
- شکل (۲۶-۶) - کانتور انتروپی در رمجت ۱۱۳
- شکل (۲۷-۶) - کانتور عدد ماخ در رمجت ۱۱۴
- شکل (۲۸-۶) - افزایش خطی دمای سکون در محفظه احتراق روی خط تقارن رمجت ۱۱۵
- شکل (۲۹-۶) - افزایش فشار استاتیک روی جسم مرکزی دهانه ورودی در موتور رمجت ۱۱۵
- شکل (۳۰-۶) - توزیع راندمان ها و مصرف سوخت مخصوص حاصل از حل یک بعدی ۱۱۷
- شکل (۳۱-۶) - توزیع نیروی جلوبرنده مخصوص حاصل از حل یک بعدی ۱۱۷
- شکل (۳۲-۶) - توزیع نسبت نیروی جلوبرنده جت به نیروی جلوبرنده کل حاصل از حل یک بعدی ۱۱۷
- شکل (۳۳-۶) - توزیع شرایط جریان در مقطع خروجی نازل حاصل از حل یک بعدی ۱۱۹
- شکل (۳۴-۶) - توزیع شرایط جریان در مقطع گلوگاه نازل حاصل از حل یک بعدی ۱۱۹
- شکل (۳۵-۶) - توزیع نسبت سطح مقطع خروجی به گلوگاه نازل حاصل از حل یک بعدی ۱۲۱
- شکل (۳۶-۶) - توزیع دمای سکون نازل حاصل از حل یک بعدی ۱۲۱
- شکل (۳۷-۶) - توزیع نسبت نیروی جلوبرنده کل به دبی موتور حاصل از حل یک بعدی ۱۲۱
- شکل (۳۸-۶) - تاریخچه همگرایی حل عددی جریان ۱۲۴
- شکل (۳۹-۶) - بررسی استقلال از شبکه در حل عددی جریان ۱۲۵
- شکل (۴۰-۶) - شبکه محاسباتی در حالت های مختلف مطالعاتی ۱۲۶

فهرست جداول

- جدول (۱-۳) - نسبت فشار سکون در شاک عمودی ۳۷
- جدول (۱-۶) - شرایط طراحی در نازل‌های بررسی شده ۸۶
- جدول (۲-۶) - شرایط اولیه در روش مشخصه‌ها ۸۷
- جدول (۳-۶) - ابعاد نازل‌ها، ماکزیمم ضخامت جابجایی و درصد افزایش سطح مقطع خروجی ۹۰
- جدول (۴-۶) - مقادیر متوسط زاویه جریان و عدد ماخ خروجی ($C_p = 1007 \text{ J/kg.K}$) ۹۵
- جدول (۵-۶) - مقادیر متوسط زاویه جریان و عدد ماخ خروجی (گاز غیرکامل از نظر کالری) ۹۵
- جدول (۶-۶) - پارامترهای ورودی در حل یک‌بعدی رم‌جت ۱۰۹
- جدول (۷-۶) - پارامترهای ورودی روش مشخصه‌ها در طراحی نازل رم‌جت ۱۰۹
- جدول (۸-۶) - سطوح مقطع و شعاع‌های ورودی و گلوگاه نازل در موتور رم‌جت طراحی شده ۱۰۹
- جدول (۹-۶) - طول رم‌جت طراحی شده و اجزای آن ۱۰۹
- جدول (۱۰-۶) - شرایط جریان در مقاطع گلوگاه و خروجی نازل در موتور رم‌جت طراحی شده ۱۱۰
- جدول (۱۱-۶) - مقایسه نیروها در حل یک‌بعدی و حل عددی ۱۱۲
- جدول (۱۲-۶) - مقایسه راندمان‌ها و مصرف سوخت مخصوص در حل یک‌بعدی و حل عددی ۱۱۲
- جدول (۱۳-۶) - شرایط جریان در محفظه احتراق حاصل از حل عددی جریان در رم‌جت ۱۱۲

