جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

انتخاب سیستم خنک کاری توربینی گاز :

این فصل اساساً توزیع و پخش انتقال جرمی و گرمایی را در کانون توجه قرار می دهد ، از آنجایی که برای خنک کاری اجزای توربو ماشینی به کار می روند ، و خواننده انتظار داد تا با اساس این رشته ها آشنا گردد .

شماری از کتب مفید می تواند در بررسی این اصول توصیه گردد ، همچون :

دینامیک سیالات ، استریتر – تحلیلی از انتقال جرم و حرارت ، اکرت و دراک – اصول انتقال جرم و گرما ، اینکروپا و دویت – کتاب راهنمای انتقال گرما ، هارت نِت و ورُزنا – انتقال جرم و گرمای همرفتی کایز تئوری لایهٔ مرز (شیلیختینگ و دینامیک و ترمودینامیک) جریان سیال تراکمی وقتی مرجعی جامع از اطلاعات در دسترس است ، نویسنده توجه خواننده را به چنین مرجعی جلب می کند .

با این وجود وقتی که فرضیه ای انتشار می یابد نوسینده در خلاصه کردن آن تلاش می کند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

فهرست اصلاحات

a : سرعتی صوت

b : بعد خطی در عدد دورانی

A : سطح مرجع ، سطح حلقوی مسیر گازی

Ag : سطح بیرونی ایرفویل

$Bo = \frac{Gr}{\mathrm{Re}^{۲}}$: عدد شناوری

BR و M : نرخ وزش

CP : ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت

d : قطر هیدرولیک

e : ارتفاع اغتشاشی گرا

$EC = (Y-۱)M^{۲}T/۲\Delta T$: عدد اکرت

FP : پارامتر جریان برای هوای خنک کاری

g : شتاب جاذبه

G : پارامتر زیری انتقال گرما

$GR = \frac{RW\ B\Delta TD^{۳}h^{۲}}{r^{۲}}$: عدد گراشوف

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

h : ضریب انتقال گرما

ht : ضریب انتقال گرمایی افزایش یافته با اغتشاش گرها

نرخ شار اندازه حرکت = $\frac{P_F v_F^{۲}}{\ell_\infty v_\infty^{۲}}$

K : رسانایی گرمایی

Kf : رسانایی گرمایی سیال

L : طول مرجع

M : نرخ جریان جرمی

MC : نرخ جریانخنک کاری

نرخ وزش : $M = \frac{P_F v_F}{P_\infty v_\infty}$

عدد ماخ : $Ma = \frac{v}{a}$

N ، Rpm : سرعت روتور

عدد ناسلت : $NUL = \frac{hL}{Kf}$

عدد پرانتل : $pr = \frac{\mu cp}{K}$

PR : نرخ فشار کمپرسور

PS : فشار استاتیکی

Pt : فشار کل

Ptin : فشار ورودی کل

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

Q : نرخ انتقال گرما و نرخ انتقال انرژی

q'' : شارگرمایی

P : فاصله اغتشاش گرها

r : موقعیت شعاعی

R : شعاع متوسط ، شعاع مشعل ، مقاومت و ثابت گاز

Ri : شعاع موضعی تیغه

RT : شعاع نوک تیغه

Rh : شعاع توپی تیغه

$\mathrm{Re}\,d = \frac{Pvd}{[}$: عدد رینولدز بر اساس قطر هیدرولیک

$\mathrm{Re}\,l = \frac{Pvl}{[}$: عدد رینوادز بر اساس L

$Ro = \frac{Wb}{u}$: عدد دورانی

S : فاصله عمودی سطح

St : عدد استانتون

t : زمان

Tc : دمای هوای خنک کننده و همچنین دمای تخلیه کمپرسور

Tf : دمای سطحی لایه

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

Tg : دمای گاز

Tgin : دمای گاز ورودی

Tm : دمای فلز ، همچنین دما ی لایه ترکیب

Tref : دمای استاتیک محلی

Tu : شدت اغتشاش

u' : نوسان سرعت محوری محلی

Uin : سرعت گاز ورودی

U,V,W : جریان اصلی یا مؤلفه های سرعت جریان خنک کاری در جهات X ، Y، Z

W : عرض

α: زاویه شیب فواره لایه ای

B: زاویه بین فواره لایه و بردارهای جریان اصلی

r : نسبت گرمایی ویژه

ε: ضریب حجمی انبساط گرمایی و زبری سطح

ε_h: پخشندگی گردابی گرما

ε_m: پخشندگی گردابی اندازه حرکت

ع: تأثیر انتقال گرما

ک: بازده گرمایی

أ: گرانروی مطلق گاز

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

ρ : دانسیته

۶ : محدوده تنش گسیختگی (شکست)

ω : فرکانس دورانی

فهرست پارامترها

aw : دیواره آدیاباتیک

b : بالک

C : حنک کن

d : بر اساس قطر لبه حمله (سیلندر)

f : لایه

hc : ردیف پره داغ

O : کلی

tur : توربینی

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

W : دیواره

∞ : وضعیت جریان اصلی (جریان آزاد)

www.kandoocn.com

خنک کاری توربین به عنوان یک فن آوری کلیدی برای پیشرفت موتورهای توربینی گازی

عملکرد یک موتور توربینی گازی شدیداً تحت تأثیر دمای ورودی توربینی است و افـزایش عملکـرد می تواند با ماکزیمم دمای ورودی مجاز توربین حاصل شود . از نقطه توقف (معیار) عملکرد، احتراق استوکیومتر یک با دمای ورود توربینی حوالی ۲۰۰۰ درجه سانتی گراد (۳۶۵۰ درجـه فارنهایـت) ، یک ترمودینامیک ایده آل خواهد بود، چون کاری صرف تراکم هوای مورد نیاز محصولات رقیق تراکم نمی شود . بنا بر این رویه کنونی صنعت ، دمای ورودی توربینی را به دمای سوخت استوکیومنز یـک نزدیکتر می سازد ، به ویژه برای موتورهای نظامی با این وجود دمای مجاز قطعه فلزی بـرای اغلـب

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

آلیاژهای پیشرفته و فرآیند های صنعتی نمی تواند فراتر از محدوده ۹۸۰-۹۳۰ درجه سانتی گراد (۱۸۰۰-۱۷۰۰ درجه فارنهایت) برود .

برای عملکرد مناسب در دماهای گازی بالاتر از این محدوده دمایی ، به سیستم خنک کاری با بازده بالا لازم است .

آوانس در خنک کاری روش مهمی برای رسیدن به دماهای بالاتر در ورودی توربینی و در حقیقت سوق دادن به عملکردی بهبود یافته و بهتر کردن توربین است . انتقال گرما بدین نحو عامل طراحی بسیار مهمی برای تمامی بخشهای یک توربین گازی مدرن به ویژه احتراق کننده (مشعل) و بخشهای توربینی می باشد . در شرح طراحی خنک کاری بخش داغ یادآوری این نکته لازم است که طراح توربین به طور مداوم تحت فشار مالی و حد دوام دیگر ملزومات مختلف مربوط به چیدمان داخلی اجزا می باشد . همه اینها به شدت مجموعه ای از طراحی سیستم خنک کاری را تحت تأثیر قرار می دهند .

چالش های خنک کاری برای افزایش مداوم دمای گاز و نسبت فشار کمپرسور .

ارتقاء در موتورهای مدرن توربین گازی با بازده و توان ویژه بالا به مدد افزایش درجه حرارت کارکرد و در مجموع نسبت فشار کمپرسور سنجیده می شود . اغلب موتورهای باسیکل ساده معمول با نسبت های فشار بالاتر و تطبیق یافته با درجات گازی بالاتر می توانند به توان بالاتری برای همان اندازه و وزن و کلاً به راندمان بهتری از سوخت موتور برسند .

موتورها دارای کواپراتور(بهبود دهنده)منفعتی ترمودینامیکی از نسبت فشار بالای کمپرسور نمی برند.

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

آلیاژهای پیشرفته برای ایرفویل های توربین می توانند به صورت ایمن در داماهـای فلـزی زیـر ۹۸۰ درجه سانتی گراد (۱۸۰۰ درجه فارنهایت) کار کنند و آلیاژهای مربوط به دیسک ها در دمـای ۷۰۰ درجه سانتی گراد (۱۳۰۰ درجه فارنهایت) کار می کنند .

اما توربین های گازی مدرن در دماهای ورودی کار می کنند کـه کـاملاً بـالای ایـن حـدود باشـند . همچنین تفاوت زیادی در دمای کارکرد توربین های پیشرفته هوایی و توربین های صنعتی می باشد ، که نتیجه تفاوت های بنیادی در عمر مورد نیاز ، وزن و کیفیت سوخت / هوا می باشد .

برای موتورهای هوایی پیشرفته دماهای ورودی نوسانی (TRIT) نزدیک بـه ۱۶۵۰ درجـه سـانتی گراد (۳۰۰۰ درجه فارنهایت) و نسبتهای فشار کمپرسور حدود ۴۰:۱ یک واقعیت می باشند .

یک توان ویژه بالا که در ابتدا برای این نوع موتور قابل رویت می باشد معمولاً در یک رانـدمان بـالا بدست می آید .

چنین وضعیتهای سخت عملکردی به طور ذاتی بازدیدهای متناوب و سنجش موتور را به طور مـداوم نیاز دارند . برای موتورهای صنعتی مهم ترین نیاز ، طولانی بودن دوره حد دوام ، بـدون بازدیـدهای متناوب و تعمیرات کلی سیستم ها می باشد .

از اجزای اصلی توربینی صنعتی معمولاً انتظار می رود که حداقل ۳۰۰۰۰ ساعت بـین تعمیـرات کلـی سیستم ها را با پنانسیلی که آن را قابل تعمیر در نظـر بگیـرد و عمـر موتـور را بـه ۱۰۰۰۰۰ سـاعت افزایش دهد ، کار کنند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

این تشبیهی است به قطعه توربینی هوایی که فقط چند هزار ساعت عمر می کند . این عامل از آنجایی که نیاز معمول فشار تخلیه کمپرسور ، پایین بودن فشار ذخیره سوخت لوله گاز می باشد ، منجر به یک دمای متوسط ورودی توربینی با نوسان بالا می باشد .

محدوده TRIT برای یک توربین گازی صنعتی مدرن در دامنه ۱۳۷۰-۱۲۶۰ درجه سانتی گراد (۲۵۰۰-۲۳۰۰ در جه فارنهایت) بنیان شده است .

شکل (۱) سر گذشت افزایش مداوم TRIT و نسبتهای فشار کمپرسور را توضیح می دهد . این روند افزایش دما در عملکرد درجه حرارت های گازی نتیجه می شود و به طور چشمگیری از محدودیت های موتور نیاز دارد . خصوصاً اینکه افزایش محیط زیست را در معرض درجه حرارت بالا قرار می دهد . در ارتباط با هوای خنک ناشی از تخلیه کمپرسور و در برخی موارد بخش های میانی کمپرسور ، روش قدیمی برای خنک کاری اجزای توربینی می باشد .

بعد از انجام خنک کاری ، این هوا به سمت جریان اصلی تخلیه می شود . هوای خنک کاری تخلیه شده در هر مرحله خنک کاری خاص ، قبل از اینکه به سرعت جریان اصلی شتاب داده شود ، عملاً نمی تواند کاری در این مرحله انجام دهد ، که تلفات زیادی را در عملکرد منجر می شود .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

به طور خلاصه مزایای سیستم خنک کاری هوای باز شامل یک خنک کاری موثر با نسبت کم می شود ، تلفات زیاد کار مورد نیاز برای خنک کاری هوای متراکم و تلفات ترکیبی که بازده آیرودینامیکی توربین را کاهش می دهد .

مزیت اصلی سیستم خنک کاری هوای باز این است که به طور معمول به خاطر سادگی اش برای توربین های گازی با سیستم خنک کاری سیکل بسته مقایسه شده است .

با نسبت های فشار هوای متراکم برای موتورهای هوایی مدرن فراتراز ۳۰:۱ می رود و به ۴۰:۱ می رسد. دمای هوای تخلیه کمپرسور نزدیک به ۶۵۰ درجه سانتی گراد ((۱۲۰۰ درجه سانتی گراد)) می شود .

تفاوت چشمگیری را در هوای استفاده شده برای خنک کاری دیسک های توربینی ، استاتورها و حوالی آخرین طبقات روتور کمپرسور بوجود می آورد .

به حساب اینکه توانایی ماده برای این اجزا به حدود ۷۰۰ درجه سانتی گراد (۱۳۰۰ درجه فارنهایت) محدود شده باشد .

کاربرد هوا با دمای پایین تر از طبقات میانی کمپرسور می تواند سودآور باشد به شرطی این هوا اختلاف فشار کافی یی با فشار خارجی قطعه خنک کاری شده داشته باشد . در برخی موارد دمای هوای تخلیه می تواند در مبدل حرارتی خروجی کاهش یابد ، به طور مثال بکارگیری مدار خنک کاری یک میان بر هوا با درجه حرارت کم در موتورهای هوایی یا آبی سیکل ترکیبی توربین های صنعتی می باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

یک سیستم خنک کاری بسته که در آن خنک کن به طور مداوم در یک حلقه بسته می چرخد به کارگیری سیستم های سیکل بسته دارای خنک کن های فلز مایع به جهت وسعت کاربرد شان شناخته شده اند .

یک سیستم خنک کاری سیکل بسته بخار که طی دهه های گذشته آزمایش شده است به خاطر کار سنگین توربین های گازی صنعتی دوباره مشهور شده است . به خصوص نسل ماشین های تولید توان سیکل ترکیبی .

پیشرفت های فن آوری خنک کاری شیوه مهمی همراه با پیشرفت مواد دارای درجه حرارت بالا می باشند که رسیدن به دماهای ورودی بالاتر توربین را میسر می سازد .

سیستم های خنک کاری یی که طراحی شده اند اطمینان می دهند که دمای ماکزیمم و گرادیان دمای قطعه آزمایش شده اند .

در طول عملکرد موتور با محدودیت های تنش ماکزیمم وضع شده به وسیله عمر عملکرد مشخص شده قطعه سازگار شده اند . طراحی سیستم خنک کاری و فرآیند توسعه ، روشهای تحلیلی به اثبات رسیده و تجهیزات آزمایش پیشرفته همچنان مواد و تکنیک های تولید ، به تجربه طراحی جدیدی نیاز دارند . اطمینانی در پیش بینی دماهای قطعه توربینی بنا شده است که عمر و عملکرد موتور را تحت تأثیر قرار می دهد . چالش اصلی در رسیدن به بازده بالای توربینی به حداقل رساندن نرخ جریان هوای خنک کاری توربینی با بهترین بهره برداری از پتانسیل خنک کاری اش جهت تدارکات دمای مورد نیاز قطعه می باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

یک عامل مهم که باید به آن توجه شود ، به ویژه در محیط صنعتی ، کیفیت سوخت/هوا است که باعث فرسایش لایه هایی است که اجزاء بخش داغ حفاظت می کنند .

همچنین عملکرد در چنین محیطی ، به مجاری خنک کاری بزرگتری برای جلوگیری از انسداد شان نیاز دارد .

اجزای اصلی توربین گازی که معمولاً به خنک کاری نیاز دارند شامل :

مرحله ۱ و مرحله ۲ پره های نازل

مرحله ۱ تیغه ها

ساختار تکیه گاه برای نازل ها و پوشش های نوک (جعبه نازل ، دیافراگرام ها)

مجموعه دیسک / روتور توربینی

خطوط محترق

علاوه بر تقلیل دمای قطعه نقش مهم دیگر برای سیتم خنک کاری کنترل فعال بودن یا غیر فعال بودن موقعیت نسبی بین روتور و استاتور و خطر لقی پره توربین است .

تکنیک های رایج خنک کاری

اغلب تکنیک های رایج خنک کاری به دلایل شرح داده شده بر اساس کاربرد وزش هوای تخلیه ای کمپرسور یا طبقات میانی بنا شده است .

شکل۲ بخش ذاغی از یک توربین کامل را با عناصر اصلی توربین و سیستم خنک کاری مشعل توضیح می دهد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

عرضه جریان پایین دست هوای خنک توربین از شعله از تنزل کیفیت عملکرد توربین حاصل می شود چونکه کار کمتری از هوای خنک کاری متراکم استخراج شده است .

در عین حال مقدار کاهش یافته هوای موجود برای شعله ، سرمایش خطی و کنترل انتشار را مشکل تر می سازد که این چالش مهمی را برای طراح سیستم خنک کاری مطرح می سازد :

انتخاب سیستمی که مقدار کمی از هوای سرمایش را برای رسیدن به دمای فلزی مورد نظر اجزای توربین و محصولات را نیاز دارد .

اثر کوچکتر منفی بر پایداری ، عملکرد ، وزن ، انتشار ، هزینه و پیچیدگی ساخت می باشد .

خارج از این ویژگی های مهم موتور ، کاهش وزن ملاک طراحی مهمی برای موتورهای صنعتی هستند . و دوام طولانی مدت وکاهش انتشار معمولاً اهداف مهمی برای موتورهای صنعتی هستند .

مرحله ۱ پره نازل در دمای بالاتر سیکل گازی کار می کند و پره ها ترکیبی از دمای بالا و بارهای گریز از مرکز را تجربه می کنند .

به تناسب آنکه آنان خنک می شوند وظایف سخت تری در طراحی سیستم خنک کاری توربین بوجود می آید .

شکل ۲

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

بارهای حرارتی معمول برای پره ها شرایط مرزی گرمایی سطوح خارجی ، می تواند در یک شکل ساده بوجود آید ، از آنجایی که ترکیب ضرایب انتقال حرارت محلی در ارتباط با دمای گاز ورودی روتور توربین (TRIT) است ، سرمایش ایرفویل داخلی جهت شمارش تعادلی بارهای گرمایی براساس حفظ دمای فلزی در یک مرحله قابل قبول ترتیب یافته است .

شماری از تکنیک های خنک کاری پیچیده (شکل ۳) بوجود آمده اند تا دمای گازی حدود ۵۴۰ درجه سانتی گراد (۱۰۰۰ درجه فارنهایت) بالای محدوده دمای ماده باشد . این تکنیک های خنک کاری در سه دسته طبقه بندی می شوند :

۱- خنک کاری داخلی به صورت همرفتی ، جایی که خنک کاری فقط بوسیله همرفتی انجام شده است . (بدون فراهم کردن اثر سرمایش بوسیله هوای مصرف شده) . این دسته می توانند به شش زیر مجموعه تقسیم شوند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

شکل ۳

(a) مجاری صاف

(b) گذرگاه داخلی اضافه شده به همراه شیارهای طولی

(C) مجاری به همراه شیارهای عمودی و زاویه دار (ورقه های لغزنده)

(d) مجاری افزوده شده به وسیله پایه ها یا فین های سوزنی شکل

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

(e) خنک کاری تصادمی فواره ای به وسیله جریان عرضی یا بدون آن

(f) جریان گردابی خنک کن .

۲- خنک کاری لایه ای خارجی ، که در آن خنک کن یک لایه حفاظتی را بر روی سطح قطعه تشکیل می دهد .

در اغلب موارد این نوع خنک کاری با کنوکسیون داخلی پیوند داده می شود ، و برای حفظ لایه ، هوای خنک کاری صرف شده را مصرف می کند .

به این نکته توجه کنید که لایه خنک کاری مشهور است .

۳- خنک کاری تعرقی که در آن خنک کن به دیواره اسفنجی سطح ایرفویل نفوذ می کند و بسیار پر بازده است .

اما به علت اندازه کوچک منافذ و مسایل دیگر محدودیت های زیادی دارند . همچنین تلفات آیرودینامیکی ناشی از پاشش عمودی هوای خنک کاری کم سرعت به سوی لایه مرزی جریان اصلی می تواند زیاد باشد .

با این حال وقتی که این تکنیک برای خطوط احتراق کننده به صورت خنک کاری ریزشی با صرف مقدار زیادی از هوای خنک کاری به کاربرده می شود ، محدودیت های نامبرده مناسب نیست ، چونکه هوا می تواند در سوراخهای نسبتاً بزرگ پس از آن ، با یک جریان اصلی نسبتاً کم سرعتی ترکیب شود .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

خنک کاری

چالش عمده در توسعه و پیشرفت یک سیستم خنک کاری ، نگهداری دمای گاز ورودی توربینی در تنش موجود و نیازهای زندگی برای مصرف مقدار کمی از هوای خنک کاری است .

اثر خنک کاری که به صورت $\eta_c = (Tg - Tm) / (Tg - Tc)$ تعریف شده ، معیار مهمی است . وقتی که روشهای مختلف خنک کاری ، در نظر گرفته شده اند . در یک اختلاف میان دمای گاز محلی (موضعی) Tg و دمای هوای خنک کاری Tc ، راندمان خنک کاری مورد نیاز نسبت مستقیمی با اختلاف دمای میان Tg و دمای فلزی ماکزیمم ترکیب Tm دارد .

پیچیدگی های کارآیی خنک کاری معمولاً به عنوان رابطه های تجربی با جریان های خنک کاری نمایان شده اند . بیشترین روال معمول به کارگیری پارامتر جریان $FP = Mchc / Acp$ می باشد .

شکل ۴ اثر ترکیبات مختلف روشهای خنک کاری پره را مقایسه می کند . کارآیی خنک کاری سنتی به صورت کنوکسیونی معمولاًTRIT را به ۱۱۲۰درجه سانتی گراد (۲۰۵۰ درجه فارنهایت) محدود می کند .

خنک کاری تصادمی لبه حمله یک پره توربین ، کارآیی را بهبود بخشیده و به TRIT اجازه می دهد تا به ۱۱۵۰^{oc} (۲۱۰۰^{of}) افزایش یابد . بیشتر پیشرفتهای اخیر در خنک کاری لبه

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

حمله که بر اساس جریان هوای خنک کاری گردابی در مجرای پره می باشد ، انتظار می رود تا این حد به ۱۲۶۰^{oc} (۲۳۰۰^{of}) افزایش یابد .

افزایش بیشتر در TRIT ترکیبی از کنوکسیون ، تصادم (برخورد) و خنک کاری لایه ای را نیاز دارد ، که دانش موجود ، دمای ورودی توربین را برای توربین های صنعتی تا ۱۳۷۰^{oc} (۲۳۰۰^{of}) و برای موتورهای هوایی پیشرفته ۱۵۴۰^{oc} (۲۸۰۰^{of}) موجب می شود .

کنوکسیون داخلی و خنک کاری لایه یا ترکیبی از آن دو بیشتر فن آوری هایی هستند که برای خنک کاری ایرفویل توربینی به کار می روند .

خنک کاری کنوکسیون داخلی ایرفویل که یک پایه علمی رایج را با مبدل های حرارتی سهیم می باشد و به طور کلی مطالعه شده است که قادر به پیش بینی تحلیلی دقیقی به طور نسبی می باشد . مقداری از اطلاعات طراحی برای این گروه خنک کاری در برخی از آثار دیده می شود . خواننده مقداری از جزئیات و راهنمایی های طراحی را برای کاربردهای ویژه خنک کاری داخلی در بخش هایی از این فصل که از آن تبعیت می کند ، خواهد یافت .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

علی رغم پیشرفتها و ساخت داخواهش و ملاحظه های مربوط به هزینه ، خنک کاری داخلی برای گام اول عملکرد ایرفویل های توربینی در موتورهای مدرن با دمای بالا وقتی که دماهای گاز محلی از محدودیت دمایی ^{oc}۱۲۶۰ – ۱۲۰۰ (^{of}۲۳۰۰ – ۲۲۰۰) فراتر می رود ، معمولاً کفایت نمی کند .

خنک کاری داخلی نمی تواند کاهش دمای فلزی را که می تواند با خنک کاری لایه ای پیشرفته بدست آید ، فراهم کند ؛ که آن ترکیبی از خنک کاری لایه و خنک کاری داخلی را برای رسیدن به اثر خنک کاری مورد نیاز بوجود می آورد .

دقت بر کارایی عمر دماهای فلزی مجاز قطعه ، یک کارآیی خنک کاری بالاتر قطعات مشابه (نازل ، پره ، etc) توربین های صنعتی با عمر بالات که با موتورهای هوایی ر مقایسه شده را نیاز دارد ، که به آسانی می تواند ثابت کند که یک تکنیک خنک کاری وقتی که افزایش زیاد جریان خنک کاری ، سود کمی را در کارایی خنک کاری حاصل کند ، فاقد کارآیی لازم است .

اختلاف دمای مشخص بین دمای فلزی قطعه خنک شده و گاز داغ با یک کارایی حتمی خنک کاری مورد نیازی که می تواند برای هر تکنیک خنک کاری در جریان خنک کاری مجاز به آن برسد ، مطابقت می کند .

