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

انتخاب یک سیستم خنک سازی توربین گازی

Boris Glezer

راه حل های توربین بهینه سازی شده, سان دیگو, کالیفرنیا, U.S.A

این فصل عمدتاً روی موضوعات انتقال جرم و حرارت تمرکز می یابد چون آنها برای خنک سازی مولفه های دستگاه توربین بکار می روند و انتظار می رود که خواننده با اصول مربوطه در این رشته ها آشنایی داشته باشد. تعدادی از کتابهای فوق العاده (۱-۷) در بررسی این اصول توصیه می شوند که شامل Streeter، دینامیک ها یا متغیرهای سیال Eckert و Drake، تجزیه و تحلیل انتقال جرم و حرارت، Incropera و Dewitt، اصول انتقال حرارت و جرم, Rohsenow و Hartnett، کتاب دستی انتقال حرارت, Kays، انتقال جرم و حرارت همرفتی, Schliching، تئوری لایه مرزی، و Shapiro، دینامیک ها و ترمودینامیک های جریان سیال تراکم پذیر

وقتی یک منبع جامع اطلاعات موجود باشد. مولف این فصل خواننده را به چنین منبعی ارجاع میدهد؛ با این وجود وقتی داده ها در صفحات یا مقالات گوناگون پخش شده باشند, مولف سعی می کند که این داده ها را در این فصل بطور خلاصه بیان نماید.

فهرست اسامی نمادها

a- سرعت صورت

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

b- بعد خطی در عدد دورانی

A-منطقه مرجع, منطقه حلقوی مسیر گاز

A_g – سطح خارجی لایه نازک هوا

$Gr / \mathrm{Re}^2 = Bo$ – عدد شناوری

BR,M- سرعت وزش

C_P- حرارت ویژه در فشار ثابت

d-قطر هیدرولیک

e- ارتفاع آشفته ساز

$M^2 T / 2\Delta T\ (\wp - 1) = Ec$ -عدد اکرت

g- شتاب گریز از مرکز

FP= پارامتر جریان برای هوای خنک سازی

G= پارامتر ناهمواری انتقال حرارت

$Rw^2 \beta \Delta T d_h^3 / v^2$ =Gr - عدد گراشوف

h- ضریب انتقال حرارت

h_t- ضریب انتقال حرارت افزایش یافته با آشفته سازها

$p_f\ v_f^2 / p_\infty\ v_\infty^2$ - نسبت شار اندازه حرکت

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

k- رسانایی حرارتی

k_f -رسانایی حرارتی سیال

L-طول مربع

m-سرعت جریان جرم

m_c- سرعت جریان خنک سازی

$M=P_f v_f / p_\infty v_\infty$ - سرعت رمش

Ma=v/a- عدد mach

N_g rpm- سرعت پروانه

NUL=hL/kf- عدد نوسلت

$Pr=\mu cp/k$ -عدد پرانتل

PR= نسبت فشار کمپرسور

Ps=فشار استاتیک

P_t= فشار کل

P_{tin}-فشار کل ورودی

Q- سرعت انتقال حرارت-سرعت انتقال انرژی

q'' شار حرارتی

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

P- شیب بام آشفته ساز

r- وضعیت شعاعی

R- شعاع میانگین, شعاع احتراق ساز (کمبوستور), مقاومت, ثابت گاز

Ri-شعاع موضعی پره

R_T- شعاع نوکم پره

R_h=شعاع توپی یا سر لوله پره

Rel= $\rho Vd/\mu$ - عدد رینولدز براساس قطر هیدرولیک

ReL= $\rho vl/\mu$ - عدد رینولدز براساس L

Ro= ω b/U - عدد دورانی

Ros= 1/Ro - عدد Rossby

s-فاصله سطح نرمال شده

St- عدد استانتون

t- زمان

T_c- دمای هوای خنک سازی و نیز دمای تخلیه کمپرسور

Tf- دمای فیلم سطح

Tg- دمای گاز

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

Tgin- دمای گاز ورودی

Tm- دمای فلز, و نیز دمای لایه مخلوط سازی

Tref- دمای مرجع

Tst- دمای استاتیک موضعی

Tu- شدت جریان آشفتگی

u'- نوسان سرعت محوری محلی

u_{in}- سرعت محوری گاز ورودی

U,V,W- جریان اصلی یا مولفه های سرعت محوری جریان خنک سازی در مسیرهای

z, y x

w- پهنا

α- زوایه شیب جت فیلم

β- زاویه بین جت فیلم و محورهای جریان اصلی

$\wp$- نسبت حرارتی ویژه

ε- ضریت حجمی توسعه یا انبساط حرارتی, همواری سطح

ε_h- قابلیت انتشار حرارتی گردابی

ε_m - قابلیت انتشار اندازه حرکت گردابی

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

ζ - تاثیر انتقال حرارت

η_c - تاثیر خنک سازی

η - بازده حرارتی

μ - ویسکوزیته گاز مطلق

ρ - چگالی

σ - حد تنش گسیختگی

ω - فرکانس دورانی

زیر نویس ها

aw- دیوار آدیاباتیک

b- جسم

C- خنک کننده

d- براساس قطر لبه هدایت کننده (سیلندر)

f- فیلم

hc- آبشار گرم

o-کل

tur-توربین

www.kandoocn.com

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

w-دیوار

∞- جریان اصلی

خنک سازی توربین بعنوان یک تکنولوژی کلیدی برای توسعه موتورهای توربین گازی

عملکرد یک موتور توربین گازی تا حد زیادی تحت تاثیر دمای ورودی توربین می باشد و افزایش عملکرد قابل توجه را می توان با حداکثر دمای ورودی توربین مجاز بدست آورد. از یک نقطه نظر عملکردی احتراق با دمای ورودی توربین در حدود $^{oc}۲۰۰۰(^{of}۳۶۵۰)$می تواند یک ایده ال به شمار آید چون هیچ کاری برای کمپرس کردن هوای مورد نیاز برای رقیق کردن محصولات احتراقی به هدر نمی رود. بنابراین روند صنعتی جاری, دمای ورودی توربین را به دمای استوکیومتری سوخت بخصوص برای موتورهای نظامی, نزدیکتر می کند. با این وجود دماهای فلز مولفه مجاز نمی تواند از $^{oc}۹۸۰-۹۳۰(^{of}۱۸۰۰-۱۷۰۰)$کند. برای کارکردن در دماهای گازی بالای این حد, یک سیستم خنک سازی مولفه بسیار موثر مورد نیاز است. پیشرفت در خنک سازی, یکی از ابزار اصلی برای رسیدن به دماهای ورودی توربین بالاتر می‌باشد و این امر به عملکرد اصلاح شده و عمر بهبود یافته توربین منتهی می شود. انتقال حرارت یک عامل طراحی مهم برای همه بخش های یک توربین گاز پیشرفته بخصوص در بخش های توربین و

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

کمبوستور می باشد. در بحث وضعیت طراحی خنک سازی مصنوعی بخش داغ، باید به خاطر داشته باشید که طراح توربین مرتباً تحت فشارهای شدید برنامه زمانبندی توسعه, قابلیت پرداخت, دوام و انواع دیگر محدودیت های درون نظامی می باشد و همه اینها قویاً انتخاب یک طرح خنک سازی را تحت تاثیر قرار میدهند.

چالش های خنک سازی برای دماهای گاز در حال افزایش بطور پیوسته و نسبت فشار کمپرسور

پیشرفت در موتورهای توربین گاز دارای توان ویژه بالا و بازده بالای پیشرفته نوعاً با افزایش در دمای عملکرد و کل نسبت فشار کمپرسور ارزیابی می شود. رایجترین موتورهای تک چرخه ای با نسبت‌های فشار بالاتر و دماهای گاز افزایش یافته به شکل متناسب می تواند توان بیشتری را با همان اندازه و وزن و بازده سوخت موتور کلی بهتر بدست آورد. موتورهای دارای بهبود دهنده ها از لحاظ ترمودینامیکی از نسبت های فشار بالای کمپرسور, بهره نمی برند. آلیاژهای پیشرفته برای لایه ها نازک توربین می تواند به شکلی ایمن در دماهای فلز کمتر از $^{oc}۹۸۰(^{of}۱۸۰۰)$ عمل کرده و آلیاژها برای صفحات و ساختارهای ساکن به $^{oc}۷۰۰(^{of}۱۳۰۰)$ محدود می شوند. ولی توربین های گازی مدرن در دماهای ورودی توربین عمل می کنند که در سن بالای این محدوده هاست. همچنین یک تفاوت قابل توجه در دمای عملکردی بین توربین های هواپیمای پیشرفته و

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

توربین های صنعتی وجود دارد. این نتیجه تفاوتهای اصلی در عمر, وزن, کیفیت هوا/ سوخت و محدودیت های مربوط به تابش ها می باشد.

برای موتورهای هوازی پیشرفته, دماهای ورودی پره توربین نزدیک به ^{oc}۱۶۵۰(^{of}۳۰۰۰) و نسبت های فشار کمپرسور در حدود ۴۰:۱ تبدیل به یک واقعیت شده است. توان ویژه بالا که برای این نوع از موتورها, هدف عمده می باشد, در راستای بهره بالا بدست می‌آید. چنین شرایط اجرایی بطور ذاتی نیازمند نظارت های مرتب موتور و نظارت پیوسته سلامت می باشد.

برای موتورهای صنعتی, الزامات پیشرو, شامل دوام دراز مدت بدون نظارتهای مرتب و تعمیرات کلی می باشد. نوعاً مولفه های صنعتی اصلی حداقل ۳۰۰۰۰ ساعت بین تعمیرات دوام می آورند و دارای توان بالقوه برای تعمیر گونه ای هستند که میتوان عمر موتور را تا ۱۰۰۰۰۰ ساعت توسعه داد. این با عمر مولفه توربین هواپیما که تنها چند هزار ساعت است مقایسه می شود.

این فاکتور و نیز لازم معمول فشار تخلیه کمپرسور که باید کمتر از فشار منبع سوخت خط لوله گاز موجود باشد, به یک مادی ورودی پره توربین تقریباً بالا منتهی می شود. حد TRIT برای یک توربین گاز صنعتی پیشرفته در دامنه ۱۲۶۰ تا ^{oc} ۱۳۷۰ (^{of}۲۳۰۰ – ۲۵۰۰) توسعه می یابد.

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

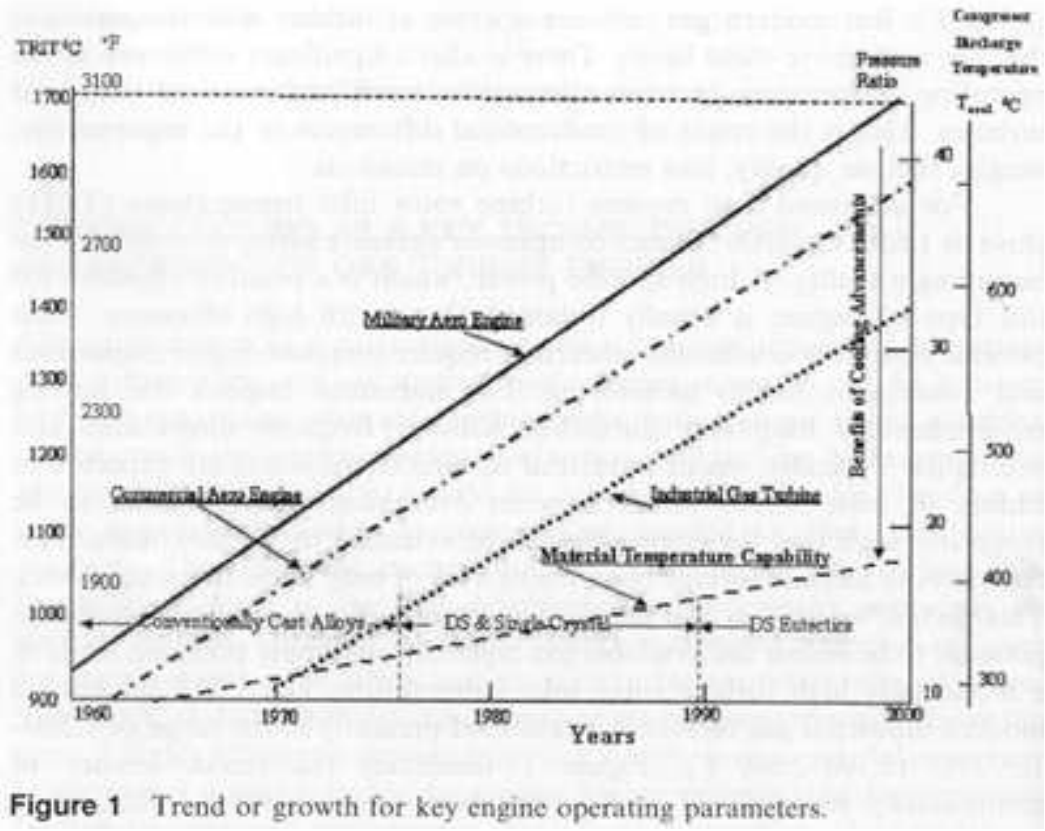


Figure 1 Trend or growth for key engine operating parameters.

تاریخچه اخیر افزایش پیوسته TRIT و نسبت های فشار کمپرسور را به تصویر می کشد. این روند دمایی در حال افزایش باعث می‌شود که دما های گاز عملکردی تا حد قابل توجهی از حدهای قابلیت ماده قابل قبول فراتر برود و این مستلزم کاربرد خنک سازی در مولفه های بخش داغ موتور بخصوص در مولفه هایی می باشد که در معرض محیط دارای دمای بالاتر دارند. هوای نسبتاً سرد از تخلیه کمپرسور و در برخی موارد, از مراحل کمپرسور میانی, منبع متعارف برای خنک کردن مولفه های توربین می باشد. بعد از انجام وظیفه خنک سازی, این هوا به جریان اصلی تخلیه می شود. هوای خنک سازی تخلیه شده در هر مرحله خاص خنک سازی عملاً هیچ کاری را در این مرحله قبل از شدت یافتن, تا شدت جریان اصلی, انجام نمی دهد. این به افت های قابل توجه در کار

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

موتور منتهی می شود. بطور خلاصه, نقاط ضعف سیستم خنک سازی هوای آزاد شامل تاثیر خنک سازی نسبتاً کم می باشد و افت های قابل توجه کار برای کمپرس هوای خنک سازی و افت های مخلوط کردن که بازده آیرودینامیک توربین مورد نیاز است. مزیت اصلی سیستم خنک سازی هوای باز آن را به رایجترین نمونه برای توربین های گازی به خاطر سادگی آن در مقایسه با یک سیستم خنک سازی حلقه بسته تبدیل کرده است.

با توجه به نسبت های فشار هوای کمپرس شده برای موتورهای هوایی که از ۳۰:۱ تجاوز کرده و به ۴۰:۱ می رسد, دمای هوای تخلیه کمپرسور به ^{oc}۶۵۰(^{of}۱۲۰۰) می‌رسد. این یک مشکل مهم را در استفاده از این هوا برای خنک کردن دیسک های توربین دارای قسمت ساکن و مجاورت مراحل آخر یک پره کمپرسور با در نظر گرفتن این مطلب که قابلیت دمای ماده برای این مولفه ها به ^{oc}۷۰۰(^{of}۱۳۰۰) محدود شده است, ایجاد می نماید. کاربرد یک هوای کم دماتر از یک سری مراحل کمپرسور میانی می تواند مفید باشد و این در صورتی است که این هوا دارای حاشیه فشار کافی بالای فشار بیرونی مولفه خنک شده باشد. در برخی موارد, دمای هوای تخلیه را می توان در یک تبادلگر حرارت بیرونی مثلاً با استفاده از یک مدار خنک ساز در موتورهای هوا یا آب در توربین های صنعتی دارای چرخه مرکب, کاهش داد.

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

یک سیستم خنک سازی بسته که در آن خنک ساز مرتباً در یک حلقه بسته مـی چرخـد بازده بیشتری را بدست می دهد ولی این جایگزین پیچیده تـری بـرای سیسـتم بـاز مـی باشد. سیستم های حلقه بسته که در آنها از خنک سازهای فلزی مایع استفاده می شـود برای کاربردهای فضایی شناخته شده اند. یک سیستم خنک سازی بخار حلقـه بسـته کـه چندین دهه قبل آزمایش شده اند, عمومیت خود را برای توربین های گازی صنعتی با بار کار سنگین بخصوص در طرح های تولید نیروی چرخه مرکب بدست آورده اند.

پیشرفت ها در تکنولوژی خنک سازی یک ابزار مهم بـه همـراه پیشـرفت هـایی در مـواد دارای دمای بالا برای رسیدن به دماهای ورودی توربین بالاتر مـی باشـند. سیسـتم هـای خنک سازی باید برای تضمین این مطلب طراحـی شـوند کـه دماهـای مولفـه حـداکثر و گرادیان های دمایی تجربه شده در طول عملکرد موتور سازگار با حداکثر حـد تـنش القـا شده توسط عمر عملکردی ویژه مولفه می‌باشد.

طراحی سیستم خنک سازی و فرایند توسعه به تجربه طراحـی نوآورانـه کـه بـا روشـهای تحلیلی اثبات شده و دارای تسهیلات تجربی و نیز مواد پیشرفته و تکنیک های تولید مـی باشد نیاز دارد. این اعتماد لازم برای پیش بینی دماهای مولفـه تـوربین تـاثیر گـذار روی عمر و عملکرد موتور را توسعه می دهد.

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

یک چالش طراحی اصلی در کسب بازده توربین بالا, به حداقل رساندن سرعت جریان هوای خنک سازی توربین با بهترین کاربرد پتانسیل خنک سازی آن برای ارائه دماهای مولفه خواسته شده می‌باشد.

یک فاکتور مضاعف که باید در نظر گرفته شود بخصوص در محیط های صنعتی, کیفیت هوا/ سوخت می باشد. که اغلب مسئول فرسایش پوشش هایی است که مولفه های بخش داغ را حفاظت می کند. عملکرد در چنین محیطی به مسیرهای خنک سازی بزرگتر برای اجتناب از بسته شدن یا بلوکه شدن آنها نیاز دارد.

مولفه های توربین گاز اصلی که نوعاً به خنک سازی نیاز دارند شامل:

پره های نازل مرحله ۱ و مرحله ۲

پره های مرحله ۱

ساختار حفاظتی برای نازل ها و بخش های نوک دار (دیافراگم ها و نازل)

مونتاژهای دیسک / روتور توربین

خطی های کمبوستور

علاوه بر کاهش دمای مولفه, نقش مهم دیگری برای سیستم خنک سازی, کنترل وضعیت نسبی بین پروانه و قسمت ساکن به شکل مثبت و منفی و حفظ شفافیت نوک – پروانه توربین می باشد.

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

تکنیک های خنک سازی استفاده شده متداول

رایجترین تکنیک های خنک سازی، بنا به دلایل فوق الذکر، مبتنی بر کاربرد هوای القا شده از تخلیه کمپرسور یا مراحل میانی می باشد شکل ۲ یک بخش داغ توربین ژنریک با عوامل اصلی توربین و سیستم خنک سازی کمبوستور را به تصویر می کشد. معرفی جریان نزولی هوای خنک سازی توربین در کمبوستور باعث نارسایی عملکرد توربین می شود چون کار کمتری از هوای خنک سازی کمپرس شده استخراج می شود. در همین زمان مقدار کاهش یافته هوای موجود برای کمبوستور خنک سازی خطی و کنترل پرتو را مشکل تر می سازد. این دارای یک چالش اصلی برای طراحی سیستم خنک سازی است. یک سیستم را انتخاب کنید که به حداقل مقدار هوای خنک سازی برای رسیدن به دمای فلز مورد هدف از مولفه های توربین نیاز داشته باشد و کمترین تاثیر منفی روی دوام موتور، عملکرد, وزن, پرتو تابی، هزینه و پیچیدگی تولید را بوجود می آورد. خارج از این مهمترین ویژگی های موتور, کاهش وزن یک معیار اصلی طراحی برای موتورهای هوایی بوده و دوام دراز مدت و کاهش پرتوتابی اغلب عوامل مورد هدف مهم برای موتورهای صنعتی هستند.

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

تیغه های نازل این مرحله در بالاترین دماهای گاز چرخه ای عمل کرده و تیغه ها ترکیبی از دماهای بالا و بارهای گریز از مرکز را تجربه می کنند. به همین ترتیب, خنک سازی، پر چالش ترین وظیفه را در طرح سیستم خنک سازی توربین ارائه می دهد.

بارهای حرارتی متداول برای تیغه ها (شرایط مرزی حرارتی در سطوح بیرونی) را می توان به یک شکل ساده شده بعنوان یک ترکیبی از ضرایب انتقال حرارت محلی و دماهای گاز ورودی پروانه توربین نسبی (TRIT) ارائه داد.

خنک سازی لایه نازک هوای درونی برای بارهای حرارتی دارای توازن معکوس به منظور حفظ دماهای فلز در یک سطح قابل قبول مرتب می شود. (شکل ۳).

