بسم الله الرحمن الرحيم

١٠٩٩-٣

۸۷/۱/۱۵ ۸۷۰۷
۸۸ - ۴۲

دانشگاه تربیت مدرس
دانشکده فنی و مهندسی

پایان‌نامه دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک تبدیل انرژی

شبیه سازی عددی جریان در نازل همگرا-واگرا با جسم مرکزی در قسمت همگرا

۱۳۸۸ /۱/ ۱۸

عماد زارعان

استاد راهنما:
دکتر محمدرضا انصاری

خرداد ۱۳۸۲

۱۰۹۹۰۳

٤٤٢١٩٨

بسمه تعالی

تاییدیه اعضای هیات داوران حاضر در جلسه دفاع از پایان

اعضای هیات داوران نسخه نهایی این پایان نامه را از نظر فرم و محتوا تایید کرده و پذیرش آنرا برای تکمیل درجه کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک-تبدیل انرژی پیشنهاد می کنند.

آقای عمادزارعان پایان نامه ٦ واحدی خود را **با عنوان شبیه سازی عددی جریان برنازل همگرا واگرا با جسم مرکزی درقسمت همگرا** در تاریخ ۱۳۸۲/۳/۲۵ ارائه کردند.

عضو هیئت داوران	نام و نام خانوادگی	رتبه علمی	امضا
استاد راهنما	جناب آقای دکتر انصاری	استادیار	
استاد مشاور	-		
استاد ناظر	جناب آقای دکتر حیدری نژاد		
استاد ناظر	جناب آقای دکتر امی	استادیار	
استاد ناظر	جناب اقای دکتر نوروزی		
مدیر گروه (یا نماینده گروه تخصصی)	جناب آقای دکتر مسلمی	استادیار	

این نسخه به عنوان نسخه نهایی پایان نامه/رساله مورد تایید است.

امضای استاد راهنما: محمدرضا انصاری

۱۳۸۸

آیین نامه چاپ پایان نامه (رساله) های دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس

نظر به اینکه چاپ و انتشار پایان نامه (رساله)های تحصیلی دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس، مبین بخشی از فعالیتهای علمی- پژوهشی دانشگاه است بنابراین به منظور آگاهی و رعایت حقوق دانشگاه، دانش آموختگان این دانشگاه نسبت به رعایت موارد ذیل متعهد می‌شوند:

ماده۱: در صورت اقدام به چاپ پایان نامه (رساله)ی خود مراتب را قبلاً به طور کتبی به «دفتر نشر آثار علمی دانشگاه اطلاع دهد.

ماده ۲: در صفحه سوم کتاب (پس از برگ شناسنامه) عبارت ذیل را چاپ کند:

«کتاب حاضر، حاصل پایان نامه کارشناسی ارشد/ ~~رساله دکتری~~ نگارنده در مهندسی مکانیک رشته مهندسی مکانیک است که در سال ۱۳۸۲ در دانشکده فنی و مهندسی دانشگاه تربیت مدرس به راهنمایی ~~سرکار خانم~~/ جناب آقای دکتر محمدرضا اسعاری مشاور سرکار خانم / جناب آقای دکتر ـــــ و مشاوره سرکار خانم / جناب آقای دکتر ـــــ از آن دفاع شده است.»

ماده ۳: به منظور جبران بخشی از هزینه های انتشارات دانشگاه، تعداد یک درصد شمارگان کتاب (در هر نوبت چاپ) را به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اهدا کند. دانشگاه می‌تواند مازاد نیاز خود را به نفع مرکز نشر در معرض فروش قرار دهد.

ماده ۴: در صورت عدم رعایت ماده ۳، ۵۰٪ بهای شمارگان چاپ شده را به عنوان خسارت به دانشگاه تربیت مدرس، تادیه کند.

ماده ۵: دانشجو تعهد و قبول می کند در صورت خودداری از پرداخت بهای خسارت، دانشگا می‌تواند خسارت مذکور را از طریق مراجع قضایی مطالعه و وصول کند؛ به علاوه به دانشگاه حق می‌دهند به منظور استیفای حقوق خود، از طریق دادگاه، معادل و جه مذکور در ماده ۴ را از محل توقیف کتابهای عرضه شده نگارنده برای فروشو تامین نماید.