به وسیله مراحل هوای خنک کاری به طور کلی فشارهای موجود در توربین ها و افزایش مداوم دمای هوا در هنگام تخلیه از کمپرسور فراهم می شود و وقتی که خنک کاری ایرفویل ها به

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

صورت کنوکسیونی صورت پذیرد ، در حالی که فراتر از یک کارآیی خنک کاری میانگین مرحله ۰/۵ باشد ، کاری دشوار می گردد . این مرحله نشان می دهد که دمای قطعه فلزی نیمه راه بین هوای خنک کاری و دمای گازی است . همچنین به این معنی است که افزایش دمای گازی ۴۰^{of} (۲۲^{oc}) پیامد افزایش دمای فلزی قطعه خنک کاری شده تا حوالی ۲۰^{of} (۱۱^{oc}) خواهد بود ، که عمر این قطعه را به صورت تقریبی تا نیمه تمام می کند .

همچنین با مراحل بالای راندمان خنک کاری کنوکسیونی ، گرادیان دمای فلز قطعه برای زیاد شدن مستعد و بنا بر این مسایل مربوط به تنش گرمایی محلی (موضعی) را موجب می شود .

وقتی که ترکیبی از دمای گاز توربین ، دمای خنک کن و دمای مجاز فلزی به مرحله کارآیی بالاتری نایز دارد ، معمولاً خنک کاری لایه به کاربرده می شود . هر چند که هوای خنک کاری لایه عمدتاً به عنوان سپری برای حفاظت سطح ایرفویل در مقابل گاز داغ به کار برده می شود .

همچنین خنک کاری کنوکسیونی مهمی را در داخل سوراخهای تخلیه لایه شکل می دهد .

بیشترین سیستم مؤثر ترکیبی از کنوکسیون داخلی و خنک کاری لایه خارجی می باشد .

در یک موقعیت ایده آل که در آن خنک کاری لایه به خنک کاری تعرقی نزدیک می شود ، دمای هوای منبع خنک کاری لایه ممکن است به دمای فلزی مورد نظر نزدیک شود .

راندمان خنک کاری در این مورد می تواند به ۱ نزدیک شود .

هر چند که جریان خنک کاری بزرگی را نیاز دارد و ردیف های چندگانه سوراخهای لایه به پوشش لایه ای کاملی از قطعه بدون تنزل کارآیی خنک کاری لایه ای میان سوراخها می رسد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

پنالتی خنک کاری

برای یک توربین صنعتی پیشرفته ، نیازهای جریان خنک کاری در حدود ۲۵-۲۰ درصد جریان تراکمی کلی است . این کمیت بزرگ هوا عامل اتلاف فراوان عملکرد چرخه موتور است و سه اثر داد که مستعد است .

بهبود عملکرد دمای بالای ورودی توربین را به طور جزیی به چندین بخش تقسیم کند . اول اینکه هوای مصرفی جهت انجام خنک کاری ، به توربین در دمای کمتری وارد می شود که دمای جریان پایین دست گاز احتراق کننده را می کاهد ، بنابر این به یک توان مشخص می رسد . موتور باید در دمای بالاتر ورودی توربین نسبت به موتوری که خنک کاری نشده است کار کند .

دوم اینکه هوای خنک کاری از احتراق کننده عبور می کند که متعاقباً به چالش های بیشتریمنجر می شود تا جایی که گسیل را کنترل و توزیع دمای دلخواه در خروجی احتراق کننده (مشعل) را فراهم می کند .

سوم با تلفات آیرودینامیک وقتی که هوای خنک کاری دوباره مطرح شده است و با جریان گاز اصلی با سرعت بالاتر ترکیب شده است ، مرتبط شده است .

اتلاف آیرودینامیکی اغلب اتلاف ترکیب نامیده می شود که بوسیله پاشش خنک کن به سمت یک مجرای ایرفویل توربین و ترکیب پس از آن با جریان اصلی بوجود آمده است ، که عموماً در دوره های کاهش یا اتلاف فشار کل جریان اصلی گزارش شده است .

بنابر این باید مراحل پرتوان به حداقل مقدار هر دو یعنی هم کمیت هوای خنک کاری مصرفی و تلفات مرتبط با مصرفش برسند ، به منظور اینکه به حداکثر منافع حاصل از دمای بالای چرخه

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

تئل آیند ، که می تواند ممانعت جدی بر درجه آزادی با طراحی خنک کاری یی که شکل گرفته باشد

عدم توجه به اینکه چه مدلی از تکنیک خنک کاری استفاده شده است ؛ داخلی یا از میان لبه فرارش تخلیه شده است . به این دلیل وقتی که تکنیک خنک کاری لایه به کار برده می شود تلاش می گردد تا هوای خنک کننده برای برخی خنک کاری های کنوکسیونی در طول کانالهای منافذ تخلیه لایه سودمند واقع شود .

دو حقیقت اصلی با کاهش پنالتی مرتبط است که باید در حین طراحی خنک کاری داخلی ایرفویل در نظر گرفته شوند :

اثر رقت دمای جریان اصلی را با بهره برداری از پتانسیل حداکثر خنک کاری راخلی و تخلیه هوای مصرفی که نزدیک به دمای فلزی مجاز است کاهش دهید .

۲- افت فشار حداقل در مجاری خنک کاری داخلی ایرفویل قادر به تخلیه هوای خنک کاری مصرفی بر روی سمت فشاری جریان بالا دست ایرفویل یا سراسر لبه فرار در یک سرعتی که سرعت جریان اصلی را جفت و جور می کند می باشد و کاهش تلفات آیرودینامیکی و عملکرد اصلاح شده توربینی را سبب می شود .

طراحی ها برای وقتی که خنک کاری داخلی برای لبه حمله به کار برده می شود . که معمولاً بالاترین بخش باردار گرمایی یک ایرفویل است خود را سازش می دهند .

خنک کاری داخلی لبه های حمله تیغه معمولاً برای دماهای ورودی بالا به علت کمی هزینه ساخت و حذف تمرکز تنش نسبت به خنک کاری لایه ترجیح داده می شوند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

بیشتر تکنیک های خنک کاری داخلی موثر بر اساس خنک کاری گردابی یا خنک کاری تصادمی برای این ناحیه از ایرفویل مورد نیازند .

این روشها نوعاً افت فشار بزرگتری از هوای خنک کاری نیاز دارند و هوا باید در مکان های کمتری برای آیرودینامیکی در طرف مکش یا در لبه فرار ایرفویل در سرعت کمتری نسبت به جریان اصلی تخلیه شود .

تا حدودی اطلاعات محدود در مقالات علمی در ارتباط با کارآیی خنک کاری لایه بر تلفات آیرودینامیکی یافت می شوند ، خصوصاً برای جریان ایرفویل توربین که بوسیله گرادیان های فشار بالا و ردیف های چند گانه ای از تزریق مشخص شده است ،

شکل ۵ و ۶ چکیده فرضیه [۹ و ۸] را نشان می دهد که برای جریان های خنک کاری عادی و پنالتی مرتبط با مکان های مختلف تخلیه خنک کاری در سراسر یک پره نازل و یک پره توربین را نتیجه می دهد . این فرضیه به طور واضح یک نیروی نسبتاً کوچک هوای تخلیه شده در نقاط کم عددماخ جریان اصلی همانند نقطه سکون یا بخش بزرگی از سوی فشاری را توضیح می دهد .

با وجود این یک اثر نا مطلوب خیلی قوی می تواند در نقاط بالای عدد ماخ جریان اصلی همچون طرف مکش به خصوص نزدیکتر به گلو گاه مجرا مشاهده شود .

یک رفتار تحلیلی برای اتلاف ترکیبی ناشی از وزش لایه ، بر اساس این فرض است که خنک کن تزریق شده با جریان اصلی ترکیب می شود تا باقی ماندن در لایه مرزی ، که بوسیله هارتسل [۱۰] توصیه شده است .

معادله اتلاف فشار کل بعدی به طرز ساده عبارت است از :

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

$$\Delta p / p\infty = \gamma MC / M\infty Ma^{2} / 2(1 + Tc / T\infty - 2v_c / v\infty cof\alpha$$

که در آن : $p\infty$ ⇐ فشار ورودی کل می باشد .

$Tc / T\infty$ ⇐ خنک کنی برای نسبت جریان جرمی جریان اصلی کل می باشد .

α ⇐ زاوئیه تزریق می باشد .

اتلاف فشار کل جریان اصلی ناشی از کاهش تزریق با کاهش زاویه تزریق مستقیماً با مربع عـدد مـاخ جریان اصلی متناسب است و به شدت تحت تأثیر نرخ وزش می باشد ، وقتی که کاهش زاویه تزریق و کارآیی خنک کن به نسبت دمای جریان اصلی $Tc / T\infty$ برای نسبت های دمـای بـالاتر و بـرای نسبت های پایین تر به صورت واضح تر کمتر اعلام شده اند . فرضیه تجربی محدود ، این پـیش بینـی اتلافی را تا جایی اثبات شده با نتایج آزمایشی است ، را نشان می دهد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

و قطعی این روش این است که راهنمای قاطعی را در ارتباط با مکان مطلوب منافذ خنک کاری لایه بدست می دهد . واضح است که خنک کاری لایه ای نزدیک به نقطه سکون و بر سطح فشاری ایرفویل ها (جایی که اعداد ماخ پایین هستند) تلفات فشاری کلی کوچکی و خنک کاری لایه ای بر سمت مشکی نزدیک گلوگاه (جایی که اعداد ماخ بالا می باشد .) تلفات فشاری کلی بالایی را بدست خواهند داد .

اغلب بحث شده است که پرش لبه فرار جریان کن ممکن است تلفات آیرودینامیکی را با پرکردن در اثر کاهش دهد . چندین تحقیق اثر مثبتی از تخلیه خنک کاری به سمت بلند شدگی لبه فرار را نشان داده ، به ویژه وقتی که مقدار زیادی از جریان خنک کاری شاری با مومنتوم بالا تخلیه شده باشد .

هر چند که به علت ساخت و مسائل مربوط به هزینه ایرفویل های پیشرفته بر اساس هوای تخلیه شده بر روی جریان بالا دست سمت فشاری لبه فرار طراحی شده اند .

دقت زیاد در چند سال گذشته به پنالتی های مرتبط با خنک کاری لایه ای دیواره انتهایی تمرکز یافته است . تعدادی از مطالعات نشان داده اند وقتی که لایه ، جریان بالا دست سطح سکون ایرفویلها معرفی شده است ، ممکن است تشکیل جریان ثانویه را همچون یک فعال ورتکس (گردشار) در اتصال میان یک ایرفویل و دیواره انتهایی کنترل ((جزئیات بیشتر درباره خنک کاری دیواره انتهایی و کنترل جریان ثانویه در بخش دیگر بحث می شود .

همچنین یک نقش مهم در پنالتی های خنک کاری با هوای خنک کاری بوجود می آید که دیسک های توربینی و حفره های دیسکی ضربه گیر را پس از دخول داغ خنک می سازد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

روند تخلیه این هوا به سمت جریان اصلی می تواند بر تلفات عملکرد بسیار اثر گذار باشد ، اخیراً مطالعه ای جامع نشان داده که بیشترین جای مفید برای تخلیه کند که نزدیک به زیر دمای محلی سطح فلز باشد .

تلفات ترکیبی را به وسیله قرار دادن بردارهای نزدیک به هم ، بین جریان اصلی و جریان های خنک کاری تخلیه شده به کمترین مقدار برسانید .

- از تخلیه لایه روی سمت مکشی یک یک ایرفویل در اطراف لایه مرزی پرهیز کنید .
- حداکثر تلاش خود را در جلوگیری از تخلیه جریان خنک کاری سمت مکش یک ایرفویل در حوالی جریان بالا دست گلوگاه به خصوص جریان پایین دست گلوگاه به کارگیرد .
- تلفات فشاری در مجاری خنک کاری داخلی را کاهش دهید تا فشار کل در جریان خنک کاری حفظ کنید .
- مکانیزم گردابی را برای سیستم خنک کاری پره جهت کم کردن دمای نسبی خنک کن و کاهش تلفات اصطکاکی دیسک به کار ببرید .

ترکیب خنک کاری با پوشش های محافظ گرمایی

استفاده از پوشش های گرمایی (TBC) کمک بزرگی را در کاهش بار گرمایی روی آلیاژ ایرفویل می کند ، خصوصاً برای ایرفویلهایی که به صورت داخلی خنک کاری شده اند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

ایرفویلها به استثنا تحت پوشش حفاظت گرمایی با یک رویه معمول لایه نازکی از یک ماده عایق بندی شده با دمای بالا ساخته شده اند .

ماده TBC معمولاً می تواند در مقابل دماهای خیلی زیاد مقاومت کند و هدایت گرمایی را در حدود یک دهم آلیاژهای عالی معمول داشته باشد .

در نتیجه مقاومت گرمایی اضافه شده ، ایرفویلهای پوشیده شده با این رویه می توانند با هوای خنک کاری کمتری در یک دمای گازی داده شده کار کنند یا بطور معکوس می تواند دماهای گازی بالاتری را در یک مرحله جریان خنک کاری نسبت به ایرفویلهایی که پوشیده نشده اند تحمل کنند .

کاملاً واضح است که TBC به کار برده شده بر سطح خارجی نمی تواند ماده ایرفویل را از دمای بالا بدون کاربرد خنک کاری روی سطح داخلی حفظ کند .

طراحی ایرفویلهای خنک کاری شده با پوشش های محافظ حرارتی مسائل مهمی را موجب می شود .

حتی وقتی که صیقلی اند ماده به طور ذاتی دارای زبری و در متیجه افزایش اصطکاک پوسته و هو افزایش ضرایب انتقال حرارت می باشد .

همچنین کاربرد یک لایه پوششی محافظ گرمایی در لبه های فرار ضخیم تر ، پنالتی های آیرودینامیکی مرتبط با آن را در ضریب انتقال حرارت داخلی و دمای خنک کن ، گرادیان دمای عبوری از ضخامت پوشش و ضریب انتقال حرارت خارجی موجب می شود .

کمک بزرگتر کاربرد TBC یا گرادیان دمای بالاتر سر تا سر پوشش می تواند در محیطی که اختلاف دمای زیادی میان گاز داغ و هوای خنک کاری ترکیب شده با ضرایب انتقال حرارت بالا ، بر هر دو جهت بدست آید .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

این محیط اغلب در برخی نواحی مشخص ایرفویل ها ، دیواره های انتهایی و خطوط احتراق کننده (مشعلی) ای که بوسیله کنوکسیون خنک شده اند ، می باشد . مسأله مهم تر تأثیر استفاده از پوشش های حفاظت گرمایی ریال عمرشان می باشد که به وسیله شکنندگی و پوسته پوسته شدن شان به علت انبساط حرارتی دیفرانسیلی یی می باشد که با اساس ماده ایرفویل مرتبط است .

پیشرفتهای اخیر در مواد برای TBC و تکنیک های کاربردی اصلاح شده پوشش به طور چشمگیری عمرشان را زیاد کرده است ، که این محافظه کاری کمتری در پیش بینی عمر نازل های پوشش دارو پره ها شامل مقاومت گرمایی پوشش در تحلیل دمای قطعه را در نظر می گیرد .

مجموعه ضخامت پوششی برای پره ها همچنین باید این واقعیت را در نظر بگیرد که مقاومت پوششی مربوط به آلیاژ پایه کم است که سبب تنش های (گریز از مرکز) داخلی افزایش یافته در ماده پره می گردد.طراحی ایرفویلها با پوشش های محافظ گرمایی باید به طور آشکار تمام این عوامل را بسنجد

فرآیند توسعه خنک کاری ایرفویل

شکل ۷ یک فرآیند توسعه معمول برای خنک کاری ایرفویل را نشان می دهد . نقطه آغازین برای طراحی سیستم خنک کاری ایرفویل نیازهای عمر قطعه را مشخص می کند که یک محدوده دمای فلزی قابل پذیرش را تعیین می کند . دما فلزی محلی ایرفویل عمدتاً به کمک ترکیبی از سه عامل به حرکت در می آید .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

۱- بازگرمایی خارجی به طرف سطح گاز جریان اصلی بوسیله کنوکسیون در سراسر لایه مرزی یا سراسر یک لایه خنک کاری لایه ای (وقتی که هوای خنک کاری در سراسر سوراخهای لایه تخلیه شده است .)

۲- خنک کاری کنوکسیونی داخلی بخش به وسیله هوای خنک کاری

۳- هدایت گرمایی و غوطه وری گرمایی درون قطعه .

یک طراحی مقدماتی آیرودینامیکی توربین ، هندسه ایرفویل را تدارک می بیند ، جریانهای هوای خنک کاری را تخمین می زند و فشار ، دما و سرعت های جریان اصلی را تعیین می کند .

تجارب گذشته برای فرضیات صحیح در تحلیل و مجموعه مفهومی خنک کاری مهم می باشد .

پیشرفتهای اخیر در کامپیوتر بر اساس روشهای تحلیلی ، به ویژه در گرافیک کامپیوتر می باشد که ابزار پیشرفته ای را برای مصارف معمول مهندسی همچون داده های سه بعدی برای مدلسازی جامد ، سیال ، انتقال گرما و تحلیل های مکانیکی فراهم می سازد .

مدلسازی جامد نمایش گرافیکی مبسوطی از هندسه پیچیده تر قطعه را نشان می دهد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

محسبه ضرایب انتقال حرارت محلی قطعه بر اساس شرایط مرزی تعریف شده اطراف سطوح داخلی و خارجی ایرفویل می باشد . وجود کدهای تخمینی دینامیک سیال برای جریان اصلی (اغلب به حالت سه بعدی) ، رابطه ها و کدهای سیال (اغلب یک بعدی یا سه بعدی) برای جریانهای داخلی در مجاری خنک کاری ، این شرایط مرزی را تشکیل می دهد .

تحلیل های گرمایی پیوسته ایرفویل که به طور معمول شکل گرفته است ، مفروضات ، انتقال گرما ، خواص فیزیکی آلیاژو پارامترهای ترمودینامیکی جریان اصلی و جریان خنک کاری را ترکیب می کند تا زمانی که دمای فلزی مورد نیاز ارضا کننده باشد .

اثرات اغتشاش جریان آزاد ، جریان ثانویه و چرخش (برای پره ها) برای نتایج پربار تحلیل های گرمایی مهم است .

پروفیل دمای شعاعی موردانتظار جریان اصلی ، به عنوان داده ورودی جهت تحلیل پره توربین به کار برده می شود . دمای حداکثر محیطی ((نقطه داغ)) در یک عامل دمای محترق کننده غیر یکنواخت به عنوان شرایط مرزی برای پیش بینی دمای پره نازل به کار برده شده است . دماهای پیش بینی شده تحلیلی ایرفویل در مدل جامد کامپیوتری درونیابی و به عنوان داده ای برای تحلیل های مکانیکی به کار برده شده اند .

پس از گذشت ۴ دهه از پیشرفت آنالیز عددی و مطالعات توربو ماشینی ، بیان تکنیک های تحلیلی صنعتی در فراهم آوردن یک پیش بینی عمر دقیق برای اجزاء محدود شده است . بنا بر این اندازه

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

گیری تجربی و تصدیق تحلیل ها نقش مهمی در توسعه چرخه محسوب می شوند . تصدیق تجربی تحلیل ها بعد از اینکه تیم طراحی از نظر مفهوم و پیش بینی تحلیل متعاقد شد ، شکل می گیرد . بخش روی خنک کاری مشعل (عامل احتراق) اجزای اصلی تصدیق تجربی را توصیف می کند .

شرح گرمای اصلی و پارامترهای تشبیهی انتقال جرم

سه اثر انتقال گرمایی وقتی که اجزای توربین تحلیل می شوند ، باید در نظر گرفته شوند :

۱- انتقال گرما با هدایت (رسانایی)

۲- انتقال گرما با همرفت (کنوکسیون)

۳- انتقال گرما با تابش

انتقال گرمای تابشی معمولاً در پیش بینی تحلیلی خط احتراقی و پره های نازل مرحله ۱ در مواجه با خط احتراق (مشعل) مهم است ، که معمولاً انتقال گرمای مزدوج در قطعه توربین نامیده می شود . برای مثال یک پره توربین خنک کاری شده شامل ترکیبی از انتقال گرمای خارجی به صورت همرفتی از گاز داغ به پره ها ، رسانایی در امتداد دیواره پره توخالی ، انتقال گرمای داخلی به صورت کنوکسیونی از پره به سمت هوای خنک کاری و تابش شعله ای ممکن به خوبی انتقال گرمای تابشی از دیواره ها با دمای بالا

بر هم کنش انتقال جرم – گرما در لایه مرزی ایرفویل

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

انتقال گرما در یک سیال در حین رسانایی به خوبی ادوکسیون می تواند هنگام حرکت سیال رخ دهد .

(استفاده از مرحله همرفتی وقتی که به انتقال افزاینده با حرکت بدون ترتیب مولکولها اشاره می شود و مرحله ادوکسین وقتی که به انتقال ناشی از حرکت سیال بالک اشاره می گردد . از ادوکسیون ترکیبی انتقال گرمای کل و رسانایی در میانه حرکت معمولاً به عنوان انتقال گرمای کنوکسیونی یاد می گردد .

انتقال جرم و گرما که تخصص سرعت و دما را شرح می دهند دو زوج بسیار نزدیک و دو عمل متقابلی هستند که بر یکدیگر تأثیر گذارند . کنوکسیون اعمال شده نقش بسیار مهمی را برای اغلب قطعات توربین در مقایسه با کنوکسیون طبیعی بازی می کند .

عناصر مهم در انتقال حرارت خارجی از گاز داغ به سمت دیواره یک پره ، توسعه لایه مرزی بر سطح و دمای کلی جریان آزادی می باشد . لایه های مرزی که به عنوان یک ضربه گیر بین جریان اصلی و جامد عمل و در مقابل انتقال گرما مقاومت می کنند .

انتقال گرما در این لایه بین جامد و سیال ، در هر دو مکانیزم رسانایی و همرفتی رخ می دهد .

اگر سطح قطعه در یک دمای بالاتری باشد ، انتقال گرما از سطح به طرف سیال رخ خواهد داد اگر دمای سیال بالاتر از سطح باشد ، به محض اینکه گرما به جریان نفوذ پیدا کرد انتقال انرژی عمدتاً در حین کنوکسیون در میانه حرکت رخ می دهد .

بنا بر این ناحیه ضربه گیر یا لایه مرزی نقش بسیار مهمی را در انتقال گرما بازی می کند .

وضعیت و خواص این لایه نزخ گرمایی که انتقال یافته است را تعیین می کند .

درک فیزیکی خوبی از انتقال گرمای کنوکسیونی می تواند به کمک امتحان کردن معادله انرژی بدست آید ، که در آن یک طرف معادله ادوکسیون انرژی و طرف دیگر انتقال گرما با وضعیت مولوکولی در

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

سیال کار انجام شده توسط نیروهای فشاری ، کار انجام شده توسط تنش های آرام ، کار انجام شده بوسیله تنش های اغتشاشی و انتقال گرما بوسیله تغییرات دما و سرعت اغتشاش می باشند .

توزیع نسبی انتقال حرارت بر یک پره توربین معمولی در شکل ۸ نشان داده شده است . با لاترین فشارهای گرمایی معمولاً در نایحه سکون لبه و به سمت لبه فرار پره رخ می دهند . تغییرات بزرگ انتقال گرمای طرف گازی باید به طور مناسب با اثرات بالای گرمایی طرف خنک کن به صورت تطابقی جفت و جور شود تا جایی که به توزیع دمای قابل قبولی برسند .

به طور واضح حداقل هفت ناحیه مختلف انتقال حرارت پره می تواند تشخیص داده شود .

۱- نقطه سکون

۲- لایه مرزی آرام

۳- لایه مرزی انتقالی

۴- لایه مرزی مغشوشی (متلاطم)

۵- عمل متقابل لایه مرزی تلاطمی

۶- جدایی با پیوستگی مجدد

۷- جدایی بدون پیوستگی مجدد

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

از آنجایی که انتقال گرما به پدیده مکانیک سیالات به صورت خیلی تنگا تنگ مرتبط شده است . هر یک از این نواحی یک اعتبار تحلیلی مجزایی را برای آن ناحیه ویژه شامل می شود .

انتقال گرما به عدد ماخ ، عدد رینولدز ، اغتشاش جریان آزاد ، نسبت دمای جریان آزاد به دیواره ، انحنا و صافی پره ، ماده و خواص گازی وابسته است .