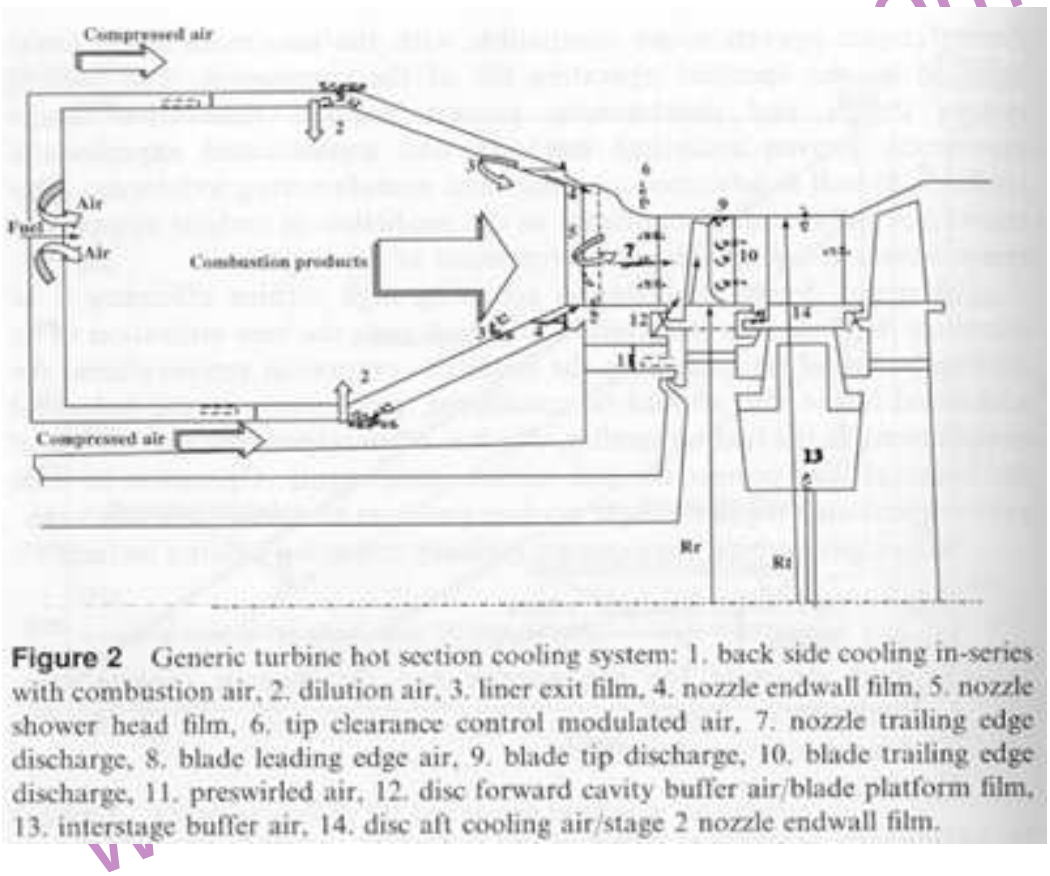


Figure 2 Generic turbine hot section cooling system: 1. back side cooling in-series with combustion air, 2. dilution air, 3. liner exit film, 4. nozzle endwall film, 5. nozzle shower head film, 6. tip clearance control modulated air, 7. nozzle trailing edge discharge, 8. blade leading edge air, 9. blade tip discharge, 10. blade trailing edge discharge, 11. preswirled air, 12. disc forward cavity buffer air/blade platform film, 13. interstage buffer air, 14. disc aft cooling air/stage 2 nozzle endwall film.

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

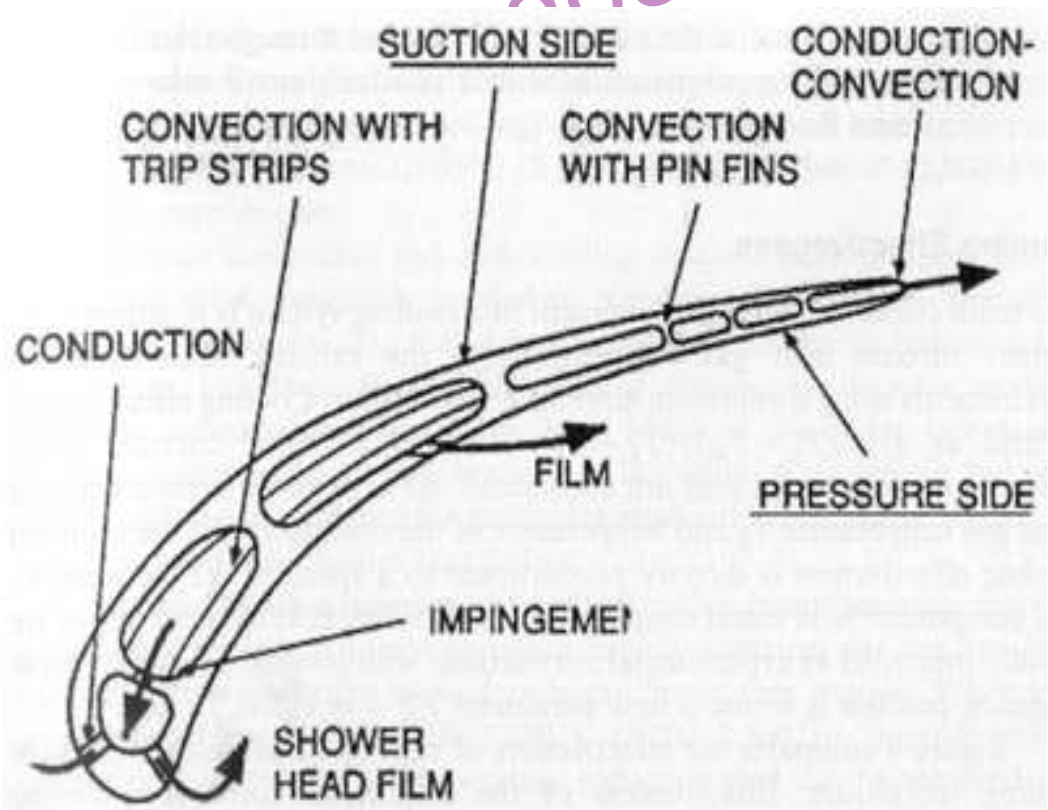


Figure 3 Airfoil cooling techniques.

(a) smooth channels
(b) internal passage augmented with longitudinal ribs
(c) channels with normal or angled ribs (trip-strips)

تعدادی از تکنیک های خنک سازی پیچیده برای اجازه دادن به دماهای گاز نزدیک به ۵۴۰^{oc}(۱۰۰۰^{of}) به حد بالاتر از حد دمای ماده توسعه یافته اند. این تکنیک های خنک سازی را می توان به سه گروه تقسیم کرد.

۱-خنک سازی رسانایی درونی که در آن خنک سازی با رسانایی انجام می شود (بدون ارائه تاثیر خنک سازی بیشتر با صرف هوا). این الگو را می توان به شش گروه فرعی تقسیم کرد:

(a) کانال های هموار

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

(b) گذرگاه درونی افزایش یافته, با باریکه های طولی

(c) کانال هایی با باریکه های زاویه دار و یا نرمال (نواری)

(d) کانال هایی ارتقاء یافته با پایه ستون ها یا میله های ریز

(e) خنک سازی جت با یا بدون جریان عرضی

(f) جریان مارپیچی خنک ساز

۲-خنک سازی فیلم بیرونی که در آن خنک ساز یک مانع فیلم حفاظتی روی سطح مولفه را ایجاد می کند. در اکثر موارد این نوع از خنک سازی با همرفتی درونی مزدوج می شود و از هوای خنک سازی صرف شده برای حفاظت فیلم استفاده می کند. یک توجه خاص باید به خنک سازی فیلم مجاورت لبه هدایت کننده معطوف گردد که تحت عنوان خنک سازی راس روش شناخته می شود.

۳-خنک سازی تعریق که در آن خنک ساز از طریق یک دیوار سوراخ دار به سطح لایه نازک هوا نفوذ می کند، موثرترین نمودار خنک سازی هوا می باشد ولی دارای محدودیت های خاصی بخاطر اندازه کوچک سوراخ ها و مشکل بالقوه بلوکه شدن شان می باشند. همچنین افت های ایرو دینامیکی می‌تواند بخاطر تزریق نرمال هوای خنک سازی کم شدت جریان در لایه مرزی یک جریان اصلی مهم باشد. با این وجود، وقتی این تکنیک برای یک پوشش کمبوستور به شکل خنک سازی خروجی با استفاده از مقدار قابل

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

توجهی از هوای خنک سازی به کار برده شود، محدودیت فوق الذکر، مرتبط نمی باشد چون هوا را می توان از طریق سوراخ های نسبتاً بزرگ که بعداً با یک جریان اصلی دارای شدت جریان کمتر ترکیب می شود تخلیه کرد.

تاثیر خنک سازی

چالش اصلی در توسعه یک سیستم خنک سازی حمایت از بالاترین دمای گاز ورودی توربین در تنش موجود و الزامات عمر با استفاده از حداقل مقدار هوای خنک سازی است. تاثیر خنک سازی که بصورت $\eta_c = (Tg - Tm)(Tg - Tc)$ تعریف می شود معیار اصلی در زمانی است که تکنیک های خنک سازی متفاوت در نظر گرفته می شود. در یک تفاوت مشخص بین دمای گاز محلی T_g و دمای هوای خنک سازی T_c, تاثیر خنک سازی خواسته شده مستقیماً متناسب با یک Δt معین بین T_g و دمای فلز توده مولفه T_m می باشد. منحنی حال تاثیر خنک سازی معمولا بعنوان روابط تجربی با جریانات خنک سازی نمایان می شوند. متداولترین عملکرد استفاده از یک پارامتر جریان $Fp = m_c h_c / Acp$ می‌باشد.

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

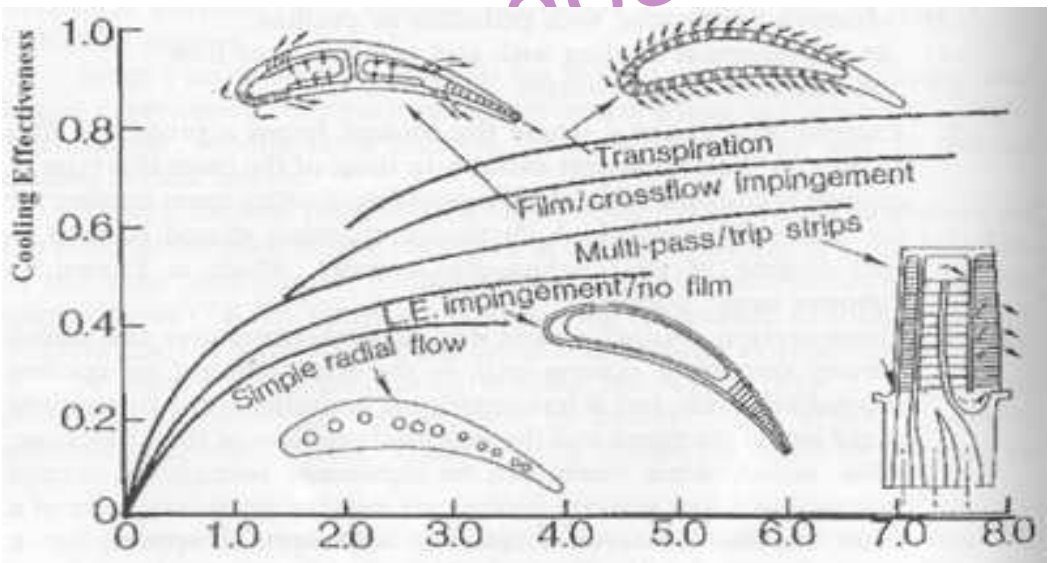


Figure 4 Cooling air flow (% of compressor flow).

تاثیر ترکیبات مختلف تکنیک های خنک سازی تیغه را مقایسه می کند. تاثیر خنک سازی رسانایی متعارف معمولاً TRIT را در ۱۱۲۰.^{of}(۲۰۵۰.^{of})محدود می کند. خنک سازی لبه هدایت کننده یک تیغه توربین تاثیر را ارتقا می دهد و به TRIT اجازه می دهد تا به ۱۱۵۰.^{of}(۲۱۰۰.^{of})برسد.

پیشرفت های اخیر در خنک سازی لبه هدایت کننده که مبتنی بر جریان هوای خنک سازی گردابی در گذرگاه تیغه می باشد برای افزایش این حد تا ۱۱۵۰.^{oc}(۲۳۰۰.^{of}) مورد انتظار می باشد. افزایش های بیشتر در TRIT نیاز به ترکیب همرفتی، و خنک سازی فیلم دارد و بنابراین حد تکنولوژی حاضر در دمای ورودی توربین برای توربین های صنعتی را به ۱۳۷۰.^{oc}(۲۵۰۰.^{of})و ۱۵۴۰.^{oc}(۲۸۰۰.^{of})برای موتورهای هوایی پیشرفته می رساند .

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

همرفتی درونی و خنک سازی فیلم یا ترکیبات آنها تکنیک هایی هستند که عموماً برای خنک سازی لایه نازک توربین بکار می روند. خنک سازی همرفتی درونی لایه نازک هوا که دارای یک مبنای علمی مشترک با تبادل گرهای گرما می باشد بطور کامل برای چندین دهه مورد مطالعه قرار گرفته و امکان انجام پیش بینی های تحلیلی دقیق تر را فراهم آورده است. یک خواننده برخی جزئیات و دستورالعمل های طرح را برای کاربردهای خاص خنک سازی درونی در بخش های بعدی این فصل خواهد یافت.

علیرغم پیشرفت های آن و تولید مطلوب و موضوعات مربوط به هزینه, خنک سازی درونی معمولاً برای لایه های نازک هوایی توربین مرحله اول در حال کار در موتورهای دارای دمای بالای پیشرفته کافی نمی باشد. وقتی دماهای گاز محلی از $(۲۲۰۰-۲۳۰۰^{of})۱۲۰۰-۱۲۶۰^{oc}$ تجاوز کند, خنک سازی درونی نمی تواند کاهش دمای فلز را ارائه دهد که در خنک فیلم پیشرفته قابل دستیابی می باشد. این ترکیبی از خنک سازی فیلم و خنک سازی درونی را برای بدست آوردن تاثیر خنک سازی مورد نظر در برمی گیرد. با در نظر گرفتن تاثیر عمر ویژه در دماهای فلز مجاز مولفه، یک تاثیر خنک سازی بالاتر برای مولفه های مشابه برای توربین های صنعتی دارای عمر طولانی تر در مقایسه با موتورهای هوایی مورد نیاز می باشد. می توان به راحتی نتیجه گرفت که یک تکنیک خنک سازی زمانی که افزایش قابل توجهی در جریان خنک سازی نا کافی می

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

شود و این باعث یک بهره کم در تاثیر خنک سازی می شود. یک ΔT ویژه بین گاز داغ محلی و دماهای فلز مولفه خنک شده با یک تاثیر خنک سازی مطلوب خاص متناسب می باشد که می توان برای هر تکنیک خنک سازی ویژه در جریان خنک سازی مجاز بدست آورد.

با سطوح فشارهای منبع هوای خنک سازی موجود در توربین ها و دمای هوای در حال افزایش بطور پیوسته در تخلیه کمپرسور، خنک کردن لایه های نازک هوا بصورت همرفتی فراتر از یک سطح تاثیر خنک سازی ۰/۵ میانگین مشکل می باشد. این سطح نشان میدهد که دمای فلز مولفه بین هوای خنک سازی و دمای گاز در حد میانگین قرار دارد. این همچنین بدان معناست که افزایش در دمای گاز تا $^{of}۴۰$($^{oc}۲۲$)باعث افزایش دمای فلز مولفه خنک شده تا $^{of}۲۰$($^{oc}۱۱$)و کاهش عمر این مولفه تقریباً تا نصف می باشد. همچنین با سطوح تاثیر خنک سازی همرفتی بالا، گرادیان های دمای فلز مولفه بسیار بزرگ بود، و بنابراین باعث بروز نگرانی هایی برای مشکلات تنش حرارتی محلی می شود. وقتی ترکیب دمای گاز توربین, دمای خنک ساز و دمای فلز مجاز نیاز به سطح تاثیر بالاتر باشد, خنک سازی فیلم عمدتاً به کار می رود. گرچه هوای خنک سازی فیلم برای حفاظت سطح لایه نازک هوا از گاز داغ استفاده شود, این عملکرد خنک سازی همرفتی خیلی مهم را در سوراخ های تخلیه فیلم انجام می دهد. موثرترین سیستم خنک

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

سازی فیلم درونی و همرفتی درونی را ترکیب می کند. در یک وضعیت ایده ال که در آن خنک سازی فیلم به خنک سازی تعرق می رسد، دمای هوای منبع خنک سازی فیلم باید به دمای فلز مورد هدف نزدیک باشد.

تاثیر خنک سازی در این مورد می تواند به یک نزدیک باشد. با این وجود, این به جریانات خنک سازی بزرگ و ردیف های چندگانه سوراخ های فیلم برای رسیدن به پوشش فیلم کامل در مولفه بدون تخریب تاثیر خنک سازی فیلم بین سوراخ ها نیاز دارد.

مشکلات خنک سازی

برای یک توربین صنعتی پیشرفته, الزامات جریان هوای خنک سازی به ترتیب ۲۰-۲۵٪ کل جریان کمپرسور می باشد. این کمیت بزرگ هوا یک منبع افت مهم برای عملکرد چرخه مورد بطور کامل بوده و دارای ۳ تاثیر می باشد که بطور نسبی به اصلاح عملکرد توربین در متعادل کردن دمای ورودی بالا متمایل است.

موضوع اول این است که هوای استفاده شده برای خنک سازی با یک دمای کمتر وارد توربین می شود و دمای جریان نزولی کمبوستور را کاهش می دهد. بنابراین برای انتقال یک نیروی خاص, موتور باید در دمای ورودی توربین بالاتر کار کند که می تواند یک موتور خنک نشده باشد. موضوع دوم این است که کنارگذرهای هوای خنک سازی کمبوستور، در نهایت به چالش های بیشتری برای کنترل پرتوها منتهی می شود و توزیع

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

دمای مطلوب در بخش خروجی کمبوستور را ایجاد می نماید. سومین مورد با افت های آیرودینامیکی ارتباط دارد که این زمانی است که هوای خنک سازی معرفی می شود و با جریان گاز اصلی دارای شدت جریان بالا ترکیب می شود. افت آیرو دینامیک که اغلب افت مخلوط کردن نامیده می شود با تزریق خنک ساز در یک گذگاه لایه نازک هوای توربین بوجود می آید و مخلوط سازی متعاقب آن با جریان اصلی ایجاد می شود. این عمدتاً بر حسب کاهش یا افت در کل فشار جریان اصلی گزارش می شود. مراحل اصلی باید برای به حداقل رساندن کمیت هوای خنک سازی استفاده شده و افت های مرتبط با مصرف آن، به منظور رسیدن به حداکثر سودها از دمای چرخه بالا, در نظر گرفته شود. این می تواند یک محدودیت شدید در درجه آزادی باشد که با آن طرح خنک سازی انجام می شود.

صرفنظر از اینکه چه نوع تکنیک خنک سازی استفاده می شود، خنک سازی فیلم و خنک سازی درونی, هوای مصرف شده باید از میان دیوار از طریق سطح لایه نازک هوا یا از طریق لبه یک مکش آن تخلیه شود. بهمین دلیل وقتی تکنیک خنک سازی به کار برده شده مبتنی بر خنک سازی درونی باشد, تلاش برای بکار گیری هوای معرفی برای حفاظت فیلم باید انجام شود و بهمین دلیل، وقتی خنک سازی فیلم به کاربرده می شود

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

برای مصرف هوای خنک تر برای خنک سازی همرفتی در راستای کانال های سوراخ های تخلیه فیلم باید تلاش شود.

دو هدف اصلی مرتبط با کاهش مشکل باید در طول طراحی خنک سازی درونی لایه نازک هوا در نظر گرفته شود.

۱-تاثیر دقیق شدگی دمای جریان اصلی را با به کارگیری حداکثر پتانسیل خنک سازی درونی و تخلیه هوای مصرفی در دمایی که به دمای فلز مجاز نزدیک می باشد, کاهش دهید.

۲-افت فشار در گذرگاههای خنک سازی درونی لایه نازک هوا را برای فعال کردن تخلیه هوای خنک سازی مصرفی در بخش فشار جریان صعودی لایه نازک هوا از گلوگاه یا از طریق لبه خروجی در شدت جریانی که با شدت جریان اصلی هماهنگی دارد به حداقل برسانید. این باعث افت های آیرو دینامیکی کاهش یافته و عملکرد توربین ارتقا یافته می شود.

این اصول طراحی اغلب زمانی مطرح می شود که خنک سازی درونی برای لبه هدایت کننده به کار برده می شود که معمولاً از نظر حرارتی پربارترین بخش یک لایه نازک هوا می باشد. خنک سازی درونی لبه های هدایت کننده تیغه اغلب برای دماهای ورودی بالا بخاطر هزینه های تولید کمتر آنها و حذف تمرکز تنش در قبال خنک سازی فیلم ترجیح

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

داده می شود. تکنیک های خنک سازی درونی موثرتر مبتنی بر خنک سازی گردابی برای این منطقه از لایه نازک هوا مورد نیاز می باشند. این تکنیک ها نوعاً به افت فشار بالاتر از هوای خنک سازی و هوایی که باید در جایگاههای دارای مطلوبیت کمتر برای مشکلات آیرودینامیکی در بخش مکش یا در لبه گردابی لایه نازک هوا در شدت جریان کمتر از جریان اصلی می باشند نیاز دارند.