ماده ۶: اینجانب نادر زارعان دانشجوی رشته مهندسی مکانیک مقطع کارشناسی ارشد تعهد فوق و ضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می‌شوم.

نام و نام خانوادگی

تاریخ و امضاء:

دستورالعمل حق مالکیت مادی و معنوی در مورد نتایج پژوهشهای علمی دانشگاه تربیت مدرس

مقدمه: با عنایت به سیاست‌های پژوهشی دانشگاه در راستای تحقق عدالت و کرامت انسانها که لازمه شکوفایی علمی و فنی است و رعایت حقوق مادی و معنوی دانشگاه و پژوهشگران، لازم است اعضای هیات علمی، دانشجویان، دانش آموختگان و دیگر همکاران طرح، در مورد نتایج پژوهشهای علمی که تحت عناوین پایان‌نامه، رساله و طرحهای تحقیقاتی که با هماهنگی دانشگاه انجام شده است، موارد ذیل را رعایت نمایند:

ماده ۱- حقوق مادی و معنوی پایان نامه‌ها / رساله‌های مصوب دانشگاه متعلق به دانشگاه است و هرگونه بهره‌برداری از آن باید با ذکر نام دانشگاه و رعایت آیین‌نامه‌ها و دستورالعمل‌های مصوب دانشگاه باشد.

ماده ۲- انتشار مقاله یا مقالات مستخرج از پایان نامه/ رساله به صورت چاپ در نشریات علمی و یا ارائه در مجامع علمی باید به نام دانشگاه بوده و استاد راهنما مسئول مکاتبات مقاله باشد.

تبصره: در مقالاتی که پس از دانش آموختگی بصورت ترکیبی از اطلاعات جدید و نتایج حاصل از پایان‌نامه/ رساله نیز منتشر می‌شود نیز باید نام دانشگاه درج شود.

ماده ۳- انتشار کتاب حاصل از نتایج پایان نامه / رساله و تمامی طرحهای تحقیقاتی دانشگاه باید با مجوز کتبی صادره از طریق حوزه پژوهشی دانشگاه و بر اساس آئین نامه های مصوب انجام می‌شود.

ماده ۴- ثبت اختراع و تدوین دانش فنی و یا ارائه در جشنواره‌های ملی، منطقه‌ای و بین‌المللی که حاصل نتایج مستخرج از پایان نامه/ رساله و تمامی طرح‌های تحقیقاتی دانشگاه باید با هماهنگی استاد راهنما یا مجری طرح از طریق حوزه پژوهشی دانشگاه انجام گیرد.

ماده ۵- این دستورالعمل در ۵ ماده و یک تبصره در تاریخ ۱۳۸۴/۴/۲۵ در شورای پژوهشی دانشگاه به تصویب رسیده و از تاریخ تصویب لازم الاجرا است و هرگونه تخلف از مفاد این دستورالعمل، از طریق مراجع قانونی قابل پیگیری می شود.

نام و نام خانوادگی

امضاء

تقدیم به

پدر ، مادر و همسر عزیزم

که همواره یار و پشتیبانم بوده اند.

تقدیر و تشکر:

از استاد محترم جناب آقای دکتر انصاری که در انجام این پایان نامـه و دوران تحصیل همواره از یاری و راهنمائیهای ارزنده ایشان بهـره بـرده ام ، تقـدیر و تشکر می نمایم .

همچنین لازم می دانم از همکاری مسئولان محترم دفتر طراحی موتور شرکت صنایع هواپیمائی و آقایان مهندس دارمی زاده‌تشکر نمایم .

چکیده:

نازلها مهمترین عنصر رانش در راکت ها و موتورهای جت و.. هستند. وظیفه این عضو تبدیل آنتالپی جریان به انرژی جنبشی است. آخرین قسمت موتورهای جت اگزوز نازل می باشد ، با توجه به حلقوی بودن خروجی توربین برای هدایت گاز خروجی به طرف گلوگاه از یک جسم مرکزی استفاده می شود وظیفه این جسم ایجاد تعادل آیرودینامیکی در مسیر رسیدن جریا ن به گلوگاه است.