در کاربردهای انتقال گرما استفاده از تحلیل های ابعادی مهم است ، تا جایی که انتقال گرما به عدد بزرگی از متغیرها وابسته است . تحلیل ابعادی قادر به کاهش اعدا بزرگی از تغییرات به طرف عدد ترتیب پذیری از گروههای غیر ابعادی می باشند .

ملاحظه غیر علمی در تحلیل کنوکسیونی انتقال گرما می باشد ، به خاطر اینکه هندسه و عمل تقالبی پیچیده ای را بین جریان و زمینه های انتقال حرارت شامل می شود . گروههای زیرین می تواند بوسیله تحلیل ابعادی مشخص شده باشد :

عدد ریولدز $Rel = PVL/\mu$ که بر اساس طول مرجع می باشد ، یا $Red = PVL/\mu$ که بر اساس قطر هیدرولیک می باشد .

عدد ماخ $Ma = v/a$

عدد پرانتل $Pr = \mu cplk$

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

$$Ec = (r-1)\ Ma^{2}T/2\Delta T$$ عدد اکرت

در کاربرد های انتقال گرما (داخلی به خوبی خارجی) چندین گروه غیر ابعادی مهم هستند . انتقال گرمای کلی با اختلاف دمای بین سیال ($T\infty$) و دیواره جامد (Tw) بواسطه قانون خنک کاری نیوتن ، مرتبط است :

$$Q(x) = h(x)\ A(Tw - T\infty) = -KA(\partial T/\partial Y)_{w}$$

ضریب انتقال حرارت h ، وقتیکه عدد نا سلت را تعریف می کنیم غیر ابعادی می باشد .

$$Nu = h(x)L/K = -L(\partial T/\partial Y)_{w}/(Tw - T\infty)$$

از آنجاییکه بیشتر نشان داده شده است که لایه مرزی به عنوان یک مقاومت در برابر انتقال گرما عمل می کند و این خاصیت با تنش برشی تشخیص داده شده است .

گروه غیر ابعادی ،عدد استانتون نامیده شده است که St ضریب انتقال حرارت بی بعد را نشان می دهد:

$$St = q_{w}^{n}/[popu(Tw - T\infty)] = k(\partial T/\partial Y)_{w}/[popu(T\infty - Tw)]$$

همچنین $ST = Nu/RePr$

انتقال گرما تابعی از عدد رینولدز و عدد پرانتل می باشد و مستقیماً با وضعیت لایه مرزی متلاطم در حال اصطکاک پوسته ای متناسب می باشد .

$$Cf = 0.058\ (Re)^{\frac{1}{3}} \quad ، \quad Nu = Cf/2\,(RePr^{\frac{1}{3}}) \quad \text{یا} \quad Nu = 0.29\,Re^{\frac{4}{3}}\,Pr^{\frac{1}{3}}$$

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

یک لایه مرزی نازک (مقاومت کوچکتر) ، انتقال گرمای بزرگتری را به وجود می آورد وضعیت ضخامت لایه مرزی صفر (به عنوان نقطه سکون بیشترین انتقال گرما را دارد . ضخامت لایه های مرزی سرعت و گرما برای هوا تقریباً همان می باشند و پروفیل های سرعت و دما $(Tw-T\infty)$ برای یک سطح صاف شبیه به هم می باشند (گرادیان فشاری صفر) در یک لایه مرزی متلاطم ، شار حرارتی متلاطم می تواند همان روش را به مانند تنش رینولدز انجام دهد . رابطه دمایی سرعت ، متناسب با گرادیان دما در جهت y (عمود بر دیوار) فرض شده است . از این رو شار حرارتی ناشی از نوسانات اغتشاش می تواند به صورت زیر نوشته شود : $q''_t = PCp\varepsilon_h \partial T/\partial y$ که εh (گسیل) پخشندگی گرمایی می باشد .

به شباهت های میان تبادلات گرمایی و اندازه حرکت بوسیله نوسانات اغتشاشی در حضور گرادیان سرعت باید اهمیت داد . ارتباطی نزدیک میان انتقال گرما و انتقال اندازه حرکت وجود دارد که جفت شدگی نزدیک میان شارگرمایی و تنش برش را شامل می شود .

از آنجاییکه موضوع مورد بحث در این جا انتقال حرارت بین سیال و جامد است ، تنش برش در دیواره نقش کلیدی را بازی می کند . عدد پرانتل اغتشاش بدون بعد $\mathrm{Pr}_h = \varepsilon m/\varepsilon h$ رابطه ای میان دو جفت نزدیک به هم یعنی ، اندازه حرکت و انتقال گرما برقرار می سازد .

نقش تشابه در رقابت تجربی انتقال جرم و گرمای ایرفویل توربین

یکی از بیشترین سنجش های حیاتی تأثیر گذار بر عمر تیغه توربین و پره نازل دمای فلزی آنان است . به موجب پیش بینی $۲۰-۳۰^{oF}$ ($۱۲-۱۸^{oc}$) در دمای فلزی ممکن است به آسانی کاهش

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

۵۰درصدی عمر خزش تیغه را موجب شود . پیش بینی دقیق این دما معمولاً بر اساس شبیه سازی تجربی با کیفیت بالای انتقال حرارتی قطعه ، حالات واقعی موتور را به خصوص برای ایرفویل توربین خنک کاری شده نشان می دهد که در آن انتقال حرارت کنوکسیونی (همرفتی) داخلی و خارجی به عنوان شرایط مرزی برای انتقال حرارت رسانایی در قطعه استفاده شده است . ، مهم است .

استفاده از یک جریان آبشاری داغ کوچک برای آزمایشهای حالت پایدار برای آزمایشهای زودگذر ، ضرورتی برای رسیدن به یک فرضیه معتبر و تصدیقی برای سیستمهای خنک کاری ایرفویل شده است. آزمایشهای جریان آبشاری داغ حالت پایدار که به صورت واقعی شبیه سازی شده اند .

با یه کارگیری سخت افزار موتور واقعی همراه با چیدمان خنک کاری د اخلی / خارجی مناسب در نهایت می توانند برای پیش بینی دمای محلی ایرفویل درگام ابتدایی پیشرفت توربین سودمند باشد . تعدادی از آزمایش ها کاربرد شکل واقعی موتور را شرح داده اند [۱۶-۱۲] . با این وجود آزمایشهای انتقال حرارت ارزیابی و مقایسه خنک کاری در موتور و محیط آبشار کوچک داغ را در هر دو مورد در مقالات شامل می شوند .

را حل معادلات انرژی و ناویر – استوکس برای سیال متراکم به عدد گروههای بی بعد وابسته است . این معادلات پیشنهاد می کنند که شباهت خطوط جریان سیال و ایزوترمهای و دما ثابت ها در انتقال حرارت کنوکسیونی می تواند بوسیله کاربرد نفوذ این گروههای بی بعد برای پدیده واقعی و آزمایش شبیه سازی شده اعمال شود . وقتی که اندازه حرکت و معادلات انرژی بی بعد به ، را حل استوار به چهار متغیر بی بعد وابسته است :

$$+\mathrm{Re}, Gr / \mathrm{Re}^{۲},۱/(\mathrm{Pr}\,\mathrm{Re}), EC$$

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

برای اغلب مسایل همرفتی مورد علاقه ما چنین انتقال حرارت خارجی بر تیغه توربین گازی ، نیروی مرزی به طور جزیی با نیروهای داخلی مقایسه شده است . عدد اکرت (EC) می تواند در دوره های عدد ماخ جریان آزاد بیان شود نسبت دمای کلی جریان آزاد به دیواره و نسبت گرمایی ویژه :

$$Ec = (r-1)Ma^2$$

$$(T\infty / T\infty_o)/(1 - Tw/T\infty_o)$$

وابستگی به نسبت دمای کلی می تواند با کاربرد رابطه آیزنتروپیک جایگزین گردد :

$$Ec = (r-1)Ma^2\{1/[1+(r-1)Ma^2/2]\}/(1-Tw/T\infty)$$

حالت پایدار و انتقال حرارت زودگذر در بخهش داغ موتور ناشی می شود .

بیش از سه دهه پیش محاسبات انتقال حرارت و فرضیه تجربی در مقالات علمی توسط تعدادی از صنایع ، دولت و نویسندگان دانشگاهی گزارش شده بود . جزئیات منتشر برای یک محاسبه خاص بطور معمول به ماهیت حساس رقابتی فرضیه وابسته است .

کدهای طراحی کمپانی،سازنده ها راتشخیص می دهند و جزئیات مربوط به این کدها حفظ خواهد شد دولت و نسخه های نوشته شده توسط دانشگاهیان معمولاً جزئیات بزرگتری را در باره محاسبه ، مگر به طور معمول برای /هنسه ای که اغلب قطعات واقعی را در صنعت نشان نمی دهد ، فراهم می آورد .

تلاشهای متمرکز شده بر درک انتقال ایرفویل توربینی به طور سنتی بوسیله کار انجام شده بر آیرودینامیک مرتبط سایه افکنده بود ، که ناشی از کمبود درک مسایل انتقال حرارت نبود ، اما کم بیش سختی مسأله ای که به عنوان دمای افزایش یافته ورودی توربین بود بیشتر مشهور شده بود .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

بیشتر مدل های مفهومی برای انتقال حرارت در یک ایرفویل سه بعدی مدرن به طور مشخص اطلاعات بیشتری را نسبت به محاسبات آیرودینامیکی نیاز دارند .

صفحه تخمینی مورد نیاز برای محاسبه انتقال گرما نسبت به محاسبه آیرودینامیکی تطبیقی ظریفتر است به این دلیل که گرادیان دما در دیواره ایرفویل ، محاسبه شارگرمایی را به حرکت در می آورد و قدرت تفکیک صفحه در لایه مرزی را به طور چشمگیری بهتر می کند . تقریب لایه مرزی یک فشار ثابت را در ضخامت لایه مرزی می گیرد ، اما دمای سراسر ضخامت لایه مرزی ثابت نیست .

کدها از کدهای لایه مرزی که منشا روابط فرضیه صفحه مسطح اولیه در سراسر کدهای دو بعدی یا کدهای پایدار سه بعدی کواسی دارند به کدهای نا پایدار ناویر – استوکس سه بعدی ترقی کرده اند .

علاوه بر تحلیل های قطعاتی توربین خنک کاری شده بصورت مجزا ، خیلی معمول است که طراحان خنک کاری توربین با خیرگی در انتقال حرارت و مکانیک سیالات مسئول تحلیل جریان ثانویه و مدیریت گرمای موتور می باشند ، و این تحلیل های جریان های خنک کاری و نشست درزگیر و توزیع دما برای اغلب قطعات بخش داغ در حالت پایدار و وضعیت های زودگذر عملکرد را شامل می گردد . طراحان خنک کاری همچنین انتظار دارند تا راهی را جهت ورود به طراحی عملکرد زودگذر ساختار کلی توربین شامل بر هم کنشی عمل بین روتور توربین و استاتور را فراهم کنند .

دمای فلزی و اثراتشان بر عمر قطعات توربین

در اغلب موارد دماهای حالت پایدار عمر قطعات توربین را برای مواد انتخاب شده توربین تعریف می کنندیک استثناءعمرخستگی باچرخه کم است که بوسیله گرادیان دمای زودگذرتعریف شده است

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

یک طراح خنک کاری با هر کدام که نیازهای قطعی عمر قطعه را بر اساس اکسیداسیون / سایش / فرسایش ، خزش و خستگی گرمایی (چرخه کم) بدهد یا محاسبه کند ، شروع می کند ، که محدودیت های دمایی قابل قبولرا وضع می کند . برای هر قطعه این عمر و نیازهای دما باید تحت شرایط چرخه کاری باشد . عمر خطوط محترقی در اغلب موارد به طور مثال از مرحله یک پره نازل بوسیله اکسیداسیون انها محدود شده است .

در اغلب موارد یک خستگی با دوره کوتاه می تواند برای لبه فرار پره های نازل مضر باشد به خصوص وقتی که آنها در مقایسه با قسمتهای دیگر نازل نازک باشند .

عمر تیغه های توربین معمولاً به وسیله ویژگیهای شکست خزشی ماده تیغه تعیین شده است به استثنای نوک تیغه های بدون پوشش که معمولاً در معرض تنش های کم ناشی از نیروهای داخلی قرار داده شده اند و با اکسیداسیون محدود شده اند . کاهش ۵۰ درصدی در عمر گسیختگی خزشی یک ایرفویل پیشرفته ممکن است از دمای فلزی در بخشهای تحت تنش نتیجه شود که فقط ۲۰ الی ۳۰ درجه فارنهایت ($۱۲-۱۸^{oc}$) بالای طراحی اسمی می باشد . برای نازل ها یا بخشهای نوک تیغه محدود شده با اکسیداسیون همان کاهش عمر از دماهای فلزی در حدود $۴۰-۵۰^{of}$ $(۲۵-۳۲)^{oc}$ بالای طراحی اسمی نتیجه می شود .

شکل پایه ای ایرفویل از طراحی آیرودینامیکی بوجود می آید ، اما بوسیله دانشی که تا به حال شناخته شده نیست تغییر می یابد و سیستم خنک کاری اصلاح خواهد گردید . تخمین قطعی خنک کاری مقدماتی باید پیش از مشخصات کامل ایرفویل شکل گیرد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

به منظور حفظ دمای فلزی در حدود مشخص شده ، خنک کاری داخلی ایرفویل باید در یک روش ترتیب داده شود که بارهای گرمایی خارجی مؤثر تر واقع شوند . طراح معمولاً می تواند از تجربیات گذشته و فعالیت های طراحی شده ای تصمیم بگیرد که چه نوع خنک کاری (کنوکسیونی یا لایه خنک کاری) بر روی هر سطحی که خنک کاری شده است لازم می باشد .

وابستگی به عمر ویژه ، محدوده های دمایی فلزی توصیه شده برای آلیاژهای پیشرفته ۱۹۰۰-۱۸۰۰^{oF}(۱۰۴۰-۹۸۰^{oc}) و برای خطوط مشعل (محترقی) و قسمتهای انتقالی ۲۰۰۰-۱۹۰۰^{oF}(۱۰۹۵-۱۰۴۰^{oc}) ، برای پره های نازل و دیواره های انتهایی ۱۶۵۰-۱۵۰۰^{oF}(۹۰۰-۸۱۵^{oc}) ، در بخشهای تحت تنش بالای پره مجاز است تا به ۱۹۰۰-۱۸۰۰^{oF}(۱۰۴۰-۹۸۰^{oc}) در بخش نوک محدود شده اکسیداسیونی افزایش یابد . قطعات بزرگ توربین همچون دیسک های توربین و ساختار تکیه گاه نازل که از جنس چکش کاری شده می باشد . معمولاً به دماهای زیر ۱۴۰۰^{oF}(۷۶۰^{oc}) محدود شده اند .

و با این وجود در این دماهای نسبتاً کم ممکن است که پوششهای اکسیداسیونی حفاظتی را نیاز داشته باشند .

دیسک های توربینی و ساختارهای ساکن با دمای نسبتاً بالا که نازل های توربین را فراهم می کنند و عمدتاً شعاعی هستند ، بسیار حساس می باشند . گرادیان دمای گذرا دوره خستگی کمی را شامل می شود . محافظت (عایق بندی) موثر این قطعات از دخول جریان اصلی با دمای بالا برای عمر قطعات حساس می باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

کاربرد پوشش محافظ گرمایی با رسانایی کم همچنین می تواند کمک بزرگی در هنگام مواجه با گرادیان زیاد دمای زودگذر این قطعات فراهم نماید .

صدور انتقال گرمای گذرا روتور به استاتور و کنترل فاصله نوک

یک مورد معمول رسانایی گذرای سه بعدی به وسیله معادله فوریه بیان شده است :

$$k\Delta^{2}T/(pC_{p})+Q/PCp=\partial T/\partial t$$

که در آن : ∇ عملکلرد لاپلاس می باشد .

متغیر $K/(Pcp)$ بخش گرمایی ماده رسانا می باشد .

Q مقداری از گرمای افزوده (یا کاهش یافته) در بدنه در واحد زمان و حجم می باشد .

فراهم کردن موقعیت نسبی مناسب قطعات روتور و استاتور موتور از پراکندگی ها که معمولاً مدیریت گرمایی یک طراحی توربین نامیده می شوند باید به این مرحله هدایت شوند که شامل :

- جایگاه یاتاقان فشار گیر که به طور مهمی بر جابجایی محوری نسبی تأثیرگذار است .
- جفت و جور شدن گرمای گذرای بر هم کنش بین قطعات روتور استاتور که فاصله عملکرد را تعریف می کند .
- حرکت گذرای قطعات توربین در حین روشهای گوناگون عملکردی که ممکن است کاملاً از یک موقعیت حالت پایدار متفاوت باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

- حرکت ساختار محفظه (پوسته) یاتاق که بر تمرکز بین روتور و استاتور تأثیر گذار است به خصوص بعد از کار افتادن موتور وقتی که محفظه (پوسته) یاتاقان ممکن است از دماهای محیطی غیر یکنواخت خم گردد .
- توانایی درز گیرهای میان قطعات مختلف به اصلاح جابجایی های محوری و شعاعی گذار بدون کاهش اثراتشان

شکل ۹ نمونه از مدل کلی کامپیوتری عامل معین استاتور توربین را نشان می دهد که به تحلیلی از جابجایی های محوری و شعاعی را که شکل می دهد تا بارهای فشاری و گرمایی گذرا را شامل گردد . تحلیل های جابجایی روتور هم باید اثر نیروی گریز از مرکز و هم نیروی گرمایی را در نظر بگیرد . همزمان با طرح ریزی مقدماتی هر دو مدل می توانند به آسانی یک ساختار ۲ بعدی متری محوری را به استثنای پره های نازل و تیغه های را به کار برند .

ایروفویل ها می توانند در این مرحله به عنوان یک تیتر با ضخامت ثابت با لحظه های فاقد حرکت حرکت و محیطی مدل سازی شوند . دانسیته های متوسطی که هندسه واقعی قطعات تو خالی را نشان می دهند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

یکی از بیشترین چالش های مهندسی در طراحی توربو ماشین ها و عامل مهمی برای عملکرد موتور به حداقل رساندن و سفت نگه داشتن فواصل نوک تیغه توربین در طول عمر موتور می باشد ، که به نوسان کاملی از طراحی جامع و تحلیل نیاز دارد که توسعه مفهومی مرکب از مکانیک سیالات پیچیده ، انتقال حرارت و تحلیل های خمش تنشی ساختار کلی قطعات چند گانه می باشد ، که بوسیله تصدیق آزمایش موتور پیگیری شده است . کمی (در رفتگی) نوک تیغه توربین یکی از منابع بزرگ کاهش بازده توربین می باشد .

کنگهداشتن فاصله عملکرد نوک بدون سایش نوک برای یک طراحی که به صورت مورب شکل گرفته است بسیار مهم می باشد . مدیریت حرارتی مناسب عملکرد زودگذر کلی استاتور به روتور موتور به ویژه برای تیغه های بدون پوشش از هم دور شده مسیر گاز یک چالش فوق العاده است .

باید هم انتقال گذرای کند و هم گرایی به خوبی برخی اثرات بارآیرودینامیکی لحاظ شوند .

مهار فاصله غیر فعال نوک که بر اساس جفت شدن نزدیک بین رشد زودگذر روتور و استاتور است ، معمولاً به یک ساختار ساکن بالکی نیاز دارد که برای موتورهای هوایی غیر قابل قبول می باشد . روشهای مهار فاصله فعال یا نیمه فعال نوک بر اساس تعدیل تدارک هوای خنک کاری به ساختار ساکن همزمان با عملکرد گذرا می باشد که یک راه حل جانشین را وقتی که ساختار واضح تری مورد نیاز است نشان می دهد . چندین عامل باید لحاظ شوند تا فاصله حداقل نوک در حالت پایدار را بدون سایش به ویژه در مورد تیغه های بدون پوشش تضمین کنند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

تفاوت های رشد شعاعی گرمای بین روتور توربین و نوک نازل ساختار را در حین نقل و تفاوت های رشد شعاعی گرمای بین روتور توربین و نوک نازل ساختار را در حین نقل و انتقالات نگه می دارد . معمول است که هنگام سخت ترین استارت های داغ وقتی که به علت خنک کاری کاهش یافته است انتقالات گرمایی محوری روتور به استاتور در مواردی که نوک های تیغه ها می سورند توزیع گرمایی محیطی ساختار تکیه گاه پوشش نوک از دمای غیر یکنواخت خروجی مشعل (احتراق کننده) در حین عملکرد حالت پایدار یا گذرا نتیجه می شود .

- کمانش تکه های پوشش نوک حین انتقال به علت گرادیان دمایی شعاعی عبوری از دیواره پوشش
- تغییرات در موقعیت روتر به پوشش به موجب تغییر سرعت روتور ، دمای ورودی توربین ، دمای هوای خنک کاری و فاصله بلبرینگ بوجود می آید .

بازده مرحله ۱ و ۲ توربین فشار بالا که اغلب توربین مولد گاز نامیده می شود ، اثر عمده ای بر عملکرد کلی موتور دارد و بنا بر این تمامی تلاشهایی را که برای به حداقل رساندن فاصله نوک تیغه به نسبت ارتفاع تیغه شده است را توجیه می کند .

کاهش فاصله پره بر اساس کنترل رشد گرمای گذرای قطعات ساکن به وسیله تعدیل جریان هوای خنک کاری است . با این وجود بیشتر نگرانی ها در ارتباط با هزینه ، دشوار بودن ساخت و اعتبار این سیستم برای موتورهای صنعتی منجر به توسعه بیشتر مفاهیم مناسب برای کاربرد شده است . این مفاهیم می تواند بر اساس غیر فعال بودن (مقابل فعال بودن) یا نیمه فعال بودن (تدارک هوای بسته یا باز ساده شده) سیستم مدیریت فاصله پره باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

ساختار استاتیکی توربین نقش غالب را مهار فاصله توربین و موقعیت پوششی نوک ثابت در کل پره های تیغه بازی می کند . برای انجام این کار ، ساختار استاتور باید اول از همه به طور مکانیکی کشیده شود و عایق بندی حرارتی از جریان گاز شده باشد . این مهم است که عوامل ساختاری استاتور از رسانایی ، تابش و هضم گاز داغ محافظت شده باشند و تأثیر تغییرات دمای جریان گاز و مدل های دمای محیطی را به حداقل برسانند . در طراحی واقعی توربین صنعتی ساختار تکیه گاه نازل باید تا حدود همان دمای متوسط خنک کاری شده باشد تا جایی کو روتور به گرمای مناسبی برسد ، که به خنک کاری ساختار در محدوده دمایی ^{of}۲۰۰-۱۰۰(^{oc}۱۱۱-۵۵) دمای هوای خنک کاری نیاز دارد .

اگر چه نقاط داغ محلی بر سطوح داخلی ساختار تکیه گاه می تواند تحت هر شرایط کار از پیرامون خارج شود ، گاهی اوقات در واپیچش پایدار نتیجه می شود .

ضخامت کافی جعبه تکیه گاه نازل کمک می کند تا گرادیان دمای محیطی را کاهش دهد ، اما معمولاً روابط وزنی این گزینه را در طراحی موتورهای هوایی به حساب نمی اورند و اغلب به یک کنترل فعال فاصله نوک نیاز دارند .

پلنوم های (محفظه های) هوایی باید درزگیری شده باشد و یک جریان اندازه گیری شده کافی برای خنک کاری و تصفیه داشته باشد تا از هضم گاز داغ ممانعت کند .

عامل مهم دیگر برای در نظر گرفتن کنترل گذاری فاصله نوک تعداد قطعات مورد نیاز پوشش نوک ، جهت به حداقل رساندن کمانش شعاعی می باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

در حقیقت این داد و ستدی است بین تعداد بیشتر قطعات مورد نیاز برای کنترل پیرامون و قطعات کمتر مورد نیاز جهت کاهش میزان در رفتگی بین آنها .

علاوه بر عوامل بالا ، موارد دیگر طراحی همچون هزینه ، قابلیت تعمیر و نگهداری ، مورد بازدید و تعمیر قطعات باید مورد توجه قرار بگیرند .

پوشش های توربین و نوک (انحنا) های پره باید فرسایش های نوک را بدون تأثیر جدی فواصل نوک تحمل کنند . در مواد قابل اعتماد سایشی نوک تیغه توربین یا ماده پوشش قابل سایش تا کنون ثابت نشده است که عملکرد طولانی مدت با وقفه داشته باشند .

