دانشگاه صنعتی امیر کبیر

پروژه کارشناسی ارشد

طراحی آیرودینامیکی فن حدود صوت

Aerodynamic Design of transonic fan

استاد راهنما : دکتر مسعود برومند

استاد مشاور : دکتر ابوالقاسم مسگر پور طوسی

تهیه کننده : مهدی کامیار

تیرماه۸۶

بسمه تعالی

شماره:.....

تاریخ:.....

معاونت پژوهشی

فرم پروژه تحصیلات تکمیلی۷

فرم اطلاعات پایان‌نامه

کارشناسی‌ارشد و دکترا

دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(پلی‌تکنیک تهران)

مشخصات دانشجو

نام و نام‌خانوادگی: مهدی کامیار ☑ **دانشجوی آزاد** ☐ **بورسیه** ☐ **معادل**

شماره دانشجوئی: ۸۳۱۲۹۱۱۶

رشته تحصیلی: مهندسی هوافضا (جلوبرندگی) **دانشکده مهندسی هوافضا**

نام و نام‌خانوادگی استاد راهنما: مسعود برومند

عنوان به فارسی: طراحی آیرودینامیکی فن حدود صوت

عنوان به انگلیسی: **Aerodynamic Design Of Transonic Fan**

نوع پروژه کارشناسی‌ارشد × دکترا ☐ کاربردی ☐ بنیادی ☐ توسعه‌ای ☐ نظری

تاریخ شروع: ۸۴/۷/۱۵ **تاریخ خاتمه:** ۸۶/۴/۱۴ **تعداد واحد:** ۶

سازمان تأمین‌کننده اعتبار:

واژه‌های کلیدی به فارسی: فن حدود صوت، جریان کسکید، هندسه پره، هندسه فن، طراحی آیرودینامیکی، روش گردابه آزاد، روش مرتبه اول، روش نمایی

واژه‌های کلیدی به انگلیسی: **Transonic Fan , Cascade Flow , Blade Geometry , Fan Geometry , Aerodynamic Design , Free vortex method , First power method, Exponential method**

نظرها و پیشنهادها به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه:

استاد راهنما: مسعود برومند

دانشجو: مهدی کامیار

امضاء استاد راهنما: **تاریخ:**

نسخه ۱: معاونت پژوهشی

نسخه ۲: کتابخانه و به انضمام دو جلد پایان‌نامه به منظور تسویه حساب با کتابخانه و مرکز اسناد و مدارک علمی

چکیده پایان‌نامه:

در این پروژه طراحی آیرودینامیکی یک فن حدود صوت با رعایت کلیه محدودیت های طراحی انجام شده است. این طراحی که در نهایت به ارائه هندسه یک ردیف روتور می انجامد، از ۳ روش طراحی مختلف برای به دست آوردن شکل پروفیل پره در مقاطع مختلف، استفاده شده است. در مراحل مختلف طراحی، پس از محاسبات اولیه و در نظر گرفتن افت های موجود فن حدود صوت در بدست آوردن پروفیل پره با استفاده از کد کامپیوتری و اعمال محدودیتهای طراحی، جریان دو بعدی درون کسکید(جریان پره به پره)، نیز مدل سازی شده است. در بخش نهایی این پایان نامه، با استفاده از داده های به دست آمده، ابتدا ترسیم سه بعدی شکل هندسی یک پره و سپس هندسه فن مورد نظر انجام شده است. در راستای این پروژه می توان کارهای بعدی را به بهینه سازی فن طراحی شده، اختصاص داد. بهینه سازی فن می تواند شامل هر یک از فرایندهای کاهش اندازه و وزن، کاهش هزینه و سهولت ساخت، افزایش استحکام در طراحی مکانیکی، کاهش صدا و لرزش، افزایش بازده یا تمامی موارد مذکور باشد. برای مثال می توان با بهینه کردن منحنی سطح مکش پره به عنوان مهمترین بخش پره در تعیین عملکرد آن، با استفاده از روشهای نوین عددی، پروفیل جدیدی را طراحی و نامگذاری کرد که مطمئنا موجب کاهش افت ها و افزایش بازده فن خواهد شد.