پدیده جدایش در نازل هنگامی روی می دهد، که فشار پشت از فشار طراحی نازل کمتر یا به اصطلاح نازل فرا منبسط باشد. در این حالت جدایش جریان باعث غیر یکنواختی شدید در خروجی نازل می شود. جدایش جریان در نازل باعث پایین آمدن عملکرد نازل و ایجاد نیروی تراست غیر متقارن می شود این عدم تقارن در خروجی باعث صدمه به سازه نازل می شود. رژیم های جدایش در نازل ها به دو رژیم جدایش کامل و جدایش محدود دسته بندی می شوند. در یک نازل با طراحی ایده آل امکان بوجود آمدن هر یک از این رژیم ها وجود دارد . جهت بررسی این واقعیت نازل J-2S یعنی اولین نازلی که پدیده جدایش محدود در آن مشاهده شده است مورد مطالعه قرار گرفته است . شبیه ساز ی جریان در حالت استارت در آن انجام گرفته است . نتایج نشان می دهد که در حالت استارت رژیم جدایش بصورت جدایش کامل است وسپس به جدایش محدود تبدیل می شود. همچنین عامل تبدیل رژیم جدایش کامل به جدایش محدود جریان چرخشی قدرتمندی است که در جلو موج ضربه قایم بوجود می آید.

در قسمت بعد این تحقیق به بررسی عددی تاثیر وردی های مختلف بر جریان قسمت واگرا و بطور خاص تاثیر ورودی های حلقوی بر جریان نازل می پردازد . در این بخش سه شعاع ورود به نازل با دو زاویه مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین بررسی تاثیر جسم مرکزی بر جریان نازل مورد بررسی قرار می گیرد.

فهرست

فصل اول-مقدمه

۱-۱-اگزوز نازل ۱

۱-۲-تاریخچه ۳

۱-۳-تأثیر فشار پشت بر جریان نازل ۴

۱ -۳-۱- جریان فرومنبسط ۵

۱-۳-۲-جریان فرامنبسط ۵

۱-۴-الگو های گاز خروجی از اگزوز ۶

فصل دوم- جدایش جریان در نازل فرامنبسط

۲-۱-مقدمه ۸

۲-۲-تاریخچه ۹

۲-۳-جدایش جریان ۱۰

۲-۳-۱-پدیده جدایش جریان در لایه مرزی ۱۰

۲-۳-۲-تداخل امواج ضربه و لایه مرزی ۱۳

۲-۳-۲-۱-مفهوم تداخل امواج ضربه و لایه مرزی ۱۳

۲-۴-جدایش جریان در نازل ۱۷

۲-۴-۱-جدایش کامل ۱۹

۲-۴-۲-جدایش محدود ۱۹

۲-۵- معیارهای جدایش جریان در نازل ۲۱

۲-۵-۱-معیار جدایش کامل ۲۱

۲-۵-۲-معیار جدایش محدود ۲۲

فصل سوم-تأثیر مشخصه های هندسی بر جریان نازل

۳-۱-مقدمه ۲۴

۳-۲-روشهای طراحی نازل مافوق صوت و میدان جریان در آنها ۲۵

۳-۲-۲-روشهای محاسباتی طراحی نازل ۲۶

۳-۲-۲-۱-منطقه انبساط اولیه ۲۶
۳-۲-۳-روشهای معمول طراحی نازل ۲۷
۳-۲-۳-۱-نازل مخروطی ۲۷
۳-۲-۳-۲-نازل ایده آل ۲۷
۳-۲-۳-۳-نازلی با نیروی رانش بیشینه(TOC) ۲۸
۳-۲-۳-۴-روشهای دیگر ۲۹
۳-۳-تاثیر پارامترهای ورودی بر جریان نازل ۳۰
۳-۳-۱-تاریخچه ۳۰
۳-۴-بررسی جریان غیر دایم در نازل ۳۳

فصل چهارم -تحلیل عددی جریان در نازل

۴-۱-مقدمه ۳۴
۴-۲-شبیه سازی عددی جریان در نازل ۳۵
۴-۲-۲- میدان حل و شبکه بندی ۳۶
۴-۳- حل غیر دایم جریان در نازل در حالت استارت ۴۰
۴-۳-۱-نتایج حل غیر دایم ۴۱
۴-۴-رژیم های جدایش ۴۹
۴-۴-۱-جدایش محدود ۵۰
۴-۴-۱-۲-بررسی مدل ها ی آشفتگی در پیش بینی رژیم جدایش محدود ۵۱
۴-۴-۲-جدایش کامل ۵۳
۴-۵-حل سه بعدی ۵۶
۴-۷-مشخصه های هندسی ورودی ۵۹
۴-۷-۱-تاثیر مشخصه های هندسی ورودی بر خط صوتی ۶۰