(معمولاً پوشش فلزی جامد ذرات فرسوده را از نوک تیغه بر می دارند هنگامی که کارهای فرساینده به جوشکاری سر هم موضعی ، افزایش فاصله نوک و کاهش عملکرد منجر می شود .) که این به کاربرد یک ماده با تحمل فرسایش منجر می شود که تقریباً پنج برابر از لحاظ فشردگی و تراکم کمتر از ماده تیغه می باشد و در مقابل فرسایش سطح مقاومت شنان می دهد . معرفی پوشش استوانه ای نازل مرحله اول اثر جابجایی های محوری روتور به استاتور را بر روی فاصله نوک از بین می برد به منظور تشکیل بیشترین دوره حیاتی همزمان با اینکه فرسایش نوک پره توربین در حال رخ دادن می باشد پنج وضعیت عملکردی باید مورد نظر قرار گیرد :

۱- نا پایداری های آغازین از یک وضعیت سرد (دمای مؤثر اتاق)

۲- عملکرد کاملاً باردار حالت پایدار برای فواصلی که معمولاً طراحی شده اند تا حداقل باشند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

۳- نا پایداری های باری که در آن تغییرات ناگهانی دمای جریان گازی در عکس العمل های گرمایی متفاوت اجزای قطعه به علت ظرفیت های گرمایی متفاوت و شرایط مرزی انتقال گرما نتیجه می شود .

۴- نا پایداری های توقفی که یک دوره پایین افتادگی روتور و دوره خنک کاری بعد از نقاط روتور را شامل می گردد .

۵- استارت مجدد داغ بعد از یک از کار افتادگی (توقف) از وضعیت عملکرد کاملاً باردار حالت پایدار

دیافراگم مؤثر و خنک کاری حلقه گیره ای علیرغم توزیع غیر یکنواخت دمای خروجی مشعل یک دیفرانسیل (تفاضل) جزئی دمای محیطی در مجموعه دیافراگم بوجود می آورد و این اجازه را می دهد که ساختار مجموعه دیافراگم به صورت تحلیلی به عنوان قطبی (محوری) متر یک عمل کند .

بیشترین قطعه با ظرافت معتبر برای یک طراحی انتخاب شده سنجش های مستقیم فاصله گذاری نوک تیغه می باشد . تعدادی از محرک های الکترو مکانیکی کنترل شده پردازشگر با احتمالات مرسوم نوک قابل چرخش موجودند که می توانند به صورت باردار شده فنری بر روی سطوح خارجی پوشش نوک باشند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

خنک کاری نازل توربین

در طراحی نازل های توربین خنک کاری شده توسط تعدادی از عوامل به منظور رسیدن به یک طراحی بهینه (جزئیات بیشتر برای بهینه سازی طراحی خنک کاری در بخش انتقال حرارت تجربی و تصدیق (اعتبار) خنک کاری بررسی می گردد . باید در نظر گرفته شوند . علاوه بر عملکرد ترمودینامیکی تعیین شده موتور ، این مواد نیز باید در نظر گرفته شوند .

- نیاز های عمر
- شرایط کار تخصصی
- طراحی آیرودینامیکی
- ویژگیهای مشعل (احتراق کننده)
- ضرورت های گسیل (نشر)
- سیستم تدارک خنک کن
- خواص ماده
- ضرورت های هندسی
- توانایی ساخت و هزینه

انتخاب مفهوم طراحی خنک کاری نازل به طور حتمی با هدف عمر قطعه و محیطی تأثیر پذیر شده است ، که در آن موتور کارکرده است . وجود ذرات خارجی در هوای متراکم و مواد شیمیایی در

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

سوخت به خوبی تعدادی از چرخه های گرمایی در سراسر عمر قطعه و کار خارج از حیطه طراحی ، تصمیمات قطعی را در ارتباط با مفهوم طراحی انتخاب شده را نتیجه می دهند .

نمونه ای از ضرورت های طراحی مرتبط با این عوامل کوچکترین اندازه مجاز سوراخ های ۰ منافذ) خنک کاری ، کاربرد پوشش های محافظ گرمایی زبری سطح شامل سایش مورد انتظار و تغییرات تطبیقی در ضرایب انتقال حرارت خارجی ، لبه های فشاری تهیه هوای خنک کاری در کل فشارهای جریان پایین دست در مکان های تخلیه هوا و غیره می باشند .

شکل ایرفویل توربینی که برای بهترین عملکرد آیرودینامیکی انتخاب شده است ممکن است که سازش یافته باشد تا از یک نقطه معیار طراحی خنک کاری قابل قبول شده باشد . ضرورت های مرتبط با خنک کاری ممکن است به توزیع مجدد ضرایب انتقال حرارت خارجی نیاز داشته باشند که قطر بزرگتری از لبه حمله در توزیع سرعت و شکل ایرفویل و حتی تعداد و اندازه ایرفویل ها را که تغییر می کنند را نتیجه می دهد . شکل ۱۰ پیشرفت این تغییرات و به عنوان مثال کاربرد نازل های رولز رویس را نشان می دهد .

بر هم کنش به وسیله مشعل

مشعل ها مسؤل تولید اغتشاش جریان بالا دست در مقیاس و شدت های گوناگون ، پروفیل دمایی (عامل الگو) و شرایط مرزی سرعت برای نازل های توربین می باشند . همچنین ویژگیهای گسیلمندی مشعل ، نقش مهمی را در بازکذاری گرمایی جریان پایین دست بازی می کند . جریان گاز که در حال خارج شدن از مشعل و وارد شدن به نازل توربین مرحله ۱ می باشد تکمیل شده است که

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

پروفیل دمای غیر یکنواخت محیطی و شعاعی (خطوط داغ و تلاطم جریان آزاد در مقیاس و شدت های نا شناخته را شامل می گردد . متغیری که درجه غیر یکنواختی دمای خروجی مشعل را توصیف می کند عامل الگو (مدل) نامیده می شود .

$$PF = (T_{g\max} - TIT)/(TIT - Tc)$$

که در آن Tg max بالاترین دمای گاز می باشد که در سطح خروجی مشعل یافت می شود .

بعضی اوقات T I T را CET می نامند که دمای متوسط ورودی توربین یا دمای متوسط خروجی مشعل نامیده می شود . Tc دمای تخلیه کمپرسور(دمای خروجی رکوپراتور برای یک موتوربارکوپتر) قابل فهم نیست که PF کمتر در یک TIT داده شده به اثر خنک کاری کمتری نیاز دارد .

(مقدار کمتری از هوای خنک کاری برای همان تکنیک خنک کاری) معمولاً مقادیر PF بین ۰/۱۵ و ۰/۳ تغییر می کند .

به علت مشکلات اندازه گیری کار مشعل ها ، طراحان معمولاً آنچه را که باید به مقیاس و سختی اغتشاش اختصاص دهند ، حدس می زنند . تکنیک ها چند سال است اغتشاش تولید شده بوسیله مشعل را با سیستم های طراحی انتقال گرما تحت توسعه قرار گرفته بودند را با هم ترکیب (یکی) کرده اند .

بخش بزرگی از اطلاعات تجربی به کارگفته شده برای این هدف از برخی مقالات تجربی بدست آمده اند . معمولاً فرض بر آن است که مقادیر شدن اغتشاش تولید شده برای این اندازه گیریها مشعل های موتور هستند . به ندرت مطالعات تلاش شده است تا به طور همزمان به مقیاس و شدت تلاطم ورودی جریان آزاد توربین فکر شود . در ضمن مانعی بزرگ برای طراحی انتقال حرارت توربین

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

جریان سطح مسطح بود که نمونه ای از محیط جریان نا پایدار مرتبط با یک گام توربین را اثبات نکرده بود . تعدادی از پدیده های مرتبط با زمینه جریان نا پایدار گام توربین و نتایج تجربی اخیر پیشنهاد کرده اند که تأخیرات اغتشاش جریان آنزاد ، پرش و پاشش سیال و بر هم کنش ضربه ای ممکن است که قابل تمایز باشند . فرضیه بسیار محدود جریان و زیمنه های گرمایی معمولاً برای یک موتور توربین گازی واقعی وجود دارد که ناشی از شرایط عملکرد به نهایت دشوار موتور می باشد .

توسعه مدل های محاسبه ای برای پیش بینی انتقال گرما در قسمت توربین بر شبیه سازی های تجربی محیط توربین شکل گرفته است .

شبیه سازی ایرفویل های خنک کاری شده به صورت لایه ای در طول گذشته بسیار پیچیده شده است. که خنک کن های دانسیته بالا ، دیوارهای انحنا دار و ناهموار و به طور هندسی ایرفویل های پیچیده تری را شامل می گردد . در طول ۱۰ سال گذشته تلاش بیشتر در راستای شبیه سازی صحیح تر شرایط اغتشاش جریان آنزاد ورودی به قسمت توربین شده است . مطالعات نشان داده است که مراحل بالای اغتشاش می تواند سبب افزایش چشمگیر انتقال حرارت و توزیع سریع فواره های خنک کاری لایه ای شود . چندین مقاله مرتبط با انتقال حرارت تأکید کرده اند ، جریانی که مشعل را ترک می کند و وارد توربین می شود شدت اغتشاش بسیار بالایی دارد . با نوسان از ۶٪ تا ۲۰٪ به ندرت این مثال های منتشر شده می توانند مرجع قابل دسترسی با سنجش شدت اغتشاش یا مقیاس طول اغتشاش برای یک مشعل در حال کار باشند ، به این دلیل که درک مبسوطی از اثرات جریان اصلی با اغتشاش بالا بدست نیامده است ، به ویژه با توجه به اثر مقیاس طول گرداب های اغتشاش ، همه این عوامل یک توانایی محدود برای مدل سازی محاسبه ای معتبر این جریان ها و انتقال حرارت

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

مرتبط را شرح می دهند . مشهور است کـه جریـان خروجـی مشـعل و ورودی بـه تـوربین واپیچش دمای محیطی و شعاعی بزرگی را یا ((نقاط داغ / خطوط داغ)) دارند .

شگفت آور نیست که تعداد خطوط داغ بخش خروجی مشعل به کرات با تعداد و موقعیت های محیطی نازل های سوخت مشعل همخوانی داشته باشند . مهم است تا آنجا که امکان دارد جابجـایی خطـی در سراسر توربین مدل سازی شود .

ممکن است در موارد قطعی نازل های توربین مرحله ۱ در یک چنین روش خطوط داغ در میانه مسیر گازی بدون یک اثر مستقیم بر دمای فلزی پره یا در نهایت بر لبه حمله اش ، بمانند .

اتصال مشعل – توربین (بخش انتقالی) ناحیه حیاتی است کـه تـأثیر چشـمگیری بـر آیرودینامیـک توربین مرحله ۱ و خنک کاری دارد .

مهم است که اطمینان یابیم بازده چرخه به کمک افزایش دمای گاز که با کاهش عملکرد توربین ناشی از خنک کاری اش که چندان هم مورد توافق نیست ، آن مقدار که انتظار می رود حاصل شود . هندسه خطی مشعل اثر زیادی بر عملکرد توربین مرحله اول خنک کاری دیواره انتهایی دارد .

سطح بزرگتر مخروطی خروجی مشعل با سرعتهای کاهش یافته جریان اصلی مطابقت می کنـد و اثـر مثبت بار حرارتی کاهش یافته را در خروجی مخروط دارد . همچنین در تعدادی از مطالعات بر لایـه مرزی ضخیم تر تشکیل شده بر دیوار های خطی ، جریان بالا دست نازل مرحله ۱ از تشـکیل شـدن نزدیک انتهای دیواره جریان ثانویه به ویژه از تولید یک شارگرد فعلی شکل پشتیبانی می کند . برای ممانعت از ضخیم شدگی لایه مرزی ، مهم است که به طور مداوم جریان همگرایـی بوجـود آیـد کـه هندسه سراسر بخش انتقالی خطی و نازل مرحله یک را شتاب بخشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

اگر این کار به نتیجه برسد . خنک کاری مؤثر دیواره های انتهایی نازل می تواند بدون جبران خسارت زیاد عملکرد صورت پذیرد . دیواره های انتهایی بسیار همگرا در بخش جلویی نازل ، جریان عبوری بر روی دیواره انتهایی درون نازل را به حداقل می رساند .

که این تشکیل گرد شار فعلی شکل را سرکوب می کند . به عنوان یک نتیجه تلفات ثانویه نازل به طور چشمگیری کاهش یافته است . توربینهای مدرن گازی به خنک کاری فراوان گذرگاه خروجی مشعل و دیواره انتهایی نازل نیاز دارند . (شکل ۱۱)

این کار معمولاً با کاربرد خنک کاری لایه ای به نتیجه می رسد . اگر چه در برخی موارد تلاشها برآنند که خنک کاری کنوکسیونی در جهت پشتی استفاده شود . مکان و روش کاری لایه ای به سمت جریان اصلی معرفی شده است هم برای کارآیی خنک کاری و هم برای جبران تلفات عملکردی مهم است . نیازهای خنک کاری دیواره انتهایی نازل می تواند بوسیله یک چیدمان مناسب جریان خنک کاری خروجی مشعل کاهید شود که جریان بالا دست تزریق شده لبه های حمله نازل در یک چنین روش که می تواند بسیار مورد پسند باشد ، خنک کننده به سوی پروفیل دمای شعاعی دیواره انتهایی بدست آمده است . برخی از طراحی معرفی شده اخیر و تولید آینده توربین های گازی صنعتی ، سیستمهای احتراق پیشرفته با قابلیت گسیل کم را به کار می برند . دمای احتراق حداکثر باید محدود شود تا تشکیل اکسیدهای نیتروژن را به حداقل برسانند ، در نتیجه استفاده از مشعل و هوای خنک کاری نازل باید به طور اکید محدود شود .

برخی طراحی ها به اتکای بیشتر بر پوشش های محافظتی گرمایی و روشهای خنک کاری داخلی و کمی هوای خنک کاری لایه ای نیاز خواهند داشت تا به عمر مورد نیاز قطعه برسند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

طراحی های دیگر پیکر بندی خنک کاری لایه ای بی نظیر طراحی شده ای را به عنوان یک سیستم تکمیل شده شامل خواهد شد که در برگیرنده انتقال ایرفویل ها و دیواره های انتهایی است . این مشعل های جدید همچنین شرایط اغتشاش متفاوت و پروفیل های یکنواخت تردما را نسبت به مشعل های مشتق هوایی موجود تولید خواهد کرد . اثرات جابجایی دما انتظار می رود که کمی می رود . مهم تر باشد و خنک کاری دیواره انتهایی برای عمر قطعه حیاتی تر باشد و خنک کاری دیواره انتهایی برای عمر قطعه حیاتی تر باشد .

انتقال حرارت و خنک کاری داخلی تکمیل شده با عملکرد آیرودینامیکی .

انتقال حرارت پره

یکی حساسترین ورودی های محاسبات طراحی خنک برای ایرفویل های توربین پیش بینی توزیع ضرایب انتقال حرارت سمت گازی و مطابقت دادن شارهای حرارتی . توزیع نسبی شار حرارتی بر روی یک ایرفویل توربین فشار بالا در شکل ۱۲ نشان داده شده است .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

شارهای حرارتی بالاتر معمولاً در ناحیه سکون لبه حمله و به سمت لبه حمله ایرفویل رخ می دهد . تغییرات بزرگ شار حرارتی طرف گازی باید به طور مناسب با اثرات بالای سمت خنک کن به طور تطابقی جفت و جور شود تا اینکه به توزیع دمای تطابق قبولی برسد . روش معمول به کار گرفته شده در محاسبه ضرایب انتقال حرارت ایرفویل توربین بر اساس محاسبه دو بعدی لایه مرزی در به کارگیری تفاوت معین یا فرمولهای انتگرال می باشد . توصیف آیرودینامیکی مناسب حوزه جریان که شرایط مرزی را برای محاسبه انتقال حرارت فراهم می کند برای یک پیش بینی پر معنای توزیع انتقال حرارت بر سطح یک ایرفویل مهم می باشد . تعدادی از کدهای موجود برای جریان دو بعدی توسعه یافته بودند گرچه مشهور است که برای ایرفویل های مدرن با انحنای بسیار یک محاسبه سه بعدی لازم است تا برای جریان ثانویه آغاز شده در نزدیک دیواره انتهایی توضیح دهد . در طول دو دهه گذشته روشهای پیش بینی انتقال حرارت خروجی توربین از پیوند کدهای جریان دو بعدی [۲۵] (برای تولید فشار محلی یا اطلاعات حوزه سرعت ایرفویل) با یک مد ۵ STAN لایه مرزی سهموی دو بعدی [۲۶] یا گونه بعدی کد TEXTAN [۲۷]

تا اینکه کدهای بسیار پیچیده تری (دو یا سه بعدی اولر و ناویر – استوکس) در پیوند با یک کد لایه مرزی دو یا سه بعدی بکار برده شوند تا ضرایب انتقال حرارت را محاسبه کند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

نمونه خوبی از روش ابعادی می تواند در [۲۸] یافت شود . وابستگی به تعداد عوامل ، جریان آرامی که معمولاً بر سطح مکشی ایرفویل وجود دارد به جریان در برخی نقاط جریان پایین دست لبه فرار به طور ناگهانی انتقال می یابد . لایه مرزی روی سطح فشاری معمولاً به صورت اغتشاشی در نظر گرفته می شود . محاسبه ضریب انتقال حرارت در لبه حمله معمولاً بر اساس هر کدام از محاسبات لایه مرزی آرام یا روابط استاندارد انتقال حرارت ناحیه سکون برای یک سیلندر (استوانه) درون جریان متقاطع می باشد . ضرایب انتقال حرارت عمدتاً به مرحله فشاری گاز ، اندازه و شکل ایرفویل و بنابر این توزیع سرعت سطح و به ویژه به مکان انتقال لایه مرزی وابسته است . مهمترین عوامل می تواند به شرح زیر خلاصه شده باشند :

- انحنای سطح
- زبری سطح
- گادیان فشار محلی
- اغتشاش جریان اصلی
- تزریق جریان (خنک کاری لایه ای)
- اثرات دیواره انتهایی (جریان ثانویه)
- تابش

فرضیه هر یک از عوامل منحصر به فرد بالا در این اثر در نظر گرفته شده است اما به طور معمول اثرات ترکیبی شان را نشان نمی دهند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

تعداد محدودی از تحقیقات تجربی اثرات اغتشاش جریان اصلی و تزریق لایه بر ایرفویل های توربین منتشر شده است .

با این حال تحقیقات سیستماتیک پارامترهای بالا در کاربردهای واقعی ایرفویل به صورت آشکاری بی بهره اند . به عنوان یک نتیجه مقدار معینی از داده انتقال حرارت ایرفویل توربین نمی تواند همیشه بیان شده باشد .

یا بر اساس درکی از اثرات پارامترهای منحصر به فرد موجود در کاربرد ایرفویل توربین مرتبط شده باشد . در نهایت پیش بینی کیفی اثرات موجود در کاربرد ایرفویل یا بر اساس درکی از اثرات پارامترهای منحصر به فرد موجود درکابرد ایرفویل توربین مرتبط باشد . در نهایت پیش بینی کیفی اثرات عوامل گوناگون ممکن می باشد . انتقال حرارت ایرفویل خروجی به طور عمده با آیرودینامیک خطی جریان ، بیشتر در دهانه ایرفویل مهار شده است . به طور معمول تاثیر کوچک ناپایداری بر انتقال حرارت پره وجود دارد .

معمولا افزایش در انتقال حرارت است که به عنوان افزایش در عدد رینولدز می باشد . این گفته واقعیت دارد که عدد ماخ افزایش یافته که از روندهای کلاسیکی لایه های مرزی سطح مسطح تبعیت می کند و تنها تفاوت در مورد موجود ، اثر انهنا و گرادیان فشاری است که طول انتقال را تعدیل می کند .اثرات اغتشاش به خوبی بوسیله تعدادی از نویسندگان فهرست بندی شده اند.برای مثال به وسیله آرتس و همکاران {۲۹} و کانساینی و همکاران {۳۵} . مطالعاتشان (شکل ۱۲) نشان داده است که اغتشاش ورودی افزایش یافته است . مکان انتقال جریان بالا دست را جابجا می کند و معمولا یه افزایش انتقال حرارت تا سمت مکش ایرفویل منجر می شود.

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

انحنا

ثابت شده است که آیرودینامیک روی سمت فشاری عمدتاً دو بعدی است . بنابرین انتقال حرارت روی سمت فشاری دو بعدی است و می تواند پیش بینی شده باشد . در بیشتر موارد برنامه های کامپیوتری دو بعدی لایه مرزی به کارگرفته می شوند . مشاهده شده است که حضورگرد شار بر سطوح مقعر می تواند انتقال حرارت به سمت های فشاری توربین را به ویژه در مقیاس کم اغتشاش ورودی افزایش دهد . اگر چه آزمایشهای روی پره های توربین و تیغه هایی که اغتشاش بالای جریان آزاد ورودی را نشان داده اند ($TU > 5\%$) به نظر نمی رسد که چنین پدیده ای را تایید نمایند ؛ همچنین ممکن است که انتقال انحنای محدب به مقعر نزدیک لبه حمله در ایرفویل های موتور واقعی (پره های موتور) رشد گردشار را تخریب یا حذف کند که اثرات انحنا و اغتشاش ورودی کاملا ملموس می باشد .

اثر انحنای سطح در جهت جریان تثبیت لایه مرزی روی یک سطح محدب است و لایه مرزی روی سطح مقعر را بی ثبات می کند . اثر بی ثباتی نیروهای گریز از مرکز بردیواره مقعر یک ناپایداری را در همان جهت به عنوان جریان اصلی موجب می شود . نشان داده شده است که انتقال حرارت بر روی یک دیواره مقعر با انحنای سطح افزایش یافته است و برای یک دیواره محدب انتقال حرارت کاهش یافته است . درجات اغتشاش در لایه مرزی برروی یک دیواره محدب کاهش یافته و برروی یک دیواره مقعر بهبود یافته است . نتایج برخی مطالعات همچنین پیشنهاد می دهند که اثر انحنای سطح غیر خطی است که در مقادیر انحنای کوچک بسیار قوی می باشد ، اما به تناسب افزایش انحنا کمتر افزایش می یابد .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

سطوح مکش پره بیشتر تحت تاثیر جریان ثانویه اند . نشان داده شده است که لایه های مرزی دیواره انتهایی در طول سطح مکش پره جابجا می شوند . درمورد یک تیغه ، بخش نوک ، جریان ثانویه افزاینده ای را دارد که از گرادیان فشاری شعاعی نتیجه می شود و نوک تاتوپی که مستعد است تا سیال بیشتری را در امتداد سمت مکش ایرفویل هل (فشار) دهد . جریانهای ثانویه بر انتقال حرارت نزدیک بخشهای نوک و توپی نازل اثر می گذارند .

اگر چه این موقعیت زیان آور است به خاطر اینکه انتقال حرارت در این نواحی معمولا نسبت به میانه دهانه کمتر است که این به دلیل اندازه حرکت بیشتر و لایه های مرزی گرمایی در چنین نواحی جریان ثانویه ای است که بوسیله حلقه بالای لایه های مرزی دیواره انتهایی در لایه مرزی ایرفول بوجود آمده است . معمولا انتقال حرارت سمت مکش نزدیک به توپی و نوک درهمه اعداد رینولدز و اعداد ماخ پائین ترین است . در اغلب موارد طول انتقال بر سمت مکش بسیار مشکل است تا اینکه پیش بینی کند . انتقال حرارت (لبه حمله) ناحیه سکون تحت تاثیر اغتشاش داخلی ، عدد رینولدز داخلی و عدد ماخ می باشد . پیش بینی انتقال حرارت در لبه حمله معمولا با به کارگیری روابط اثبات شده برای استوانه های مدور شکل گرفته است . استفاده از تکنیک های لایه مرزی ۲بعدی معمولا نتایج غلطی را در ناحیه لبه حمله به بار می دهد ، به خاطر اینکه لایه مرزی فقط شروع می شود تا تشکیل شود و اغلب روشهای دو بعدی نمی توانند به دقت این پدیده را در این ناحیه پیش بینی نمایند . ضریب انتقال حرارت اندازه گرفته شده لبه حمله تقریبا ۱/۲۵ برابر آن است که برای یک استوانه معادل در جریان متقاطع حساب شده است . که این در نمایی از اثر محسوس اغتشاش جریان اصلی بر ضریب انتقال حرارت محلی برای یک استوانه درون جریان متقاطع و بر لایه های مرزی آرام با وجود گرادیان

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

فشاری دلخواه انتظار رفته است . ضرایب انتقال حرارت سطح فشاری به نظر می رسند که با مقادیر محاسبه شده سطح صاف اغتشاش موافق باشند ، که دلالتی است بر ترکیب اثرات اغتشاش جریان اصلی ، انحنای سطح و گرادیان فشاری که مستعدند تا هریک ازدیگری را تعادل بخشند و بدین ترتیب مراحل ضریب انتقال حرارت را مطابق با گرادیان فشار صفر و جریان اغتشاش انحنا دار صفر را نتیجه می دهند . برای اغلب سطوح مکش نوسان ضرایب انتقال حرارت از ۱ تا ۱/۲۵ برابر مقادیر اغتشاش سطح مسطح می باشد . ناحیه جریان انتقالی بر سمت مکش ایرفویل با بالاترین گرادیان فشار استاتیکی مطابق است . و به توجه بیشتری نیاز دارد . به ویژه اگر خنک کاری لایه ای دراین ناحیه تخلیه شده باشد . بر اثر تابش گرمایی به ویژه برای مشعل های با سوخت مایع و همچنین وقتی که مقدار بزرگی از بخار آب و دوده در محصولات احتراق وجود دارد ، باید توجه بیشتری شود و معمولا می تواند برای ۱۰٪ بار گرمایی پره توجیه پذیر باشد .