ABSTRACT

In this project, the Aerodynamic design of a transonic fan with regarding to all constraints of design has been performed.It has been used three methods (Free vortex method, First power method, Exponential method) to obtain blade profile ,that lead to the rotor geometry design, finally.During the design process, the two-dimentional flow in cascade (Blade to-blade flow), after preliminary calculation and with respecting the transonic fan losses in obtained blade profile by computer code and considering the design constraints , has been modelled. In the last section of this project, first of all , the three-dimentional shape of blade and then fan geometry, has been drawn by using the obtained data.It can be achieved the following processes for optimizing mentioned fan, along this project.The improvement of fan design can be included each progressive deduction of size-weight, the expense and ease of manufacturing, increasing strength in mechanical design, decreasing the sound and vibration, increasing the efficiency or all of above mentioned. For example, by optimizing suction surface of the blade as most important section of blade in determining efficiency of it ,we can design the new profile and name it that certainly caused the decreasing in losses and increasing the efficiency by using modern numerical methods.

چکیده

در این پروژه طراحی آیرودینامیکی یک فن حدود صوت با رعایت کلیه محدودیت های طراحی انجام شده است. این طراحی که در نهایت به ارائه هندسه یک ردیف روتور می انجامد، از ۳ روش طراحی مختلف برای به دست آوردن شکل پروفیل پره در مقاطع مختلف، استفاده شده است. در مراحل مختلف طراحی، پس از محاسبات اولیه و در نظر گرفتن افت های موجود فن حدود صوت در بدست آوردن پروفیل پره با استفاده از کد کامپیوتری و اعمال محدودیتهای طراحی، جریان دو بعدی درون کسکید(جریان پره به پره)، نیز مدل سازی شده است. در بخش نهایی این پایان نامه، با استفاده از داده های به دست آمده، ابتدا ترسیم سه بعدی شکل هندسی یک پره و سپس هندسه فن مورد نظر انجام شده است. در راستای این پروژه می توان کارهای بعدی را به بهینه سازی فن طراحی شده، اختصاص داد. بهینه سازی فن می تواند شامل هر یک از فرایندهای کاهش اندازه و وزن، کاهش هزینه و سهولت ساخت، افزایش استحکام در طراحی مکانیکی، کاهش صدا و لرزش، افزایش بازده یا تمامی موارد مذکور باشد. برای مثال می توان با بهینه کردن منحنی سطح مکش پره به عنوان مهمترین بخش پره در تعیین عملکرد آن، با استفاده از روشهای نوین عددی، پروفیل جدیدی را طراحی و نامگذاری کرد که مطمئنا موجب کاهش افت ها و افزایش بازده فن خواهد شد.

فهرست علائم اختصاری:

در این پایان نامه به منظور سهولت و کوتاه تر شدن متن از علائم اختصاری زیر استفاده شده است:

a : سرعت صوت

c : وتر پره

Ca : سرعت محوری

Cda : ضریب درگ انتهایی دیواره

Cdp : ضریب درگ پروفیل پره

Cds : ضریب درگ جریان ثانویه

Cdsh :ضریب درگ شوک

Cl : ضریب بالا برندگی

DCA : پره با کمانهای حلقوی

DF : ضریب نفوذ

H : آنتالپی یا فشار کلی

i : زاویه برخورد پره

K_{th} : ضریب کار تئوریک

R : فاکتور واکنش

S : آنتروپی

s : گام پره ها

t (x) :توزیع ضخامت پره

U : سرعت پره

W : کار

$Y(x)$: کمان پره

Z : تعداد پره ها

α : زاویه حمله

β : زاویه جریان با پره

γ : نسبت ضریب بالا برندگی به درگ

δ : زاویه انحراف جریان

ε : ضریب چرخش

η : راندمان

θ : زاویه کمان

κ : زاویه پره

ξ : زاویه استگر

σ : استحکام

φ : ضریب جریان

ψ : ضریب بار

ω : ضریب افت

ϵ : زاویه چرخش جریان

زیرنویس ها :

a :موقعیت محوری

c : موقعیت شعاع متوسط پره

t : مکان هندسی نوک پره

h : مکان هندسی ریشه پره

فهرست

چکیده.....