فهرست علائم

- a : سرعت انتشار موج
 A : سطح مقطع، ماتریس ژاکوبین
 c : سرعت صوت
 C : مشخصه
 CS : کنترل سطح
 CV : حجم کنترل
 C_D : ضریب درگ اصطکاکی کل
 C_{ea} : ثابت اثر زاویه جریان در مقطع خروجی نازل
 C_f : ضریب درگ اصطکاکی محلی
 C_p : ضریب گرمای ویژه در فشار ثابت
 C_v : ضریب گرمای ویژه در حجم ثابت
 D : ارتفاع ناحیه خطی در هندسه مادون صوت نازل، قطر هیدرولیکی
 e : انرژی داخلی، زبری سطح
 EQ : خطای نسبی بردار متغیرهای جریان
 f : نسبت سوخت به هوا، ضریب افت اصطکاکی
 F : نیروی جلوبرنده خالص، بردار شار در جهت x
 F_f : نیروی درگ اصطکاکی روی پوسته موتور
 F_j : نیروی جلوبرنده جت
 F_p : نیروی جلوبرنده فشاری
 F_{PCowl} : نیروی درگ فشاری روی لبه دهانه
 F_s : نیروی جلوبرنده مخصوص
 FL_{DSub} : درصد افت اصطکاکی در دیفیوزر
 g : نسبت دما در معادلات لایه مرزی
 G : بردار شار در جهت y
 h : انتالپی، ارتفاع از زمین
 H : ضریب شکلی لایه مرزی، انتالپی
 I_t : شدت توربولانس

J : مقدار ژاکوبین در دستگاه تبدیل مختصات، تابع هزینه
 k : ضریب انتقال حرارت هدایتی، انرژی جنبشی توربولانس
 K : ثابت خطوط مشخصه
 L : طول
 \dot{m} : دبی هوای ورودی به موتور
 \dot{m}_f : دبی سوخت
 M : عدد ماخ
 M_{ef} : عدد ماخ در لبه لایه مرزی
 n : بردار عمود بر سطح، تعداد شاک‌های مایل و قائم در دهانه ورودی
 N : تعداد نقاط در روش مشخصه‌ها
 P : فشار
 Pr : عدد بی بعد پرانتدل
 P_k : تولید انرژی توربولانس
 q : متغیرهای جریان، فشار دینامیک، شار حرارتی
 Q : بردار متغیرهای جریان
 \dot{Q} : منبع حرارتی
 r : ضریب بازیابی
 R : ثابت گاز، شعاع در هندسه مادون صوت نازل
 Re : عدد رینولدز
 S : نیروی جلوبرنده جریان
 SFC : مصرف سوخت مخصوص
 S_{ij} : تانسور کرنش
 t : زمان
 T : دما، بردار مقادیر ویژه ماتریس ژاکوبین
 u : سرعت سیال در جهت x
 u^* : سرعت اصطکاکی
 v : سرعت سیال در جهت y
 V : سرعت، حجم
 VHS : منبع حرارتی حجمی

W : مقادیر وزنی در روش رو

δW : بردار دامنه موج

نشانه‌های یونانی:

β : زاویه شاک مایل

γ : نسبت گرمای ویژه

δ : ضخامت لایه مرزی، ضریب تراکم نقاط در روش مشخصه‌ها، تغییرات متغیرهای جریان

δ^* : ضخامت جابجایی لایه مرزی

ε : نرخ اتلاف انرژی توربولانس، فاصله محل تلاقی خط صوتی با خط تقارن نازل

ξ, η : مختصات در فضای محاسباتی

η : راندمان

η_e : راندمان تبدیل انرژی (راندمان حرارتی)

η_{KEO} : راندمان کل انرژی جنبشی

η_O : راندمان کل

η_P : راندمان پیشران (راندمان فرود)

θ : ضخامت ممتد لایه مرزی، زاویه خط در هندسه نازل و دیفیوزر، زاویه بردار سرعت با

بردار عمود بر سطح، زاویه سرعت نسبت به خط افق (روش مشخصه‌ها)

κ : ثابت ون کارمن

λ : مقادیر ویژه ماتریس ژاکوبین، ضریب لزجت ثانویه

Λ : ماتریس قطری مقادیر ویژه

μ : ضریب لزجت، زاویه ماخ

ν : تابع پرائتدل - مایر، ضریب لزجت سینماتیکی

ρ : چگالی

σ : پارامتر بی بعد در طراحی یک بعدی رم جت

τ : تنش، عدد کورانت

φ : محدودکننده بردار شار

Φ : زاویه جریان

ϕ : تابع پتانسیل جریان

V : حجم

زیرنویس‌ها:

aw: شرایط آدیاباتیک روی دیوار

c: تراکم‌پذیر در معادلات لایه‌مرزی، محفظه احتراق

CC: محفظه احتراق

d: دهانه (دیفیوزر)