از آنجایی که در شکل ۱۲ نشان داده شده است ضریب انتقال حرارت به بالا ترین مرحله در لبه حمله می رسد که اغلب عمر پره خنک شده به علت دمای فلزی بالا را تعریف می کند . وجود ذرات فرسایش در محصول احتراق ، سطح پره نازل را با اهمیت تر می کند . بنابراین یک پیش بینی دقیق از انقال حرارت محلی بسیار مهم است . مقارن با یک دوره طراحی ابتدایی ، ارزشش می تواند با به کارگیری روابط ثابت شده برای یک استوانه در جریان متقاطع بر آورد شود :

که در آن :

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

مکان زاویه ای ـــ α براستوانه از نقطه سکون لبه حمله (تا ۶۰° در هر طرف نقطه سکون قابل قبول است .)

رابطه برای اثراغتشاش جریان اصلی

عدد رینولدز براساس قطر لبه حمله ایرفویل = Red

اثرات زبری

مراحل بالای زبری سطح مخصوصاً برای توربین های صنعتی با عملکرد طولانی مدت بدون تعمیرات و نگهداری معمولاً در شرایط محیطی بهتری کار می کنند ، ناصافی پوشش محافظ گرمایی و پوسته شدگی ، روشهای عمده افزایش انتقال حرارت ناشی از ناصافی سطحی ایرفویل می باشند . ناصافی افزایش یافته افزایش را در ضریب انتقال حرارت خارجی بر روی تمام سطوح قرار گرفته در معرض جریان گاز داغ موجب می شود . انتقال حرارت افزایش یافته از اغتشاش اضافی تولید شده نزدیک سطح به وسیله عوامل ناصافی (زبری) و همچنین بخش سطحی ناشی از عوامل سطحی پدید آمده است . کار تجربی بوسیله ترنر و همکارانش نشان می دهد که ناصافی می تواند بار گرمایی را بر ایرفویل به طور زیادی افزایش دهد . همچنین تعدادی از تحقیقات دیگر بوسیله Abuaf و همکارانش ، تالپادی و کرافورد انتقال حرارت بالاتری را گزارش داده اند که با ناصافی افزایش یافته بر تیغه های توربین مرتبطند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

آزمایشها نشان داده اند وقتی که اغتشاش ورودی کم است ، افزایش در انتقال حرارت بر سمت مکش و حوالی آن به طور تقریبی ۵۰٪ و بر سمت فشاری ۱۰۰٪ می باشد .

به طور واضح مقداری از این افزایش به این حقیقت قابل استناد است که ناصافی ، انتقال را آغاز می کند . هر چند که برای درجات بالاتر اغتشاش در(Tu = ٪۷ با یک صفحه اغتشاش نصب شده) نویسندگان دقت می کنند که افزایش انتقال حرارت بر سمت فشاری اطراف ۲۵٪ است وقتی که انتقال حرارت سمت مکش به سختی تغییر یافته است . به طور کلی ، تاثیر ناصافی فقط برای توربینهای گازی با کار برد سوختهای فاقد کیفیت مهم می شود ، وقتی که در دوره های توسعه زمانی کار کرده است . این کاربردها معمولاً توربینهای گازی صنعتی جهت تولید قدرت و رانش مکانیکی را شامل می شوند . در مورد توربین گاز هواپیما ، ناصافی مشکل کمی محسوب می شود چونکه معمولاً ایرفویلها در سراسر عمر کارکرد صاف باقی می مانند . تنها (TBC) است که در آن TBC می تواند یک ناصافی ابتدایی از مقادیر بالا تا ۱۲ میکرونی داشته باشد . هر چند که روشهای پوششی مدرن می تواند به قطعات TBC صاف برسد و لو با یک هزینه بسیار بالاتر .

اغتشاش

اثرات اغتشاش جریان اصلی بر انتقال حرارت ایرفویل توربین می تواند به شرح زیر خلاصه شود :

ـــ اغتشاش جریان اصلی ، شروع انتقال از یک لایه مرزی آرام به مغشوش (درهم) را به وسیله تلاطم افزایشی که انتقال زود هنگام را تسریع می بخشد ، تحت تاثیر قرار می دهد .

ـــ اغتشاش تاثیر بسیار مهمی بر لایه های مرزی آرام دارد :

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

ازدیاد اغتشاش ، ازدیاد افزایش ضرایب انتقال حرارت ناحیه لایه مرزی آرام ایرفویل های توربین همچون لبه حمله و نواحی جریان انتقالی را در بردارد .

ـــ مرحله اغتشاش جریان اصلی اثر کوچکی برانتقال حرارت ناحیه لایه مرزی اغتشاش دارد .

مشهور است که گرادیان های فشاری دلخواه ، اغتشاش را دریک لایه مرزی سرکوب و گرادیانهای فشاری نامطلوب اغتشاش در یک لایه مرزی را تقویت می کنند .

خنک کاری لایه ای پره

این بخش جنبه های سودمند و مهم کاربرد خنک کاری لایه ای برای توربینها را در نظر می گیرد . هر دو روش خنک کاری لایه خارجی و کنوکسیونی داخلی و در بیشتر اوقات ترکیب آنها در طراحی خنک کاری نازل به کار برده شده اند . تزریق موضعی سیال خنک کننده به لایه مرزی یک سیال با دمای بالا در طول یک دیواره جهت کنترل دمای سطح دیواره ، خنک کاری لایه ای نامیده می شود . هوای خنک کاری معمولاً از کمپرسور می وزد ، و سطح ایرفویل توربین را بوسیله بوجود آورد ن یک لایه عایق بین جریان اصلی و سطح محافظت می کند ، که شار حرارتی در سطح را می کاهد .

خنک کن با جریان اصلی ترکیب می شود ، خنک کاری لایه ای به کار برده شده در ترکیب با خنک کاری کنوکسیونی می تواند کاهش دمای فلزی را نتیجه دهد و اثرات بالای خنک کاری کلی را موجب شود . شکل ۱۱ نمونه ای از خنک کاری نازل پیشرفته را نشان می دهد . علت اساس به کارگیری خنک کاری لایه ای این است که موقعیت هایی که درخنک کاری کنوکسیون داخلی بود به مقدار کافی نمی باشد . جزئیات روشهای خنک کاری کنوکسیونی داخلی در بخش خنک کاری تیغه که به شرح

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

زیر آمده است موجود می باشد ، که در آن کاربرد خنک کاری لایه تا اندازه ای به مقایسه با نازل ها محدود شده است .

کاربرد خنک کاری لایه ای برای ایرفویلهای توربین در توربینهای گازی پیشرفته بسیار معمول است . به این دلیل که اغلب عوامل خنک کاری لایه را تحت تاثیر قرار می دهند . راهنمایی جامعی جهت نظم بخشیدن خنک کاری لایه ای توسط گلد اشتاین شده است . هر چند که این فرضیه جامع ، کاربرد محدودی برای اشکال مدرن ایرفویل و توزیع واقعی سرعت جریان اصلی دارد .

خنک کاری لایه ای شار حرارتی ($\acute{F}$۴) به وسیله رابطه زیر بیان شده است :

Hf ضریب انتقال حرارت ، که معمولاً فرض شده است بدون تزریق لایه ای وجود داشته باشد هر چند ممکن است . از این مقدار به حد زیادی در ناحیه نزدیک سوراخ فاصله بگیرد . دمای دیواره آدیاباتیک Taw دمایی است که در دیواره در غیاب جریان گرمایی فرض شده است (بدون خنک کاری لایه ، دمای دیواره آدیاباتیک برای عدد ماخ کم برابر دمای گازی جریان اصلی است .) و Tw دمای واقعی دیواره است . در حضورخنک کاری لایه ، دمای دیواره آدیاباتیک بوسیله یک دمای بدون بعد دیواره تعریف شده است که اثر خنک کاری لایه ای نامیده شده بوسیله n طراحی شده و به صورت زیرتعریف می گردد :

$$N = (Tg - Tf) / (Tg - T c)$$

که در آن Tg و Tc به ترتیب دماهای جریان گازی و خروجی خنک کن نامیده می شوند .

Tf دمای لایه است . (دمای دیواره آدیاباتیک از تزریق (پاشش) لایه ای نتیجه می شود .)

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

دمای لایه تابعی از فاصله جریان پائین دست از نقطه پاشش هست و باید به صورت تجربی آزمایش) برای یک هندسه خنک کاری لایه تعیین شده باشد . دمای لایه به طور معمول با دورهای اثر موضعی لایه به صورت زیر مرتبط است :

$$Tf = Tg - \quad (Tg - Tc)$$

دو مدل اصلی هندسی هستند که درخنک کاری لایه ای به کار رفته اند : شکاف ها و ردیف های حفره ای ناپیوسته ، هر چند که شکاف ها معمولاً در ایرفویل ها به خاطرتنش حرارتی و ملاحظات طراحی مکانیکی به کار گرفته نشده اند .

تنش های بالای حرارتی به این علت بوجود آمده اند که دقیقاً وقتی که جریان پائین دست یک شکاف ، سرد است درست جریان بالا دست ناحیه ایرفویل شکافی داغ است .

وجود شکاف ها مشکل نگهداری ایرفویل را به یکدیگر در ناحیه شکاف ، به ویژه در حضور تنش های بالای حرارتی موجب می شود . جابجایی شکاف با ردیفی از سوراخها می تواند این مشکلات را به طور قابل ملاحظه ای کاهش دهد ، چونکه فلز بین سوراخها گرادیان گرما و تنش هایی را آزاد می کند

وایر فویل ها را بهم نگه می دارد . استثناء در استفاده از ردیف های حفره ای لایه نسبت به شکاف ها در ناحیه فشار لبه حمله پره ها و تیغه ها می باشد که معمولاً در آن ردیفی از شکاف های کوچک به کار رفته اند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

با این هندسه خاص، تنش حرارتی و مسایل مکانیکی مرتبط با استفاده از شکاف ها به حد اقل رسیده اند . ردیف های حفره ها شاید برخی از مسایل را حل نمایند اما برخی مسایل دیگر را موجب می شوند . به طور کلی کارآیی خنک کاری لایه ای سوراخهای نا پیوسته نسبت به تزریق شکافی کمتر است و میدان های جریان مشکل تر قابل پیش بینی هستند . کارآیی کمتر خنک کاری لایه ای ناشی از فواره های جداگانه است که به جریان اصلی نفوذ می کنند و بدینوسیله گاز جریان اصلی را مجاز می کند تا به لایه در سطح خنک کاری شده بوزد . از آنجایی که فواره به سمت جریان آزاد بیرون می آید به سمت سطح منحرف می شود و یک گرادیان **نرخ ورش M** (**یا نسبت جریان جرمی**) و

نسبت شار اندازه حرکت I:

$$M = P_f V_f / P\infty V\infty, I = P_f V_f^2 / P\infty V\infty^2$$

پدیده تخلیه هوا محدودیت واضحی را جهت استفاده از آرایش تک ردیفه خنک کاری لایه نمایان می سازد . گرچه این مشکل می تواند با آرایش اصلاح شده طراحی خنک کاری لایه تقلیل یابد که نفوذ فواره را کاهش می دهد یا به حداقل می رساند . دو طراحی جانشین نزدیک است که به موفقیت برسند :

۱- استفاده از ردیف های متناوب حفره های کج

۲- استفاده از سوراخهای شکل دار

عملکرد خنک کاری لایه دو ردیف متناوب حفره ها (سوراخ ها) ۳۵ درجه به سمت جریان اصلی منحرف شده است که توسط جباری و گلدشتاین مورد بررسی قرار گرفته است . نشان داده شده است

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

که بر خلاف مورد تک ردیفی ، هیچ تخلیه هوایی آشکار نیست . کار آیی خنک کاری لایه از تزریق (پاشش) در سراسر دو ردیف متناوب سوراخهای افزایش یافته با افزایش نرخ وزش پیروی می کند ، بدون کاهش در دامنه مقادیر M تحت شرایط آزمایش .اصلاح نشان داده شده به نفوذ کمتر فواره نسبت داده شده است که در نتیجه بر هم کنش فواره ای بدست آمده در پیکر بندی می باشد . برای همان نرخ جریان جرمی پاشش شده مشاهده شده است : (M = ۱) برای ردیفی تک از سوراخها و M = ٪۵ برای ردیفهای دوبله سوراخها) . آرایش ردیف متناوب کار آیی خنک کارآیی لایه ای بالاتری را نسبت به آرایش تک ردیف ، در نرخ های وزشی که تخلیه هوای ترکیبات تک ردیفه را نتیجه می دهد ، فراهم می کند . در نرخ های (سرعت های) کمتر وزش M < ٪۵ کار آیی خنک کاری لایه بدست آمده برای هر دو آرایش در حدود همان مقدار است . مزیت بیشتر در استفاده از ردیف های متناوب دهانه ،خنک کاری لایه ای یکنواخت تر می باشد . ردیف های مضاعف حفره های متناوب یا حفره های شکل دار به منظور حذف (خروج) تخلیه هوا برای کاربردهای سطح مکشی مقرون به صرفه است . جهت بهبود کارآیی سطح فشاری استفاده ار ردیف های چند گانه با ذخیره لایه از ردیف های پیشین مورد نیاز است .

کاربرد حفره های شکل داده شده که در جهت جانبی عمود بر جهت جریان اصلی می تواند تعلق فواره لایه بد سطح را به طور چشم گیری تعدیل بخشد .

هندسه معمول تر حفره شکل داده شده ، یک حفره مدور را شامل می شود که برای مقادیر M =٪۵ کار آیی لایه حفره شکل داده شده با افزایش نرخ وزش به افزایش دادن ادامه می دهد ، در صورتی که کار آیی حفره شکل داده شده پخش جانبی بهبود یافته جریان ثانویه را موجب می شود به طوری که

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

کارآیی خنک کاری لایه بین حفره ها نسبت به آنچه که با حفره های استوانه ای هموار بدست آمده است بزرگتر است . کارآیی بهبود یافته به سرعت تزریق کاهش یافته جریان ثانویه ناشیی از بخش تخلیه ای بزرگتر نسبت داده شده است . این سرعت کمتر موجب شده است تا نزدیکتر ماندن فواره به دیواره به نفوذ به جریان اصلی ترجیح داده شود و برای کارآیی بالاتر لایه نسبت به آنچه در نرخ های بالای وزش برای همان هندسه حفره بدست آمده توضیح دهد .

از بحث پیش واضح است که استفاده از حفره های شکل دار یا ردیفهای دو گانه حفره ها به منظور حذف تخلیه هوا (blow off) به نظر می رسد که فقط برای کاربردهای سطح مکش سود مند باشد .

در جایی که ایرفویل توربینی به کمک لایه ها خنک شده است ، منفعتی افزون در این است که حفره های خنک کاری لایه می توانند یک سیستم انتقال حرارت کنوکسیونی کاملاً قدرتمند را به صورت موضعی تشکیل دهند ، وقتی که معمولاً دلیلی کافی در خودش جهت ضمانت تدارک یک ردیف یا (ردیف های) حفره خنک کاری لایه دریک طراحی نمی باشد ، علی رغم آن مزایای سودمندی را فراهم می کند ، وقتی که خنک کاری لایه افزوده شده است . این اثر مخصوصاً در ناحیه لبه جمله یک ایرفویل وقتی که آرایش سر بارش به کار رفته است سودمند است . حفره های لایه به افزایش اثر خنک کاری کنوکسیونی موضعی از طریق افزایش طول حفره ها تمایل دارند .

به طور خلاصه عوامل اصلی تاثیر گذار بر عملکرد خنک کاری لایه : اندازه حفره ، شکل ، فضا بندی و زاویه ، تعداد ردیف ها ، فضای ردیف ، مکان هم تراز با یک نقطه داغ و هندسه خنک کاری داخلی ، نرخ وزش ، انحنای سطح ، گرادیان فشار، نسبت دانسیته و مرحله اغتشاش جریان اصلی را شامل می شوند . بسیاری از اینها در جزئیات بیشتر بحث خواهند شد . یک ردیف تک از حفره ها و لو برای

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

هندسه بهینه حفره ها معمولاً نمی تواند کارآیی خنک کاری کافی را در طول یک ایرفویل توربین ، ناشیی از واپاش (ضایع شدگی) در کارآیی لایه را فراهم کند . شکل ۱۳ نمونه ای از واپاش کارآیی لایه را در طول سطوح فشاری و مکش یک ایرفویل را نشان می دهد . به طور کلی از آنجایی که تشریح و به کارگیری فرضیه تجربی ، کار آیی خنک کاری لایه تابعی از هندسه تزریق بر ایرفویل است که قطر حفره (dh) ،نسبت فضای حفره (X_n) به قطر (X_n / d_n) را شامل می شود و شیب محوری محور حفره به سطح (α) (برای حفره های شیب دار به صورت شعاعی ، زاویه نسبت به خط عمود تعریف شده است) نرخ وزش M و متغیر رابطه ای فاصله (X / Ms) را شامل می شود .

در این متغیر رابطه ،X فاصله جریان پایین دست از نقطه تزریق است و S پهنای معادل شکاف یک ردیف حفره لایه می باشد . برای روابط لایه چند ردیفه مگر اینکه به طور دیگر حالت داده شده باشد ، فاصله X از مرکز ردیف آخر حفره ها و سرعت توده خنک کن V_F در محاسبه M به کار رفته است که بر اساس مقدار میانگین برای همه حفره های در حال وزش می باشد .

یک تنوع بزرگ هندسی که تحقیق شده است می تواند در برخی مقالات برای ردیف های حفره لایه یافت شود که اثراتشان را بر کار آیی لایه نشان می دهند .

بیشتر فرضیه طراحی برای حفره های مدور می باشد ، اگر چه با تغییر جهت به حفره های شکل داده شده فرضیه های بیشتری برای این هندسه در دسترس خواهند بود . از آنجایی که زودتر اشاره شده است ، یک آرایش حفره لایه ، کارآیی میانگین اصلاح شده از سمت جانبی خنک کاری لایه را بویژه در ناحیه جریان پایین دست ناگهانی حفره های لایه موجب می شود .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

الگوی حفره خنک کاری متغییر مهمی در خنک کاری لایه می باشد . در حالت کلی کاهش زاویه تزریق لایه ، کارآیی لایه را افزایش می دهد بویژه وقتی که در حال کار به موقعیت تخلیه هوا نزدیک می شود . زوایای ترکیبی در برخی کاربردها به کار برده شده اند ، به خصوص در جاییکه پوشش بهتر لایه در جهت دهانه با فضای حفره بزرگ لایه مورد نیاز است .کاهش فضای حفره کارآیی لایه را افزایش می دهد و همچنین آن را از پهلو یکنواخت تر می کند . برای موقعیت های مناسب توصیه شده که زوایای تزریق لایه بین ۱۵ْتا ۴۰ْنسبت به سطح مماس ایرفویل طراحی شوند . اگر چه این قاعده جهت حفرهای سربارش لبه حمله – جایی که زاویه به خاطر ضرورت هندسی مستعد است تا بزرگتر شود – به کار نمی رود . در حالت کلی و جایی که ممکن است ، فضای حفره باید در یک نسبت بین ۳و ۴ برابر قطر حفره به منظور فراهم کردن یک لایه ممکن است عوامل دیگری فضای حفره لایه را همچون ضرورتی کنترل نمایند تا جریانها را به حد اقل برسانند ، که در آن نسبت بالای فشار حفره وجود دارد . تعداد بیشتری از ردیفهای حفره لایه به اندازه های کوچکتر حفره برای یک موازنه خنک کاری داده شده نیاز دارند و ممکن است که به خاطر مشکل انسداد حفره سودمند نباشد .

نرخ وزش

در خنک کاری لایه به طور کلی کار آیی می تواند به عنوان تابعی از نرخ وزش باشد ، همان طور که ر بالا یا نسبت جریان جرمی تشریح شده است .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

افزایش نرخ وزش M تا یک محدوده ایمن بالا می رود و کارآیی خنک کاری را افزایش می دهد .

افزایش نرخ وزش M تا یک محدوده ایمن بالا می رود و کارآیی خنک کاری را افزایش می دهد .

افزایش بیشتر نرخ وزش فراتر از این محدوده کار آیی خنک کاری لایه ای ناشیی از تخلیه هوای فواره به جریان اصلی را کاهش می دهد . اثر تخلیه هوا به طور کلی در نزدیک حفره ها قوی تر است و جریان پایین دست دورتر، ضعیف تر است . مقدار حدی نرخ وزش در یک نسبت دانسیته خنک کن $Pf / P\infty = ۱$ بین ۰/۴ تا ۰/۶ برای زاویه تزریق ۳۵° می باشد . مطالعات اخیر بر اثرات نسبت دانسیته ، اغتشاش جریان آزاد ، ناپایداری و ناصافی سطح نشان داده است که ای عوامل گرایش به ساخت محدوده بالاتر نرخ وزش دارند . همچنین تفاوتی بین سطوح محدب و مقعر می باشد ، مقدار محدود برای سطح مقعر بزرگتر می شود .

کارآزمایش مقدماتی برخنک کاری لایه ، عمدتاً با هوای گرم شده تزریقی سازمان یافته است که ، یک نسبت دانسیته برابر یا کمتر از مقدار واحد را نتیجه می دهد . در موتورهای واقعی ، نسبت دانسیته از ۱/۸ بزرگتر است که ناشیی از نسبت دمای بزرگ بین جریان گاز و هوای خنک کاری است .

نسبت دانسیته خنک کن به جریان اصلی یک عامل مهم است . از آنجایی که نسبت دانسیته افزایش یافته است ، کارآیی خنک کاری لایه همچنین افزایش یافته است . فیزیک فرآیند آنچنان است که انتقال حرارت زیر لایه کاهش یافته است همچنان که نسبت دانسیته برای همان نسبت دمای گاز بخ خنک کن افزایش یافته است .

انحنای سطح

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

کجی (انحنا) نقش مهمی را در رسیدن به کارآیی مورد نیاز خنک کاری لایه باری می کند . برای همان نرخ وزش (۵٪ = M) کارآیی طرف فشار برای یک سطح مسطح معادل ، با بالا بردن تا ۱۰۰٪ نسبت به آن بالاتر است . بر روی سمت فشاری کارآیی خنک کاری تا حوالی ۵۰٪ کاهش یافته است

اثر برای تمام نسبت های دانسیته خنک کن به گاز واضح است . انحنای مشاهده شده بر کارآیی خنک کاری لایه اثر می گذارد و به تعادل نیروهای اعمالی بر فواره سیال تزریق شده با فشار استاتیکی و نیروی گریز از مرکز در طول مسیر فواره تزریق شده نسبت داده شده بود . این نیروها برای فواره های دارای اندازه حرکت کم نشان داده شده اند و بر فواره تزریق شده در جهتی که فواره را به طرف سطح سمت مکش حرکت می دهد و از سطح سمت فشار دور می کند ، کار می کنند .

برای فواره های دارای مومنتوم بالا عکس ایم رخ می دهد . ای این روی برای فواره های با مومنتوم (اندازه حرکت) کم روند عمومی برای کار آیی خنک کاری لایه در روی سمت فشاری کم در روی سمت مکش نسبت به سطح مسطح بالا می باشد . این رویه ها برای فواره های دارای مومنتوم بالا معکوس می باشند . فرضیه سطح مکش مقدار محدود ویژه ای را از خود نشان داده است که بوسیله تخلیه هوا بوجود آمده و با فرضیه سطح مسطح مشاهده شده است .