فصل اول : مقدمه

نگاه تاریخی به طراحی فن و کمپرسور.....

فصل دوم : زمینه های تئوری و روابط حاکم

پره ها درکمپرسورهای محوری.....

پروفیل سری NASA-65.....

پروفیل انگلیسی C.4.....

پروفیل DCA.....

پروفیل ورودی NASA A4K6 .....

ایر فویل هایی با تراکم کنترل شده.....

مشخصه های اولیه کسکید.....

بررسی عملکرد مرحله کمپرسور در تست کسکید.....

هندسه کسکید و پارامتر های عملکردی.....

زاویه حمله یا زاویه برخورد طراحی.....

زاویه انحراف طراحی.....

ضریب افت طراحی.....

راندمان و انواع افتهای روتور.....

جریان های ثانویه و افت ناشی از آن.....

اثر لزجت و لایه مرزی.....

افت پروفیل.....

اثر عدد ماخ.....

فصل سوم : روش طراحی

طراحی پره.....

انتخاب پارامترهای عملکردی بدون بعد.....

تعیین مشخصات پره در طول شعاع.....

انتخاب نوع ورتکس.....

جریان ورتکس آزاد.....

جریان هایی با ورتکس نمایی و چرخش ثابت.....

تبیین روش طراحی.....

شرایط ورودی طراحی.....

الگوریتم طراحی.....

فصل چهارم : تحلیل پره به پره (Blade to blade) با استفاده از مدل سازی

مقدمه ای بر جریان پره به پره.....

فیزیک مسئله جریان پره به پره.....

مولفه های سرعت و سیستم مختصات.....

گره بندی و مدلسازی.....

تولید شبکه با استفاده از نرم افزار گمبیت.....

شبیه سازی با استفاده از نرم افزار فلوئنت.....

معادلات حاکم.....

انتخاب فرمولاسیون حلگر.....

انتخاب مدل توربولانس.....

تعریف شرایط مرزی.....

روش حل.....

نتایج حل.....

فصل پنجم : طراحی فن حدود صوت

مشخصه های ورودی فن.....

محاسبات طراحی.....

پیشنهادات.....

ترسیم نهایی هندسه فن.....

ضمائم:

ضمیمه ۱ :کد کامپیوتری.....

مراجع.....

...

فصل اول

مقدمه

۱-۱ نگاه تاریخی به طراحی فن و کمپرسورهای محوری

در سال ۱۸۸۴ سر چارلز پارسنز[۱] روش معکوس کردن توربین و استفاده از آن بجای کمپرسور را بیان کرد، بعدها هاول[۲] اعلام نمود که این روش در کاربردهای با نسبت فشار بالا بازدهی کمتر از ۴۰ درصد دست می دهد. پارسنز کمپرسور ۵۵۰ کیلو پاسکال نیز ساخت که شامل دو کمپرسور محوری بطور سری بود؛ ولی موفق نبود زیرا جریان آن ناپایدار بود.کمپرسور های محوری به دلیل بازدهی کم از رده خارج شدند و جای خود را به کمپرسور های گریز از مرکز که بازده بیشتری(۷۰تا ۸۰ درصد) داشتند، دادند.