DSub: قسمت مادون‌صوت دهانه

DSup: قسمت مافوق‌صوت دهانه

e: مقطع خروجی نازل یا موتور

E: مرز شرقی سلول

EE: مرز شرقی سلول شرقی

eff: مقدار مؤثر

f: شرایط سوخت

i: ورودی نازل، غیرقابل‌تراکم در معادلات لایه‌مرزی

ideal: ایده‌آل

l: سطح دلخواه از سلول، مقدار مولکولی

n: نازل

N: مرز شمالی سلول، نازل

NSub: قسمت مادون‌صوت نازل

NSup: قسمت مافوق‌صوت نازل

Out: شرایط جریان در خارج و روی پوسته موتور

P: نقاط روی دیواره نازل

ref: مقدار مرجع

S: شرایط جریان بعد از شاک قائم

t: گلوگاه نازل، مقادیر اغتشاش، شرایط سکون

w: شرایط روی دیوار

W: مرز غربی سلول

x: در امتداد محور x ، مشتق نسبت به x

y: در امتداد محور y ، مشتق نسبت به y

0: شرایط سکون

1: مقدار در فضای محاسباتی

∞ : شرایط جریان خارج، شرایط جریان در دوردست

\perp : عمود بر سطح سلول

\parallel : موازی با سطح سلول

بالانویس ها:

inv : غیرلج

L : سمت چپ دیواره سلول

n : گام زمانی

R : سمت راست دیواره سلول

v : لج

\wedge : مقدار متوسط رو

$+$: مقدار بی بعد در جریان نزدیک به دیوار

$'$: مقدار نوسانی در جریان مغشوش

$\bar{}$: مقدار متوسط

فصل اول: مقدمه

حدود 100 سال از اختراع اولین وسیله پرواز توسط برادران رایت¹ می‌گذرد. این هواپیما در سرعت و ارتفاع کم پرواز می‌کرد و موتور ساده‌ای داشت با این حال مسیر را برای پیشرفت صنایع هوایی باز کرد. مهمترین تحول در ساخت موتورهای هواپیما اوایل جنگ جهانی دوم و با ورود موتورهای جت به این عرصه شکل گرفت. البته در آن زمان کار بر روی توربین‌های گاز با هدف تولید انرژی الکتریکی بوده است ولی این هدف خیلی زود به سمت ساخت توربوجت‌ها تغییر یافت. شاید بدون اغراق بتوان گفت که پیشرفت عمده در صنعت توربین‌های گاز مدیون پیشرفت در موتورهای جلوبرنده است.

رم‌جت² و اسکرمجت³ انواع دیگری از موتورهای جت هستند که با به خدمت گرفتن هوای آتمسفر نیروی جلوبرنده ایجاد می‌کنند. به دلیل نداشتن اجزا گردنده به این موتورها «لوله بخاری پرنده»⁴ نیز گفته می‌شد. در سرعت‌های کم فشار دینامیک کم است و افزایش فشار استاتیک در اثر

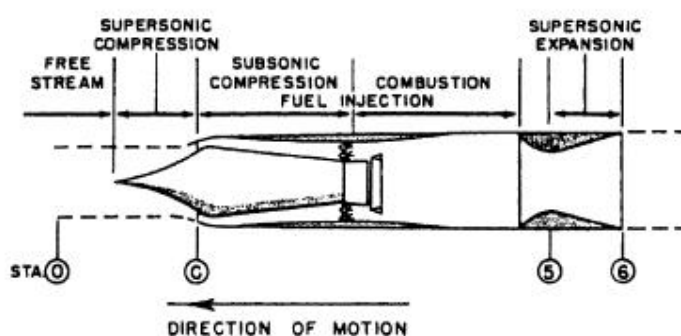
¹ Wright Brothers

² Ramjet

³ Scramjet

⁴ Flying Stovepipe

کند شدن سرعت هوا محسوس نیست؛ لذا استفاده از موتورهای توربینی در هواپیماها تا عدد ماخ 3 از نظر اقتصادی مقرون به صرفه است اما در سرعت‌های بالاتر موتورهای رجمت و اسکرمجت به دلیل افزایش فشار دینامیک، نداشتن اجزا گردنده و سادگی مورد توجه هستند. مزیت این موتورها نسبت به راکت‌ها در این است که نیازی به حمل اکسیدکننده نداشته و از هوای آتمسفر استفاده می‌کنند بنابراین عملکرد بهتری خواهند داشت [1].