پس به وضوح برای طراح خنک کاری توربین لازم است که فرضیه اساسی کفایت کننده ای را یا روشهای عددی تنظیم شده مناسبی را در نظر بگیرد تا اینکه قادر به تخمین اثر خنک کاری لایه حین فرایند طراحی باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

گرادیان فشار

فرضیه های بسیار کم اهمیتی می باشند که اثر گرادیان فشار بر عملکرد خنک کاری لایه تشریح می کنند . اثرش به طور عمومی با انحنای سطح وقتی که ایرفویلها تحت شرایط شبیه سازی شده جریان اصلی آزمایش شده اند ، آمیخته شده است . دراین موقعیت جداسازی دو اثر با مناسب مشترک امکان پذیر نیست . اگر چه به طور کلی درک شده است که هم گرادیان های فشاری دلخواه (شتاب دار) وهم مخالف (کاهنده) جریان اصلی می توانند تنزل کیفی کارآیی خنک کاری لایه را سبب شوند ، تا جایی که با آن برای جریان صفر گرادیان فشاری جریان اصلی (سرعت ثابت) مقایسه شده اند .

اغتشاش جریان اصلی

مطالعات اولیه بر خنک کاری لایه تحت شرایط اغتشاش جریان آزاد شکل گرفته است . در یک توربین گاز واقعی ، اغتشاش تجربی ایرفویلها که توسط (احتراق کننده) مشعل تولید شده است به همان خوبی اثر بلند شدن ناپایدار تولید شده توسط جریان بالادست لبه حمله ایرفویل می باشد . این اثرات در سالهای اخیر بیشتر مورد توجه واقع شده است چونکه نتایج بدست آمده تحت شرایط اغتشاش کم ممکن است که به پیش بینی بسیار کاملی از اثرات خنک کاری لایه منجر شود . اغتشاش جریان آزاد و بلند شدگی ناپایدار ممکن است که پوشش لایه روی سطح را تخریب کند که ناشیی از

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

ترکیب بیشتر جریان خنک کن تزریق شده با جریان اصلی می باشد که کارآیی کاهش یافته خنک کاری لایه را نتیجه می دهد . علاوه بر اغتشاش جریان آزاد و بلند شدگی ناپایدار ممکن است که ضرایب انتقال حرارت افزایش یابند که سبب افزایش بیشتر انتقال حرارت به سطح می شود . فرضیه تجربی نشان داده است که اغتشاش افزایش یافته جریان اصلی کارآیی لایه ها را کاهش داده است که اغلب به نرخ وزش وابسته است . نرخ مطلوب وزش برای مراحل اغتشاش بالا نسبت به آنچه که برای مراحل اغتشاش کم (پائین) گزارش شده است بالاتر و در نوسان بیشتری می باشد . فرضیه نشان می دهد که کارآیی لایه برای نرخ وزش پائین به طور شگرفی درناحیه نزدیک به پاشش با افزایش اغتشاش جریان اصلی کاهش می یابد .

اثر نسبتهای بالا تر وزش کاهش یافته است . کارآیی جریان پائین دست پاشش ، کارآیی لایه با افزایش اغتشاش برای همه نسبتهای وزش تحقیق شده کاهش یافته است .

هنگام نگاه کردن به خنک کاری لایه ای یک ایرفویل باید بسیار دقت کرد که وجود یک حاشیه (لبه) کافی میان فشار داخلی – که هوای خنک کاری لایه را تدارک می بیند و فشار استاتیکی خارجی محلی در نقطه تزریق لایه حتمی است . که این از امکان هضم گاز داغ به سمت ایرفویل جلوگیری می کند . آن مقداری که به وسیله هوای لایه ، فشار را تهیه می کند / از فشار خروجی فراتر می رود که معمولاً ترجیح داده می شود تا به عنوان حاشیه جریان پشتی باشد . در میان اثرات مهم دیگر خنک کاری لایه که طراح باید ملاحظه کند تلفات اندازه حرکت مرتبط با ترکیب خنک کن با جریان اصلی و اثراتش بر عملکرد آیرودینامیکی توربین می باشد . درنظر گرفتن ترکیب بر هم کنش خنک کاری لایه با جریان اصلی و تعداد زیادی از عوامل تاثیر گذار بر کاآیی خنک کاری لایه فرضیه

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

خنک کاری لایه ای ایرفویل توربین را در جریان آبشاری که در آن هندسه عدد رینولدز ،عدد ماخ ، دانسیته خنک کن به جریان اصلی و نسبتهای دمایی واغتشاش جریان اصلی همگی به طور خیلی نزدیکی به شرایط طراحی موتور شبیه سازی شده اند . مقاله موجود می تواند برای راهنمایی در این آزمایشها مورد استفاده قرار بگیرد .

شکافهای خنک کاری لایه

شکافهای سمت فشاری لبه فرار اغلب اوقات پرش لبه فراررا جابجا می کند که بیشترین کاربرد معمول شکاف ها ((که اغلب به صورت شکاف های جیل شکل یافته اند) است .

آنها ارتقایی رادر بازده آیرودینامیکی توربین با کاهش ضخامت لبه فرار فراهم می کنند . اگر چه افزایش جریان خنک کاری برای شکاف های سمت فشاری مورد نیاز است تا به همان دمای فلزی برسد ، کاهش در ضخامت لبه فرار پیشرفت خالص را در عملکرد بوجود می آورد . با این آرایش دمای ناحیه لبه فرار به طور خیلی حتمی به ضریب انتقال حرارت و کارآیی ناحیه جریان پایین دست خروجی شکاف وابسته است . مقدار قابل توجهی از کار آزمایش مقدماتی خنک کاری لایه با استفاده از آرایش های دو بعدی شکاف شکل گرفته است . تعدادی از این تحقیقات با جزئیات مبسوطی از تحلیلهای بیشتر اظهارات تجربی برای کار آیی خنک کاری لایه ای شکاف با به کارگیری مدل های غوطه وری حرارتی برای تزریق خنک کاری لایه ای سیال غیر قابل تراکم دو بعدی توسعه یافته است

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

معادله گسترده به وسیله این کار :

$$\eta c = ۱/۵۳/\{۱ + ۰/۳۲۹ \mathrm{Re}_{S}^{۰/۲} [X/(MS)]_{k}^{-۰/۸}\}$$

که در آن $\Rightarrow K = ۱ + ۱/۵ \times ۱۰^{-۴} \mathrm{Re}_s SinB$

عدد رینولدز شکاف $\Rightarrow \mathrm{Re}_s = Ms/[$

رابطه بالا به عنوان یک رابطه کلی خنک کاری لایه ای شکاف توصیه شده است .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

انبارش (ذخیره) لایه

برای اغلب طراحی های خنک کاری ایرفویل توربین با درجه حرارت بالا طرح های خنک کاری لایه ای به خوبی بر روی لبه حمله هم در امتداد سطح فشاری و هم در امتداد سطح مکش بـه کـار گرفتـه شده اند . این مساله به خاطر آن است که لایه خنک کن باید جهت تخریب لایه در فواصل معین تجدید شده باشد و با ترکیب شدن با جریان گاز داغ ، دمای دیـواره آدیاباتیـک را بـه دمـای جریـان گـاز برگرداند . در این موقعیت که در آن ۲ یا تعداد بیشتری ردیف لایه بر روی یک سطح ایرفویل تـدارک دیده شده است که لازم است قادر باشد اثرات ترکیبی این لایه ها را تخمین بزند . معادلـه زیـر بـرای کارآیی کل خنک کاری لایه برای مصرفی که در آن اثر افزایند ه خنک کاری لایه منظور شده ، توصیه شده است .

$$\eta_f = \eta_1 + \eta_2(1-\eta_1) + \eta_3(1-\eta_1)(1-\eta_2) + \ldots\ldots\ldots + \eta_\eta(1-\eta_1)(1-\eta_2)(\ldots..)(1-\eta_n)$$

که درآن تعداد ردیف های لایه می باشد . این مدل سوپر پوزیشن (جمع آثار) ساده بر اساس فرضـیه ای است که کارآیی ذخیره لایه که ناشیی از ردیف های چند گانه حفره ها می باشد می تواند ازداده یا رابطه ای برای ردیفی تک از حفره ها نشان داده شود ، از مفهومی مشتق شـده اسـت کـه دمـای گـاز

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

مصرفی ، جریان پایین دست مؤثر لایه مکان تزریق را تعیین کند و باید دمای لایه آدیاباتیک ناشیی از تمامی تزریق های جریان بالا دست آن مکان باشد . مقایسه صنعتی این روش با فرضیه چند ردیفه به طور کلی توافق خوبی نشان داده است . معادله سوپرپوزیشن برای ردیف چندگانه حفره های تزریق سراسر سطح مکش ایرفویلی پیشتر مطالعه شده است . یک توافق خوب میان کارآیی کل خنک کاری لایه ای پیش بینی شده و کارآیی کل خنک کاری لایه ای اندازه گیری شده در تعدادی از تحقیقات نشان داده شده است . باید توجه شود که معادله بالا یک دمای تزریق لایه ثابتی را برای هر ردیفی از حفره ها فرض می کند . در برخی موارد این فرض ممکن است قابل قبول باشد ، هر چند که اگر نوسان زیادی در دمای تزریق لایه از ردیفی دیگر باشد ، آنگاه معادله برای کارآیی کلی لایه نیاز دارد تا تغییر کند .

اثر پرش هوای خنک کاری لایه بر انتقال حرارت سطحی

کاربرد خنک کاری لایه جهت طراحی یک ایرفول به پیش بینی دقیقی از کارآیی خنک کاری لایه و ضریب انتقال حرارت زیر لایه نیازدارد . اکثر طراحی های خنک کاری لایه بر اساس فرضیه ال است که انتقال حرارت به سطح خنک کاری شده لایه با به کارگیری ضریب انتقال حرارت سطح بدون تزریق در تلفیق اختلاف دمای میان دیواره آدیاباتیک با تزریق و دمای واقعی دیواره می تواند به طور تقریبی کاملاً کافی باشد . این تقریب برای تزریق شکاف در نرخ های پائین وزش خوب است . برای نرخ های بالا تر وزش ($M>1$) و برای تزریق ردیفی حفره تحقیقات نشان داده است که ضریب انتقال حرارت نسبت به حالت بدون تزریق به ویژه در ناحیه نزدیک به نقطه تزریق بالاتر است .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

اگر چه این اثر افزایش انتقال حرارت بوسیله تزریق لایه در جریان پائین دست دور از نقطه تزریق مشاهده نشده است . ضریب انتقال حرارت زیر لایه تزریق شده که به کارآیی لایه شبیه می باشد تابع عوامل بیشتری غیر از نرخ وزش است . که هندسه ، گرادیان فشار ، نسبت دانسیته ، اغتشاش و غیره را شامل می شود .

انتشارخنک کاری دیواره انتهایی

اکسیداسیون دمای بالای دیواره انتهایی یا (خورندگی داغ) به عنوان یکی از عواملی که عمر بخش داغ یک توربین را محدود می کند شناخته شده است . نا همواری سطح از این اکسیداسیون نتیجه می شود که به انتقال حرارت افزایش یافته موضعی و اتلاف پرشتاب ماده که ناشی از اکسیداسیون است ، منجر می شود .

پدیده پیچیده جریان ثانویه و ضرایب بالای انتقال حرارت موضعی نزدیک دیواره انتهایی عوامل مهمی در آسیب اکسیداسیونی در نظر گرفته شده اند .

خنک کاری موثر این مناطق به طور حتمی برای توربینهای گازی پیشرفته مورد نیاز است.

تحقیقات بی شماری در زمینه /انتقال حرارت به ناحیه دیواره انتهایی پرده در مقالات گزارش شده است . شارما و همکاران نتایج محاسبه سه بعدی لایه مرزی را با نتایج تجربی نزدیک توپی و دیواره های انتهایی نوک برای یک نسبت کم پره توربین مقایسه کرده اند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

توافق خوبی با اندازه گیری دیواره انتهایی نزدیک سطح مکشی و در فاصله میانی صورت گرفته است ، اما آنها تحت تدثیر پیش بینی مقادیر انتقال حرارت نزدیک سطح فشار برای هر دو مورد می باشند .

آیرودینامیک دی/واره انتهایی و انتقال حرارت با جریان ثانویه غالب شده اند . پدیده دینامیک سیال در شکل ۱۴ نشان داده شده است . تصویر جریان نشان می دهد که لایه مرزی داخلی به سمت طرف مکشی مجرا به علت گرادیان فشاری پره کج شده است . از آنجایی که لایه مرزی دیواره انتهایی به طرف سمت مکشی کج شده است ، یک لایه مرزی جدید جریان پایین دست خط جدایی را شکل داده است و یک ناحیه با انتقال حرارت بالا را بوجود می آورد .

تعدادی از محققان پدیده آبشار های خطی را به اثبات رسانیده اند . شکل ۱۵ پیکره خنک کاری لایه ای را نشان می دهد که بوسیله هاراسگاما و برتون به بهره برداری رسیده اند .

[۴۹ و ۴۸] . حفره های خنک کاری لایه در طول یک خط ماخ ثابت تخمینی (فشار ثابت) به منظور رسیدن به یک نسبت شار یکنواخت اندازه حرکت (و نرخ وزش) در طول کل سکو قرار گرفته اند .

یک کاهش شدید در کارآیی ، از سمت مکش به سمت فشاری به خوبی کاهش کارآیی مورد نظر در جهت جریان می باشد . کارآیی سمت فشاری معمولاً نسبت به مقدار مکش برای نسبت پایین ۱۵×۲۰٪ و برای ۱۵× بزرگ ۷۵٪ کمتر است که از کج بودن لایه به طرف سمت مکشی ناشی می شود .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

در مورد تیغه های توربین ، همچنین /انتقال حرارت دیواره انتهایی به طور خیلی قاطعی بـه گرادیـان فشاری سمت دهانه وابسته است . فرضیه انتقـال حـرارت دیـواره هـای انتهـایی داخلـی و خـارجی آبشارهای حلقوی در وضعیتهای موجود موتور نشان داده است که تفاوتت دارد .

(هاراسگاما و ودلیک ، آرتس و هیدر) [۵۱ و ۵۰] همچنین نتیجه داده است که انتقال حرارت به عدد ماخ کارکرد و عدد رینولدز وابسته است . تفاوت های مشاهده شده با تغییرات توزیـع فشـار در جهت دهانه ، شرایط لایه مرزی ورودی و بارداری تیغه به تیغه توربین مرتبط است بدست آمده است که نتایج فرضیه انتقال حرارت آبشار حلقوی به خوبی نشان دهنده یک موتـور واقعـی مـی باشـند و می توانند به عنوان پایه ای برای طراحی خنک کاری به کار روند . در اعداد رینولدز بالاتر یک ناحیه انتقال حرارت بالا به جریان بالا دست لبه فرار در امتداد دیواره انتهایی داخلی می رود و در میان های

مکشی و فشاری تمرکز یافته است . برای دیواره انتهایی بیرون معمولاً انتقال حـرارت بـالایی نزدیـک سمت فشاری یافت می شود که به لبه فرار نزدیکتر است .

در Re کم و همچنین در نزدیکی سمت فشاری ناحیه انتقال حرارت بالا به سـمت لبـه فـرار حرکـت می کند . اثر عدد ماخ به طور چشمگیری کمتر از عدد رینولدز بدست آمده است . تکنیک های خنک کاری برای دیواره های انتهایی نازل به کار رفته اند : خنک کاری کنوکسیونی سمت پشتی (اغلب بـه

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

صورت تصادمی) و خنک کاری لایه ، تلفات زیاد فشار مرتبط با خنک کاری تصادمی سمت پشتی معمولاً ترکیبش با خنک کاری لایه نقاط جریان بالا دست نزدیک لبه حمله دیواره انتهایی را منظور نمی کند .

که به تخلیه هوای خنک کاری بیشتر جریان پایینی دست نیاز دارد پنالتی های عملکردی بیشتری را موجب می شود . اثر منفی مشابه زمانی که خنک کاری لایه در نزدیک دیواره انتهایی ، بعد از گلوگاه نازل بوجود آمده است ، مشاهده است .

خنک کاری تیغه توربین

علاوه بر اینکه تیغه های توربین در بارهای آیرودینامیکی و حرارتی کار می کنند ، در تنشهای بسیار بالای داخلی نیز عمل می کنند . عمر خزشی و گسیختگی مواد تیغه در دماهای قطعی می باشد که اغلب عمر کل موتور را تعریف می کند .

حساسیت مربوط به تیغه تشریح می کند که باید در طراحی خنک کاری تیغه نکته ای مورد توجه قرار بگیرد که جهت افزایش مداوم دمای ورودی روتور توربین (TRIT) مورد نیاز است .

به طور مشابه برای پره های نازل ، شکل یک تیغه توربینی که برای عملکرد بهتر آیرودینامیکی انتخاب شده است اغلب مورد توافق بوده است تا مورد قبول نقطه معیار طراحی خنک کاری باشد .

اضطراری مرتبط با خنک کاری تیغه ها پیشرفته که به مقدار زیاد بارگذاری شده اند و یک جریان اصلی بزرگ دارند که زاویه را تغییر می دهد ، ممکن است که به توزیع مجدد ضرایب انتقال حرارت خارجی نیاز داشته باشند که قطر بزرگی از لبه حمله ، تغییرات در توزیع سرعت و شکل ایرفویل و

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

شکل ۱۶ تکامل این تغییرات را از یک تیغه ابتدایی با طراحی از خنک کاری ساده را نشان می دهد (a) تا خنک کاری داخلی پیشرفته تر بیشتری با یک خنک کاری لایه نا چیز فراهم (b) و در نهایت اینکه خنک کاری پیشرفته پوششی تماماً لایه به کارآیی خنک کاری تعرقی نزدیک گردد .

آیرودینامیک خنک کاری داخلی تیغه روتور و جریانهای گازی خروجی از آنچه که از پره نازلی که ناشی از حضور نیروهای دوار می باشد متفاوت است ، ناپایداری از پره های نازل جریان بالا دست و اثرات سه بعدی اعلام شده در طول سطح تیغه و به ویژه بر روی سمت فشار و حوالی نوک تیغه بر می خیزد . روشهای خنک کاری تیغه معمولاً از روشهای خنک کاری پره نمازل متفاوتند . پنالتی های عملکردی بسیار بالا که مرتبط با خنک کاری تیغه است با خنک کاری نازل جریان بالا دست مقایسه شده است که محدودیت بسیاری را بر تنظیم جریان خنک کاری تیغه وضع می کند . به علت دوران تیغه دمای گازی جریان اصلی در جهت مماس میانگین شده است ، بنا بر این فقط تیغه در معرض اختلاف دمای شعاعی مشعل (پروفیل دمای شعاعی) قرار می گیرد . به این دلیل تیغه ها همان پروفیل شعاعی ای کار می کنند که در آن قله (ماکزیمم) کمتر از پره ها است . به علت دوران ، فقط سرعت نسبی جریان اصلی بر دمای گازی نسبی کل (Trel) به طور نسبی به صورت $(V^2abs - V^2rel)$ است .

اثرات دوارنی و سه بعدی بر انتقال حرارت تیغه

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

نیروهای دورانی

نیروهای جسمی موجب دوران دو اثری را رشد می دهند که برای تأثیرشان بر انتقال حرارت باید در مجاری خنک کن تیغه های توربین در نظر گرفته شده باشند . اینها اثر کنوکسیون آزاد یا شناوری و اثر کریولیس می باشند . گواه اینکه این اثرات ممکن است که از یک سری متغیرهای درخوراهمیتی بدست آمده باشند که از مقیاس اهمیت نیروی جسمی عامل دوارن و نیروی اینرس جریانهای خنک کن مجرای عبور مشتق شده اند .

معمول است که در تحقیقات تجربی به جریان سیال در یک تیغه دورانی بوسیله یک عدد شناوری (نسبت نیروهای کریولیس به نیروهای لختی) و عدد رینولدز ماهیت داده شود . نقطه مقابل متغیر Ro عدد راسبی Ros (نسبت نیروهای لختی به کریولیس) می باشد . این متغیرها می توانند .

در چندید روش توصیف شده باشند ، امام معمولاً به شرحح زیر بیان شده اند .

که در آن : $Ros = 1/Ro$ و $Ro = Wb / U$ ؛ $Bo = Gr / R^2 e$

W= سرعت زاویه ای و ارتفاع مجرا $b =$ و سرعت متوسط سیال در مجرا $U =$ اثرات شناوری وقتی که بزرگی عدد شناوری در حدود واحد یا بزرگتر است اهمیت می یابند . به طور کلی اثرات شناوری در کاربرد مجرای خنک کن تیغه توربینی با فشار بالا کوچک یا نا چیز شمرده شده اند .

نتایج تحقیقات اثرات نیروی کریولیس بر جریان مجاری شعاعی دوار را نشان داده است اگر چه در مقادیر نسبتاً کم عدد دوران $Ro \approx 1\%$ ، اثرات بزرگی بر دیواره و ساختار اغتشاش جریان ممکن است که رخ دهد . نیروهای کریولیس در مجاری جریان شعاعی ، گرادیان فشار عرضی را در کانال موجب می شوند و تا جریان ثانویه گسترش می یابند . بیشترین اندازه گیری های انتقال حرارت

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

میانگین محدود شده اند . در کاربردهای تیغه توربین به علت تغییرات بسیار شار حرارتی محاسبات بر اساس ضرایب انتقال حرارت میانگین ممکن است که کافی نباشد به ویژه وقتی که این تغییرات ، بزرگ می باشند . عدد دوران Ro = ۵٪ معمولاً در کاربردهای مجاری خنک کاری تیغه توربین به کار می رود . بر این اساس انتظار می رود که اثرات بزرگ کریولیس ممکن است که به خطاهای بزرگی منجر شوند . در طول دهه گذشته تعدادی از تحقیقات انتقال برای اعداد Ro واقعی در کانالهای دوار شکل گرفته اند که مجاری خنک کاری تیغه توربین را شبیه سازی می کنند .

از آنجایی که انتظار می رفت افزایش قابل توجه انتقال حرارت نزدیک از آنجایی که انتظار می رفت افزایش قابل توجه انتقال حرارت نزدیک سمت فشار دیواره و کاهش انتقال حرارت مجاور سمت مکش به عنوان نتیجه نیروهای کریولیس مشاهده شده است .

اثرات سه بعدی

ماهیت جریانن سه بعدی در یک محیط آبشار به خوبی درک شده است و توافق خوبی بین محققات در ملاحظه ساختار اصلی سیال صورت گرفته است . اندازه گیریهای تجربی اخیر پیشنهاد داده اند که بازده محلی از افزایش سکوی نوک سمت فشار که می تواند زیاد باشد ، بدست آید ، تعدادی از تحقیقات فاش کرده اند که جریان ثانویه قابل ملاحظه ای به خصوص بین لبه حمله و حدود ۳۰٪ وتر محوری وجود دارد که به سمت ناحیه نوک هدایت شده است . توسط درینگ و جاسلین به عنوان یک گرداب نسبی که سیال را به سمت نوک تیغه حمل می کند ، توضیح داده شده است . یک پدیده ساده فیزیکی است که در آن سرعت جریان ثانویه به طور موضعی بر جریان اصلی غالب می شود چونکه در این

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

ناحیه تیغه ، اعداد ماخ محوری کاملاً کم هستند ($Mach \leq ۰/۳$) جریان ثانویه می تواند کمی انتقال حرارت بیشتری را با کج نزدیک دیواره نتیجه دهد . یکی از اثرات بزرگ جریان روتور توزیع مجدد پروفیل شعاعی دمای ورودی در طول ورودی تیغه است .

همچنین اثر و محیطی نا پایداری محیطی نا پایدار وجود دارد که توسط مشعل ها تولید شده است .مشاهده شده است که جریان ثانویه درون مجرا می تواند ناشی از توزیع دما افزایش یافته باشد . از آنجایی که تیغه روتور از میان خط داغ مشعل عبور می کند، جریان درون مجرای تیغه از نظر چگالی طبقه بندی می شود و ورتیسیته ثانویه اضافی و تغییرات به قوع پیوسته را تحمل می کند .

از آنجاییکه گاز داغ به لبه حمله تیغه می رسد و به سطح مکش می رود و به شکاف نوک نفوذ می کند ، توزیع متناسب عدد ماخ سرعتهای کاملاً بالایی را در ناحیه شکاف نوک نتیجه می دهد که متقابلاً تنش برش بالا و انتقال حرارت را در شکاف نوک تیغه بوجود می آورد .