در سال ۱۹۰۳ اولین توربین گاز ساخته شد که محفظه احتراق آن دارای سه سیلندر بود.در همان سال موتور توربین گاز موفقی ساخته شد که دارای ۸۰ در صد بازده در کمپرسور و توربین بود.در سال ۱۹۳۰ سر فرانک ویتل گروهی را در صنایع هواپیما سازی سلطنتی انگستان رهبری کرد که هدف گروه تولید یک موتور توربین گاز برای یک جت بود.اولین هواپیمای جت موفق این گروه در۱۵ می ۱۹۴۱ پرواز کرد. دشواری های اولیه تولید کمپرسور جریان محوری عمدتا ناشی از ماهیت اساسا متفاوت فرآیند جریان در این ماشینها در مقایسه با توربین های جریان محوری بوده است.سرعت جریان در توربین محوری نسبت به هر ردیف پره بیشتر و بیشترمی شود، اما در کمپرسورهای محوری برعکس اتفاق می افتد. امروزه همه می دانند که می توان به سیال در یک گذرگاه، شتاب داد و با افت فشار اندکی مواجه شد، اما در کاهش سریع شتاب چنین نیست. در حالت اخیر، به علت سکته شدیدی که بر اثر شیب زیاد و فشار معکوس بوجود می آید، افت های زیادی پدیدار می شود.بنا بر این برای محدود کردن افتهای فشار کلی، لازم است که آهنگ کاهش شتاب در گذرگاه های پره را بطور جدی محدود کرد. اصولا به علت چنین محدودیت هایی است که کمپرسور های محوری به

---

[۱] Parsons
[۲] Howell

مراحل بیشتری نیاز دارند، اما توربین های محوری با همان نسبت فشار به تعداد اندکی مرحله بیشتر نیاز ندارند. بنابراین آزمایش توربین معکوس که پارسنز انجام داد،محکوم به کم بازدهی بود. گرچه کمپرسور های محوری با بازده هایی تا ۹۰ درصد درنسبتهای فشار ۶ یا ۷ به ۱ وجود دارد،اما ذکر این نکته لازم است که هنوز بعد از چندین سال پیشرفت مداوم، این ماشین هنوز مسائل بسیار پیچیده و بحث بر انگیزی در برابر طراحان و پژوهشگران مطرح می کند. اعتقاد عموم بر این است که ظرفیت نهایی در بازده و نسبت فشار هنوز حاصل نشده است و فقط از فهم پدیده های جریانی پیچیده تر می توان به این هدف دست یافت.امروزه ساخت کمپرسور های حدود صوت از تحولات جدید است و نتیجه کشف غیر منتظره کارکرد خوب در اعداد ماخ نسبی نزدیک به یک به شمار می رود.کمپرسورهای بسیاری از موتورهای جت امروزی حداقل یک مرحله حدود صوت دارند.در نیمه اول قرن بیستم استفاده بیشتر از فنهای گریز از مرکز نیز بخاطر انعطاف پذیری،راندمان و کم صدایی آنها بود.چون فنها و کمپرسور های محوری که در آن زمان ساخته می شد با اطلاعات کافی انجام نمی شد لذا دارای راندمان مناسبی نبودند و سرو صدای زیادی هم ایجاد می کردند.ولی پس از آن تحول زیادی در طراحی کمپرسور های محوری و فنها رخ داد به همین دلیل کاربرد زیادی از فن های جریان محوری در صنعت انجام شد.بیشترین و عمومی ترین کار برد این نوع فن ها در تهویه مطبوع و موتور هواپیما می باشد.فاکتور های مهم و موثر در انتخاب نوع سیستم فن عبارتند از: سهولت در ساخت، هزینه کم ساخت، راندمان فن.