۴-۷-۳-تاثیر هندسه ورودی بر جریان فرا صوت ۶۳

۴-۷-۳-تاثیر پارامتر های ورودی بر ماخ خروجی ۶۸

مراجع ۷۰

ضمیمه ۷۲

فصل اول

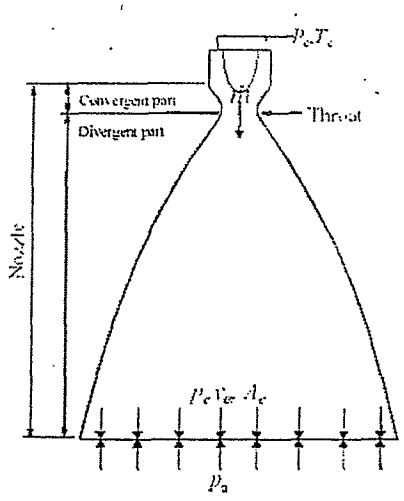
مقدمه

۱-۱-اگزوز نازل

نازلها مهمترین عنصررانش در راکت هاوموتورهای جت و.. هستند. وظیفه این عضو تبدیل آنتالپی جریان به انرژی جنبشی است. انواع مختلف این عنصرمکانیکی در وسایل مختلف ازقبیل موتور های جت و توربین های بخارو تونلهای باد و.. کاربرد دارد .

آخرین قسمت موتورهای جت اگزوز نازل می باشد ، با توجه به حلقوی بودن خروجی توربین برای هدایت گاز خروجی به طرف گلوگاه از یک جسم مرکزی استفاده می شود وظیفه این جسم ایجاد تعادل آیرودینامیکی در مسیر رسیدن جریا ن به گلوگاه است. این جسم مرکزی باعث حلقوی شدن ورودی نازل می شود و این تنها تفاوت این نازل با نازلهای همگرا-واگرای ساده است شکل(۱-۱).

جریان در قسمت همگرا با کم شدن مساحت در رژیم زیر صوت شتاب می گیرد .مساحت کم می شود تا در نهایت به کمترین مقدار خود در گلوگاه برسد، در شرایط گلوگاه سرعت به سرعت صوت (M=1) می رسد. بعداز گلوگاه و در قسمت واگرا شتاب گرفتن جریان در رژیم مافوق صوت (M>1) ادامه می یابد .با افزایش سطح مقطع سیال شتاب می گیرد و در نهایت با سرعت Vو فشارP از دهانه خروجی بیرون می رود . بیشترین تراست موقعی روی می دهد که فشار گاز خروجی برابر فشار محیط باشد .در این حالت نازل را نازل ایده آل می نامند . در نازل ایده آل جریان کاملاً یکنواخت و موازی با محور خارج می شود.



۱-۱- نازل همگرا-واگرا با جسم مرکزی در قسمت همگرا

۱-۲-تاریخچه

امروزه نازلهای همگرا- واگرا در صنایع مختلف و در تونلهای باد و توربین های بخار بکار می روند. سابقه همه آنها به اولین نازلی که توسط کارل گوستاف پاتریک دی لاوال[1] ساخته شد باز می گردد[۱] .

وی که در سوئد ودر یک خانواده ارتشی بدنیا آمد. پس از گرفتن درجه دکترا در سال ۱۸۷۲ کار بر روی توربین های بخار را آغاز کرد. در طی این سالها دریافت که یک نازل همگرای ساده نمی تواند گاز را بطور کامل منبسط کند. در سال ۱۸۸۸ وی با اضافه کردن یک قسمت واگرا توانست به سرعتهای بالاتر دست یابد. در این سالها مهندسان درک درستی از جریانهای مافوق نداشتند. دی لاوال توانست سرعت توربین بخارش را

[1] CARL GUSTAF PATRICK DE LAVAL

به 30000 RPM برساند چنان سرعت فوق العاده ای آغازگر مسائل جدیدی را در مهندسی مکانیک بود. کارهای دی لاوال به منزله جرقه ای در اواخر قرن ۱۹ در زمینه جریانهای سوپرسونیک در نازلها بود.یکی از نخستین افرادی که در این زمینه به تحقیق پرداخت استودلا[1] بود .نتایج دقیق آزمایشگاهی او در سال ۱۹۰۴ در مورد تاثیر فشار پشت بر جریان نازل او را جزء بزرگان جریان مافوق صوت قرار داده است .در سال ۱۹۰۵ پرانتل[2] مبتکر تئوری لایه مرزی نازلی با ماخ خروجی ۱/۵ ساخت و از جریان خروجی آن عکس برداری کرد.