پروفیل شعاعی دمای گاز

به علت توزیع معمول نیروهای گرز از مرکز در امتداد ارتفاع تیغه حداکثرش انتهایی و حداقل اش در نوک ، افت دمای گاز به سمت سکوی تیغه ، لازم است تا به عمر خزش – گسیختگی یکنواخت در امتداد ارتفاع تیغه برسد . به علاوه خواص مواد تیغه معمولاً دمای فلزی بسیار بالاتری را نسبت به ساختار اطراف انتهای دیواره تحمل می کند :

دیسک توربین زیر سکو و اجزای استاتور که لقی شعاعی بین روتور و استاتور را شکل می دهند به این دلایل پروفیل دمای شعاعی ورودی تیغه به سمت دیواره های انتهایی یا دماهای حداکثر به طور

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

معمول بین ۵۰٪ تا ۷۰٪ ارتفاع تیغه ، کج شده بودند . این پروفیل دمای شعاعی در مشعل شکل گرفته بود و اثرات هوای خنک کاری را شامل می شد که جریان بالا دست اصلی جریان گاز تیغه را بعد از خنک کاری نازل (شیپوره) و دیواره ها ، پره ها و دیسک پیشین (جلویی) داخل می کند . هوای خنک کاری تخلیه شده از جمریان بالا دست لبه فرار پره معمولاً دستخوش ترکیب یکنواخت محیطی نمی گردد و اغلب به سمت نوک تیغه ای در سمت مکش کج می شود .

اندازه گیریهای واقعی در موتورها و پیش بینی های تحلیلی نشان داده اند که پروفیل دمای شعاعی ورودی در امتداد مسیر گازی معمولاً به سمت شعاع بیرونی بیشتر کج می شوند که چالشهای زیادی را برای خنک کاری قسمتهای نوک تیغه ها به سمت لبه های فرار بوجود می آورند .

اثرات نا پایداری

بر هم کنش نا پایدار بین استاتور و جریان پایین دست روتور تأثیر بزرگی بر انتقال حرارت دارد . سنجش حرارت برای یک مرحله کامل روتور توربین در ابتدا بوسیله دان و همکارانش گزارش شده بود . مطالعه آنها نشان داده است که فرازهای از پره های بالا دست جریان ، افزایش متناوبی را در انتقال حرارت روی سطوح تیغه روتور موجب می شوند .

بالاترین افزایش انتقال حرارت می تواند به طور عمده ای در نزدیکی لبه و فقط در اطراف اولین بخش سطح مکشی مشاهده شود . جریان پایین دست دورتر سطح مکش افزایش انتقال حرارت به سرعت کاهش می یابد . روی سطح فشاری ، افزایش انتقال حرارت همه روشها را ملزم به بازگشت به لبه فرار می کند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

اگر چه این افزایش نزدیک ناحیه لبه حمله تا ۲۰٪ بالا می رود ، وتر محوری به بلندی آنچه که در سطح مکشی است نمی باشد .

سنجش های بعدی انتقال حرارت و آیرودینامیک بر روی یک توربین در حال دوران توسط هودسون بیان شده اند ، از آنجایی که از پره های جریان بالا دست بر می خیزند و در امتداد مجرای تیغه روتور عبور می کنند ، نشان داده اند که لایه مرزی تیغه روتور دستخوش انتقالی از جریان آرام به متلاطم می شود ، که افزایش تنش برش و اتلاف آیرودینامیکی را نتیجه می دهد .

همچنین انتظار می رود که انتقال حرارت را افزایش دهد . تعدادی از تحقیقات نشان داده اند که افزایش متناوبی در انتقال حرارت سمت های فشاری و مکش یک تیغه وجود دارد . اندازه گیری هایی که هر چند در یک مرحله اغتشاشی پایین (۴٪) بوجود آمده اند نشان داده اند که شبکه متلاطم شبیه سازی شده که متحرک است تحرکاتی را ایجاد می کند و باعث افزایش انتقال حرارت می شود . معمولاً افزایش بر سمت فشاری از آنچه که بر سمت مکش است ، بیشتر می باشد . در یک آزمایش مشابه دولنکف و همکارانش اثرات مشابه روی انتقال حرارت زمان متوسط را برای فرار جریان جانسون و همکارانش برای مورد امواج ضربه ای پره ها جریان بالا دست که به سطح تیغه روتور برخورد می کنند نشان داده شده اند . این پدیده اخیراً توسط ابهری و همکارانش در عین اینکه مدلهای عدد جامعی را به کار می برد ، مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته بود .

تکنیک های خنک کاری داخلی تیغه

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

تیغه توربین حیاتی ترین قطعه برای پایداری موتور می باشد چونکه بارگرمایی اش با نیروهای دینامیکی و لختی بزرگی ترکیب شده است . به منظور رسیدن به قابلیت دمای فلزی بالک در حدود

۱۵۰۰^{Of}

به ویژگیهای عمر خزش – گسیختگی برای الیاژهای تیغه پیشرفته نیاز می باشد . تکنیک های خنک کاری تیغه با کارآیی بالا برای دوره پایداری طولانی مدت ضروری می باشند .

برای نگهداری دمای فلزی بالک در یک TRIT ۲۲۰۰ درجه فارنهایت و دمای تخلیه کمپرسور ۸۴۰ درجه فارنهایت ، متغیر کارآیی خنک کاری مورد نیاز از آنجایی که پائینی تر از حد تعریف شده است به طور تقریبی برابر ۵٪ می باشد .

$$\eta_c = (T\infty - Tm)(T\infty - Tc)$$

اگر چه برای طراحی های خنک کاری پیشرفته که از خنک کاری لایه استفاده می کنند استفاده مفید از هوا بوسیله خنک کاری کنوکسیونی داخلی پیش از آنکه به عنوان لایه مطرح باشد ، به عنوان بخش مهمی از طراحی کلی می باشد . تعدادی از تغییرات بر ساختار داخلی مجاری خنک کاری تسغه می باشند . این تغییرات معمولاً شیارها ، شیارهای مورب ، شیارهای نا صاف و غیره را شامل می شوند . و طراحی شده اند تا لایه مرزی داخلی را به اغتشاش بکشانند ، به منظور اینکه ظرفیت خنک کاری داخلی را بالاتر از آنچه که برای لایه مرزی آرام دیواره صاف خواهد بود ، افزایش دهند .

بر اساس آزمایش موتور ، طراحان معمولاً می توانند انتقال حرارت داخلی را تخمین بزنند که روابط جریان لوله استاندارد را به کار می برند و یک عامل آزمایش را به این روابط می افزایند .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

اگرچه در مورد تیغه داغ توربین که در حال گردش است نیروهای شناوری و کریولیس از آنجاییکه بیشتر تعریف شده اند . گرداب های (ورتیسه های) جریان ثانویه ای را شمال می شوند که بارهای گرمایی متفاوتی را بر دیواره های داخلی مختلف نتیجه می دهد که جهتشان وابسته اند.

ترکیبی از نیروهای کریولیس ، نیروهای غوطه وری (شناوری) و کنوکسیونی اعمالی ، انتقال حرارت داخلی را تعیین می کند . برای این مورد ، کار معمول بین طراحان تا به الآن استفاده از فرضیه اساس موجود برای ایرفویل بدون چرخش و معرفی عوامل افزایش جهت تصحیح اثر چرخشی می باشند . برای ۸ تا ۱۰ سال گذشته ، آزمایشها برای تکمیل فرضیه غیر چرخشی موجود و تدوین بینشی برای انتقال حرارت داخلی تیغه توربین طراحی شده بودند .

به طور کلی بین کمیته تحقیق موافقت شده است که آزمایشها برای تولید کاربرد فرضیه تیغه ای طراحی شده اند که باید بگردد تا نیروهای کریولیس مناسب تولید و همچنین باید گرم شود تا نیروهای غوطه وری مناسبی تولید کند . برای این کاربردها (سیستم های خنک کاری حلقه بسته) ، گاز خنک کن (یا مایع) به مجاری داخلی تیغه محدود شده است و به سمت جریان اصلی تخلیه نشده است ، بنا بر این از پنالتی های عملکردی مرتبط خودداری می کند . در مورد توربین های صنعتی بزرگ تولید توان ، متوسط خنک کاری انتخابی گاهی اوقات بخار یا آب است . برخی موتورهای توربین گازی باپیشرانش پیشرفته ازمایش ، لوله گرمایی فلزات مایع (سدیم یا یدسم – پتاسیم) را به کار برده بودند که حالت خنک کن را از جامد به مایع در یک چرخه حلقه تبدیل کرده اند . یکی از مزایای تکنیک لوله گرم این است که به هوای کمپرسور وابستگی اما حالتی را که مایعی را تغییر می دهد به کار می برد ، از آنجاییکه غوطه وری حرارتی با کندانسور پیوند خورده است تا حرارت جذب شده را

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

انتقال دهد . اگر چه بخش زیر در ابتدا به تیغه ها پرداخته است اما بسیاری از مقاله ها نیز یافت می شوند که هم به پره ها و هم به تیغه ها می پردازند

مجاری صاف داخلی

به طور کلی تکنیک های خنک کاری کنوکسیونی تیغه ای می توانند به شرح زیر تقسیم بندی شوند :

- طرح هایی که حفره های شعاعی در راستای مستقیم یا کانالهایی را به کار می برند که احتمالاً متصل شده باشند تا چندراهه هایی یا سیستم هایی را که در آن هوا از میان تیغه / پره چندین بار قبل از خروج عبور می کند را شکل دهند .
- طرح هایی که افزایش انتقال حرارت وسیله شیارها (ریب ها) دیمپل ها ، قالب ها و فین های سوزنی شکل یا ابزار مشابه را شامل می شوند تا سطح خنک کاری شده را گسترش دهند و اغتشاش را ارتقاء دهند .
- طرح هایی که خنک کاری برخوردی (تصادمی) را به کار می برند تا به طور تنگاتنگی خنک کاری را با بارهای گرمایی خروجی جفت کنند .
- طرح های خنک کاری گردابی (پیچشی) از افزایش انتقال حرارت ناشی از نیروی گریز از مرکز نیرومند تیغه که ابتدا برای لبه های حمله ایجاد شده است ، بهره برداری می کند .

از آنجایی که مرحله خنک کاری کنوکسیونی داخلی به فضای سطح مجرای خنک کاری داخلی وابسته است و ضریب انتقال کنوکسیونی در سراسر این فضا در نظر گرفته می شود ، هر دوی این متغیرها

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

باید برای یک طراحی خنک کاری موثر چ بالاترین باشند . برای همه سیستم های خنک کاری که تحت پوشش این دو گروه اول می باشند . به طور معمول مقطع عرضی جریان مجرای خنک کاری توانایی موثر کنترل عدد رینولدز محلی و ضریب انتقال حرارت محلی را بوجود می آورد

یک ایرفویل خنک کاری شده از طریق کنوکسیونی معمولاً هوایی را به کار می برد که در نوک یا ته (فقط برای پره ها) ایرفویل آورده شده است و بعد در انتهای دیگر ایرفویل یا در میان لبه حمله اش تخلیه شده است . خنک کاری داخلی یی که به طور مناسب طراحی شده ، کاملاً مثر می باشد و معمولاً در آن ترجیح داده می شود تا کارآیی خنک کاری مورد نیاز تأمین شود .

عموماً ساده ترین شکل سیستم خنک کاری داخلی در طراحی های ایرفویل به کار رفته است که از مجاری شعاعی صاف مدور ، بیضوی یا مقطع عرضی مثلثی تشکیل شده است .

متناسب شدن ظرفیت خنک کاری با بارگرمایی ایرفویل خارجی از ترکیب مناسب نرخ جریان خنک کاری و فضای مقطع عرضی مجرا بدست آمده است که بر سرعت هوای خنک کاری و ضریب انتقال حرارتی داخلی و فضای سطح خنک کاری تأثیر می گذارد .

جریان در مجاری خنک کاری ایرفویل مغشوش فرض شده است . برای این وضعیت ضریب انتقال حرارت دیواره صاف به صورت زیر داده شده است .

$$Nud = hd / Ke = o.o۲۳(Mcd /[)^{o.۸} (Taw / Tc)^{o.۸} ([cp / K)^{o.۳۳۳}$$

شیارها (ریب ها) / فین ها (طولی یا ورقه های زاویه دار گردند)

شیارها یا فین ها یک سری وسایل ساده را جهت افزایش عملکرد انتقال حرارت پیشنهاد می دهند .

وظیفه فین ها به طور اساس بر دو قسمت می باشد : اول جهت افزایش فضای سطح انتقال حرارت و

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

دوم جهت کاهش فضای جریان خنک کن ضریب انتقال حرارت داخلی را افزایش می دهد . اگر چه اشکال متعدد مفیدی از فین (ریب) وجود دارند ، اکثر ریب های طولی که در سیستمهای خنک کاری تیغه که داخل لوله را به کار می گیرند ، طول فین در امتداد پره ، موازی با جریان اصلی جهت داده شده است . در این کاربرد داخل لوله را به کار می گیرند ، طول فین در امتداد پره ، موازی با جریان اصلی جهت داده شده است .

در این کاربرد داخل لوله در مقابل فین ها موقعیت گرفته است . علاوه بر تأثیر فضای گشترده انتقال حرارت که بوسیله فین ها فراهم موقعیت گرفته است . علاوه بر تأثیر فضای گسترده انتقال حرارت که بوسیله فین ها فراهم شده است ، مقداری افت حرارتی به علت رسانایی گرمایی بین فین ها و لوله حاصل شده است . اگر چه به علت عدم قطعیت فضای تماحس فلزی ، چنین اثراتی به طور کلی در تحلیل در نظر گرفته نشده اند . ضریب انتقال حرارت برای مجاری خنک کاری با فین ها در برخی طرق برای مجاری دیواره صاف محاسبه شده است . اگر چه ویژگیهای انتقال حرارتی سطح گستره فین باید شرح داده شده باشد . ضرایب انتقال حرارت بر اساس فضای کلی قرار گرفته در معرض فین و پایه اش و دمای سطحی میانگین (متوسط) بازهم در معرض فین و پایه اش قرار گرفته باشد) می باشد در مدلسازی گرمایی فین ها هر یک از فین ها باید به طور فیزیکی مدل داده شوند یا کارآیی فین باید شرح داده شود . کارآیی انتقال حرارت یک فین بوسیله یک متغیر سنجیده می شود که بازده فین (ξ) نام دارد که به صورت

$$\xi = \frac{\text{انتقال حرارت واقعی از فین}}{\text{انتقال حرارت از فین اگر کل فین در دمای پایه اش باشد}}$$

تعریف شده است

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

جهت رسیدن به بازده یک سطح با فین ها ($\xi\varepsilon$) قسمت بدون فین سطح در راندمان ۱۰۰٪ با سطح فین ها در ($\xi\varepsilon$) ترکیب شده است یا :

$\xi\varepsilon = 1-(Af/A\varepsilon)(1-\varepsilon)$ که در آن Af و $A\varepsilon$ به ترتیب سطح انتقال حرارت فین ها و سطح کلی می باشند .

وقتی که ریب ها (پره ها) در یک زاویه به سمت جریان خنک کاری قرار گرفته اند ، آنها به عنوان اغتشاش گر (توربولاتور) کار می کنند و معمولاً به علت تأثیر لایه مرزی در حال گردش خنک کن ورقه های گردشی نامیده می شوند .

اکثر طراحی های خنک کاری که از اغتشاشگرها استفاده می کنند معمولاً به علت تأثیر لایه مرزی در حال گردش خنک کن ورقه های گردشی نامیده می شوند .

اکثر طراحی های خنک کاری که اغتشاشگرها را حمل می کنند ، که این به منظور حداقل رساندن حرارت زودرس به وسیله خنک کن و همچنین حداقل کردن گرادیان های حرارتی بین تیغه های عرضی ایرفویل و دیواره های سمت فشاری و مکش می باشد . این نوع هندسه همچنین افت فشار اصطکاکی کاهش یافته را موجب می شود تا جاییکه با کانال پر از اغتشاش هر یک از تأثیرات ورودی کانال خنک کاری باید با به کارگیری همان روش هندسه کانال صاف شرح داده شوند .

معمول ترین خنک کاری داخلی تیغه کاربرد جریان عرضی یا ریب های مورب است .

تنها تعداد کمی از تحقیقات اغتشاشگرهای مورب در مجاری خنک کاری دوار عنوان شده بودند .

رابطه زیر بر اساس فرضیه هان و پارک می باشد که می تواند برای هر دو اغتشاشگر ساده و مورب توصیه شده باشد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

برای دیواره های کاملاً اغتشاش (شکل ۱۷ فهرست را ببینید)

$$htdh / kf \operatorname{Re} dh \Pr / \{۲[(G - R)(f / ۲)^{۱/۲} = ۱]\}$$

که در آن :

تابع نا صافی انتقال حرارت

$$G = ۲.۲٤(\frac{W}{t})^{o.۱}(\operatorname{Re} e)^{o.۳٥}(\frac{\alpha / ۹۰}{۹۰})^{M}(P/e/۱۰)^{n}$$

W/t نسبت پهنای کانال به عمق کانال

عدد رینولدز نا صافی $\operatorname{Re}_{e}(e/dh)\operatorname{Re} dh(F/2)^{1/2}$

زاویه ریب حمله ، که به طور نسبی به جهت جریان تعریف شده است . = α

P/e = نسبت گام اغتشاشگر در سراسر ارتفاعاتش

M=o,n=o برای کانالهای راست گوش

] / [α /90)^2 R= [۱۲.۳ – ۳۷/o۷((P/e/۱۰)$^{o.35}$ []^{z} W/t) تابع زبری اصطکاکی ؛

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

برای $\alpha = 90^0$ ← $Z=0$ ، برای $\alpha = 90^0$ ← $Z = ۰/۳۵$ و همچنین اگر $\frac{w}{t} > ۲$ ، $\frac{w}{t} = ۲$ را به کار ببرید .

$$F=۲/\{R-۲.۵Ln[۲e/dh)\ (\ ۲w/(t+w)]\}-۲.۵\ \}^{۲}$$

برای دیواره های ترکیبی صاف / اغتشاش (St)

$$Hst = h+\ (\ W/+)\ (\ h-h+\ )$$

$$h+ = Fk\,\mathrm{Re}_{dh}/\{2\mathrm{dh}[(1.2G - R)(f/2)^{1/2} + 1]\}$$ که در آن

انتقال حرارت متوسط برای دیواره های صاف و اغتشاش می باشد .

محدودیت های کاربردی برای این روابط به صورت زیر می باشند .

$\mathrm{Re}_e \geq 50$

$30^o \leq \alpha \leq 90^o$

$\%21 \leq e/dh \leq \%78$

$10 \leq Ple \leq 20$

$1 \leq w/t \leq 4$

$8000 \leq \mathrm{Re}\,dh \leq 80000$

در ادامه تحقیقات جهت بهینه سازی طراحی اغتشاشگر ، دامنه هندس مورد آزمایش واقع شده بود .

ریب های متصل و منفصل (قطع شده) هم برای افزایش انتقال حرارت و هم برای تلفات فشار ارزیابی شده اند . مطالعه ای بر ویژگیهای انتقال حرارتی و اصطکاکی یک کانال مربع با ریب های منفصل

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

زاویه دار برای دو دیواره مقابل هم انجام شده است که با ریب های متصل ۹۰ درجه ای ، ریب های منفصل عرضی با زوایای 30^o ، 45^o ، 60^o نا صاف شده اند .

برای زوایای 45^o ، 60^o ، ریب های منفصل موازی ، انتقال حرارت بالاتر دیواره ریب دار انتقال حرارت کمتر دیواره صاف وا افت فشار کمتر کانال را نسبت به ریب های کاملاً موازی دارند .

ریب های منفصل ۶۰ درجه موازی بیشترین انتقال حرارت دیواره ریب دار را دارند و ریب های منفصل ۳۰ درجه موازی کمترین افت فشار را بوجود می آورند .

انتقال حرارت و افت فشار در موارد ریب منفصل و متصل زاویه دار عرضی همگی کمتر از آنان در مقایسه با موارد ریب زاویه دار موازی و ۹۰ درجه می باشند .

ردیف های عرضی ریب های زاویه دار هملکرد حرارتی کمی دارند و توصیه نمی شوند .

روابط عدد استانتون و عامل اصطکاکی برای طراحی خنک کاری توربین فراهم شده اند :

تلاش اخیر توسط هان ، تأثیرات ریب های با چیدمان متفاوت و جهت کانال بر انتقال حرارت برای یک کانال راست گوش با نسبت ظاهری پهنا به عمق در حدود ۲:۱ را مطالعه کرده است .

توزیع ضریب انتقال حرارت محلی در یک چار چوب دورانی با یک چار چوب ساکن متفاوت است.

الگوهای ضریب انتقال حرارت در شرایط جریان خارجی شعاعی و جریان داخلی شعاعی وابستگی متفاوتی را بر دوران نشان می دهند ، که این در حالت اولیه ناشی از نقض عمل نیروی کریولیس سیال در حالت حرکت در یک جریان چرخشی می باشد . نتایج این مطالعه اثر انتقال حرارت مشابه در یک کانال راست گوشه دوار دو مجرایی را تأیید می کنند ، تا جایی که در یک کانال مربع دورانی دو مجرایی از کار قبلی مشاهده شده است . به طور کلی سطوح نا صاف ریب در یک کانال راست

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

گوش مشابه سطوح صاف با افزایش سرعت دوران کار می کنند . اگر چه اهمیت ضریب انتقال حرارت متوسط در یک کانال راست گوش با دیواره ریب دار بالاتر از دیواره های صاف است . ریب ها در یک زاویه نسبت به جریان بالک افزایش بیشتر انتقال حرارت را موجب می شوند .

مطالعات گوش برای موارد دوار و غیره دوار تر است تا افزایش انتقال حرارت نسبت به یک ترکیب عرضی 45^o تأثیر جهت کانال بر انتقال حرارت نشان می دهد که یک جهت کانال 90^o تأثیر بیشتری بر سطوح حمله و فرار نسبت به یک جهت 135^o ناشی از دوران دارد .

اختلاف در نسبتهای عدد ناسلت بین سطوح فرار و حمله در یک کانال صاف در یک جهت کانال 135^o کوچکتر از یک جهت کانال 90^o می باشد . هان و همکارانش انتقال حرارت و عملکرد اصطکاکی یک کانال مربعی با ریب های زاویه دار موازی ، منقطع (عرضی) و به شکل V را مطالعه کرده اند . چیدمان ۹ ریب مورد آزمایش واقع شد : ریب 90^o ، ریب های موازی 60^o و 40^o ، ریب های عرضی (منقطع) 60^o و 40^o و ریب های V شکل و ریب موازی 65^o / 45^o و ریب عرضی 45^o / 60^o و ریب عرضی منقطع 90^o بهتر کارکرده است چیدمان V شکل 45^o / 60^o از لحاظ هندسی توصیه شده بود . باید دقت شود که تعدادی از اشکال قطعی هندسی توصیه شده ریب بالا ممکن است که برای هندسه مجرای خنک کاری به علت مشکلات ساختشان مناسب نباشند .

فین های سوزنی

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

روش کاربردی معمول جهت افزایش نرخ انتقال حرارت در مجاری خنک کاری ابرفویل به کارگیری فین های سوزنی یا پایه هایی در عرض مجرای جریان می باشد . این کار به سه روش صورت می گیرد:

۱- موانعی را در مسیر جریان خنک کاری بوجود می آورند که مرحله اغتشاش را به جهت افزایش انتقال حرارت ارتقاء می دهند .

۲- به عنوان سطح گسترده ای که نرخ انتقال حرارت بین دیواره مجرای خنک کاری و خنک کن را افزایش می دهند .

۳- یک مجرای رسانا بین دو دیواره مقابل به عم را جهت کاهش اختلاف دمای بین این دیواره ها به کار می گیرند و انسجام ساختاری ایرفویل را بهبود می بهشند .

کاربردهای معمول فین های سوزنی در طراحی های خنک کاری ایرفویل در باریکی به سمت مجاری خنک کاری لبه فرار یافت می شوندکه درآنها همچنین پین های(سوزن های)کاملاً بلند (یا پایه ها) انسجام ساختاری ایرفویل را بهبود می بخشند و مسیر سانای میان سمت های فشاری و مکشی را فراهم می کنند (شکا ۱۱و۱۸) به طور معمول فین های سوزنی یک نقطه معیار عملکرد خنک کاری مؤثرتر از اغتشاش گرها می باشد ، اما آنها افت فشار بالاتر قابل توجهی را شامل می شوند .

در مواردی که در آن افت فشار هوای خنک کاری موجود حداقل باشد . طراحی های فین سوزنی می توانند چالش برانگیز تر باشند . یا اینکه شاید امکان پذیر نباشند . فین های سوزنی به طور معمول

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

در کاربردهای خنک کاری توربین به کار می روند که به طور کلی ردیف های استوانه ای مدور درون یک مجرای خنک کاری ابرفویل توربین فرو رفته اند به طوری که بر جهت جریان عمود شده اند . دو آرایش معمول ردیف های متناوب و خطی می باشند . آنها معمولاً با اینکه اختصاصی نیستند در کانالهای باریکی به کار رفته اند که در آنها قابلیت ریخته گری ورقه های لغزنده (ریب ها) مورد پرسش واقع می شود . اکثر داده های موجود در ارتباط فین های سوزنی برای هندسه ردیف متناوب می باشد مگر اینکه تمام روابط بیان شده برای این هندسه داده شده باشند . که به طور کلی هندسه انتخابی برای یک طرح می باشد .