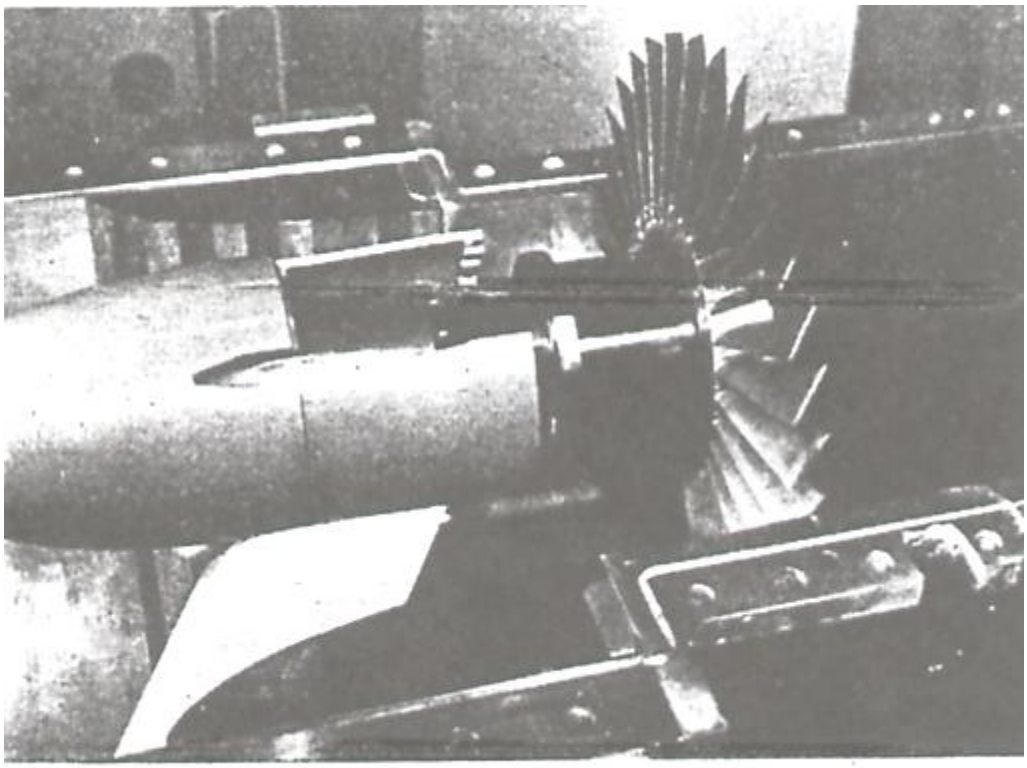
۱-۲ سابقه تاریخی کمپرسورهای حدود صوت

دستیابی به نسبت فشارهای بالا نیازمند کمپرسورهایی با پره های با سرعت بالا هستند مثل جریان هایی که عدد ماخ تا حوزه حدود صوت زیاد می شود. در بعضی موارد اعداد ماخ نسبی روتور تا ۱,۷ بالا می رود و در بین پره ها به ۱/۲ می رسد و مولفه سرعت محوری زیر صوت باقی می ماند. فن های حدود صوت در حال حاضر استفاده زیادی دارند، برای مثال فن یا کمپرسور کم فشار موتور همه هواپیماهای مسافر بری یا نظامی جدید حدود صوت است. علاوه بر این، مشکلات در نسبت فشارهای بالاتر بیشتر می شود، و اغتشاشات محوری نیز افزایش می یابد. بر این اساس محدوده عملکرد پایدار (معمولا بر اساس محدوده surge) علی الخصوص برای کمپرسورهای حدود صوت اهمیت زیادی دارد. مشکلات اندازه گیری نیز بیشتر می شود و بدست آوردن اطلاعات قابل اطمینان در مورد جریانهای داخلی مشکل می شود. برای این منظور روشهای مختلف، از طراحی اولیه تک بعدی تا روش های حل جریان لزج[۱] سه بعدی در طول سالهای گذشته به شدت رشد کرده است. درخواست روز افزون برای موتورهای توربین گاز با نسبت تراست به وزن بیشتر با مصرف سوخت کمتر، منجر به بهبود روتورهای حدود صوت در کمپرسور های محوری شده است.

روتور حدود صوت دارای حوزه های مشخصه جریان ورودی نسبی زیر صوت ومافوق صوت است. استفاده از این روتورها درکمپرسور، سایزکمپرسور را بدون کاهش متناظرنسبت فشارکلی، کاهش می دهد. برای یک سطح تراست خاص، یک کمپرسورحدود صوت مصرف سوخت را درمقایسه با یک کمپرسور زیر صوت کاهش می دهد.