شکل (1-1) - شماتیک موتور رجمت [2]

تفاوت اصلی موتورهای رجمت و اسکرمجت سرعت سیال در محفظه احتراق و نوع احتراق است. موتورهای رجمت احتراق در سرعت‌های مادون‌صوت و اسکرمجت احتراق مافوق‌صوت دارند. شکل 1-1 شماتیک یک موتور رجمت را نشان می‌دهد. این موتور شامل سه جزء اصلی دهانه ورودی، محفظه احتراق و نازل است. دهانه‌ی ورودی وظیفه تراکم سیال را بر عهده دارد و این عمل از طریق سیستم شاک‌های مایل و قائم (تراکم مافوق‌صوت) و افزایش سطح مقطع بعد از شاک قائم (تراکم مادون‌صوت) انجام می‌گیرد. پس از افزایش دما در محفظه احتراق، جریان هوای داغ و فشار بالا وارد نازل شده و به صورت جت خروجی به آتمسفر تخلیه می‌گردد. نیروی پیشران حاصل از جت و فشار خروجی سیال، موتور را به جلو می‌راند.

1-1- انواع موتورهای رمجت

انواع موتورهای رمجت را می‌توان از منظرهای متفاوت مورد بررسی قرار داد. نوع سوخت این موتورها می‌تواند مایع¹ یا جامد² باشد. سوخت گاز عمدتاً هیدروژن بوده و بیشتر در موتورهای اسکرمجت مورد استفاده قرار می‌گیرد. عدم نیاز به تجهیزات پمپاژ و کنترلی سوخت و سادگی مخزن آن از جمله مزایای موتور رمجت با سوخت جامد نسبت به سوخت مایع است [3]. رمجت با راکت جدایی‌ناپذیر³ نوع دیگری است که در آن قبل از محفظه احتراق مخلوط غلیظ سوخت و اکسیدکننده ایجاد شده و در محفظه احتراق همراه با هوای فشرده شده ورودی شعله‌ور می‌شود. مطابق شکل 1-2 رمجت آی-آر-آر می‌تواند سوخت مایع یا جامد داشته باشد.

اشکال اصلی موتورهای رمجت و اسکرمجت در این است که در حالت سکون نمی‌توانند نیروی پیشران ایجاد کنند و نیاز به محرک دیگری دارند. در بوستررمجت‌ها که بیشتر کاربرد نظامی دارند، یک موتور راکت در انتهای موتور، نیروی پیشران اولیه را روی زمین ایجاد کرده و آن را به سرعت لازم رسانیده و سپس از آن جدا می‌شود (شکل 1-2). روش دیگر استفاده از موتورهای دوگانه⁴ است که انواع آن در شکل 1-3 نشان داده شده است. در توربورمجت‌ها⁵ که معمولاً از سوخت‌های مایع هیدروکربنی استفاده می‌کنند، یک موتور توربوجت درون رمجت به منظور ایجاد نیروی پیشران در هنگام بلند شدن⁶ و سرعت‌های کم پرواز قرار دارد. نوع دیگر توربوراکت‌ها⁷ هستند که در آنها از یک موتور راکت برای به گردش درآوردن توربینی که متصل به کمپرسور است استفاده می‌شود. کمپرسور هوای مورد نیاز موتور را هنگام بلند شدن تأمین می‌کند. در سرعت‌های

¹ Liquid Fuel Ramjet (LFRJ)

² Solid Fuel Ramjet (SFRJ)

³ Integral Rocket Ramjet (IRR)

⁴ Hybrid (Mixed Cycle) Ramjets

⁵ Air-Turbo Ramjet (ATRJ)

⁶ Take-off

⁷ Air Turbo Rocket (ATR)