او توانست رژیم های خروجی از نازل را کاملاً شناسایی کند . شاگرد وی میر[3] اولین کسی بود که در این راه شوک مایل را توصیف و به محاسبات اولیه آن پرداخت.

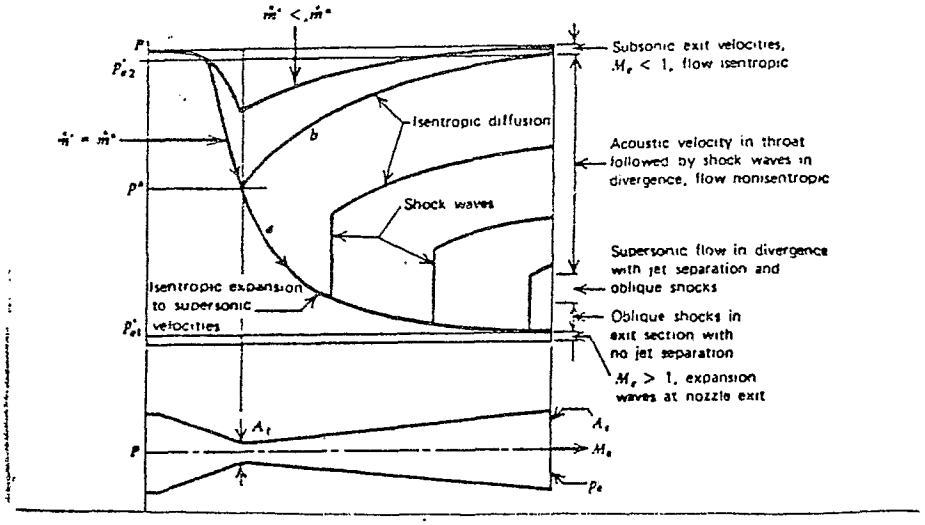
بعد از ایشان و در اوایل قرن بیستم کارهای بسیاری در خصوص طراحی شکل بدنه و تحلیل جریان نازل صورت گرفته است ، که از مهمترین این کارها می توان به کارهای سامر فیلد[4] در خصوص تحلیل جریان در نازل و بخصوص تحلیل جدایش جریان در نازل نام برد ،در زمینه طراحی بدنه نازل مهمترین روش ارائه شده روش مشخصه ها می باشد که از جمله کارها می توان به کارهای شپیرو[5] که در توسعه این روش نقش مهمی داشته است اشاره کرد .در دهه نود و با پیشرفت کدهای عددی دید بهتری از پدیده های نازل بدست آمد و این تحقیقات تاحال ادامه دارد. از برجسته ترین این کارها به کارهای امانویل[6] و چن[7] می توان اشاره کرد ، که در فصلهای بعدی به بررسی کارهای ایشان بیشتر پرداخته می شود. امروزه با تلاش بشر برای دستیابی به سرعت های بالا نازل های فرا صوت از اهمیت خاصی بعنوان مهمترین عنصر رانش برخوردار شده اند و کار بر روی جنبه های مختلف جریان نازل و بخصوص کنترل جدایش جریان در نازل ها بطور جدی دنبال می شود.

---

[1] STODOLA
[2] LUDWIG PRANDTL
[3] THEODORE MEYER
[4] SUMMERFIELD
[5] SHAPIRO
[6] EMANUEL
[7] CHEN

۱-۳-تأثیر فشار پشت[1] بر جریان نازل

نازل همگرا واگرایی را در نظر بگیرید که فشار در ورودی آن ثابت باشد. رژیم های سیال در نازل توسط فشار پشت مشخص می شود .همانطور که در شکل ۲-۱ نشان داده شده است.