[۱] Viscous

بازده های بالا به دلیل کاهش افت ناشی ازفشارسکون ناشی ازسیستم شوک توسط سرعتهای نسبی کم مافوق صوت می باشد. این مزایا باعث شده که کمپرسورهای حدودصوت برای موتورهای هواپیما توسط طراحان از سال ۱۹۶۰ انتخاب شود. [۳۳]



Experimental transonic rotor

شکل ۱-۱ روتور فن حدود صوت [۳۶]

کمپرسورها و فن های حدود صوت امروزه کاربرد زیادی در موتورهای توربین گاز، به خاطر مزایایی از قبیل سایز و وزن پایین و همچنین قیمت پائین دارند. به هر حال اگر بخواهیم به بازده بالایی دست پیدا کنیم، طراحی دقیق و سنجیده ضروری است. جهت به دست آوردن پارامترهای کلی، تحلیل تک بعدی جریان در شعاع متوسط پره، ترکیب مراحل و توزیع شعاعی جریان در طول پره، از تکنیکهای یک و دو بعدی استفاده می کنند. سرانجام دینامیک سیالات محاسباتی سه بعدی (CFD) جهت بهینه سازی طراحی بکار گرفته می شود.

این موضوع حائز اهمیت است که بدانیم همه روش ها محدودیت های مهمی دارند و طراحان اگر قصد انجام طراحی موفقی را دارند باید این محدودیت ها را لحاظ کنند.

نیاز به کوچکی اندازه ماشین و بازده بالا برای موتورهای توربین گاز محققین را به طراحی و ساخت کمپرسورهایی با سرعت پره بالا جهت افزایش نسبت فشار مرحله سوق می دهد. در نتیجه عدد ماخ جریان در ناحیهٔ حدود صوت افزایش می یابد. همانگونه که گفته شد، عدد ماخ نسبی ورودی به روتور حدود یا بالاتر از ۱/۷ امروزه در بعضی موارد استفاده می شود، عمدتاً استاتورهای جریان ورودی زیر صوت دارند اما بیشترین عدد ماخ بین ردیف پره ها به ۱/۲ نیز می رسد. به هر حال مؤلفه سرعت در جهت محوری زیر صوت می ماند. فن ها و کمپرسورهای حدود صوت امروزه رایج هستند. برای مثال فن یا کمپرسور فشار پایین تمام هواپیماهای تجاری و موتورهای نظامی حدود صوت هستند. و همچنین مراحل جلویی یک کمپرسور چندمرحله ای نیز حدود صوت هستند.

طراحی حدود صوت همچنین برای مراحل جلویی کمپرسورهای صنعتی کاربرد دارند. در مجموع مشکلات با دستیابی به نسبت فشار کلی زیاد و از این رو عدم تطابق محوری در برخی شرایط (سرعت ها)، افزایش می یابد. بنابراین شرایط کارکردی پایدار برای تمامی کمپرسورهای حدود صوت بسیار مهم است.

انواع روش ها طی سالیانی از طراحی مقدماتی یک بعدی و تکنیک های ترکیب مراحل شروع و به حلگرهای جریان لزج سه بعدی ختم شده اند.

۱-۲-۱ تحقیقات NASA روی کمپرسورهای حدود صوت

بنای تکامل طراحی کمپرسور حدود صوت توسط آزمایشگاه LEWIS در NASA بین سال های ۱۹۴۷تا ۱۹۵۷ انجام شد. نتایج اولیه نشان می داد که مشخصه های حدود صوت خوب، با شکل پره