اطلاعات محدودی را می توان در آثار مربوط به تاثیر خنک سازی فیلم در افت های آیرودینامیک بخصوص برای جریان لایه نازک هوای توربین یافت که با گرادیان های فشار بالا و ردیف های چندگانه القاء فیلم بدست آورد. شکل ۵ و ۶ یک داده خلاصه بدست آمده برای جریان های خنک سازی و مشکلات مرتبط با جایگاههای متفاوت تخلیه خنک سازی در طول یک تیغه پروانه ای و تیغه توربین را نشان میدهد. با این وجود یک تاثیر معکوس بسیار قوی را می توان در جریان اصلی mach تعداد جایگاهها مثل محل مکش بخصوص محل نزدیکتر به گلوگاه گذرگاه مشاهده کرد.

در اصلاح تحلیلی برای افت مخلوطی بخاطر دمش فیلم, براساس این فرضیه که خنک ساز تزریق شده با جریان اصلی به جای باقی ماندن در لایه مرزی مخلوط می شود، معادله افت فشار کلی یک بعدی ساده شده زیر مطرح می شود

$$\Delta p / p_{\infty} = \gamma m_c / m_{\infty} Ma^{۲} / ۲(۱ + Tc / T\infty - ۲V_c / V_{\infty} \cos\alpha)$$

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

که در آن

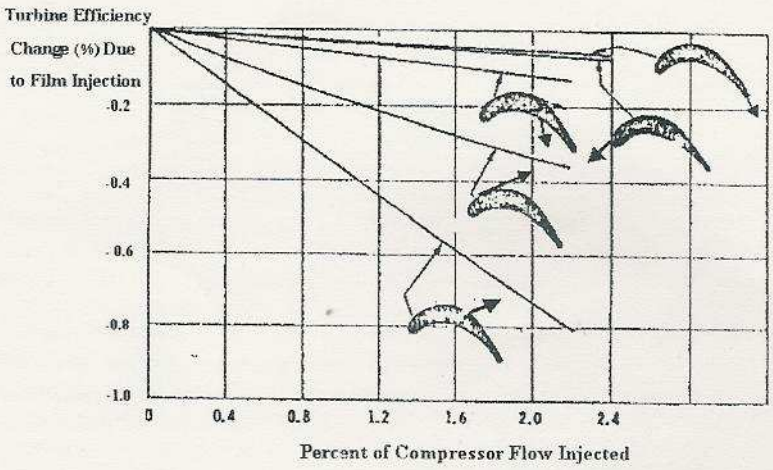
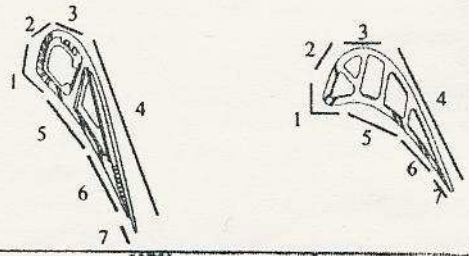


Figure 5 Effect of cooling film injection on turbine efficiency.



	NGV			Blade		
	Flow %	Normalised Loss/unit flow %	Freestream Mach No	Flow %	Normalised Loss/unit flow %	Freestream Mach No
1	2 - 3	10	0 - .15	0.5 - 1.5	120	0 - .15
2	0.5 - 1	39	.15 - .4	0.4 - 0.8	120	.15 - .4
3	1.5 - 2	Datum	.4 - .6			
4	0 - 1.5	250	.8 - 1.1	0	800	.8 - 1.1
5	1 - 2	10	0 - .2	0.3 - 0.6	190	.2 - .4
6	0.75 - 2	33	.2 - .4	0.3 - 0.6	190	.2 - .4
7	2 - 3.5	45	.75 - 1	0.8 - 1.3	225	.75 - 1
Total	9 - 12			3 - 4		

Figure 6 Typical cooling air losses and flows.

p_∞ فشار ورودی کلی

T_c / T_∞ نسبت دماهای جریان اصلی و لایه خنک سازی مخلوط کننده

m_c / m_∞ خنک ساز برای نسبت جریان های توده جریان اصلی

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

αزاویه تزریق

افت در کل فشار جریان اصلی به خاطر تزریق، با کاهش زاویه تزریق کاهش می یابد و مستقیماً متناسب با تعداد mach جریان اصلی مربع شده بود. و قویاً تحت تاثیر سرعت دمش قرار دارد. وقتی زاویه تزریق کاهش می یابد، تاثیر نسبت دمای جریان اصلی به خنک ساز T_c / T_∞ برای نسبت های دمایی بالاتر افزایش یافته و برای نسبت های کمتر، قابل توجه تر است. داده های آزمون محدود شده نشان داده اند که این پیش بینی افت باید با توجه به نتایج آزمون ثابت و منطقی باشد. نتیجه مهم نمایی این روش این است که یک دستورالعمل خاص را در جایگاه بهینه سوراخ های خنک سازی فیلم به دست می دهد. مشخص است که خنک سازی فیلم نزدیک به نقطه آرامش و در سطح فشار لایه نازک هوا, افت های فشار کلی کوچکی را بدست خواهد داد در حالیکه خنک سازی فیلم در بخش مکش در نزدیکی گلوگاه افت فشار کلی بالایی را بدست می دهد.

این موضوع اغلب بحث می شود که خروج لبه گردابی از جریان خنک سازی می تواند افت های ایرودینامیکی با پر کردن مسیر کاهش می یابد. بررسی های متعدد یک تاثیر مثبت تخلیه خنک سازی در لبه گردابی را بخصوص زمانی که مقدار قابل توجهی از جریان خنک سازی با شار لحظه ای تخلیه شده باشد, نشان میدهد. با این وجود, بخاطر

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

موارد مربوطه هزینه و تولید, بخش عمده جریان صعودی پیشرفته با هوای تخلیه شده در بخش فشار در جریان صعودی لبه گردابی طراحی می شود.

توجه قابل توجه در چند سال گذشته به مشکلات مرتبط با خنک سازی فیلم دیواره نهایی معطوف گردیده است برخی از تحقیقات نشان داده اند که وقتی فیلم به شکل صحیحی جریان صعودی طرح سکون از لایه نازک هوا را معرفی می کند, تشکیل جریان ثانویه مثل گرداب نعلی شکل آغاز شده در اتصال سه گوش بین یک لایه نازک هوا و دیواره نهایی را کنترل می کند.

و جزئیات بیشتر درباره خنک سازی دیواره نهایی و کنترل جریان ثانویه را می توانید بعداً در این فصل پیدا کنید.

یک نقش مهم در مشکلات خنک سازی نیز توسط هوای خنک سازی ایفا می شود که دیسک های توربین را خنک می کند و حفره های دیسک از سوراخ گاز داغ را حفاظت می کند. مقدار و شیوه تخلیه این هوا در جریان اصلی می تواند تا حد قابل توجهی افت های عملکرد را تحت تاثیر قرار دهد. یک تحقیق انجام شده نشان میدهد که سودمندترین جایگاه و مسیر برای تخلیه هوا از حفره دیسک یک محاورت سریع لبه های گردابی تیغه نزدیک به دیواره نهایی در بردار شدت جریان می باشد که دارای هماهنگی زیادی با شدت جریان خروجی پروانه می باشد.

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

اصول کلی برای به حداقل رساندن مشکلات تخلیه هوای خنک سازی که روی عملکرد توربین اثر می‌گذارد را می توان به شرح زیر خلاصه بندی کرد:

-هر جریانی را بصورت جریان صعودی در راستای مسیر گازی تخلیه کنید.

-سود یا بازده خنک سازی راس دوش برای لبه هدایت کننده مراحل اول لایه نازک هوا را بعنوان یک تکنیک برتر حتی با استفاده از جریان های خنک سازی بزرگتر در صورت کافی بودن بودجه و محدود نبودن هزینه تولید استفاده کنید.

-سعی کنید سیستم خنک سازی را انتخاب و طراحی کنید که هوای خنک سازی را در دمایی تخلیه می کند که به دمای سطح فلز محلی مجاز نزدیک می باشد.

-افت های مخلوط کردن را با هماهنگ کردن بردارهای شدت جریان بین جریان اصلی و جریان های خنک سازی تخلیه شده به حداقل برسانید.

-از تخلیه فیلم در بخش مکش یک لایه نازک هوا در مجاورت نزدیک انتقال لایه مرزی اجتناب کنید.

-حداکثر تلاش در اجتناب از تخلیه جریان خنک سازی از بخش مکش یک لایه نازک هوا در جریان صعودی در مجاورت گلوگاه و بخصوص جریان نزولی گلوگاه را انجام دهید.

افت های فشار در گذرگاه خنک سازی درونی را برای بازیابی کل فشار در جریان خنک سازی به حداقل برسانید.

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

از مکانیسم گردابی برای سیستم منبع خنک سازی تیغه، کاهش دادن دمای نسبی خنک سازی و کاهش افت های اصطکاک دیسک استفاده کنید.

ترکیب پوشش های حصار حرارتی و خنک سازی

استفاده از پوشش های حصار حرارتی (TBC) یک مزیت بزرگ در کاهش بار حرارتی در آرایه لایه نازک هوا را بخصوص برای لایه نازک هوای خنک شده بصورت درونی نشان میدهد.

لایه نازک هوای پوشیده شده در پوشش های حصار حرارتی در یک شیوه متعارف به استثنای یک لایه نازک ماده عایق با دمای بالا تولید می شود. ماده TBC می تواند اغلب در برابر دماهای بسیار بالا مقاومت کرد دارای رسانایی حرارتی به صورت یک دهم آرایه های اصلی متعارف می باشد. بخاطر مقاومت حرارتی مضاعف لایه نازک هوایی پوشش داده شده به این شیوه می تواند با هوای خنک سازی کمتر در یک دمای گازی معین عمل کند یا برعکس می تواند در برابر دماهای گازی بالاتر در سطح معینی از جریان خنک سازی نسبت به لایه نازک هوایی پوشش داده نشده مقاومت نماید. مشخص است که TBC به کاربرده شده در سطح بیرونی نمی تواند کار حفاظت از ماده لایه نازک هوا (ایرفویل) در برابر دمای بالا را بدون بکار گیری خنک سازی در سطح درونی انجام دهد.

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

طراحی ایرفویل های خنک شده با پوشش های مانع یا حصار حرارتی, مشکلات خاصی را نشان میدهد. حتی وقتی این ماده پویش می شود دارای یک هموواری ذاتی است و بنابراین اصطکاک پوست و ضرایب انتقال حرارت را افزایش می دهد. کاربرد یک لایه پوشش حصار حرارتی نیز باعث بروز لبه‌های گردابی ضخیم تر با مشکلات آیرودینامیکی مرتبط می شود. در ضریب انتقال حرارت درونی و دمای خنک ساز,گرادیان دما در راستای ضخامت پوشش عمدتاً با دمای گاز و ضریب انتقال حرارت بیرونی انتقال می یابد. بزرگترین ضریب حاصل از کاربرد TBC یا بالاترین گرادیان دمایی از طریق پوشش دهی را می توان در محیطی بدست آورد که در آن تفاوت دمایی بالا بین گاز داغ و هوای خنک سازی با ضرایب انتقال حرارت بالا در هر دو طرف ترکیب می شود. این محیط اغلب در مکانهای خاصی از ایرفویل, انتهای دیوارها و لینرهای کمبوستور قرار دارد که با همرفتی جانبی خنک شده اند. مهمترین نگرانی که روی استفاده از پوشش های مانع حرارتی اثر می گذارد, عمر آنهاست که توسط شکنندگی و پوسته شدن بخاطر انبساط حرارتی تمایزی نسبت به ماده پایه ایرفویل بوجود می آید. پیشرفت های اخیر در مواد برای TBC و تکنیک های کاربرد پوشش دهی ارتقا یافته توسعه قابل توجهی دارد عمر آنها ایجاد کرده است.

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

این به نگهدارنده های کمتری اجازه پیش بینی عمر برای تیغه ها و پروانه های پوشش دهی شده را میدهد که شامل مقاومت حرارتی پوشش در تجزیه و تحلیل دمای مولفه می باشد. انتخاب ضخامت پوشش برای تیغه ها باید این حقیقت را در نظر بگیرد که مقاومت پوشش نسبت به آلیاژ پایه بسیار کمتر می باشد و این باعث بروز تنش های (گریز از مرکز) داخلی در ماده تیغه می شود. طراحی ایرفویل با پوشش های حصار حرارتی باید همه این فاکتورها را تحمل نماید

فرایند بهبود خنک سازی ایرفویل (لایه نازک هوا)

شکل ۷ یک فرایند بهبود متداول را برای خنک سازی ایرفویل نشان میدهد. نقطه آغازین برای طراحی سیستم خنک سازی ایرفویل روی الزامات عمر مولفه تاکید می کند که این نشان دهنده یک حد دمایی فلز قابل قبول می باشد. دمای فلز موضعی در ایرفویل عمدتاً با ترکیب ۳ فاکتور اشتقاق می‌یابد.

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

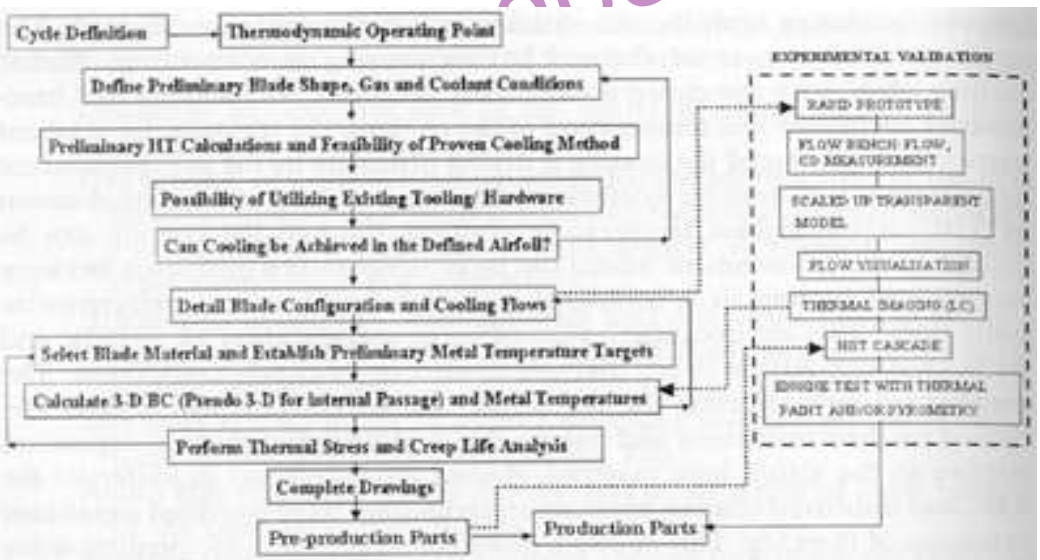


Figure 7 Development process for cooled turbine airfoil.

۱-بار گرمای بیرونی به سطح از گاز جریانی اصلی با همرفتی در میان یک لایه مرزی یا در میان یک لایه خنک سازی فیلم (وقتی هوای خنک سازی از طریق سوراخ های فیلم غلبه می شود).

۲-خنک سازی همرفتی یک بخش با هوای خنک سازی

۳-رسانایی حرارتی و لگن حرارتی در مولفه

یک طرح آیرودینامیکی توربین اولیه, شکل هندسی ایرفویل را ارائه می دهد, جریان های هوای خنک سازی را ارزیابی می کند, فشار، دما و شدت جریان های جریان اصلی را معین می سازد. تجربه و آزمایش قبلی برای فرضیه های صحیح در تجزیه و تحلیل و انتخاب مفهوم خنک سازی، الزامی می‌باشد.

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

پیشرفت های اخیر در روشهای تحلیلی مبتنی بر کامپیوتر و بخصوص در گرافیک های کامپیوتر, ابزار خوبی را برای مهندسی مربوطه با استفاده از یک پایگاه اطلاعاتی ۳ بعدی (3D) برای الگو سازی یکپارچه, جریان, انتقال حرارت و تجزیه و تحلیل مکانیکی فراهم می آورد. الگو سازی یکپارچه, بازنمایی گرافیکی جامعی از شکل هندسی اکثر مولفه ها را ارائه می دهد.

محاسبه ضرایب انتقال حرارت مولفه محلی مبتنی بر شرایط مرزی تعریف شده در اطراف سطوح درونی و بیرونی ایرفویل می باشد. رفرهای دینامیکی سیال محاسبه ای موجود برای جریان اصلی (اغلب 3D) روزهای مربوط به جریان و روابط اصلی (اغلب ID یا گاهی اوقات 3D) برای جریان های درونی از طریق گذرگاههای خنک سازی، این شرایط مرزی را توسعه می دهد. تجزیه و تحلیل حرارتی ایرفویل معمولاً انجام می شود و داده حال انتقال حرارت, ویژگی های فیزیکی آلیاژ و پارامترهای ترمودینامیکی جریان اصلی و جریان های خنک سازی را تا زمانی که دماهای فلز به حد مطلوب برسد ترکیب می کند. تاثیرات نوسان جریان آزاد، جریان های ثانویه و دوران (برای تیغه ها)، برای بدست آوردن نتایج معنی دار از تجزیه و تحلیل های حرارتی الزامی می باشد.

برش عرضی دمایی شعاعی مورد انتظار از جریان اصلی بصورت درون داری برای تجزیه و تحلیل تیغه توربین به کاربرده می شود. دمای اوج محیطی (نقطه داغ) در یک فاکتور

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

الگوی دمای کمبوستور غیر یکنواخت بعنوان شرایط مرزی برای پیش بینی دمای پروانه تیغه استفاده می شود. دماهای ایرفویل پیش بینی شده بصورت تجزیه و تحلیلی در الگوی یکپارچه کامپیوتری تلفیق می شود و بعنوان یک درون دار برای تجزیه و تحلیل مکانیکی مورد استفاده قرار میگیرد.

بعد از ۴ دهه پیشرفت در تحلیل عددی و تحقیقات دستگاه توربین، تکنیک های تحلیلی هنوز در ارائه یک پیش بینی عمر دقیق برای مولفه ها، محدود می باشند. بنابراین, کالیبره کردن تجربی و اثبات درستی تحلیل ها نقش اصلی را در چرخه توسعه ایفا می کند. معتبر سازی تجربی تجزیه و تحلیل ها بعد از اینکه یک تیم طراحی بر اساس پیش بینی تحلیلی و مفهومی به سطح رضایت بخشی رسیدند انجام می شود. بخش مربوط به خنک سازی کمبوستور عوامل اصلی معتبر سازی تجربی را شرح میدهد.

تعریف پارامترهای شباهت انتقال جرم و حرارت اصلی

پدیده انتقال حرارتی مجرایی در زمان تجزیه و تحلیل مولفه های توربین باید در نظر گرفته شود که عبارتند از:

۱-انتقال حرارت با رسانایی

۲-انتقال حرارت با همرفتی

۳-انتقال حرارت با پرتو تابی

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

انتقال حرارت بصورت پرتوتابی اغلب در پیش بینی تحلیلی لینر کمبوستور و پره های پروانه مرحله ۱ که بالینر کمبوستور در تماس هستند حائز اهمیت است. انتقال حرارتی مزدوج در یک مولفه توربین مثلاً در یک تیغه توربین, شامل ترکیبی از انتقال حرارت بیرونی همرفتی از گاز داغ به پره ها, رسانایی از طریق دیواره تیغه توخالی, انتقال حرارت درونی همرفتی از تیغه به هوای خنک سازی و پرتوتابی شعله ای احتمالی و نیز انتقال حرارتی بصورت پرتو تابی از دیوارهای دارای دمای بالا در لیز می باشد.

کنش متقابل انتقال جرم – حرارت در لایه مرزی ایرفول

انتقال حرارت در یک سیال می تواند از طریق رسانایی و نیز از طریق حرکت سیال اتفاق بیافتد. (اصطلاح همرفتی در موقع رجوع به حمل و نقل تراکمی با حرکت تصادفی ملکول ها و اصطلاح adwection در موقع رجوع به حمل و نقل بخاطر حرکت سیال انبوه، استفاده می شود). انتقال حرارت کلی که همرفتی و رسانایی را در یک محیط در حال حرکت ترکیب می کند معمولاً به عنوان انتقال حرارت همرفتی مطرح می شود. انتقال جرم و حرارت که میزان شدت جریان و دما را تعریف می کند قویاً با هم مزدوج شده و کنش متقابل انجام می دهد و روی یکدیگر تاثیر می گذارند. همرفتی اجباری نقش مهمی را برای اکثر مولفه های توربین در مقایسه با همرفتی طبیعی ایفا می کند. عوامل

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

مهم در انتقال حرارت بیرونی از گاز داغ به دیواره تیغه, لایه مرزی است که در سطح و دمای کل جریان آزاد توسعه می یابد.