شکل ۱-۲-تاثیر فشار پشت بر جریان نازل[۲]

هنگامی که دبی جرمی ایزنتروپیک عبوری از نازل کمتر از دبی بحرانی باشد $\dot{m} < \dot{m}^*$ جریان زیر صوت است. که تنها به گستره کمی از فشارهای پشت محدوده می شود.در این حالت قسمت واگرای نازل مانند دیفیوزر عمل می نماید.با پایین آمدن فشار جریان در گلوگاه به حالت بحرانی می رسد.در این حالت با پایین آمدن بیشتر فشار دبی جرمی عبوری تغییر نمی کند.این حالت راحالت خفه[2] می نامند. درحالتی که نازل از خود دبی جرمی $\dot{m}^*$ را می گذراند تنها برای دو فشار صفحه خروجی جریان ایزنتروپیک است. اولین حالت در حالتی است که جریان انبساط پیدا کرده و از فشار P^* در گلوگاه تارسیدن به فشار P'_{e_1} و حالتی که جریان از روی منحنی b حرکت کرده تا فشار به P'_{e_2} برسد.در قسمت اول جریان در قسمت واگرا مافوق صوت ودر

[1] BACK PRESSURE
[2] SHOCKED

حالت دوم مادون صوت است. وقتی فشار ها پشت بین P'_{e_1} و P'_{e_2} است جریان را فرو منبسط[1] و وقتی فشار پشت بیشتر از P'_{e_2} است جریان را فرامنبسط[2] می نامند.

۱-۳-۱- جریان فرومنبسط

همان طورکه درقسمت قبل ذکرشد هنگامی که نازل از خود دبی جرمی ماکزیمم راعبور می دهد .و گاز بطور کامل در فشار پشت $(P'_e = P_a)$ منبسط می شود سرعتها در قسمت واگرا مافوق صوت است. بنابراین کاهش فشار $(P'_e < P_a)$ تأثیری بر شرایط جریان بالا دست ندارد (زیرا هر گونه اغتشاش کوچک با سرعت صوت منتشر می شود.). قبل از رسیدن جریان به بخش خروجی نازل جریان برای اینکه بتواند خود را با فشار محیط اطراف منطبق کند منبسط می شود. این انبساط توسط امواج انبساطی صورت می گیرد . بر اثر این دسته امواج جریان از خط تقارن دور می شودبرای اینکه مولفه عمودی جریان بر روی خط تقارن صفر باقی بماند باید جریان مجدداً به حالت افقی باز گردد بنابراین تقاطع بادبزن های انبساطی که مرکز آنها در خروجی نازل است.تشکیل یک دسته امواج انبساطی می دهد.انبساط دوم باعث می شود، فشار در ناحیه بعد از بادبزن انبساطی پایین بیاید لذا امواج انبساطی در برخورد با هوای اطراف بصورت امواج ضربه ای مایل منعکس می شوند .این امواج تراکمی باعث انحراف مجدد جریان می شوند.پس لازم است که از تقاطع امواج مایل باز هم امواج مایل بوجود آید تا جریان بسمت محور تقارن باز گردد ، بنابراین این سیکل همچنان ادامه می یابد. این امواج در هنگام پرتاب موشک ها همانطور که در شکل۱-۳-د نشان داده شده است بصورت مجموعه های الماسی شکل قابل رویت هستند.

۱-۳-۲-جریان فرامنبسط

جریان فرا منبسط در نازل ها هنگامی روی می دهد که فشار جریان خروجی در بالا دست خروجی نازل به مقداری کمتر از فشار محیط برسد.جریان در نازل فرامنبسط رفتار نسبتاً پیچیده ای را از خود نشان می