انتقال حرارت در مجموعه فین سوزنی ایرفویل توربینی انتقال حرارت سوزن (پینی) را یا انتقال حرارت دیواره انتهایی پین ترکیب می کند . انتقال حرارت فین سوزنی بر کل ردیف میانگین بندی شده است که به نظر می رسد با عدد رینولدز تا یک توان بین ۰/۶ و ۰/۷ تغییر می کند که به ارتفاع پین وابسته است . انتقال حرارت محلی در ردیف های فین های سوزنی برای سه تا پنج ردیف اول برای ردیف های با عدم محدودیت ورودی افزایش می یابد و انتقال حرارت ردیف خطی یک رفتار کاملاً توسعه یافته ای را بعد از ردیف سوم از خودشان می دهد وقتی که ردیف های متناوب در ردیف های سوم تا پنجم پایین دست پیگیری شده است .

اکثر کاربردهای فین سوزنی توربین در ناحیه لبه فرار ایرفویل ها یافت شده اند .

ملاحظات آیرودینامیکی یک زاویه گوه ای کوچکی را برای لبه فرار مطالبه می کنند و از آنجایی که مجاری داخلی بسیار باریک می شوند انتخاب روش خنک کاری محدود می کنند . فین های سوزنی در ناحیه لبه فرار همچنین یک هدف ساختاری را به وسیله نگهداری سطوح مکش و فشاری به

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

یکدیگر بکار می گیرند . همیشه امکان این نیست که پین های با طول مطلوب بر ای اهداف انتقال حرارت در ناحیه لبه فرار به علت محدودیت های تکنولوژی ریخته گری تولید شوند ، چرا که قابلیت تولید پین کوچکتر از قطر in ۲٪ وجود ندارد .

معمولاً در این ناحیه فین های سوزنی ، نسبت به ارتفاع به قطر بین ۴ و ۱ یا حتی کمتر را دارند . در این ردیف های فین سوزنی کوچک ، انتقال حرارت نشان داده است که از فین های سوزنی درازتر کمتر است . تعدادی از مطالعات نشان داده اند که برای نسبت های ارتفاع به قطر کمتر از ۳ ، انتقال حرارت با طول افزایش می یابد . برای فین های سوزنی کوچک بر همکنش دیواره انتهای استوانه (سیلندر) مهم می شود و انتقال حرارت کل ردیف باید انتقال حرارت سطح استوانه و ناحیه بدون پوشش روی دیواره انتهایی را شامل شود .

که این اختلاف اساسی ردیف هایی را نشان می دهد که دارای استوانه های بلندی می باشند که در هر کدام تأثیرات دیواره انتهایی بسیار می باشند .

علاوه بر ردیف های فین سوزنی کوچک به سمت مجرای خنک کاری شاید سطح دیواره را بیشتر از آنهایی که در سطح سوزن اضافه شده اند بپوشانند .

دوره (سطح گسترده) برای این پیکره بندی واقعاً به کار نمی رود . بنابراین در این موقعیت مکانیزم عمده افزایش انتقال حرارت در جهت ارتقاء اغتشاشی جریان علاوه بر سطح انتقال حرارت قرار گرفته است .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

تعدادگی از این تحقیقات یافته اند که نزدیک شدن مجاری خنک به هم همچنان که در کاربردهای لبه فرار یافت شده است ، می تواند انتقال خنک کاری به هم همچنان که در کاربردهای لبه فرار یافت شده است ، می تواند انتقال حرارت را تا ۲۰٪ در مقایسه با ارتفاع پین ثابت کاهش دهد .

فاصله بالای پین های نا تمام ((از هندسه پره که در آن طول نا تمام یا ناقص ، فین های سوزنی نزدیک یک لایی لوله تصادمی به کارفته اند)) یا شکاف های بین پین های ناقص باعث کاهش انتقال حرارت شده و اصطکاک با پین های کاملاً بلند مقایسه می شود . برای این هندسه فین سوزنی با طول ناقص انتقال حرارت به طور خطی با افزایش فاصله از پین کامل تا آن در کانال صاف کاهش می یابد .

اگر چه کاهش اتلاف اصطکاکی از کاهش ضریب انتقال حرارت بیشتر اعلام شده است ، فین های سوزنی با طول جزیی در موقعیت خایی که در آن دارای تفاوتی اساسی بین بارهای گرمایی دیواره های مقابل به هم در یک مجرای خنک کاری می باشند می توانند مؤثر تر باشند . فین های سوزنی با طول جزئی (کم) اغلب می توانند در روی سطحی به کار روند که در آن نرخ بالاتر انتقال حرارت مورد نظر است . همچنین این هندسه با ویژگیهای اتلاف کم اصطکاکی شان می توانند در طراحی هایی به کار روند که در آنها افت فشار موجود محدودیت دارد تا از فین های سوزنی کاملاً بلند جلوگیری کند .

فین های سوزنی به طور خیلی مؤثر با اغتشاشگرها (توربولاتورها) جهت افزایش معتدل انتقال حرارت و اصطکاک ترکیب شده اند . (شکل ۱۹) با متناوب کردن توربولاتورها (اغتشاش گرها) افزایش ۳۵ درصدی انتقال حرارت می تواند حاصب شود .

از مبحث فین سوزنی مرتبط با کاربردهای خنک کاری توربین در [۷۸] قید شده است .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

برای کاربردهای خنک کاری ایرفویل توربین توصیه شده است که دو رابطه اساسی به کار روند تا انتقال حرارت فین سوزنی استوانه ای را ماهیت دهند .

روابط مجزا باید برای فین های سوزنی کوچک و بلند به کار روند . عملکرد انتقال حرارت فین سوزنی کوتاه $(H/d \le 3)$ می تواند پیش بینی شده باشد تا یک معادله تعریف شده بوسیله متزگر را به کار ببرد . این رابطه باید اکثر کاربردهای لبه فرار را پوشش دهد و به صورت زیر است :

$$Nud = 0./35 \,\mathrm{Re}\, d^{0.69} (S_L / d)^{0.34}$$

$$\mathrm{Re}\, d = Wd /(A \min[]) :$$

که در آن

سطح جریان حداقل ردیف فین سوزنی برای محدوده

Amin =

$\mathrm{Re}\, d : 10^5$ تا 10^3 از

$H/d : 3$ تا 0/5 از

$ST/d : 4$ تا 2 از

برای کاربردهای فین سوزنی بلند ⟵ $(\frac{H}{d} \supset 3)$ عملکرد انتقال حرارت باید با به کارگیری یک رابطه شکل گرفته توسط فالکنر پیش بینی شده باشد . استفاده از فین های سوزنی جهت ایرفویل های توربین خنک معمولاً به ردیف های یکنواخت ساده ای در یک فضای کانال

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

جریان ثابت که قبلاً تشریح شده است ، محدود نمی شود اما ممکن است به مجموعه هندسه های پیچیده تری نیاز داشته باشد . ردیف های فین های سوزنی پیچیده ممکن است که استراتژی های متفاوتی را برای چیدمان ردیف یا انتقال حرارت ردیف را شامل شوند تا به یک توزیع دلخواه برسند ، همچنانکه به عنوان تغییرات ردیف داخل در قطر سوزن یا فضا سازی و گسیختگی های در الگوی سوزنی (پینی) مطرح باشند . چنین ردیف هایی ممکن است در کانالهایی قرار گرفته باشند که در جهت جریان متوسط به هم برسند .

برای این موقعیت که در آن ردیف فین سوزنی در یک کانال همگرا قرار گرفته ، اعداد نا سلت سنجش شده ای بدست آمده اند که کمتر از مقدار پیش بینی شده توسط نتایج سطح جریان ثابتی بوده اند که مقدار ردیف محلی عدد رینولدز که در آن ردیف فین سوزنی در یک کانال همگرا قرار گرفته ، اعداد نا سلت سنجش شده ای بدس آمده اند که کمتر از مقدار پیش بینی شده توسط نتایج سطح جریان ثابتی بوده اند که مقدار ردیف محلی عدد رینولدز را به کار می برد به این نتیجه رسیده اند که تنزل کیفیت ناشی از اثرات جریان شتاب دار است . یک عامل افزاینده $2/28\,\mathrm{Re}_d^{-\%96}$ انتقال حرارت متوسط گزارش شده است که برای کانالهای همگرا پیشنهاد شده است .

در کاربردهای مطمئن خنک کاری ایرفویل ، همچنان که در ناحیه لبه فرار تیغه ها می باشند ، هوا در قسمت ته (ریشه) تیغه و جریان به صورت شعاعی در امتداد یک کانال فین سوزنی هنگام پرش باقی مانده هوا در سراسر شکاف های لبه فرار اگزوز در امتداد حفره های نوک تیغه وارد می شوند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

جریان جرمی کاهشی ناشی از پرش افقی (کناری) هوای خنک کاحری و چرخش هوای پرش شده به سمت لبه فرار بر انتقال حرارت به هوای خنک کاری تأثیر می گذارد . روابط و اطلاعات برای این مدل ترکیب بندی می تواند [۸۱] یافت شود .

در پیش بینی عددی انتقال حرارت هر کدام از فین های سوزنی باید به صورت فیزیکی مدل شوند یا کارآیی سطح فین سوزنی باید مشخص شود .

تصادم فواره ای

ترکیبی از بالاترین نرخ انتقال حرارت خارجی ایرفویل که با اثر شامل اغتشاش و نسبت سطح غیر دلخواه میان سطوح داخلی و خارجی پیوند یافته که لبه حمله تیغه را به ناحیه ای بسیار مشکل برای خنک کاری تبدیل می کند . انحراف از نقطه سکون در یک کارکرد فاقد طراحی ، مشکلات را بغرنج تر می سازد . تکنیک های خنک کاری بر اساس خفظ لایه لبه حمله کارآیی کافی یی را جهت خنک کاری فراهم می سازد و اما اثرات منفی ای را در بر دارد :

- افزایش تمرکز تنش محلی
- پنالتی های آیرودینامیکی تضافه شده
- نگرانی از استحکام موتور مرتبط با پتانسیل توپی گذاری حفره های کوچک لایه به خصوص در عملکرد طولانی مدت در یک محیط صنعتی

برای موتورهای هوایی ، همه این نگرانی ها به خاطر نیاز به کارآیی بسیار بالای خنک کاری بیشتر شده است که مقدار بزرگی از هوای خنک کاری و کاربرد خنک کاری لایه ای تیغه را توجیه می کند .

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

برای TRIT معتدل ^{o}۲۲۰۰-۲۰۵۰ بیشترین سعی باید بر جلوگیری از خنک کاری لایه ای تیغه متمرکز گردد تا زمانی که همه ابزار افزایش انتقال حرارت داخلی از کار بیفتند ، تغییری در رنگ ریب ها (ورقه های لغزشی (سبک)) شکسته یا زاویه دار ، فین های سوزنی و هندسه های دخیل دیگر قصد دارند تا لایه مرزی ای را که در مجرای داخلی به کار رفته بود یا در طول آخرین کاهش در نظر گرفته شده بود بلغزانند (سبک کنند) .

متأسفانه تعدادی از گرداب های بغرنج هنسه هایی را بوجود می آورند که در مدلهای با مقیاس بالا مطالعه شده اند و نمی توانند در قالب های تیغه با سایز واقعی دوباره تولید شوند یا نسبت به تلرانس های (خطاهای) تولید بسیار حساسند ، به ویژه وقتی که به حفره های کوچک داخلی و لبه های تند نیاز می باشد .

توزیع شار حرارتی روی ایرفویل توربینی باید به طور مناسب با سیستم خنک کاری موثری جفت و جور شود که توزیع دمای طراحی دلخواه را فراهم کند وقتی که مقدار هوای خنک کاری مصرفی را به حداقل برساند ، که معمولاً در ناحیه لبه حمله ایرفویل ، استفاده از خنک کاری تصادمی را باعث می شود . خنک کاری تصادمی به استفاده از اریفیسهای نسبت داده می شود که در آن به جریان خنک کن شتاب داده می شود و بر خورد فواره ها به طور عمود بر سطح هدف می باشد .

ضرایب انتقال حرارت تولید شده بوسیله تصادم (برخورد) عمود فواره های هوا معمولاً بالاتر از میزان قابل حصول توسط دیگر روشهای کنوکسیونی می باشد .

خنک کاری تصادمی فواره ای که برای نازل های توربین بسیار موثر است و در آن هوای مصرفی به سمت لبه فرار در مجرای میان دیواره ایرفویل داخلی جابجا شده است . معمولاً برای تیغه های بدون

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

تخلیه فوری لایه هوای مصرفی سودمند نیست . بدون این ، وجود جریان متقاطع باعث کاهش چشمگیر کارآیی خنک کاری تصادمی می شود (کرچروتاباکوف) [۸۲] .

مزیت مهم خنک کاری تصادمی به ویژه اگر طراحی ، لایه فلزی ورقه ای را به کار ببرید باشد ، یا کاهش جزئی در اصول طراحی را داشته باشد ، بطور نسبی تغییر هندسه تغییر هندسه برای نرخ های بالای دمای موتور ، راحت می باشد .

اگر چه باید ملاحظه شده باشد که یک طراحی تصادمی می تواند سبب تکمیل یک بخش شود به ویژه اگر حفره های تصادمی می تواند سبب تکمیل یک بخش شود به ویژه اگر حفره های اگر حفره های تصادمی از ویژگی طرح باشد . مشکلات طراحی داخلی هسته قالب بار هسته و کنترل اندازه حفره تصادمی می تواند عوامل را محدود کنند .

این روش خنک کاری از آنجایی که بیشتر اوقات بسیار مؤثر می باشد از جانب محققان مورد توجه بیشتری قرار گرفته است . به عنوان یک نتیجه مقدار قابل توجهی از فرضیه های آزمایشی و روابطی برای انتقال حرارت خنک کاری تصادمی وجود دارند . با چنین مجموعه گسترده ای از اطلاعات ، مشکلات آسان شده کو می توان فرضیه را بر اساس هندسه طبقه بندی کرد . طبقه بندی اول با سطح تصادمی مرتبط است که می تواند صاف یا انحنا را (مقعر) باشد . در زمینه خنک کاری ایرفویل توربین ، سطح داخلی لبه حمله ، یک سطح مقعر را تشکیل می دهد ، اما قسمت عقبی تر ناحیه وتر سطح تصادم یافته تا حدی صاف است . طبقه بندی دوم به فواره تصادمی مرتبط است و می تواند هم دو بعدی باشد . (شکاف) و هم اینکه به صورت متریک باشد (حفره) .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

پس از آنکه امکان حضور فواره تکی یا ردیفی از فواره ها بود با ردیفی از فواره هایی که دارای جریان متقاطع هوای مصرفی می باشند دچار اختلال شده و اثراتشان را کاهش می دهد.کار مهم تر و مقدم تر برای طراح این است تا هندسه برخورد را تشخیص بدهد که برای طراحی ویژه تحت ملاحظه بسیار مناسب باشد و داده یا روابطی را انتخاب کند که به آن هندسه به طور تنگاتنگی مرتبط باشد . کاملاً امکان دارد که یک طراحی خنک کاری چند مدل مختلف هندسه جریان را در جاهای مختلف داشته باشد . یک مقدار قابل ملاحظه ای از داده بر انتقال حرارت تصادمی برای پیکربندی های متغیر تصادم در مقاله موجود می باشد . فرضیه انتقال حرارت تصادمی محلی محلی چاپ و همکاران [۸۳] .

و داده ضریب انتقال حرارت متوسط متزگرو همکاران [۸۴] با آزمایش مدل های شبیه سازی ترکیب بندی های لبه حمله ایرفویل توربین مفید می باشد . برای کاربردهای با اهمیت تر خنک کاری ایرفویل توربین ، دو هندسه اصلی با منفعت می باشند (شکل ۲۰) : اول برخوردی از یک ردیف حفره ها بر روی یک سطح مسطح و برخورد دوم از ردیفی از حفره ها بر روی سطح مقعر می باشد . یک روش جهت تولید نسبی ضرایب بزرگ انتقال حرارت هدایتی (کنوکسیونی) بر روی سطح ، استفاده از چندین یا ردیفی از فواره ها می باشد که بر روی سطحی از صفحه موازی سوراخ شده که نزدیک سطح قرار گرفته است برخورد می کند . از آنجایی که فواره های هوا به سطح تصادم یافته نزدیک می شوند ، آنها چرخشی ۹۰ درجه ای را به وجود می آورند،و به چیزی تبدیل می شوند که فواره های دیواره ای نامیده می شوند . از آنجایی که فواره های دیواره به دو فواره تصادمی جانبی که به یکدیگر نزدیک می شوند ، مداخله شان جریان را وادار می کند تا از سطح و جریان جدا شوند و اغلب با سرعت نسبتاً کم از کنار فواره ها عبور می کند تا به خروجی برسند که در آن هوا جابجا شده است . این

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

جریان مصرفی جریان متقاطع نام دارد و این توانایی را دارد تا فواره های تصادمی را از جهت اولیه شان منحرف سازد و می تواند ضریب انتقال حرارت هدایتی متوسط را کاهش دهد . خصوصیت طراحی ، ردیف مربعی از فواره ها با هوای جریان متقاطع تخلیه شده به یک طرف را که بر روی یک سطح صاف برخورد می کنند ، می تواند براساس رابطه کرچرو تاباکوف باشد [۸۲] . این رابطه به صورت زیر می باشد :

$$Nud = havdh/k = \Phi_1\Phi_2(Pv_3d_h/[])^M(z_8/dh)^{\%9}([cp/k)^{\frac{1}{3}}$$

Re از ۳۰۰ تا 3×10^4

Zn/dn از ۱ تا ۴/۸

Xn/dn از ۳/۱ تا ۱۲/۵

hav بر اساس نیمه فاصله طرف دیگر هر ردیف در جهت جریان متقاطع می باشد مقادیر m و Ø تابعی از (Xn/dn) و Re می باشد . تابع Ø برای بیان کاهش اثر جریان متقاطعی به کار رفته است که بوسیله جمع آوری سیال از ردیف های چندتایی فواره های تصادمی بوجود آمده است و وقتی که این اثر جزئی باشد می تواند یکسان باشد .

در غیاب اثرات جریان متقاطع رابطه ساده تر ردیف مربعی گاردن و کابونیپو [۸۵] توصیه می شود :

$$Nu_d = 0/286(PVaXn/[])^{0/625}$$

باید توجه شود که ردیف های خطی حفره دارای عملکرد بالاتر انتقال حرارتی برای ردیف های متناوب می باشند . در ناحیه لبه حمله ایرفویل که در آن بار حرارتی خارجی به طور معمول مستعد است تا در بالاترین مقدارش باشد ، کاربرد خنک کاری تصادمی به طور خاصی اهمیت می یابد . در

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

اینجا ردیفی از فواره های تصادمی به دیواره کاو درونی یک پره یا لبه حمله تیغه از یک لایه لوله ای دیگر (از نوع کاربرد پره) یا از یک جز ماشینی ((از نوع کاربرد تیغه)) هدایت شده اند . در این انواع کاربردها ، هوای و به عنوان برخوردی یک لایه خارج می شود و یا اینکه برای خنک کاری بیشتر داخلی به کار برده می شود .

فرضیه پیچیده تصادم [۸۳] با شبیه سازی مدل های ازمایش پیکره لبه حمله ایرفویل توربین حاصل شده است و به طور خاصی در کاربردهای طراحی لبه حمله ایرفویل توربین مفید می باشد مدل آزمایشی به کار رفته نوعی از کاربرد ایرفویل پره با ردیف تکی از حفره هایی است که با لبه حمله لایه لوله برخورد می کند . یک شکاف جریان مساوی حوالی هر طرف لوله فرض می شود . روابط چاپ و همکارانش برای این مدل هندسه توصیه شده است . ضرایب انتقال حرارت در سراسر ناحیه شعاعی لبه حمله ارتباط داده شده اند .

همچنین اطلاعاتی در زمینه توزیع ضریب انتقال حرارت بدست آمده است . ضرایب انتقال حرارت نقطه متوسط (یک آرک ۱۸۰ درجه ای از هدف برخورد ((تصادم)) و نقطه سکون (یک آرک تقریباً ۲۵ درجه ای از هدف تصادم ((برخورد)) به صورت زیر در آمده اند :

$$NU_d^a = 0/63(Gd/[])^{0/7}(dh/Xn)^{0/5}(dh/D)^{0/6}\exp[-1/27(Zn/dh)(dh/Xn)^{0/5}(dh/D)^{1/2}]$$

$$NU_d^{star} = 0/44(Gd/[])^{0/7}(dh/Xn)^{0/8}\exp[-1/27(Zn/dh)(dh/Xn)^{0/5}(dh/D)^{1/2}]$$

برای محدوده :

Re از ۳×۱۰^{3} تا $۱/۵\times ۱۰^{4}$

Zn/dh از ۱ تا ۱۰

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

Xn/ dh از ۴ تا ۱۶

D/ dh از ۱/۵ تا ۱۶

توزیع مکعمول ضریب انتقال حرارت دور از نقطه سکون فقط تابع ضعیفی از متغیر بدون بعد فضای حفره می باشد . Xn/dh به طور خاصی به Re وابسته است . اگر چه این رابطه برای نوع پره از نوع هندسی خوب می باشد ، تجربه صنعتی نشان داده است که این رابطه باید برای هندسه معمومل تصادمی تیغه به علت خروج بیشتر محدود شده جریان تصادمی با قابلیت بیشتر بر هم کنش بین جریان تصادمی و متقاطع در یک تیغه ، تغییر کند . تجربه آزمایش صنعتی هندسه های تیغه واقعی نشان داده اند که افزاینده های عددی ۰/۵ باید در جای ۰/۶۳ (کاهش ۲۰٪) برای این محدوده ها به کار روند :

Zn/dh از ۱/۵ تا ۴ ؛ Xn/dh از ۲/۱ تا ۹/۷ ؛ D/dh از ۲ تا ۰۵/۸ کار متزگر و همکارانش [۸۴] محدوده عریضی از تغییرات هندس است به ویژه اثرات شعاع سطح کاو بر عملکرد انتقال حرارت پوشش قرار داده است . فقط ضرایب متوسط انتقال حرارت اندازه گیری شده اند . برای درک بهتر جزئیات کاربرد رابطه خواننده به کار مرجع ارجاع داده شده است .

از آنجایی که پیشتر بیان شده است یک سیستم تصادمی لبه حمله باید طراحی شده باشد تا از اثرات جریان متمقاطع جلوگیری به عمل آورد که خم شدن فواره و تنزل کیفی ناشی از عملکرد انتقال حرارت تصادمی را در بر دارد ، که به طور معمول با تخلیه جریان مصرفی تصادمی در جهت وتر حاصل شده است . در کاربرد خنک کاری تصادمی ، باید توجه خاصی به رفتار هوای تصادمی مصرفی حفره تصادم گردد .

www.kandoocn.com

جهت خرید فایل به سایت www.kandoocn.com مراجعه نمایید یا با شماره های ۰۹۳۶۶۰۲۷۴۱۷ و ۰۹۳۰۳۵۲۲۸۸۶ تماس حاصل نمایید

در بسیاری از طراحی ها جریان تصادمی مصرفی به صورت شعاعی در سراسر حفره های خنک کاری لایه به صورت زاویه دار در لبه حمله و در سراسر حفره های شیب دار خنک کاری لایه بر روی دیواره های طرف ایرفویل تخلیه شده است .

طراحی به طور خاصی موثر است از آنجائیکه انتقال حرارت بالای تصادم در لبه حمله با خنک کاری کنوکسیونی در حفره های شعاعی بیشتر تکمیل شده است . به علاوه هوای تصادمی مصرفی بیشتری به کار رفته است تا لایه ای را روی سطوح فشاری و مکشی فراهم کند بنا بر این فراهم کردن طراحی بازده گرمایی بالایی دارد . به طور مختصر مطالب بالا نشان می دهد که توسعه تکنیک های مثر تر خنک کاری داخلی ای که می تواند بارهای زیاد گرمایی خارجی را برای لبه حمله تیغه و بخش نوک خنثی کند ، مورد نیاز می باشد ، بویژه برای دماهای معتدل ورودی توربینت در هنگامی که از کاربرد خنک کاری لایه می توان خودداری کرد .

www.kandoocn.com