لایه مرزی که بعنوان یک بافر بین جریان اصلی و ماده خشک عمل می کند, مقاومت در برابر انتقال حرارت را نشان میدهد. انتقال حرارت در این لایه بین ماده خشک و سیال از طریق مکانیسم های همرفتی و رسانایی اتفاق می افتد. اگر سطح مولفه در یک دمای بالاتر باشد, انتقال حرارت از سطح به سیال اتفاق می افتد و اگر دمای سیال بیشتر از سطح باشد برعکس این روند اتفاق خواهد افتاد وقتی حرارت در جریان نفوذ می کند انتقال انرژی عمدتاً از طریق همرفتی با محیط در حال حرکت اتفاق می افتد.

بنابراین منطقه بافر و لایه مرزی، نقش بسیار مهمی را در انتقال حرارت ایفا می کنند.

شرایط و ویژگی‌های این لایه سرعتی را تعیین می کند که در آن حرارت انتقال داده می شود.

یک شناخت فیزیکی خوب از انتقال حرارت همرفتی را می توان با بررسی معادله انرژی بدست آورد که در آن یک طرف معادله به انتقال انرژی و طرف دیگر به ترتیب به انتقال حرارت توسط رسانایی ملکولی سیال مربوط می شود و این کاری است که با نیروهای فشار و تنش های خطی و کار انجام شده توسط تنش های نوسانی و انتقال حرارت با شدت جریان نوسانی و نوسانات دمایی صورت می‌گیرد.

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

توزیع انتقال حرارت نسبی در یک تیغه توربین متداول در شکل ۸ به تصویر کشیده شده است.

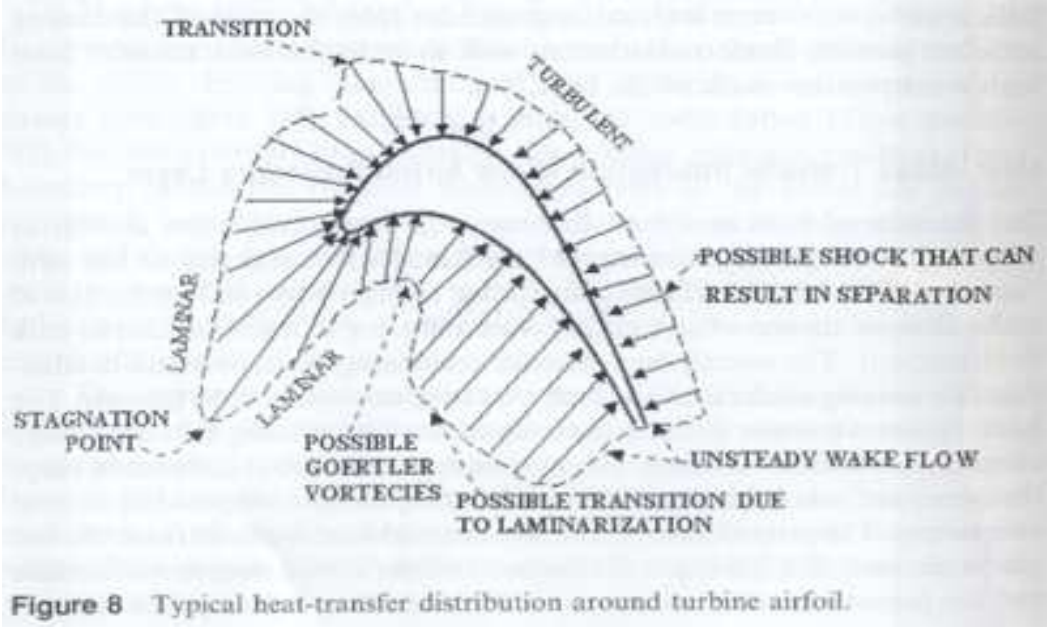


Figure 8 Typical heat-transfer distribution around turbine airfoil.

بالاترین شار حرارتی عمدتاً در منطقه سکون لبه هدایت کننده و به سمت لبه گردابی تیغه اتفاق می افتد. تغییرات گسترده انتقال حرارت در بخش گازی باید به شکل مناسبی با تاثیرات حرارتی بخش خنک کننده متناسب و هماهنگ باشد به گونه ای که بتوان به توزیعات دمایی قابل قبولی رسید. حداقل ۷ منطقه مجزا و متفاوت و از انتقال حرارتی را می توان شناسایی کرد:

۱-نقطه سکون

۲-لایه مرزی خطی

۳-لایه مرزی متعارف

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

۴-لایه مرزی آشفته

۵-کنش متقابل لایه مرزی / شوک

۶-تکنیک با هماهنگ سازی مجدد

۷-تفکیک بدون هماهنگ سازی مجدد

از آنجایی که انتقال حرارت با پدیده مکانیک های سیال قویاً فرد و زوج می شود، هر یک از این مناطق شامل یک تجزیه و تحلیل جداگانه معتبر برای آن منطقه خاص می باشد.

انتقال حرارت به تعداد mach. عدد رینولد, آشفتگی جریان آزاد, نسبت دمای دیواره به جریان آزاد, هموارى و تحدب تیغه، ماده و ویژگی های گاز بستگی دارد.

در کاربردهای انتقال حرارت, استفاده از تجزیه و تحلیل بعدی بعنوان انتقال حرارت حائز اهمیت بوده و به تعداد زیاد پارامترها بستگی دارد. تجزیه و تحلیل بعدی کاهش تعداد زیاد متغیرها به عدد معنی دارد گروههای غیر بعدی را فعال می سازد. این در عوض آزمونگران را قادر به طراحی آزمایشاتی برای انجام یک تحقیق پارامتری می نماید.

آزمونهای قابل توجهی در تحلیل انتقال حرارت همرفتی بخاطر شکل هندسی پیچیده و کنش متقابل پیچیده بین جریان و میدان های انتقال حرارت وجود دارد. گروههای زیر را می توان با یک تجزیه و تحلیل بعدی شناسایی کرد:

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

عدد رینولد $Re_L = \rho VL/\mu$ مبتنی بر یک طول مرجع یا $Re_d = \rho vd/\mu$ مبتنی بر قطر هیدرولیک.

عدد mach $ma=v/a$

عدد Prandti $p_r = \mu c_p / k$

عدد Eckert $Ec = (\gamma - ١)Ma^{٢}T/٢\Delta T$

در کاربردهای انتقال حرارت (بیرونی و درونی) گروههای غیر بعدی مضاعف متعددی مهم هستند. انتقال حرارت کلی با اختلاف دمای بین سیال $(T\infty)$ و دیواره خشک (Tw) از طریق قانون خنک سازی نیوتن ارتباط دارد:

ضریب انتقال حرارت μ را می توان با $Q(x) = h(x)A(t_w - T_\infty) = -KA(\partial T/\partial y)_w$ عدد نوزلت $Nu = h(x)L/K = -L(\partial T/dy)w/(T_w - T\infty)$ بصورت غیر بعدی در آورد.

همانطور که قبلاً نشان داده شد, لایه مرزی بعنوان یک مقاومت در برابر انتقال حرارت عمل می کند و این ویژگی با تنش برشی معین می شود. گروه غیر بعدی که عدد استانتون ST نامیده می شود ضریب انتقال حرارت غیر بعدی را نشان میدهد.

$$ST = q''_w/[\rho o_p U(T_w - T_\infty)] = k(\partial T/\partial y)_w/[\rho O_p U(T_\infty - T_w)]$$

همچنین

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

$$ST = Nu / Re\,Pr$$

انتقال حرارت تابعی از عدد رینولد و عدد پرانده می باشد و مستقیماً متناسب با مورد لایه مرزی آشفته به کسر پوسته می باشد.

$$Nu = C_f / ۲(Re\,pr^{۱/۳}) \qquad C_f = ۰/۰۵۸(Re)^{-۱/۵}$$

و یا $Nu = ۰/۰۲۹\,Re^{۴/۳}\,Pr^{۱/۳}$

یک لایه مرزی نازک (مقاومت کمتر), یک انتقال حرارت بزرگتر را نشان میدهد. در حالت ضخامت لایه مرزی صفر (مثل نقطه سکون) حداکثر انتقال حرارت وجود دارد. ضخامت لایه مرزی شدت جریان و حرارت مثل حالت مربوط به هوا بوده و شدت جریان و دما $(T_w - T_\infty)$ مثل حالت مربوط به یک صفحه تخت می باشد (گرادیان فشار صفر).

در یک لایه مرزی آشفته، شار حرارتی آشفته را می توان به همان روش کاربردی برای تنش رینوار اصلاح کرد. رابطه دمای شدت جریان متناسب با گرادیان دما در راستای y فرض می شود (نرمال به دیواره) از اینرو شار حرارتی بخاطر نوسانات آشفتگی را می توان بصورت زیر نوشت

$$q''_t = -\rho c_p \in_h \partial T / \partial y$$

که در آن $\in_h$ قابلیت پراکندگی حرارتی گردابی است.

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

تشابهات بین تبادل های حرارت و حرکت با نوسانات آشفتگی باید در هنور گرادیان شدت جریان تاکید شود. یک رابطه مزدوج نزدیک بین انتقال حرارت و انتقال حرکت وجود دارد که بصورت یک رابطه مزدوج نزدیک بین شار حرارتی و برش تنش ترجمه و تفسیر می شود. چون نگرانی اصلی در اینجا انتقال حرارت بین سیال و ماده خشک است، تنش برش در دیواره یک نقش کلیدی را ایفا می کند.

عدد پراندل نوسانی بدون بعد $Pr_h = \varepsilon_m / \varepsilon_h$ رابطه بین انتقال حرکت و حرارت مزدوج شده را نشان میدهد.

نقش تشابه در رقابت تجربی حرارت ایرفویل توربین و انتقال جرم

یکی از مهمترین معیارهایی که روی عمر پروانه تیغه و تیغه توربین اثر می گذارد دمای فلز آنهاست یک دمای فلز خوب پیش بینی نشده $۲۰-۳۰^{of}$ $(۱۲-۱۸^{oc})$ به راحتی می تواند باعث ۵۰٪ کاهش در عمر گسیختگی خزش تیغه شود. پیش بینی دقیق این دما اغلب مبتنی بر شبیه سازی تجربی کیفیت انتقال حرارت مولفه است که شرایط موتور واقعی را نشان میدهد. این خصوصاً برای یک ایرفویل توبین خنک شده که در آن انتقال حرارت همرفتی بیرونی و درونی باید بعنوان شرایط مرزی برای انتقال حرارت رسانایی در مولفه در نظر گرفته شود, حائز اهمیت می باشد. استفاده از یک آبشار حرارتی برای آزمونهای پیوسته یا تسهیلات دارای دوام کم برای آزمونهای گذرا یک الزام برای بدست

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

آوردن داده‌های قابل اطمینان و معتبر سازی سیستم های خنک سازی ایرفویل می باشد.

آزمونهای آبشار حرارتی پیوسته شبیه سازی شده که در آن سخت افزار موتور واقعی با تنظیمات خنک سازی درونی/بیرونی صحیح استفاده می‌شود، می تواند برای پیش بینی دمای محلی ایرفویل توربین در مرحله اولیه توسعه توربین مفید باشد. تعداد کمی از آزمونها که در آن پیکر بندی موتور واقعی استفاده شده است گزارش شده است. با این وجود، آزمونهای انتقال حرارت شامل ارزیابی و مقایسه تاثیر خنک سازی در محیط های آبشار حرارتی و موتور می باشد که بندرت در آثار بحث می شود.

راه حل معادلات انرژی و Navier-Stokes برای جریان تراکم پذیر به تعداد گروههای بدون بعد بستگی دارد. این معادلات نشان میدهد که تشابه خطوط جریان سیال و هم دماها در انتقال حرارت همرفتی اجباری را می توان با استفاده از بزرگی های مشابه این گروههای غیر بعدی برای پدیده های واقعی و آزمون شبیه سازی، تقویت کرد. وقتی معادلات انرژی و حرکت غیر ابعاد می باشد، این راه حل تا حد زیادی به چهار پارامتر غیر ابعادی بستگی دارد.

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

برای اکثر مشکلات همرفتی تقویت شده مثل انتقال حرارت بیرونی در یک تیغه توربین گازی، نیروهای شناوری در مقایسه با نیروهای درونی نادیده گرفته می شوند. عدد اکرت

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

EC را می توان برحسب عدد mach جریان آزاد, نسبت دمای کل جریان آزاد به دیـواره و نسبت حرارت ویژه بیان کرد $Ec = (\delta - ١)Ma^{٢}(T\infty / T\infty o)/(١ - T_w / T_{wo})$

عامل ایستا برای کل نسبت دما را می توان با استفاده از رابطه ایز تروپیـک بـرای بدسـت آوردن رابطه زیر جایگزین کرد:

$$Ec = (\gamma - ١)Ma^{٢}[١/[١ + (\gamma - ١)Ma^{٢}/٢](١ - T_w / T_\infty)]$$

موضوعات انتقال حرارت گذرا و پایدار در بخش داغ موتور

در طول ۳ دهه گذشته, محاسبات انتقال حرارت تـوربین و داده هـای تجربـی در آثـار بـا توجه به صنایع متعدد, دولت و مولفان دانشگاه گزارش شـده اسـت. جزئیـاتی بـرای یـک محاسبه خاص گزارش شده است که عمدتاً به ماهیت حساسیت رقابـت داده هـا بسـتگی دارد. رمزهای طرح شرکت, تولید کنندگان را تشخیص میدهد و جزئیات درباره این رمزها در او لویت قرار خواهد داشت. مقالات دولتی و ارائه شده توسط مولفـان دانشـگاه معمـولاً جزئیاتی را درباره محاسبه بیان می کند ولی عمدتاً مربوط به یک شکل هندسی است کـه اغلب نمایشگر مولفه های واقعی در صنعت نمـی باشـد. تـلاش هـا روی شـناخت انتقـال حرارت ایرفویل توربین تمرکز یافته اند که قبلاً تحت تاثیر کارهای انجام شـده مـرتبط بـا ایرودینامیک‌ها بود. این به خاطر فقدان مشکلات انتقال حرارت نمی باشد بلکه به مشـکل بودن مسئله ای ارتباط دارد که با افزایش در دمای ورودی توربین بیشتر مطرح می شود.

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

اکثر الگوهای مفهومی برای انتقال حرارت در یک ایرفویل 3B مدرن تا حد قابل توجهی به اطلاعات بیشتری نسبت به محاسبات ایرودینامیکی نیاز دارد. شبکه محاسبه ای که برای محاسبه انتقال حرارت مورد نیاز است نسبت به حالت مورد نیاز برای محاسبه آیرودینامیکی متناسب, دقیق تر می باشد.

علت این است که گرادیان دما در دیواره ایرفویل محاسبه شعار حرارتی و راه حل شبکه ای در لایه مرزی را بدست می دهد که باید تا حد قابل توجهی ریزتر باشد. تقریب لایه مرزی، یک فشار ثابت در میان ضخامت لایه مرزی را فرض می کند ولی دما در میان ضخامت لایه مرزی ثابت نمی باشد. این رمزها از رمزهای لایه مرزی پیشرفت کرده اند که منشا آن از رابطه داده های صفحه تخت از میان رمزهای پیوسته 3D یا 2D به رمزهای ناویر استوکس غیر پوسته 3D برگرفته می شود.

علاوه بر تجزیه و تحلیل های مولفه های سیال و انتقال حرارت می باشند مسئول تجزیه و تحلیل جریان ثانویه و مدیریت حرارتی موتور می باشند. این شامل تجزیه و تحلیل جریانهای خنک سازی و نشت درز, توزیع دما برای اکثر مولفه های بخش داغ در شرایط عملکردی گذرا و پیوسته می باشد. طراحان خنک سازی درون داد طراحی را برای رفتار گذرای ساختار توربین کامل ارائه می دهند که شامل کنش متقابل بین پروانه توربین و قسمت ساکن آن می باشد.

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

دماهای فلز و تاثیر آن روی عمر مولفه های توربین

در اکثر موارد, دماهای پایدار, عمر مولفه های توربین را برای مواد توربین انتخاب شده تعریف می کند یک استثنا عمر خستگی چرخه کوتاه می باشد که با گرادیان های دمای گذرا تعریف می شود.

یک طراح کار خود را با ارائه یا فرض الزاما عمر مولفه خاص مبتنی بر اکسایش / فرسودگی / سایش, گسیختگی خزشی و خستگی حرارتی (چرخه پایین) آغاز می کند که محدوده های دمایی فلز قابل قبول را نشان میدهد. برای هر مولفه این الزامات دما و عمر باید تحت شرایط چرخه کار معین تامین شود. عمر لینر کمبوستور, و در اکثر موارد, مورد مربوط به پره های تک پروانه ای با اکسایش آنها محدود می‌شود.

در برخی موارد یک خستگی چرخه پایین می تواند برای لبه های گردابی پره های پروانه ای تعیین کننده باشد بخصوص وقتی که آنها در مقایسه با بقیه پره خیلی نازک هستند. عمر تیغه های توربین معمولاً با ویژگی های گسیختگی –خزش یک ماده تیغه ای انتخابی تعیین می شود بجز موارد مربوط به نوک تیغه ها که نوعاً در معرض تنش های کم از نیروهای درونی قرار میگیرند و با اکسایش محدود می‌شوند. کاهش پنجاه درصدی در عمر گسیختگی – خزش یک ایرفویل پیشرفته باید از دماهای فلز در بخش های تحت تنش که تنها $۳۰^{of}-۲۰(۱۲-۱۸^{oc})$بالاتر از طرح عددی هستند, حاصل شود. برای تیغه

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

ها و یا بخش های نوک تیغه دارای اکسایش محدود، همین کاهش عمر از دماهای فلز حدوداً ۵۰.^{of} ۴۰ – ۳۵^{oc} (۲۵ – ۳۵^{oc}) بالاتر از حد عددی حاصل می شود.

شکل اصلی ایرفویل از طرح آیرودینامیک منشا می گیرد ولی با توجه به این موضوع که برخی سیستم‌های خنک سازی باید تنظیم شوند تغییر می یابند. ارزیابی های خنک سازی اولیه خاص باید قبل از یک بررسی کامل ایرفویل انجام شود. به منظور حفظ دماهای فلز در این محدوده, خنک سازی درونی ایرفویل باید در یک شیوه ای تنظیم شود که دارای بیشترین تاثیر در بارهای حرارتی بیرونی بصورت غیر متوازن باشد. طراح می تواند معمولاً از تجربیات و عملکردهای طراحی گذشته تصمیم بگیرد که چه نوع خنک سازی در هر سطحی که باید خنک شود الزامی است (خنک سازی فیلم یا همرفتی).

بر حسب یک عمر معین شده, حدهای دمای فلز توصیه شده برای آلیاژهای پیشرفته ۱۰۴۰.^{oc} – ۹۸۰ (۱۹۰۰.^{of} – ۱۸۰۰) برای لینرکمبوستور بخش های گذرا, ۱۹۰۰.^{of} – ۲۰۰۰ (۱۰۴۰.^{oc} – ۱۰۹۵) برای تیغه های نازل و دیواره های نهایی, ۱۵۰۰.^{of} – ۱۶۰۰ (۹۰۰.^{oc} – ۸۱۵) در تیغه های دارای تنش بسیار بالا با اسکان رسیدن دما به ۱۸۰۰.^{of} – ۱۹۰۰ (۹۸۰.^{oc} – ۱۰۴۰) در بخش راسی با اکسایش محدود می‌باشند. مولفه های توربین بزرگ مثل دیسک های توربین و ساختارهای حفاظت پره, که از قطعه‌های آهنی

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

تولید شده‌اند معمولاً تا دماهای کمتر از ^{of}۱۴۰۰(^{oc}۷۶۰)محدود می شوند و حتی در این دماها نسبتاً کم, پوشش های حفاظت در برابر اکسایش مورد نیاز می باشد.

دیسک های توربین و ساختارهای ساکن دارای دمای نسبتاً بالا که از پره های توربین حفاظت می کنند برای گرادیان های دمای گذرا, عمدتاً شعاعی و مهم که شامل یک خستگی چرخه پایین می‌باشد, مستعد است.

حفاظت موثر (تفکیک) این مولفه ها از ورود جریان اصلی با دما بالا برای عمر مولفه ها الزامی است. کاربرد پوشش حفاظتی حرارتی با رسانایی کم می تواند کمک قابل توجهی را در مواجهه با گرادیان‌های دمای گذرای شدید در این مولفه ها فراهم آورد.

موضوعات مربوط به : تغییر مکان های حرارتی گذرای روتور به استاتور و کنترل

فاصله نوک آزاد

یک مورد کلی از رسانایی سه بعدی گذرا با معادله فوریه کنترل می شود:

$$k\nabla^{2}T/(\rho cp)+Q\,|\,\rho cp=\partial T/\partial t$$

که در آن

∇ یک اپراتور لاپلاس است

پارامتر $k/\rho c_p$ نشر حرارتی α از ماده رسانایی است

Q مقدار حرارت اضافه شده (یا کم شده) در بدنه در هر واحد زمان و حجم می باشد.

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

ارائه موقعیت یابی نسبتاً مناسب مولفه های چرخان و ثابت موتور, موضوع مورد هدف اصلی در یک طرح مفهومی از یک بخش داغ توربین می باشد. موضوعات اصلی که اغلب مدیریت حرارتی از یک طرح توربین نامیده می شوند باید در این مرحله مورد خطاب قرار گیرند. این ها شامل:

جایگاه یک تکیه گاه فشار محوری است که تا حد زیادی تغییر مکان محوری از یک حالت چرخان را تحت تاثیر قرار میدهد.