---

[1] UNDER EXPANSION

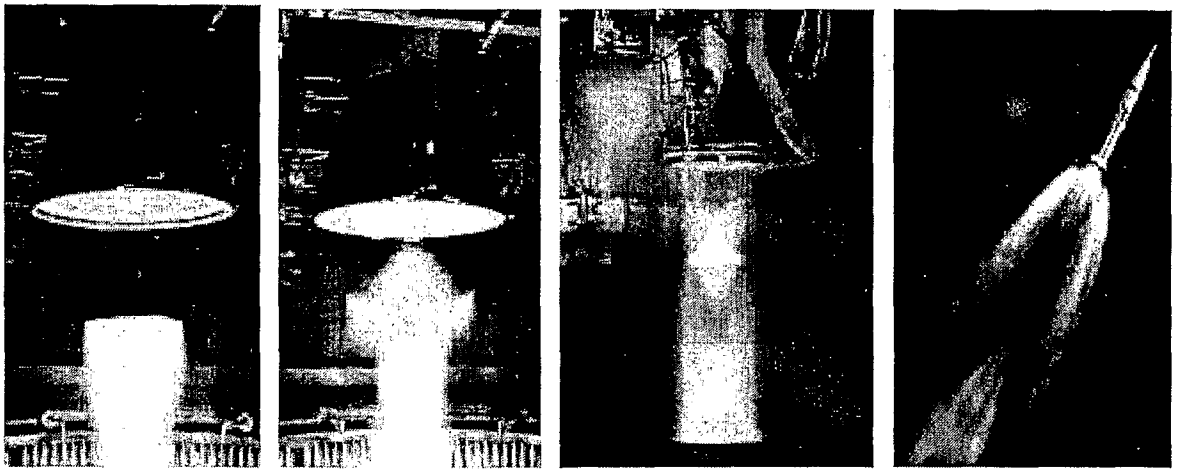
[2] OVER EXPANSION

خروجی بوجود آورد که در بخش ۱-۴ به آن می پردازیم .) و مانند حالت فرو منبسط شوک های تراکمی و امواج انبساطی بطور متوالی تشکیل می شوند.

۱-۴-الگو های گاز خروجی از اگزوز

نازل در حین پرواز در ارتفاعات مختلف با فشار های مختلف جوی روبرو می شود . که بسته به فشار محیط جریان خروجی از اگزوز همانطور که در شکل ۱-۳ نشان داده شده است در حالات مختلف قرار می گیرد نازل در ارتفا عات به علت فشار کم هوا در رژیم فرومنبسط (شکل ۱-۳-د) قرار می گیرد.

در حالتی استارت معمولاً نازل در رژیم فرامنبسط قرار می گیرد در این حالت سه الگوی مختلف از جریان خروجی مشاهده می شود که بسته به میزان فرا منبسط بودن نازل هر کدام مشاهده می شود این سه الگو شامل Mach disk (شکل ۱-۳-الف) و cap-shock (شکل ۱-۳-ب) و یا شوکهای متعادل[1] (شکل۱-۳ج) هستند .

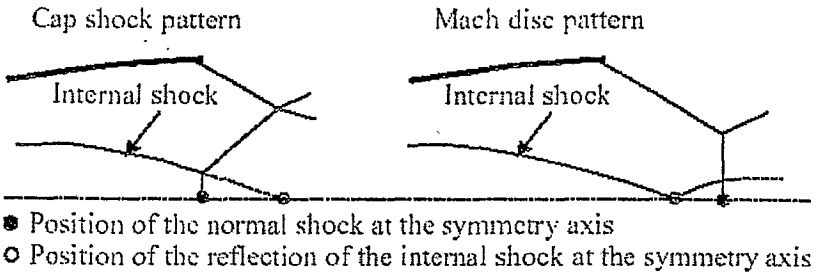


شکل۱-۳-از چپ به راست - الف-Mach disk ب-cap-shock ج- شوکهای متعادل د-نازل فرومنبسط [۷]

در نازلی با کانتور بدنه ایده آل هر کدام از این الگوها قابل مشاهده است گذار از هر کدام از رژیم های فوق به رژیم دیگر بستگی به میزان فرامنبسط بودن جریان در نازل دارد در نازلی که جریان شدیداً فرا

1 REGULAR SHOCK REFLECTION

در نازلی با کانتور بدنه ایده آل هر کدام از این الگوها قابل مشاهده است گذار از هر کدام از رژیم های فوق به رژیم دیگر بستگی به میزان فرامنبسط بودن جریان در نازل دارد در نازلی که جریان شدیداً فرا منبسط است جریان برای منطبق کردن خود با فشار محیط اطراف نیاز به تشکیل موج ضربهای قایم دارد در صورتی که نازلی با درجه فرامنبسط بودن کم می تواند با شوک های مایل و امواج انبساطی خود را با فشار محیط منطبق سازد. گذار از هر یک از این حالات به حالت در فشار خاصی روی می دهد که در فصول بعد به آن می پردازیم .