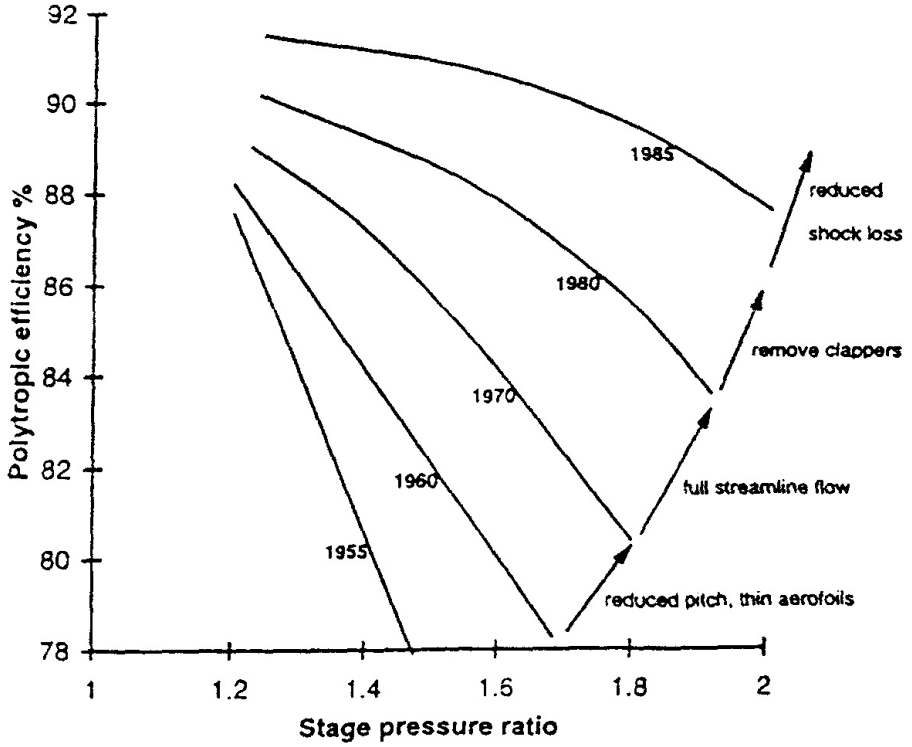
DCA[1] حاصل می شد. مرکز تحقیقات کمپرسور حدود صوت NACA عمدتاً روی عدد ماخ نسبی نوک روتور با محدوده ۱/۲ –۱ با نسبت فشار ۱/۴–۱/۳ متمرکز شد. جریان جرمی بسیار بالا از طریق افزایش عدد ماخ محوری و نسبت کم ریشه به نوک پره[2] در ورودی مورد توجه بودند. مفاهیم مهم طراحی استفاده از یک پره لاغر، DCA و یک طراحی پره با تراکم بالا را پیشنهاد می کردند. این عامل، حساسیت پره را نسبت به افت ناشی از برخورد، کاهش می داد. کمپرسورهای چند مرحله ای با نسبت فشار ماکزیمم ۱۰– ۵ برای ۵ تا ۸ مرحله طراحی و تست شدند.

بازده آدیاباتیک حداکثر ۸۲ –۸۱ درصد در سرعت طراحی ثبت شد، جایی که بین ۸۰ تا ۹۰ درصد سرعت مرحله بهینه بود.

۱–۲–۲ تکاملهای بعدی در طراحی

تحقیقات NASA به عنوان مبنا و پایه برای کارهای بعدی مورد استفاده قرار گرفت. طراحی های انجام شدهٔ بعدی در آمریکا و اروپا بر مبنای نسبت ریشه به نوک پایین تر و نسبت فشار مراحل بالاتر از طریق افزایش سرعت چرخش و از اینرو افزایش عدد ماخ نسبی روتور انجام شد. روش های انحنای جریان و دیگر روشهای مشابه مثل اجزاء محدود و Through-flow استفاده شدند.

[1] Double Circular Arc
[2] Hub to tip ratio



شکل ۱-۲ بهبود عملکرد فن ها [۲۶]

۱-۳ انواع کمپرسورهای حدود صوت

۱. فن یک مرحله ای برای نسبت بالای جریان فرعی[۱] موتورهای تجاری

۲. فن چند مرحله ای برای کمپرسور فشار پایین (LPC[۲]) موتورهای هواپیماهای نظامی

۳. مراحل جلویی کمپرسورهایی که چند مرحله ای هستند؛ مثل موتورهای جت هواپیما های مسافربری یا توربین های گاز صنعتی.