هماهنگ سازی حرارتی گذرا بین کنش متقابل مولفه های ثابت و چرخان که فاصله آزاد عملکرد را تعریف می کند. رفتار گذرای مولفه های توربین در طول حالات گوناگون عملکرد که کاملاً متفاوت با یک موقعیت یابی پایدار می باشد.

رفتار یک ساختار حفاظتی که روی هم محوری بین بخش ثابت و چرخان بخصوص بعد از خاموش شدن موتور یعنی وقتی مجموعه نگهدارنده کمانی شدن ناشی از دماهای غیر یکنواخت را تجربه می‌کند، تاثیر می گذارد.

توانایی درزهای بین مولفه های مختلف برای هماهنگ کرن تغییر مکانهای محوری و شعاعی گذرا بدون از دست دادن تاثیر.

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

شکل ۶ مثالی از الگوی کامپیوتری دارای عامل محدود چرخان توربین کامل را نشان میدهد که برای انجام تحلیل های تغییر مکانهای محوری و پرتویی القا شده از سوی بارهای فشاری و حرارتی گذرا مورد نیاز می‌باشد.

تحلیل تغییر مکان چرخان باید شامل تاثیر نیروهای گریز از مرکز و حرارتی باشد. در طول تلاش پایه اولیه هر دو الگو را می توان تا حد زیادی با استفاده از ساختارهای دو بعدی دارای تقارن محوری به استثنای تیغه ها و پره های پروانه ای ساده کرد. ایرفویل را می توان در این مرحله بصورت تیرهای دارای ضخامت ثابت با چگالی های میانگین که شکل هندسی واقعی مولفه های تو خالی را نشان می‌دهد, الگو ساز می کرد.

یکی از پرچالش ترین موضوعات در اهداف مهندسی در طرح دستگاه توربین و یک فاکتور مهم برای عملکرد موتور به حداقل رساندن و حفظ فاصله آزاد نوک تا تیغه توربین در طول عمر موتور می‌باشد. این به دامنه کاملی از طراحی و تجزیه و تحلیل جامع نیاز دارد که شامل توسعه مفهومی به همراه مکانیک های سیال گذرا, انتقال حرارت و تجزیه و تحلیل تغییر مکان تنش در کل ساختار چند مولفه‌ای و در پی آ، مستند سازی آزمایش موتور می باشد. نشت های نوک تا تیغه توربین یکی از بزرگترین منابع افت تاثیر توربین را نشان میدهد.

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

حفظ فاصله آزاد نوک در حال کار بدون سایش در نوک یک وظیفه اصلی برای یک طرح منظم می‌باشد. مدیریت حرارتی مناسب در کل رفتار گذرای چرخان – ثابت موتور، بخصوص برای تیغه ها در مسیر گازی واگرا یک چالش برونی را بوجود می‌آورد. تغییر مکانهای گذرای درونی و حرارتی و نیز برخی تاثیرات بارگذاری آیرودینامیکی باید در نظر گرفته شود. کنترل فاصله آزاد نوک به صورت غیر فعال که مبتنی بر هماهنگی نزدیک بین رشد گذرای چرخان و بخش ثابت می‌باشد به یک ساختار ثابت انبوه نیاز دارد که برای موتورهای هوایی قابل قبول نمی باشد. تکنیک های کنترل فاصله آزاد نوک فعال و نیمه فعال مبتنی بر یک مدولاسیون تغذیه هوای خنک سازی در ساختار ساکن در طول عملکرد گذرا یک راه حل جایگزین را در زمانی که ساختارهای سبکتر مورد نیاز هستند نشان می‌دهد.

چندین فاکتور برای تضمین فاصله آزاد نوک حداقل در حالت پیوسته و پایدار بدونه سایش بخصوص در مورد تیغه های خاص باید در نظر گرفته شود:

تفاوتها در رشد پرتویی حرارتی بین بخش چرخان توربین و نوک پروانه، از ساختار در طول عبورها، حمایت می کند.

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

این معمولاً در طول شروع کارهای مجدد شدید می‌باشد و این زمانی است که فاصله های آزاد نوک بطور قابل توجهی به خاطر خنک سازی سریعتر بخش ساکن یا بخش چرخان کاهش می‌یابد.

تغییر مکانهای حرارتی چرخان به ثابت محوری نسبی در مواردی که نوک های تیغه آتش می‌گیرد اتفاق می افتد. امواج حرارتی محیطی نوک که از ساختار حمایت می کند از دماهای غیر یکنواخت موجود در کمبوستور در طول عملکرد گذرا یا پایدار حاصل می شود.

کمانی شدن بخش هایی از نوک در طول حالت گذرا بخاطر گرادیان های دمای پرتویی در راستای دیواره اتفاق می افتد.

تغییرات در وضعیت چرخان به حالت لفافه ای در اثر تغییراتی در سرعت چرخان، دمای ورودی توربین، دمای هوای خنک سازی و فاصله آزاد تکیه گاه بوجود می‌آید.

بازده توربین فشار بالای مرحله ۱ و ۲ که اغلب توربین تولید کننده گاز نامیده می شود، دارای یک تاثیر اصلی روی کل عملکرد موتور بوده و تنها کلیه تلاش ها برای به حداقل رساندن نسبت فاصله آزاد نوک – تیغه به ارتفاع تیغه را توجیه می کند. کاهش فاصله آزاد نوک مبتنی بر کنترل فعال رشد حرارتی گذرا در مولفه های ساکن با مدولاسیون جریان هوای خنک سازی می‌باشد که یک مفهوم عمومی در طول دو دهه گذشته در

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

میان تولید کنندگان موتور هواپیمای هدایت کننده می باشد با این وجود، نگرانی های اصلی مرتبط با هزینه بالا، پیچیدگی و قابلیت اطمینان این سیستم برای موتورهای صنعتی به توسعه مفاهیم مناسب تر برای کاربرد منتهی می شود.

این مفاهیم می تواند مبتنی بر سیستم مدیریت فاصله آزاد نوک (منبع تغذیه هوای بسته یا باز ساده شده) یا نیمه فعال یا فعال باشد.

ساختار استاتیک توربین نقش مهمی را در کنترل فاصله آزاد توربین و موقعیت یابی نوک ساکن در راس های تیغه ایفا می کند. برای انجام این عملکرد ساختار چرخان باید اول از همه از نظر مکانیکی ممنوع شود و از نظر حرارتی از جریان گاز تفکیک شود.

این الزامی است که عوامل ساختاری چرخان از رسانایی، پرتو تابی و خوردگی گاز داغ برای به حداقل رسیدن تاثیر تغییرات دمای جریان گاز و الگوهای دمای محیطی حفظ شوند.

در عملکرد طراحی توربین صنعتی واقعی، ساختار حفاظتی پروانه باید حدوداً تا دمای میانگین مثل چرخان خنک شود تا هماهنگی حرارتی مناسب به دست آید. این مستلزم خنک سازی ساختار در دامنه $(۵۵-۱۱۱^{oc})۱۰۰-۲۰۰^{of}$ از دمای هوای خنک سازی می باشد. حتی نقاط داغ محلی در ستوه داخلی یک ساختار حفاظتی می تواند باعث بروز شرایطی تحت شرایط در حال کار شود و گاهی اوقات باعث امواج دائمی می‌گردد.

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

ضخامت کافی مورد حفاظتی پروانه به کاهش گرادیان های دمای محیطی کمک می کند ولی نگرانی های مربوط به وزن اغلب از این گزینه در طرح موتورهای هوایی تثنی بوده و اغلب به یک جریان اندازه گیری شده برای خنک سازی و تصفیه کافی برای جلوگیری از خوردگی گاز داغ نیاز دارد. فاکتور مهم دیگری برای کنترل فاصله آزاد نوک گذر مهم می باشد تعداد بخش های خاص در نوک مورد نیاز برای به حداقل رساندن کمانی شدن می باشد. این یک حالت تعادل بین تعداد بیشتر بخش ها می باشد که برای کنترل گرد شدگی مورد نیاز است و بخش های کمتری برای کاهش نشت بین آنها لازم است.

علاوه بر فاکتورهای بالا، اهداف طراحی دیگر مثل هزینه، قابلیت نگهداری، سهولت نظارت و تعمیر مولفه ها باید مورد خطاب قرار گیرد.

قطعات توربین و نوک های تیغه باید در برابر سایش نوک بدون اینکه بطور جدی روی فاصله آزاد نوک اثر بگذارد، مقاوم باشد. مواد نوک – تیغه توربین سنباده ای قابل اطمینان یا ماده خاص قابل سایش هنوز برای تحمل عملکردهای دراز مدت معین نشده است. (نوعاً، پوشش های فلزی ماده خشک ذرات پوسیده شده از نوک های تیغه را جدا خواهد کرد و این زمانی است که سایش اتفاق افتاده به تشکیل ذرات جوش شکل منتهی می شود و فاصله آزاد نوک و افت در عملکرد را افزایش می دهد). این به کاربرد ماده مقاوم در برابر سایش منتهی می شود که دارای چگالی پنج برابر کمتر از ماده تیغه بوده و

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

در برابر خوردگی سطح مقاوم است. معرفی پوشش پروانه ای مرحله اول سیلندری تاثیر تغییر مکانهای بخش چرخان به ثابت در فاصله آزاد نوک را حذف می کند.

به منظور توسعه دوره مهم و بحرانی که در طول آن سایش های نوک تیغه توربین اتفاق می افتد، پنج وضعیت اجرایی باید در نظر گرفته شود:

۱-گذر را از یک وضعیت سخت (دمای اتاق به شکل موثر) شروع کنید.

۲-عملکرد پایدار بار را که برای آن فاصله آزاد معمولا در یک سطح حداقل طراحی می شود تکمیل کنید.

۳-گذرها را که در آن تغییرات دمای جریان گاز ناگهانی در واکنش های حرارتی مختلف بخش های مولفه بخاطر تمایز قابلیت ها و ظرفیت های حرارتی شرایط مرزی انتقال حرارت حاصل می شود بارگذاری کنید.

۴-گذراها را که شامل یک دوره اجرای چرخان و یک دوره خنک سازی بعد از توقف چرخان می‌باشد متوقف کنید.

۵-بعد از توقف از یک شرایط اجرایی بار کامل پایدار، Hot را دوباره شروع کنید.

دیافراگم موثر و خنک سازی حلقه گیره ای، علیرغم توزیع دمای خروجی یک دمای محیطی جزئی تمایزی در مونتاژ دیافراگم را ایجاد می‌کند. این باعث می شود که ساختار مونتاژ دیافراگم از نظر تحلیلی، بصورت تقارن محوری اصلاح شود. بخش معتبر برای یک

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

طرح انتخابی معیارهای فاصله آزاد نوک – تیغه گذاری مستقیم می باشد. تعدادی از پروبهای ریز پردازنده موجود می باشند که می‌توان در سطوح خارجی پوشش نوک بارگذاری کرد.

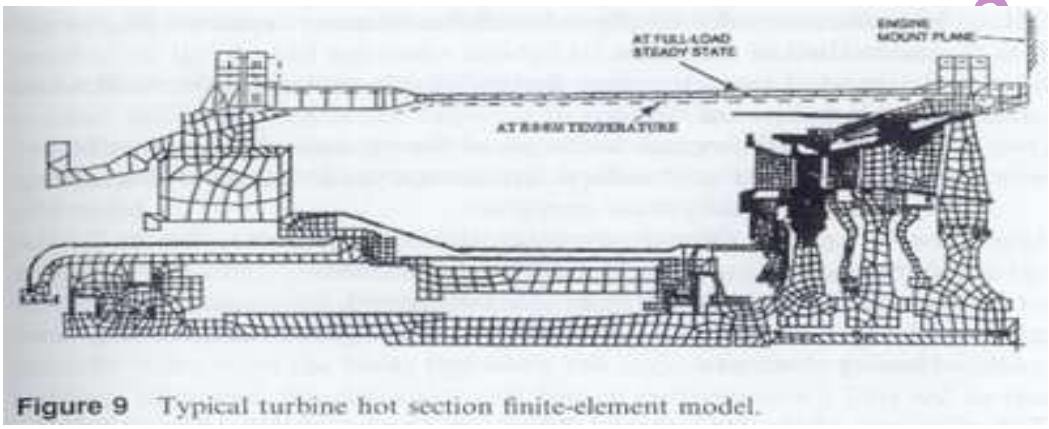


Figure 9 Typical turbine hot section finite-element model.

خنک سازی نازل توربین

در طراحی پروانه های توربین خنک شده با هوا تعدادی از فاکتورها باید بمنظور بدست آوردن یک طرح بهینه در نظر گرفته شود. علاوه بر عملکرد ترمودینامیکی موتور ویژه، این عوامل باید شامل:

الزامات عمر

شرایط اجرایی میدان

طرح آیرودینامیکی

ویژگی های کمبوستور

محدودیت های پرتو

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

سیستم تغذیه خنک ساز

ویژگی های ماده

محدودیت های هندسی

قابلیت تولید و هزینه

انتخاب مفهوم طرح خنک سازی پروانه قویاً تحت تاثیر محیط و عمر مولفه می‌باشد که در آن موتور کار می کند. وجود ذرات خارجی در هوای کمپرس شده و مواد شیمیایی فرساینده در سوخت و نیز تعداد چرخه های حرارتی در عمر مولفه و عملکرد طراحی باعث بروز تصمیم های خاصی با توجه به مفهوم طراحی انتخاب شده می شود. مثال های مربوط به محدودیت طرح در ارتباط با این فاکتورهای، دارای کوچکترین اندازه مجاز سوراخهای خنک سازی، کاربرد پوشش های حصار حرارتی، ناهمواری سطح اتکا کننده خوردگی مورد انتظار بوده و متناسب با تغییرات در ضرایب انتقال حرارت بیرونی، حاشیه های فشار منبع هوای خنک سازی در فشارهای جریان نزولی در جایگاههای تخلیه هوا و غیر می‌باشد.

شکل یک ایرفویل توربین که برای عملکرد آیرودینامیکی بهتر انتخاب شده است می تواند از یک نقطه نظر طرح خنک سازی قابل قبول باشد. محدودیت های مرتبط با خنک سازی نیازمند توزیع مجدد ضرایب انتقال حرارت بیرونی می‌باشد و باعث بروز قطر بزرگتر

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

در لبه هدایت کننده, تغییر در توزیع شدت جریان و شکل ایرفویل و حتی تعداد و اندازه ایرفویل می شود. شکل ۱۰ تحول این تغییرات را با استفاده از پروانه های Rolls Royce بعنوان یک مثال به تصویر می کشد.

کنش متقابل با کمبوستور

کمبوستورها مسئول تولید نوسان جریان صعودی با شدت و مقیاس، بازده دمایی (فاکتور الگو) متفاوت و شرایط مرزی شدت جریان برای پروانه های توربین می باشد. ویژگی های پرتو تابی کمبوستور نیز اغلب نقش مهمی را در بارگذاری حرارتی جریان نزولی پروانه ایفا می کند. میدان جریان گاز موجود در کمبوستور ورود پروانه توربین مرحله ۱ پیچیده بوده و شامل بازده های دمای محیطی و پرتویی و آشفتگی جریان آزاد با شدت جریان و مقیاس نامعلوم می باشد. این پارامتر که درجه عدم یکنواختی دمای خروجی کمبوستور را شرح می دهد فاکتور الگو نامیده می شود:

$$PF = (T_{g_{max}} - TIT)/(TIT - T_c)$$

که در آن

Tgmax بالاترین دمای گاز یافت شده در طرح خروج کمبوستور می باشد. TIT که گاهی اوقات CET نامیده می شود ورودی توربین (یا دمای خروجی کمبوستور) می باشد

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

TC دمای تخلیه کمبوستور (دمای خروج دکوپراتور برای یک موتور دارای رکوپراتور) می باشد

این قابل فهم است که PF کمتر در یک TIT معین به تاثیر خنک سازی کمتر (مقدار کمتر هوای خنک سازی برای همان تکنیک خنک سازی) نیاز دارد. PF متعارف بین ۰/۱۵ و ۰/۳ تغییر می کند بخاطر مشکلات با ارزیابی ها در کمپوستور در حال کار، طراحان اغلب حدس می زنند که چه چیزی می تواند مقیاس یا شدت جریان نوسانی مناسب باشد.

تکنیک ها برای تلفیق آشفتگی تولید شده در کمپوستور در سیستم های طرح انتقال گرما برای چندین سال تحت توسعه بود, ولی نتایج آن محدود است. یک بخش قابل توجه از اطلاعات تجربی برای این هدف استفاده شده است که از بکارگیری برنامه هایی حاصل می شود که در آن از صفحات تخت بعنوان اقلام آزمون استفاده می شود. اغلب فرض می شود که مقادیر شدت نوسان که برای این معیارها تولید می شوند نماینده کمبوستور موتور متعارف می باشد. تلاش جزئی برای تکثیر شدت نوسان و مقیاس نوسان ورودی انتقال حرارت توربین بطور همزمان صورت گرفته است.

بعلاوه مانع بزرگی برای مجموعه طرح انتقال حرارت توربین این بوده است که جریان های صفحه تخت که بتواند نماینده محیط میدان جریان ناپیوسته مرتبط با یک مرحله

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

توربین باشد بدست نیامده است. پدیده های متعدد مزدوج شده ای وجود دارند که مرتب با میدان جریان مرحله توربین ناپیوسته می باشد و نتایج تجربی نشان می دهد که تاثیرات آشفتگی جریان، تزریق سیار و خروج آن و کنش متقابل شک به صورت مجزا قابل تفکیک نمی باشد.

داده های بسیار محدودی از جریان و میدان های حرارتی برای یک موتور توربین گازی واقعی بخاطر شرایط اجرایی شدید در موتور وجود دارد. در نتیجه توسعه الگوهای محاسبه ای برای پیش بینی انتقال حرارت در بخش توربین روی شبیه سازی های محیط توربین تکیه می کند. شبیه سازی های ایرفویل های خنک شده با فیلم در طول دهه قبل بهتر شده و شامل خنک کننده های دارای چگالی بالا، دیوارهای ناهموار و منحنی و ایرفویل های پیچیده تر از نظر شکل هندسی می باشد. در طول ۱۰ سال گذشته, تلاش زیادی روی شبیه سازی ویژگی های شرایط نوسان جریان اصلی جریان در حال ورود به بخش توربین انجام شده است.

تحقیقات نشان داده اند که ستوه دارای آشفتگی بسیار بالا می تواند باعث افزایش قابل توجه در انتقال حرارت و نشر سریع جت های خنک کننده فیلم شود. بسیار از مقالات مرتبط با انتقال حرارت مطرح شده اند که در خصوص جریان در حال ترک کردن

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

کمبوستور و ورود به توربین می باشد که دارای شدت نوسان بسیار بالا با توجه به عدد ذکر شده برای دامنه ای از ۶ تا ۲۰٪ می باشد.

تعداد محدودی از این نشریات یک مرجع موجود با یک ارزیابی از شدت نوسان یا مقیاس طول نوسان برای یک کمبوستور در حال کار را ارائه می دهند به همین دلیل، یک درک جامع از تاثیرات جریان اصلی نوسان بالا، هنوز وجود ندارد بخصوص با توجه به تاثیر مقیاس طول گردابهای نوسانی. همه این فاکتورها یک توانایی محدود برای الگو سازی محاسبه ای قابل اطمینان از این جریان ها و انتقال حرارت مربوطه را شرح می دهد.

به خوبی معلوم شده است که جریان موجود در کمبوستور و در حال ورود به توربین دارای امواج دمای محیطی و پرتوپی قابل توجه یا نقطه های داغ می باشد. شگفت آور نیست که بگوییم تعداد نقاط داغ در محل خروجی بخش کمبوستور مرتباً با تعداد و وضعیت های محیطی پروانه های سوخت کمبوستور متناسب است.

الگوسازی مهاجرت نقاط داغ در میان توربین با دقت بالا, حائز اهمیت است. در میان مقالات شرح دهنده این تلاش, مراجع ۲۱-۲۴ وجود دارند.

در برخی موارد تعیین وضعیت پروانه های توربین مرحله ۱ در شیوه ای که تحت آن نقاط داغ در وسط مسیر گاز بدون یک تاثیر مستقیم روی دماهای فلز پروانه یا حداقل در لبه هدایت کننده قرار می گیرند ممکن می باشد.

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

اتصال توربین –کمبوستور (بخش عبور) یک منطقه مهم است که دارای تاثیر مهمی روی آیرودینامیک ها و خنک سازی توربین مرحله ۱ می باشد. مهم است اطمینان حاصل کنید که بهره چرخه که در دمای گاز افزایش یافته مورد انتظار است تا حد قابل توجهی شامل افت عملکرد توربین بخاطر خنک سازی توربین نمی باشد. شکل هندسی لینر کمبوستور دارای تاثیر قابل توجهی روی عملکرد توربین مرحله اول و خنک سازی دیوار نهایی می باشد. منطقه مخروطی خروجی کمبوستور بزرگتر با شدت جریان های جریان اصلی کاهش یافته متناسب بوده و می تواند دارای تاثیر مثبت بار حرارتی کاهش یافته در راستای مخروط خروجی باشد. همچنین در تعدادی از تحقیقات معلوم شده است که لایه مرزی ضخیم تر که در دیوارهای لینر یعنی جریان صعودی پروانه مرحله ۱ تشکیل می شود, تشکیل جریانات ثانویه نزدیک به دیوار نهایی و بخصوص تولید یک گرداب فعلی را تحریک می کند. برای اجتناب از ضخیم شدگی لایه مرزی, ارائه شکل هندسی شتاب دهنده جریان و تبدیل پیوسته آن از طریق بخش گذرای لیز در پی پروانه مرحله ۱ مهم می باشد. اگر این وظیفه انجام شود, چالش خنک سازی موثر دیوارهای نهایی و پروانه را می توان بدون اشتباهات عملکردی قابل توجه کنترل کرد.