شکل ۱-۴-گذار از Mach disk به cap-shock [۷]

فصل دوم

جدایش جریان در نازل فرامنبسط

۲-۱-مقدمه-تداخل امواج ضربه و لایه مرزی یکی از مسایل مهم دینامیک سیالات بشمار می آید.هر چند بررسی در این زمینه بسالها پیش و کارهای فرّی[1] در سال ۱۹۳۹ باز می گردد [۳] ، ولی هنوز این موضوع از مسایل پیچیده دینامیک شارها است که از بسیاری از ابعاد ناشناخته است.

همانگونه که در فصل اول بیان شد این پدیده موقعی در نازل پدیدار می شوند که فشار پشت از فشار طراحی نازل کمتر یا به اصطلاح نازل فرا منبسط باشد.در این حالت جدایش جریان باعث غیر یکنواختی شدید در خروجی نازل می شود.جدایش جریان در نازل باعث پایین آمدن عملکرد نازل و ایجاد نیروی تراست غیر متقارن می شود این عدم تقارن در خروجی باعث صدمه به سازه نازل می شود. نیروی غیر متقارنی که بر اثر این پدیده به بدنه نازل وارد می شود را نیروی جانبی[2] می نامند. در نازلها برای جلوگیری از جدایش جریان،فشار طراحی نازل را زیادتر از فشار محدوده عملکرد نازل در نظر می گیرند.

در این فصل به بررسی این پدیده و روشهای تحلیل این پدیده در نازلهای متقارن محوری بطور اجمالی پرداخته می شود.

---

[1] FERRI
[2] SIDE LOUD

۲-۲-تاریخچه-در پرواز تیتان با موتور جدیدش SRMU که توانایی مصرف سوخت جامد را داشت نازل خروجی نتوانست نقش خود را بخوبی ایفاء کند این حادثه سر آغاز مباحث بنیادی در این زمینه با نام جدایش جریان در نازلهای غیر متقارن شد.برای شناخت بهتر این موضوع باید به این نکته اشاره کرد که تا قبل از این حادثه معیار جدایش در نازلها بر اساس داده های بدست آمده از نازلهای متقارن دو بعدی بود.کارهای بعد از این رویداد توانست روشهای تحلیلی و داده های عملی زیادی را جمع آوری کند(هر چند که این کارها در آن سالها نتوانستند دید فیزیکی روشنی از این پدیده بدهند.)تصحیحات بر اساس این داده ها روند طراحی را بهبود بخشید.از جمله این کارها می توان بکار موریستی[۱] و گولدبرگ [۲]اشاره کرد[۴].کار عملی مهمی که توسط شیلینگ[۳] انجام گرفته است هنوز جهت ارزیابی حل های تحلیلی و عددی بکار می رود [۴].

کارهای تحلیلی در این زمینه از کارهای سامر فیلد و همکاران و قبل از سال ۱۹۴۰ شروع شده بود آنها در یافته بودند که جدایش جریان در نازلها وقتی روی می دهد که فشار دیوار در خروجی نازل کمتر از ۰/۳۵-۰/۴ فشار محیط شود[۷]. فرمولهایی منطبق بر این نظریه با نام معیار سامرفیلد[۴] مشهورند .او بر این عقیده بود که گاز در نازل پس از جدا شدن دیگر به بدنه نمی پیوندد این نوع از جدایش را امروز با نام جدایش کامل[۵]می شناسیم این فرض توسط افراد مختلفی برای پیشبینی جدایش بکار رفت که از جمله این کارها و شاید آخرین آنها که برای این پدیده در سال ۱۹۹۷ ابداع شده است کار رومین[۶] است. نکته قابل توجه اینکه این حل نیز با فرض جدایش کامل جریان در نازل به حل پرداخته است ولی ما امروز می دانیم که جدایش در نازلها به دو دسته جدایش کامل و جدایش محدود[۷] تقسیم بندی می شود.سر منشاء این تقسیم بندی به سال ۱۹۷۰ و تست سرد نازل J-2S باز می گردد.در تست این نازل

---

[۱] MORRISETTE
[۲] GOLD BERGE
[۳] SCHILLING
[۴] SUMMER FILD CRITERA
[۵] FREE-SHOCK-SEPARATION
[۶] ROMINE
[۷] RESTRICTED-SHOCK-SEPARATION