۱-۳-۱ فن یک مرحله ای

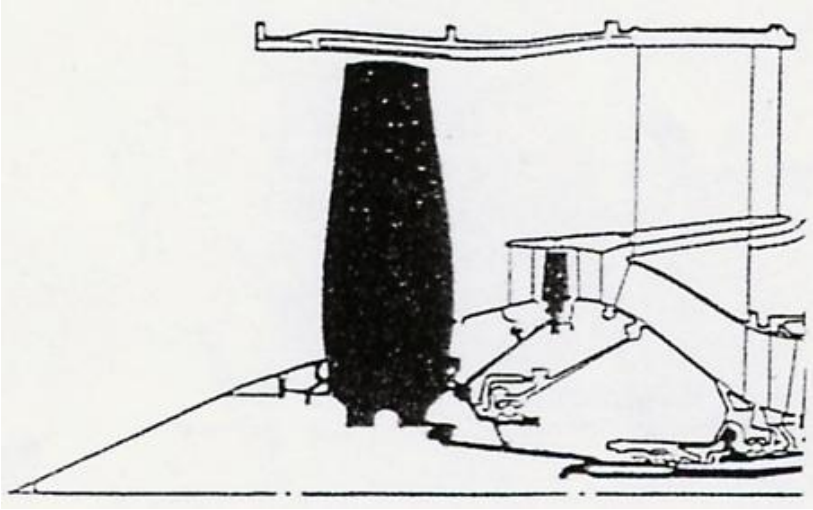
این فن حدود سه چهارم تراست کل موتور را تولید کرده و تأثیر بسزایی روی مصرف سوخت، صدا و وزن موتور دارد.

---

۱ Bypass
۲ Low Pressure Compressor

نسبت ریشه به نوک کم روتورحدود صوت، سرعت نوک پره طراحی m/s ۶۰۰ – ۴۰۰ونسبت– فشارطراحی ۱,۸– ۱,۶ را دارد. یک فن تیتانیومی توخالی و موفق روی موتور $RB211-535E4$ نصب شده است.

جریان جرمی زیاد بر واحد سطح فن نیازمند کاهش سایز موتور است. این موضوع به همراه سرعت پره، عدد ماخ نسبی ورودی در محل نوک روتور را تا بیش از ۱,۵ افزایش می دهد. جریان در ورودی به استاتور از نوع عدد ماخ زیر صوت بالا است و تا بالاتر از ۵۰ درجه چرخش می کند.



شکل ۱–۳ فن تک مرحله ای [۲۶]

۱–۳–۲ فن هواپیماهای نظامی چند مرحله ای

اکثر موتورهای هواپیماهای نظامی شکاری یک فن حدود صوت یا یک LPC با دو یا سه مرحله با نسبت فشار کلی بین ۲/۵ تا ۵ و بسته به نوع موتور نسبت تخلیه ۰/۳ تا ۱/۲ دارند.

نسبت فشار متوسط مرحله بین ۱/۴ تا ۱/۹ است. بر خلاف هواپیماهای تجاری پروفیل نسبت فشار شعاعی می بایست یکنواخت باشد چرا که بتواند شرایط ورودی قابل قبولی برای مراحل جلویی ایجاد کند.

بارگذاری آیرودینامیکی نزدیک ریشه[1]، بحرانی است(بخصوص برای اولین مرحله). اکثر طراحی ها قصد دارند که حداکثر عدد ماخ ورودی به استاتو ر را زیر ۰/۹۵ نگه دارند، سرعت نوک پره عموماً بالاتر از فن های نوع تجاری است، که این بمنظور کاهش بارگذاری آیرودینامیکی در فن فشار پایین است. در نتیجه عدد ماخ نسبی شاید به ۱/۷ در اولین نوک پرهٔ روتور می رسد. IGV[2] متغیر اغلب جهت کمک به هماهنگی مراحل در شرایط خارج از طراحی مورد نیاز است. شرایط بازده نسبت به فن تجاری کمتر بحرانی می شود.

۱-۳-۳ کمپرسورهای چند مرحله ای

سرعت پره ها کمتر از پره فن های نظامی و تجاری است و عدد ماخ نوک روتور عموماً زیر ۱/۲ است. امروزه در بعضی موتورهای تک محوره به نسبت فشاری حدود ۲۰ رسیده اند. [۲۶]

[1] Hub
[2] Inlet Guide Vane

فصل دوم

زمینه های تئوری و روابط حاکم