دیوارهای نهایی در حال تبدیل در بخش جلویی پروانه, جریان عرضی در دیوارهای نهایی در پروانه را به حداقل می رساند. این تشکیل گرداب فعلی شکل را سرکوب می کند. در

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

نتیجه افت های ثانویه پروانه تا حد قابل توجهی کاهش می یابد. توربین های گازی مدرن نیاز به خنک سازی قابل توجهی از دیوارهای نهایی پروانه و بخش گذرای خروجی کمبوستور دارد. (شکل ۱۱) این وظیفه اغلب با کاربرد خنک سازی فیلم بدست می آید گرچه در برخی موارد تلاش هایی برای استفاده از خنک سازی همرفتی پشتی صورت می گیرد. جایگاه و شیوه ای که تحت آن خنک سازی فیلم در جریان اصلی معرفی می شود, برای تاثیر خنک سازی و مشکلات عملکردی مهم می باشد.

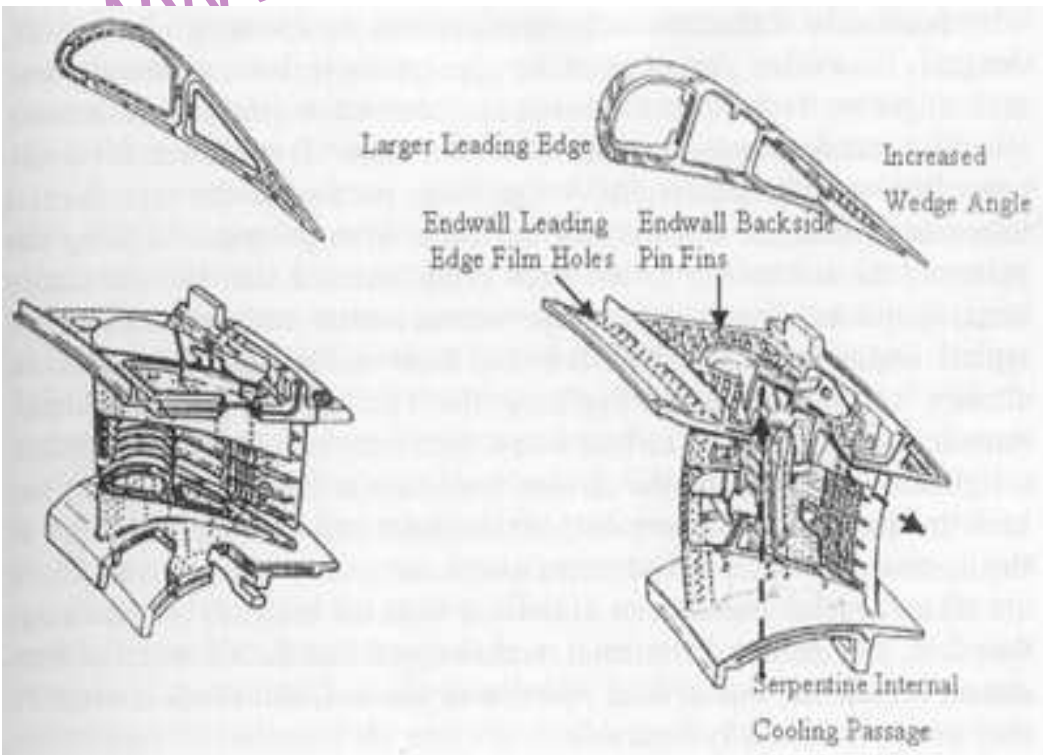


Figure 10 Evolution of nozzle geometry and cooling design.

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

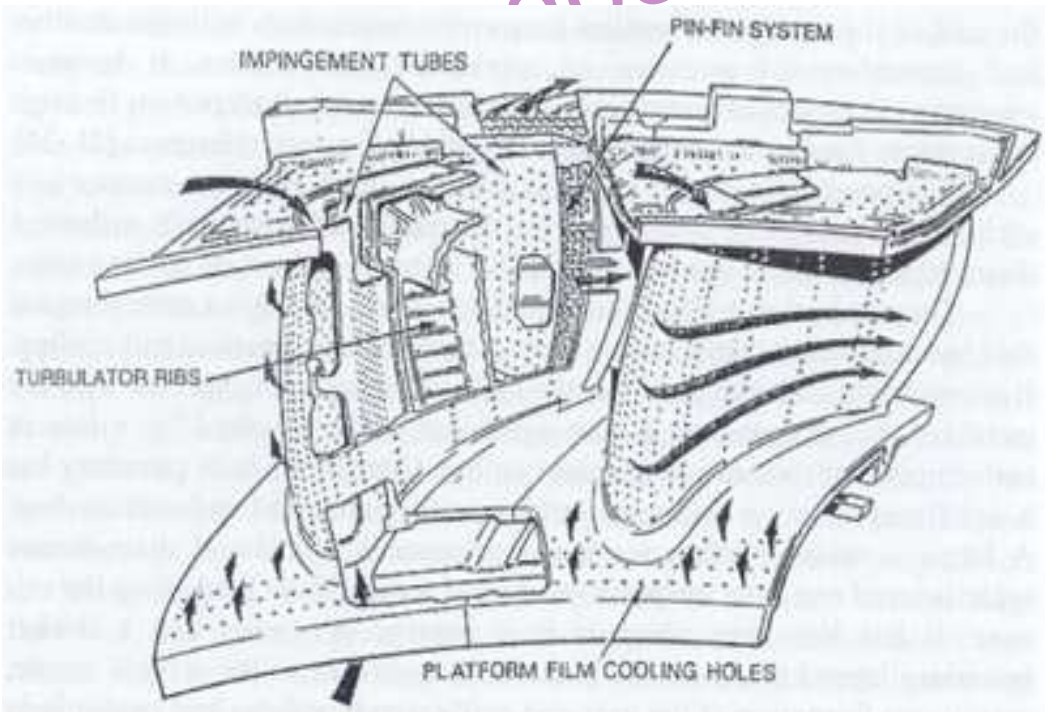


Figure 11 Nozzle vane and end-wall cooling with end-wall film discharged upstream of the leading edge.

الزامات برای خنک سازی دیوار نهایی پروانه را می توان با تنظیم جریان خنک سازی خروجی لینرکمبوستور کاهش داد که می توان جریان صعودی لبه های هدایت کننده پروانه را به یک شیوه مطلوب تر تزریق کرده و وضعیت خنک تری را در دمای پرتویی دیوارهای نهایی بدست آورد. برخی از طرح اخیراً معرفی شده اند و نسل دیگر توربین های گاز صنعتی از سیستم های احتراق با پرتو کمتر پیشرفته استفاده خواهد کرد. دماهای احتراق اوج باید برای به حداقل رسیدن تشکیل اکسیدهای نیتریک (Nox) محدود شوند. در نتیجه استفاده از کمبوستور و هوای خنک سازی پروانه شدیداً محدود می شود. برخی طرح ها به تکیه بر پوشش های حصاری حرارتی و روشهای خنک سازی

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

درونی بیشتر نیاز دارند و نیازشان به هوای خنک سازی فیلم برای رسیدن به عمر مو لفه مورد نظر کمتر است.

طرح های دیگر شامل پیکربندی های خنک سازی فیلم واحد طراحی شده بعنوان یک سیستم یکپارچه می باشد که شامل گذرا, ایرفویل ها و دیوارهای نهایی می باشد. این کمبوستورهای جدید شرایط آشفته مختلف و برش های عرضی دمایی تخت تر را نسبت به کامپوستورهای اشتقاقی آیرودینامیکی موجود تولید می کنند تاثیرات مهاجرت دما دارای اهمیت کمتری بوده و خنک سازی دیواره های نهایی برای عمر مولفه مهمتر خواهد بود. انتقال گرما و خنک سازی درونی باید با عملکرد و احتراق آیرودینامیکی، بیشتر تلفیق شود.

انتقال حرارت تیغه

یکی از مهمترین دوران دادها برای محاسبات طرح خنک سازی در ایرفویل های توربین پیش بینی توزیع ضرایب انتقال حرارت از طرف گازی و شارهای حرارتی متناسب می باشد. توزیع شار–حرارت نسبی در یک ایرفویل توربین فشار بالای متعارف در شکل ۱۲ آمده است. بالاترین شارهای حرارتی در منطقه سکون لبه هدایت کننده و به سمت لبه گردابی ایرفویل اتفاق می افتد. تغییرات شار حرارتی بالا در طرف گازی باید به شکل

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

مناسبی با تاثیر سمت خنک کننده هماهنگ شود بطوریکه بتوان توزیع های دمای قابل قبولی را به دست آورد.

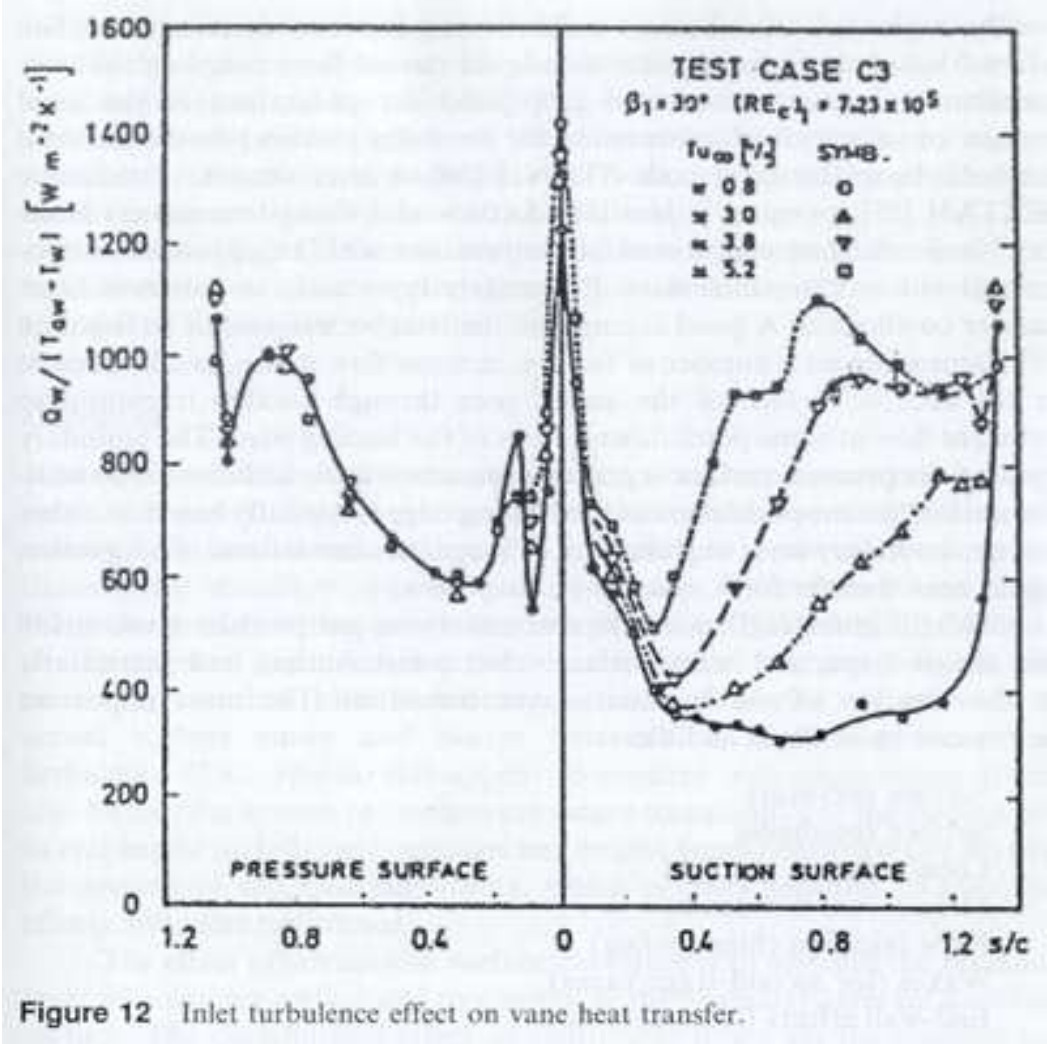


Figure 12 Inlet turbulence effect on vane heat transfer.

دستاورد کلی معمولاً در محاسبه ضرایب انتقال حرارت ایرفویل توربین استفاده می شود که مبتنی بر محاسبه لایه مرزی دو بعدی با استفاده از فرمول های انتگرال یا تفاوت محدود می باشد. توصیف آیرودینامیکی مناسب از میدان جریان که مبنایی را برای محاسبه انتقال حرارت فراهم می آورد، برای پیش بینی بزرگی توزیع انتقال حرارت در سطح یک ایرفویل الزامی می باشد. بسیاری از رمزهای موجود برای جریان دو بعدی

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

توسعه یافته اند و بخوبی معلوم شده است که برای ایرفویل های منحنی شکل بسیار پیشرفته یک محاسبه سه بعدی جهت در نظر گرفتن جریانهای ثانویه که معمولاً از نزدیکی دیواره های نهایی منشاء می گیرند الزامی می باشد. در طول دو دهه گذشته تکنیک های پیش بینی انتقال حرارت بیرونی ایرفویل از مزدوج سازی رمزهای جریان دو بعدی (استفاده شده برای تولید اطلاعات مربوط به میدان شدت جریان یا فشار موضعی برای ایرفویل) با یک رمز لایه مرزی دو بعدی STAN 2 یا نسخه بعدی رمز TEXTAN برای رمزهای پیشرفته تر (Euler و Narier Stocks دو بعدی یا سه بعدی) که در ارتباط با یک رمز لایه مرزی سه بعدی یا دو بعدی مناسب برای محاسبه ضرایب انتقال حرارت استفاده شده اند. یک مثال خوب از تکنیک اخیر را می توان در بخش ۲۸ یافت. بر حسب تعداد فاکتورها، جریان خطی که معمولاً در سطح مکش ایرفویل موجود می باشد از گذر ناگهانی به جریان آشفته در برخی نقاط جریان نزولی لبه هدایت کننده تبدیل می شود. لایه مرزی در سطح فشار عمدتاً آشفته فرض می شود. محاسبه ضریب انتقال حرارت در لبه هدایت کننده نوعاً مبتنی بر محاسبات لایه مرزی خطی یا روابط استاندارد انتقال حرارت منطقه ساکن برای یک سیلندر در جریان عرضی می باشد.

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

ضرایب انتقال حرارت عمدتاً مبتنی بر سطح فشار گاز، اندازه ایرفویل، شکل ایرفویل و از اینرو توزیع شدت جریان سطح، و بخصوص در جایگاه تحول لایه مرزی می باشد.

مهمترین فاکتورها عبارتند از:

خمیدگی سطح

ناهمواری سطح

گراریان فشار محلی

آشفتگی جریان اصلی

تزریق جریان (خنک سازی فیلم)

آبشیار (برای تیغه مرحله ثانویه)

تاثیرات دیواره نهایی (جریان ثانویه)

پرتو تابی

داده های مربوط به هر یک از فاکتورهای بالا در آثار موجود می باشند ولی عمدتاً تاثیرات ترکیب شده آنها را نشان نمی دهد. تعداد محدودی از بررسی های تجربی تاثیرات نوسان جریان اصلی و تزریق فیلم در ایرفویل ها نیز منتشر شده اند. با این وجود بررسی های اصولی درباره پارامترهای فوق در کاربردهای ایرفویل واقعی موجود نمی باشند. در نتیجه، مقدار محدودی از داده های انتقال حرارت ایرفویل توربین موجود می باشد که نمی توان

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

همیشه تفسیر کرده و یا برمبنای درک جاری از تاثیرات پارامترهای موجود در کاربردهای ایرفویل توربین ارتباط داد. در بهترین حالت، تنها پیش بینی های کیفی تاثیرات از فاکتورهای گوناگون ممکن می باشد.

انتقال حرارت ایرفویل بیرونی عمدتاً با آیرودینامیک های خط جریان در اکثر دهانه های ایرفویل کنترل می شود. به طور کلی تاثیر کمی از پیوستگی در انتقال حرارت تیغه وجود دارد نوعاً یک افزایش در انتقال حرارت با افزایش عدد رینولد وجود دارد. عکس این موضوع نیز با افزایش عدد mach صحیح می باشد. این از روندهای قدیمی برای لایه های مرزی صفحه تخت استفاده می کند. و تنها تفاوت در مورد فعلی تاثیر انحناء و گرادیان فشار می باشد که شروع و طول تحول را تغییر می‌دهد. تاثیرات نوسان با تعدادی از مولفان مطرح شده اند. تحقیقات آنها نشان می دهد که وقتی نوسان درونی افزایش می یابد، جایگاه عبور به صورت جریان صعودی حرکت می کند و عمدتاً به افزایش در انتقال حرارت تا بخش مکش ایرفویل منتهی می شود.

خمیدگی

این موضوع توسعه یافته است که آیرودینامیک ها در بخش فشاری عمدتاً دو بعدی هستند. بنابراین انتقال حرارت در بخش فشار نیز عمدتاً دو بعدی بوده و قابل پیش بینی است و در اکثر موارد اینکار با استفاده از برنامه های کامپیوتری لایه مرزی دو بعدی

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

صورت می گیرد. این موضوع مشاهده شده است که وجود مرداب Goertler در سطوح مقعر می تواند انتقال حرارت به بخشهای فشار توربین واقعی و پره ها که توسان جریان آزاد ورودی بالا را افزایش می دهد. (Tu > % 5) ظاهراً چنین پدیده‌ای را تایید نمی کند. همچنین این ویژگی وجود دارد که تحول انحنا از حالت محدب به مقعر در نزدیکی هدایت کننده در ایرفویل های موتور واقعی (پره های موتور و آبشارهای آزمون) رشد گردابه Goertler را که کاملاً به تاثیرات انحنا و آشفتگی ورودی حساس است، حذف می کند تا تخریب می‌نماید.

تاثیر انحنای سطح جریان اصلی، پایدار کردن لایه مرزی در سطح محدب و پایداری زدایی لایه مرزی در سطح مقعر می باشد. تاثیر پایداری زدایی نیروهای گریز از مرکز روی دیوار مقعر یک پایداری را القا می کند که باعث بروز جریان های Goertler در راستای محورهایی در راستای برابر با جریان اصلی می شود نشان داده شده است که انتقال حرارت در یک دیوار مقعر با انحنای سطح افزایش می‌یابد و برای یک دیواره محدب، انتقال حرارت کم می شود. شدت جریان های آشفته در لایه مرزی تا حد قابل توجهی در یک دیوار محدب کاهش می یابد و در دیواره مقعر افزاش پیدا می کند: نتایج برخی تحقیقات نشان می دهد که تاثیر انحنای سطح غیر خطی است و در مقادیر انحنای

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

کوچک بسیار قوی می باشد ولی نسبت به افزایش انحنا به صورت متناسب، کمتر افزایش پیدا می کند.

سطوح مکش پره عمدتاً تحت تاثیر جریان های ثانویه هستند. نشان داده شده است که لایه های مرزی دیواره نهایی در عرض سطح مکش پره مهاجرت می کند. در مورد یک تیغه، بخش نوک دارای جریان ثانویه شدیدتر می باشد که از گرادیان فشار شعاعی حاصل می شود که به ایجاد فشار یک سیال در راستای بخش مکش ایرفویل تمایل دارد. جریان های ثانویه روی انتقال حرارت نزدیک به نوک و بخش توپی پروانه اثر می گذارد.

با این وجود، این وضعیت مضر نمی باشد چون انتقال حرارت در این مناطق معمولاً کمتر از این میزان در دهانه میانی می باشد. این بخاطر حرکت ضخیم تر و لایه های مرزی حرارتی در مناطق جریان ثانویه ای می باشد که توسط لایه های مرزی دیواره نهایی با لایه مرزی ایرفویل به وجود آمده‌اند. معمولاً انتقال حرارت بخش مکش دارای کمترین نزدیکی به قسمت توپی و نوک در کلیه اعداد رینولد و mach می باشد. در اکثر موارد شروع و طول تحول در بخش مکش برای پیش بینی بسیار مشکل است. انتقال حرارت (لبه هدایت کننده) منطقه ساکن تحت تاثیر نوسان داخلی، عدد رینولد داخلی و عدد mach می باشد. پیش بینی انتقال حرارت در لبه هدایت کننده اغلب با استفاده از روابط توسعه یافته برای سیلندهای مدور انجام می شود. استفاده از تکنیک های لایه مرزی 2D

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

معمولاً باعث بروز نتایجی در منطقه لبه هدایت کننده می شود که بخاطر این است که لایه مرزی به تازگی شروع به تشکیل کرده و اکثر روشهای 2D نمی تواند به شکل صحیحی این پدیده را در این منطقه پیش بینی کند ضریب انتقال حرارت لبه هدایت کننده ۱/۲۵ برابر تعداد پیش بینی شده و محاسبه شده برای سیلندر همتراز در جریان عرضی می باشد. این انتظار می رود که در بررسی تاثیر نشان دار شناخته شده از نوسان جریان اصلی در ضریب انتقال حرارت محلی برای یک سیلندر در جریان اصلی و در لایه‌های مرزی خطی در حضور گرادیان های فشار مطلوب اتفاق بیافتد.

ضریب انتقال حرارت سطح فشار با مقادیر محاسبه شده صفحه تخت نوسانی هماهنگی دارد. این به نظر می رسد که برای ترکیب تاثیرات نوسان جریان اصلی، انحنای سطح و گرادیان فشار، به توازن با یکدیگر تمایل پیدا کرده و بنابراین باعث می شود که سطوح ضریب انتقال حرارت متناسب با گرادیان فشار صفر و جریان نوسان انحنای صفر شود.

برای اکثر سطوح مکش، ضرایب انتقال حرارت دارای دامنه ای از ۱/۰ تا ۱/۲۵ برابر مقادیر صفحه تخت نوسانی می باشد منطقه جریان گذرای بخش مکش ایرفویل با بیشترین گرادیان فشار استاتیک هماهنگی داشته و به توجه زیادی نیاز دارد بخصوص اگر خنک سازی فیلم در این منطقه تخلیه شود. برخی بررسی ها باید در خصوص تاثیرات پرتو تابی حرارتی بخصوص برای کمبوستور سوخت مایع انجام شود و همچنین وقتی مقدار قابل

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

توجهی از بخار آب و دوده در محصولات کمبوستور وجود دارد این موضوع باید در نظر گرفته شود. این روند را می توان اغلب برای ۱۰٪ بار حرارت پره در نظر گرفت. یک روش تحلیلی برای محاسبه انتقال حرارت پرتویی را می توان در اثری که بعداً بیان می شود یافت.

همانطور که در شکل ۱۲ نشان داده شده ضریب انتقال حرارت به بالاترین سطح در لبه هدایت کننده می رسد و اغلب عمر پره خنک شده بخاطر دمای فلز بالا تعریف می کند. وجود ذرات خورنده در محصول احتراق این زمینه از پره پروانه را مهمتر می کند.

بنابراین یک پیش بینی دقیق از انتقال حرارت بسیار مهم است. در طول مرحله طراحی اولیه، مقدار آن را می توان به شکلی منطقی با استفاده از روابط توسعه یافته برای یک سیلندر در جریان عرضی ارزیابی کرد:

$$Nu\alpha = Nu_d[1-(\alpha/90)^3 K_{tu}]$$

که در آن

$$Nud = 1/14 Re_d^{0.5} pr^{0.4}$$

α - جایگاه زاویه ای در سیلندر از نقطه ساکن لبه هدایت کننده

(معتبر برای 60° در هر دو طرف نقطه ساکن)

$Ktu = 0/267\ Re^{0.15}$ تصحیح برای تاثیر نوسان جریان اصلی

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

Red= عدد رینولد، مبتنی بر قطر لبه هدایت کننده ایرفویل

تاثیرات ناهمواری

سطوح افزایش یافته ناهمواری سطح که برای توربین های صنعتی متداول هستند, ساعات طولانی را بدون نگهداری اغلب در محیط های خاص کار می کنند و دارای تاثیر قابل توجهی روی اصطکاک پوست و انتقال حرارت تیغه های موتور توربین می باشد. برای موتورهای هوایی که معمولاً در محیط بهتری کار می کنند، ناهمواری پوشش حصار حرارتی و پوسته شدن حالات اصلی افزایش انتقال حرارت ناشی از ناهمواری سطح ایرفویل می باشد.

ناهمواری افزایش یافته باعث افزایش در ضریب انتقال حرارت بیرونی در کلیه سطوح قرار گرفته در معرض جریان گاز می باشد. انتقال حرارت افزایش یافته از نوسان مضاعف ناشی می شود و در نزدیکی سطح با عوامل ناهمواری و نیز منطقه سطح فوق العاده بخاطر وجود عوامل ناهموار بوجود می آیند. کار تجربی انجام شده توسط Turner نشان می دهد که ناهمواری می تواند بار حرارت را در ایرفویل افزایش دهد. تعدادی از تحقیقات دیگر توسط Abuaf، Tolpad و Crawford و Guo نیز انتقال حرارت بالا را گزارش داده اند که با ناهمواری گزارش یافته در تیغه های توربین ارتباط دارد. آزمایشات نشان می دهد که وقتی نوسان درونی کم باشد، افزایش در انتقال حرارت تقریبا ۵۰٪ در بخش

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

مکش و حدود ۱۰۰٪ در بخش فشار می باشد. ظاهراً برخی از این افزایش ها به این حقیقت نسبت داده می‌شود که ناهمواری، گذر را آغاز می کند. با این وجود، برای شدت نوسان بالا ($Tu= 7\ \%$ با یک شبکه نوسان نصب شده)، مولف خاطر نشان می کند که یک افزایش در انتقال حرارت در بخش فشار حدود ۲۵٪ وجود دارد در حالیکه انتقال حرارت بخش مکش به سختی تغییر می کند. بطور کلی تاثیر ناهمواری برای توربین های گازی با استفاده از سوخت های دارای کیفیت ضعیف در موقع کار کردن برای دوره های زمانی طولانی شده مهم می باشد. این کاربردها نوعاً شامل توربین های گازی صنعتی برای تولید نیرو و حرکت مکانیکی می باشد. در این مورد از توربین های گازی هواپیما، ناهمواری دارای مشکل کمتری می باشد چون ایرفویل ها عمدتاً در سراسر عمر عملکردی هموار باقی می‌ماند. تنها وضعیتی که در آن ناهمواری می تواند یک مشکل ژندیک باشد، در خصوص مولفه های (TBC) پوشیده شده حصار حرارتی است که در آن TCB می تواند تا ۱۲ میکرون دارای ناهمواری اولیه باشد. با این وجود حتی در اینجا روشهای پوشش دهی مدرن می تواند مولفه های TBC صاف را موجود آورد که دارای هزینه های بالاتری می باشد.

با خنک سازی فیلم, شار حرارتی q''_f با رابطه زیر بدست می آید: $q''_f = h_f(T_{aw}-T_w)$

ضریب انتقال حرارت h_f اغلب اینگونه فرض می شود که بدون تزریق فیلم وجود دارد

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

گرچه می تواند تا حد قابل توجهی از این مقدار در منطقه نزدیک سوراخ اشتقاق یابد.

دمای دیواره بی دررو T_{aw} دمایی است که در دیواره در غیاب جریان گرم فرض می شود (بدون خنک سازی فیلم، دمای دیواره بی دررو برای عدد mach پایین برابر با دمای گاز جریان اصلی می باشد) و T_w دمای دیواره واقعی است. در حضور خنک سازی فیلم، دمای دیواره بی دررو با دمای دیواره بدون بعد که تاثیر خنک سازی فیلم نامیده شده و عمدتاً با η تبیین شده و با رابطه زیر تعریف می شود:

$$\eta = (Tg-T_f)(Tg-Tc)$$

که در آن

Tg و Tc دماهای خروجی خنک ساز و جریان گاز هستند.

T_f دمای فیلم (دمای دیواره بی دررو حاصل از تزریق فیلم).

دمای فیلم تابعی از یک جریان نزولی فاصله دار از نقطه تزریق بوده و باید بصورت تجربی برای یک شکل هندسی خنک سازی فیلم تعیین می شود. دمای فیلم عمدتاً برحسب تاثیر فیلم محلی بصورت زیر ارتباط دارد

$$T_f = T_g - \eta(T_g - T_c)$$

دو نوع اصلی از شکل هندسی استفاده شده در خنک سازی فیلم وجود دارد. شیارها و ردیف های سوراخ های مجزا. با این وجود شیارها اغلب در ایرفویل ها استفاده نمی شوند و علت آن وجود تنش حرارتی و بررسی های طراحی مکانیکی است. تنش های حرارتی

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

بالا به این علت بوجود می آیند که منطقه ایرفویل درست در جریان اصلی صعود یک شیار، داغ است در حالیکه جریان نزولی یک شیار خنک است. تهیه شیارها باعث بروز مشکل در نگهداری ایرفویل در کنار شیار می شود و این ویژگی بخصوص در حضور تنش های حرارتی بالا مشاهده می شود. چون فلز بین سوراخها گرادیان های حرارتی و تنش هایی را بوجود می آورد و آنها را در کنار ایرفویل نگه می دارد. یک استثنا برای استفاده از ردیف های سوراخ فیلم به جای شیارها در منطقه لبه گردابی بخش فشار تیغه ها و پروانه‌ها می باشد که در آن یک ردیف از شیارهای کوتاه اغلب استفاده می شوند. با این شکل هندسی معین تنش های حرارتی و مشکلات مکانیکی مرتبط با استفاده از شیارها به حداقل می رسند. ردیف های سوراخ های می تواند برخی از مشکلات را حل کند ولی این به ضرر بخش های دیگر تمام می شود. بطورکلی, تاثیر خنک سازی فیلم از سوراخ های مجزا دارای تاثیر کمتری نسبت به تاثیر حاصل تزریق شیار می باشد و پیش بینی میدان جریان مشکل تر می باشد. تاثیر خنک سازی فیلم کمتر به خاطر جت ها از سوراخ های مجزایی است که در جریان اصلی نفوذ کرده و بنابراین به گاز جریان اصلی داغ اجازه می دهد تا در زیر فیلم در راستای سطح خنک شده جریان یابد. وقتی جت در جریان آزاد نفوذ می کند, به سمت سطح تغییر جهت می دهد و در نتیجه یک گرادیان فشار در جت با یک منطقه کم فشار در زیر جت تنظیم می شود و یک منطقه پر فشار در بالای

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

جت بوجود می آید. این باعث می‌شود که جت در یک شکل محدب کلیدی شکل بوجود آید که پس سیال جریان اصلی را به سمت سطح وارد می کند که خنک شده است. این نفوذ و مخلوط شدگی در شیارهای تزریق وجود ندارند با این وجود بنا به دلیل ذکر شده در بالا, شیارها اغلب در ایرفویل ها استفاده نمی شوند. بنابراین بحث زیر به هوای خنک سازی فیلم تخلیه شده از میان سوراخ های مجزا محدود می شود. برای مقادیر موثر فیلم میانگین حدوداً معادل ۰/۲۰-۰/۳۰، کاهش های شار حرارتی سطح ایرفویل در حدود ۳۰-۴۵٪ را می توان بدست آورد.

یکی از تلاش های انجام شده در طرح خنک سازی فیلم باید روی اجتناب از تفکیک یک جت فیلم از سطح (پدیده کنترل) تمرکز یابد. دو پارامتر اصلی که روی رفتار جت تاثیر می گذارند عبارتند از: سرعت دمش M (یا نسبت شار جرم) و نسبت شار مومنتم I:

$$M = \rho_f v_f^1 / \rho_\infty . v\infty,\ I = \rho_f V_f^2 / \rho\infty V\infty^2$$

پدیده کنترل یک محدودیت آشکار برای استفاده از پیکربندی خنک سازی فیلم تک ردیفی را نشان میدهد با این وجود مشکل را می توان با ارتقاء پیکربندی طراحی خنک سازی فیلم رفع کرد که تراوش جت را به حداقل می رساند و یا کاهش میدهد. دو دستاورد طراحی جایگزین که در رسیدن به این هدف موفق بوده است استفاده از ردیف های ساکن سوراخ های کج و استفاده از سوراخ های شکل دار می باشد.

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

عملکرد خنک سازی فیلم از دو ردیف ساکن از سوراخ های دارای اغنای 35° تا جریان اصلی با jabbarr و Goldstein مطالعه شد. نشان داده شد که برخلاف مورد تک ردیفی, هیچ دریچه کنترلی آشکار نمی باشد. تاثیر خنک سازی فیلم در پی تزریق از میان دو ردیف ساکن سوراخها با افزایش سرعت رمش بدون افزایش کاهش در دامنه مقادیر M تحت پوشش آزمون افزایش می یابد. اصلاح نشان داده شده به نفوذ جت کمتر نسبت داده شد که از کنش متقابل جت بدست آمده در پیکر بندی حاصل می شود. این موضوع مشاهده شد که برای همان سرعت جریان توده تزریق شده, (مثل $m=1$ برای یک ردیف تکی از سوراخ ها و $m=۰/۵$ برای یک ردیف دوگانه از سوراخ ها)، پیکربندی یک ردیف ساکن تاثیر خنک سازی فیلم بالاتری را نسبت به پیکربندی تک ردیفی در سرعت های رمش بوجود می آورد که باعث بروز کنترل در پیکربندی های تک ردیفی می شود. در سرعت های رمش کمتر $m < 0/5$. تاثیر خنک سازی فیلم بدست آمده برای هر دو پیکربندی حدوداً برابر است. یک مزیت بیشتر در استفاده از ردیف های ساکن از بخش خاصی اشتقاق می یابد که دارای خنک سازی فیلم یکنواخت تری است. نشان داده شده است که استفاده از ردیف های دو گانه سوراخ های ساکن یا سوراخ های شکل دار به منظور حذف دریچه کنترل برای کاربردهای سطح مکش یک مزیت می باشد. برای

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

ارتقاء تاثیر سطح فشار استفاده از ردیف های چندگانه با تجمع فیلم از ردیف هـای قبلـی مورد نیاز می‌باشد.

کاربرد سوراخ های شکل دار که در راستای جانبی قرار دارند بـرای جهـت جریـان اصـلی نرمال می‌باشد و می تواند تا حد قابل توجهی اتصال جـت فـیلم بـه سـطح را ارتقـا دهـد. متداولترین شکل هندسی سوراخ شکل دار شامل یک سوراخ اندازه گیری مدور می باشـد که سرعت جریان فیلم را با یک بخش نفوذ کننده شیپوری در تخلیه سوراخ کنتـرل مـی کند. برای مقادیر M = ۰/۵ تاثیر فیلم سوراخ فیلم شکل دار با افزایش سرعت رمـش, بـه افزایش خود ادامه می دهد در حالیکه تاثیر سوراخ سیلندری یک افت شدید را بخصـوص در منطقه نزدیک به سوراخ ها افزایش می دهد. این افت شدید در تاثیر به دریچـه تخلیـه جت نسبت داده می شود. بعلاوه سوراخ شکل دار, در توزیع جـانبی اصـلاح شـده جریـان ثانویه شرکت دارد بگونه ای که تاثیر خنک سازی فیلم بین سوراخ ها تا حد قابل تـوجهی بیشتر از تاثیر بدست آمده در سوراخ های سیلندری مستقیم می باشد. تاثیر ارتقا یافته به شدت جریان تزریق کاهش یافته جریان ثانویه نسبت داده می شود کـه بـه خـاطر سـطح تخلیه بزرگتر اتفاق می افتد. این شدت جریان کمتر باعث می شود کـه جـت بـه دیـواره نزدیکتر بماند به جای اینکه در جریان اصلی نفوذ کند و برای تاثیر فیلم به جای حالت به دست آمده در سرعت های رمش بالا برای شکل هندسی سوراخ مشابه در نظر گرفته مـی

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

شود. از بحث قبلی معلوم است که استفاده از سوراخ های شکل دار یا ردیف هـای سـوراخ دوبلـه بـه منظـور حـذف دریچـه تخلیـه, بـرای کاربردهـای سـطح مکـش دارای مزیـت می‌باشد.

در جایی که ایرفویل توربین با کمک فیلم ها خنک می شود، یک مزیـت اضـافی در ایـن روند که سوراخ‌های خنک سازی فیلم می توانـد یـک سیسـتم انتقـال حـرارت همرفتـی قدرتمند را بصورت موضعی تشکیل دهد, وجود دارد. از آنجایی که این معمولاً یک دلیـل کافی برای هشدار دادن در خصوص تا بین یک ردیف از سوراخ خنک کننده فیلم در یـک طرح می باشد, با این وجود روند مفیدی را در زمانی بوجـود مـی آورد کـه خنـک سـازی فیلم اضافه می شود. این تاثیر عمدتاً در منطقه لبه هدایت کننده یک ایرفویل مفیـد مـی باشد و این وقتی است که پیکربندی راس دوش استفاده می‌شود. شیب دار کردن پرتویی سوراخ های فیلم, تاثیر خنک سازی همرفتی محلی را با افزایش طول سوراخ هـا افـزایش میدهد.

بطور خلاصه فاکتورهای اصلی که روی عملکرد خنک سازی فیلم اثر می گذارد, شامل اندازه سوراخ, شکل, فضا گذاری و ایجاد زاویه، تعداد ردیف ها، فضاگذاری ردیفی، جایگاه هماهنگ شده با یک نقطه داغ و شکل هندسی خنک سازی درونی, نسبت رمش, انحنای سطح، گرادیان فشار، نسبت چگالی و سطح نوسان جریان اصلی می باشد. یک ردیف تکی

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

از سوراخ ها حتی برای شکل هندسی بهینه شده سوراخ ها, معمولاً نمی تواند تاثیر خنک سازی کافی را در راستای یک ایرفویل توربین بخاطر واپاشی خاص در تاثیر فیلم بوجود آورد. شکل ۱۳ مثالی واپاشی تاثیر فیلم در راستای فشار و سطوح مکش یک ایرفویل واقعی را ارائه می دهد. بطور کلی با توجه به داده های تجربی و تعاریف ارائه شده, تاثیر خنک سازی فیلم تابعی از شکل هندسی تزریق در ایرفویل می باشد که شامل قطر سوراخ (d_h)، فضا گذاری سوراخ (x_n) برای نسبت قطر (x_n/d_h) و میل مغناطیسی محوری محور سوراخ در سطح α (برای سوراخ های شیب دار پرتویی, زاویه α نسبت به حالت عمودی تعریف می شود) به همراه سرعت رمش m و پارامتر رابطه فاصله (x / ms) می باشد. در این پارامتر رابطه, x از مرکز ردیف آخر سوراخ ها اندازه گیری می شود و شدت جریان توده خنک ساز Vf در محاسبه m مبتنی بر میانگین همه سوراخ های رمش استفاده می شود.

انواع زیادی از شکل های هندسی که مورد مطالعه قرار گرفته اند را می توان در آثار اشکال هندسی یافت که برای ردیف های سوراخ فیلم ارائه شده اند و تاثیراتشان روی تاثیر یا موثر بودن فیلم را نشان میدهند.

اکثر داده های طراحی برای سوراخ های دایره ای شکل است گرچه با توجه به تغییر سوراخ های شکل‌دار داده های بیشتری را می توان برای این شکل هندسی بدست آورد.

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

همانطور که قبلاً ذکر شد. پیکربندی سوراخ فیلم شکل دار برای تاثیر خنک سازی فیلم میانگین بصورت جانبی بخصوص در منطقه ای در جریان نزولی سوراخ های فیلم صورت می گیرد. الگوی سوراخ خنک سازی یک پارامتر مهم در خنک سازی فیلم است. بطور کلی, کاهش زاویه تزریق فیلم, تاثیر فیلم را افزایش میدهد بخصوص زمانی که اجرا به یک وضعیت دریچه تخلیه نزدیک باشد. زاویه های مرکب در برخی کاربردها استفاده می شوند بخصوص در جایی که پوشش فیلم دهانی بهتر با فضا گذاری سوراخ فیلم بزرگ مورد نیاز باشد. کاهش فضاگذاری سوراخ تاثیر فیلم را افزایش می دهد و همچنین آن را یکنواختر می کند. برای وضعیت های عملی, توصیه می شود که زاویه های تزریق فیلم را می توان بین ۱۵ و 40° در سطح تانژانت ایرفویل موضعی طراحی کرد. با این وجود این قانون برای سوراخهای راس روش لبه هدایت کننده به کار نمی رود که در آن زاویه با الزام شکل هندسی, بزرگتر می شود. بطورکلی در جایی که ممکن باشد، فضا گذاری سوراخ باید در نسبتی بین ۳ تا ۴ برابر قطر سوراخ به منظور ایجاد یک فیلم مناسب ذکر شود. ظاهراً باید فاکتورهای دیگری وجود داشته باشد که فضا گذاری سوراخ فیلم را کنترل خواهد کرد مثل الزام به حداقل رساندن جریان ها که در آن یک نسبت فشار سوراخ فیلم بالا وجود دارد. تعداد بزرگتری از ردیف های سوراخ فیلم به اندازه های

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

سوراخ کوچکتر برای یک تعداد خنک سازی مورد نیاز می باشد و بخاطر مشکل بلوکه سازی سوراخ افزایش یافته عملی نمی باشد.

نسبت رمش

در خنک سازی فیلم، این تاثیر را می توان عمدتاً بعنوان تابعی از نسبت رمش به همان ترتیبی که در بالا تعریف شد یا نسبت شار توده ارتباط داد. افزایش نسبت دمش m تا حد خاصی تاثیر خنک سازی را افزایش میدهد. افزایش بیشتر در نسبت رمش فراتر از این حد تاثیر خنک سازی فیلم را به خاطر دریچه تخلیه در جریان اصلی کاهش میدهد. تاثیر تخلیه عمدتاً در نزدیکی سوراخ دارای بیشترین تاثیر و در فاصله دورتر از جریان اصلی ضعیفتر می باشد مقدار محدود کننده نسبت رمش در نسبت تراکم خنک ساز $\rho_f / \rho_\infty = ۱$ بین ۰/۴ و ۰/۶ برای زاویه تزریق 35° می باشد. تحقیقات جاری روی تاثیرات نسبت چگالی, نوسان جریان آزاد, ناپایداری و ناهمواری سطح, نشان میدهد که این فاکتورها دارای تمایلی برای محدودتر کردن نسبت رمش می باشند. این یک تفاوت بین سطوح مقعر و محدب وجود دارد و مقدار محدود کننده برای سطح مقعر بزرگتر می شود.

کار تجربی اخیر روی خنک سازی فیلم عمدتاً با هوای تزریق حرارت دهی شده انجام می شود و باعث بروز نسبت چگالی برابر یا کمتر از مقدار واحد می شود. در موتورهای واقعی,

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

نسبت چگالی بزرگتر از ۸ را می باشد و این بخاطر نسبت دمای بزرگ بین جریان گاز و هوای خنک سازی می باشد.

نسبت چگالی جریان اصلی به خنک ساز یک فاکتور مهم است. وقتی نسبت تراکم افزایش می یابد، تاثیر خنک سازی فیلم نیز افزایش می یابد. عوامل فیزیکی فرایند بگونه ای است که انتقال حرارت تحت فیلم با افزایش نسبت تراکم برای همان نسبت دمایی خنک ساز به گاز کاهش می یابد.

انحنای سطح

انحنا نقش بسیار مهمی را در بدست آوردن تاثیرات خنک سازی فیلم کسب شده ایفا می کند. برای سرعت رمش مشابه (m = ۰/۵) تاثیر بخش مکش سبکتر از این روند برای یک صفحه تخت همتراز تا ۱۰۰٪ می باشد. در بخش فشار تاثیر خنک سازی تا ۵۰٪ کاهش می یابد. این تاثیر برای کلیه نسبت های تراکم گاز به خنک ساز آشکار می باشد. تاثیرات انحنای مشاهده شده روی تاثیر خنک سازی فیلم به توازن نیروهای استخراج شده در جت سیال تزریق شده با فشار استاتیک و نیروی گریز از مرکز در راستای مسیر جت تزریق شده نسبت داده می شود. این نیروها برای جت های کم حرکت برای عملکرد در جت تزریق شده در راستایی نشان داده شده اند که جت را به طرف سطح در بخش جانبی و دور از سطح در بخش فشار حرکت می دهد. برای جت های دارای حرکت بالا,

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

عکس این موضوع اتفاق می افتد. از اینرو برای جت های دارای حرکت کم, روند کلی برای تاثیر خنک سازی فیلم در بخش فشار کم بوده و در بخش مکش نسبت به صفحه تخت بالاست. این روند برای جت های دارای حرکت بالا, برعکس است.

داده های سطح مکش تعداد محدود ویژگی را که بخاطر دریچه تخلیه بوجود آمده و در داده های صفحه تخت ایجاد شده است، افزایش میدهد. ظاهراً برای طراح خنک سازی توربین داشتن پایگاه اطلاعاتی کافی یا روشهای عددی کالیبره کردن که بتواند تاثیر خنک سازی فیلم در طول فرایند طراحی را ارزیابی کند الزامی است.

گرادیان فشار

داده های بسیار کمی برای تعریف تاثیر گرادیان فشار روی عملکرد خنک سازی فیلم وجود دارد. تاثیر آن عمدتاً با انحنای سطح زمانی که ایرفویل تحت شرایط جریان اصلی شبیه سازی شده آزمایش می‌شود, ترکیب می شود. در این وضعیت تفکیک دو تاثیر دارای رابطه درونی ممکن نمی باشد. با این وجود, اینگونه درک شده است که هر دو گرادیان های فشار جریان اصلی معکوس (کاهنده) و مطلوب (افزاینده) می تواند, باعث یک تخریب جزئی تاثیر خنک سازی فیلم در مقایسه با این ویژگی برای جریان گرادیان فشار جریان اصلی صفر (شدت جریان ثابت) شود.

آشفتگی جریان اصلی

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

تحقیقات اولیه روی خنک سازی فیلم همگی تحت شرایط آشفتگی جریان آزاد انجام گرفته است در توربین گازی واقعی، ایرفویل نوسان تولید شده توسط کمبوستور و نیز تاثیر ناپیوسته تولید شده توسط لبه های گردابی ایرفویل با جریان صعودی را تجربه می کند. این تاثیرات توجه بیشتری را در سالهای اخیر، به خود معطوف داشته است و علت آن این بوده است که نتایج به دست آمده که تحت شرایط کم نوسان به دست آمدند می تواند به پیش بینی مهم درباره تاثیر خنک سازی فیلم منتهی شود. نوسان جریان آزاد و روند ناپیوسته می تواند به حفاظت فیلم در یک سطح آسیب وارد کند چون مخلوط سازی بیشتر جریان خنک ساز تزریق شده با جریان اصلی، باعث تاثیر خنک سازی فیلم کاهش یافته می شود. بعلاوه، نوسان جریان آزاد و روند ناپیوسته می تواند ضرایب انتقال حرارت را افزایش دهد و باعث افزایش بیشتر در انتقال حرارت به سطح شود. داده های تجربی نشان می دهد که نوسان جریان اصلی افزایش یافته تاثیر فیلم را کاهش می دهد که این اغلب به نسبت رمش بستگی دارد. نسبت رمش بهینه برای سطوح نوسان بالا در دامنه گزارش شده برای سطح کم نوسان بیشتر و وسیع تر می باشد. داده ها نشان می دهد که تاثیر فیلم برای نسبت رمش کم در منطقه نزدیک به تزریق با افزایش نوسان جریان اصلی تا حد قابل توجهی کاهش می یابد. این تاثیر در نسبت های رمش بالاتر

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

کاهش می یابد. در جریان نزولی از تزریق، تاثیر فیلم با افزایش نوسان برای همه نسبت‌های رمش مطالعه شده کاهش می یابد.

یک بررسی بسیار مهم در موقع برای خنک سازی فیلم از یک ایرفویل تضمین این مطلب است که یک حاشیه کافی بین فشار درونی تغذیه کننده هوای خنک سازی فیلم و فشار استاتیک بیرونی موضعی در نقطه تزریق فیلم وجود دارد. این به معنی اجتناب از احتمال ورود گاز داغ به ایرفویل می‌باشد. مقداری که با آن فشار منبع هوای فیلم از فشار خروج فراتر می رود, معمولاً تحت عنوان حاشیه جریان پشتی تعریف می شود.

در میان دیگر تاثیرات مهم خنک سازی فیلم که طراح باید در نظر داشته باشد افت های حرکتی مرتب با مخلوط کردن خنک ساز با جریان اصلی و تاثیر آن روی عملکرد آیرودینامیکی توربین وجود دارد. با در نظر گرفتن پیچیدگی کنش متقابل خنک سازی فیلم با جریان اصلی و تعداد بیشتر فاکتورهای که روی تاثیر خنک سازی فیلم اثر می گذارند معتبر سازی داده های طراحی خنک سازی فیلم ایرفویل در آبشارهای توصیه می شود که در آنها شکل هندسی، عدد رینولد، عدد mach، تراکم جریان اصلی به خنک ساز و نسبت های دما و نوسان جریان اصلی همگی برای بازنمایی شرایط طراحی موتور، شبیه سازی می شوند. آثار موجود را می توان برای دستورالعمل در این آزمونها استفاده کرد.

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

شیارهای خنک سازی فیلم

شیارهای بخش فشار لبه گردابی اغلب جایگزین تزریق لبه گردابی متعارف می شود یا متداولترین نوع کاربرد شیارها می باشد. آنها اصلاحاتی در تاثیر آیرودینامیک توربین را با ممکن ساختن کاهش ضخامت لبه گردابی فراهم می آورند. حتی یک افزایش در جریان خنک سازی برای شیارهای بخش فشار جهت دستیابی به دمای فشار مشابه مورد نیاز می باشد. و کاهش در ضخامت لبه گردابی یک اصلاح در عملکرد شبکه ایجاد می کند. با این پیکربندی, دمای منطقه گردابی به ضریب انتقال حرارت و تاثیر فیلم در منطقه جریان نزولی خروج شیار بستگی دارد.

مقدار قابل توجهی از کار تجربی خنک سازی فیلم اولیه با استفاده از پیکربندی های شیار دو بعدی انجام گرفت. تعدادی از این تحقیقات به تفصیل به همراه یک توسعه جامع از تحلیل های نظری در رابطه با موضوع خنک سازی فیلم دوباره بررسی شده اند. اکثر عبارات تجربی برای تاثیر خنک سازی فیلم شیاری با استفاده از الگوهای سینک حرارتی برای جریان غیر قابل کمپرس سازی دو بعدی در تزریق خنک سازی فیلم توسعه یافته اند. چندین مورد به تفصیل در (۴۶) بحث می شوند. معادله توسعه یافته توسط این اثر به صورت زیر می باشد

$$\eta_c = ۱/۵۳/\{۱+۰/۳۲۹\,Re_s^{-۰/۲}[x/Ms)]^{۰/۸}K\}$$

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

که در آن $K = ۱+۱/۵\times۱۰^{-۴}\,Re_s \sin\beta$ بوده و عدد رینولدز شیار $Re_s = Ms/\mu$ می باشد.

رابطه بالا به عنوان یک رابطه خنک سازی شیار تعمیم یافته توصیه می شود.

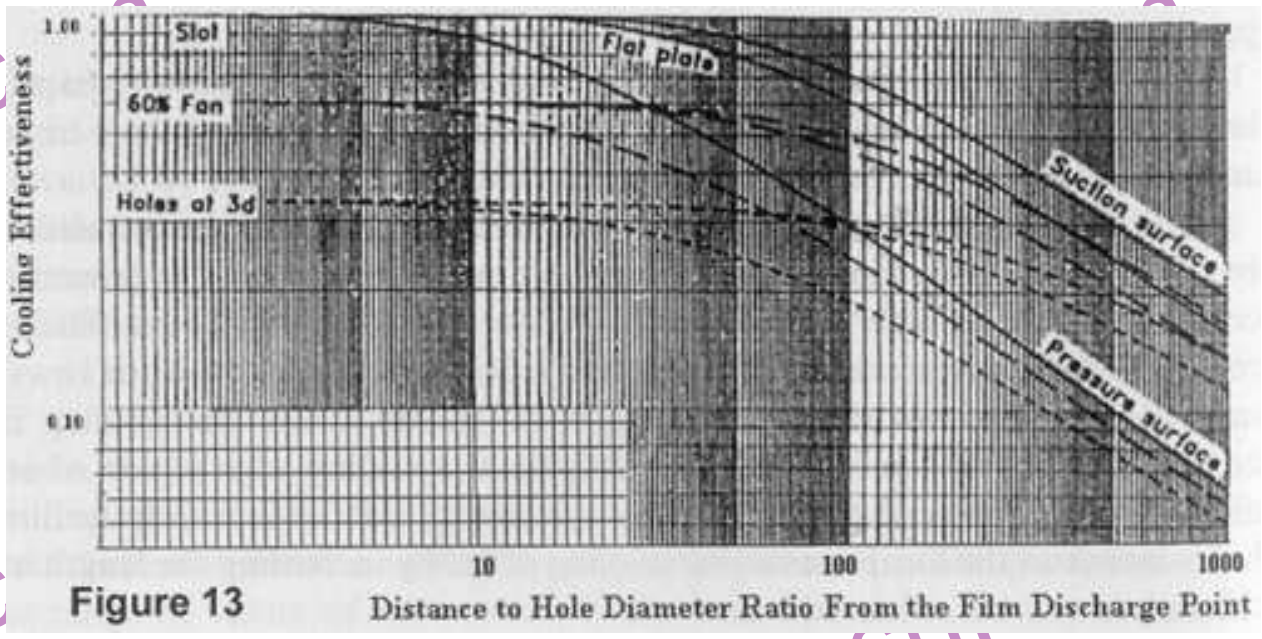


Figure 13

تجمع فیلم

برای اکثر طرح های خنک سازی ایرفویل توربین دما بالا، نمودارهای خنک سازی فیلم در لبه هدایت کننده و نیز در نسخه سطوح مکش و فشار به کار برده می شود. علت این است که فیلم خنک کننده باید به صورت دوره ای با فرسایش فیلم و مخلوط شدن با جریان گاز داغ که دمای دیواره بی نشت را از دمای جریان گاز بالاتر می برد، تجدید شود. در این وضعیت، که در آن دو یا چند ردیف فیلم در یک سطح ایرفویل قرار می گیرند

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

قادر بودن به ارزیابی تاثیرات مشترک این فیلم ها الزامی است. معادله زیر برای تاثیر کلی خنک سازی فیلم برای استفاده در جایی که تاثیر اضافی خنک سازی فیلم وجود دارد توصیه می شود.

$$\eta_f = \eta_1 + \eta_2(1-\eta_1) + \eta_3(1-\eta_1)(1-\eta_2) + \ldots + \eta_n(1-\eta_1)(1-\eta_2)(\ldots)(1-\eta_{n-1})$$

که در آن n تعداد ردیف های فیلم است.

این الگوی ساده مبتنی بر این فرضیه است که تاثیر فیلم جمع شده بخاطر ردیف های چند گانه سوراخ را می توان از داده ها یا روابط برای یک ردیف تکی از سوراخ ارائه داد. این از این مفهوم اثتنتاق یافته است که دمای گاز استفاده شده برای تعیین تاثیر فیلم از یک جایگاه تزریق باید دمای فیلم بی‌نشت باشد که بخاطر همه جریانهای صعودی تزریق ها در آن جایگاه بوجود آمده است. مقایسه صنعتی این روش با داده های ردیفی چندگانه، بطور کلی توافق خوبی را نشان داده است. معادله تعیین جایگاه فیلم بعداً برای ردیف چندگانه سوراخ های تزریق در یک مقطع مکش ایرفویل مورد مطالعه قرار گرفت. یک توافق فوق العاده بین تاثیر خنک سازی فیلم کلی پیش بینی شده و ارزیابی شده در تعدادی از تحقیقات به دست آمد. باید خاطر نشان شود که معادله بالا فرض می شود که یک دمای تزریق فیلم ثابت برای هر ردیف از سوراخ ها وجود دارد در برخی موارد این فرضیه قابل قبول است. با این وجود اگر یک تغییر و گوناگونی قابل توجهی در دمای

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

تزریق فیلم از یک ردیف تا ردیف دیگر وجود داشته باشد، معادله برای تاثیر فیلم کلی باید تغییر داده شود.

تاثیر تزریق هوای خنک سازی فیلم روی انتقال حرارت سطح

کاربرد خنک سازی فیلم برای طراحی یک ایرفویل به پیش بینی دقیق تاثیر خنک سازی فیلم و ضریب انتقال حرارت تحت فیلم بستگی دارد. اکثریت طرح های خنک سازی فیلم مبتنی بر این فرضیه هستند که انتقال حرارت به یک سطح خنک شده فیلم را می توان به شکل کافی با استفاده از ضریب انتقال حرارت سطح بدون تزریق در تماس با تفاوت بین دمای دیواره بی نشت و دمای دیواره واقعی بطور تقریبی معین کرد. این تقریب برای تزریق شیار در سرعت های رمش پایین خوب می‌باشد. برای سرعت های رمش بالاتر ($m > 1/0$) و برای تزریق ردیفی سوراخ، تحقیقات نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت بیشتر از حالت بدونه تزریق است بخصوص در منطقه نزدیک به نقطه تزریق. ضریب انتقال حرارت تحت فیلم تزریق شده، مثل تاثیر فیلم بوده و تابعی از تعداد بیشتری از فاکتورها نسبت به سرعت رمش می باشد. اینها شامل شکل هندسی گرادیان فشار، نسبت تراکم، نوسان و غیره می باشد.

موضوعات خنک سازی دیواره نهایی

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

اکسایش یا خوردگی داغ دما بالای دیواره نهایی بعنوان یکی از فاکتورهایی شناخته شده است که عمر یک بخش داغ توربین را محدود می کند. بی نظمی های سطح که از این اکسایش حاصل می شوند، باعث افزایش انتقال حرارت محلی و افت ماده شتاب یافته به خاطر اکسایش می شود. پدیده جریان ثانویه پیچیده و ضرایب انتقال حرارت گرمای محلی بالا در نزدیکی دیواره های نهایی فاکتورهای اصلی در آسیب ناشی از اکسایش در نظر گرفته می شوند. خنک سازی موثر این مناطق قطعاً برای توربین های گازی پیشرفته مورد نیاز است.

تحقیقات زیاد در ارتباط با انتقال حرارت در مناطق دیواره نهایی پره در آثار گزارش شده است. شارها نتایج محاسبه لایه مرزی 3D با نتایج تجربی در نزدیکی نوک و انتهای دیواره های نهایی را برای پره دوربین با نسبت مخاط کم را مقایسه می کند. توافق خوب با ارزیابی ها در دیوارهای نهایی نزدیک سطح مکش و در پیچ میان مشخص شده است ولی آنها نمی توانند مقادیر انتقال حرارت در نزدیک سطح فشار را برای هر دو مورد پیش بینی نمایند. آیرودینامیک های دیواره نهایی و انتقال حرارت با جریان های ثانویه مشخص می شود. پدیده دینامیک سیال در شکل ۱۴ به تصویر کشیده شده است. بازنمایی جریان نشان می دهد که لایه مرزی درونی به سمت بخش مکش گذرگاه بخاطر گرادیان فشار پره به پره کشیده می شود. وقتی لایه مرزی دیواره نهایی به طرف بخش

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

مکش کشیده می شود, یک لایه مرزی جدید به صورت جریان نزولی از خط تفکیک تشکیل می شود و این باعث بروز یک منطقه انتقال حرارت بالا می شود. چندین تحقیق این پدیده را در آبشارهای خطی نشان می دهد.

شکل ۱۵ پیکر بندی خنک سازی فیلم را نشان می دهد که به وسیله Harasgam و Burton به کار برده شده است سوراخ های خنک سازی فیلم در راستای یک خط ایفرومچ محاسبه شده (و سرعت رمش) به منظور رسیدن به یک نسبت شار حرکت یکنواخت در عرض پایه کل قرار داشت. یک کاهش شدید در تاثیر از بخش مکش به بخش فشار و نیز افت تاثیر جریان مورد انتظار وجود دارد. تاثیر بخش جانبی نوعاً کمتر از تعداد بخش مکش تا ۲۰٪ برای x/d های کم یا ۷۵٪ برای x/d بزرگ می باشد. این از حرکت یا خزش فیلم به طرف بخش مکش بدست می آید.

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

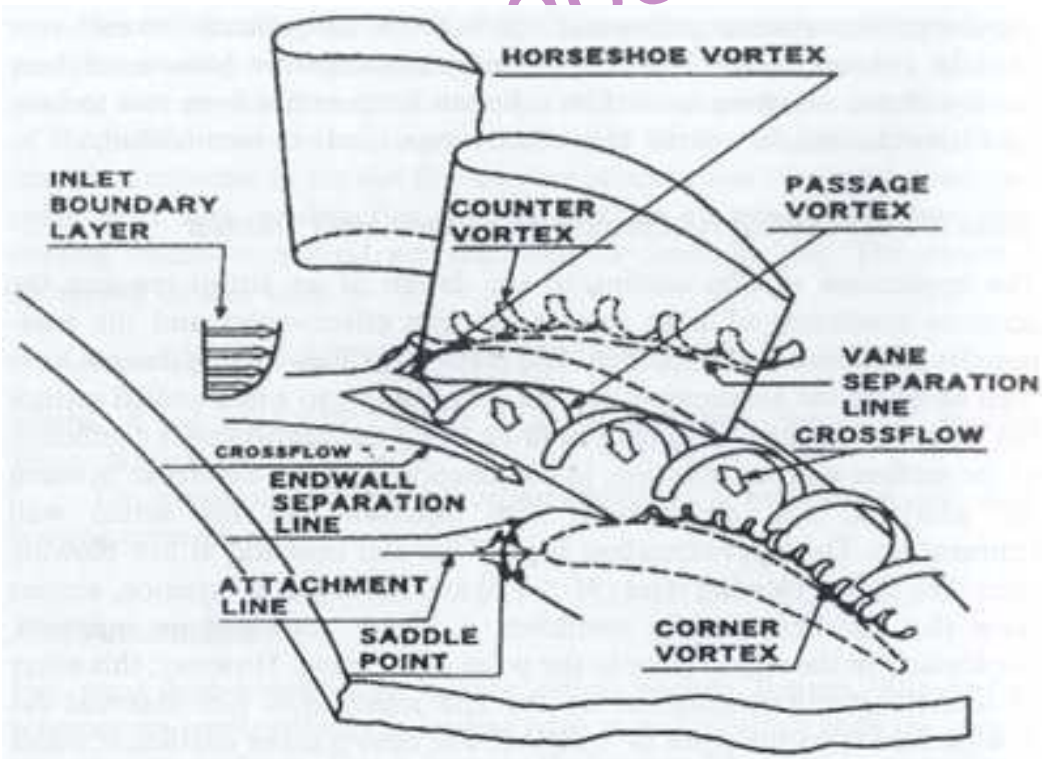


Figure 14 Nozzle end-wall secondary flows.

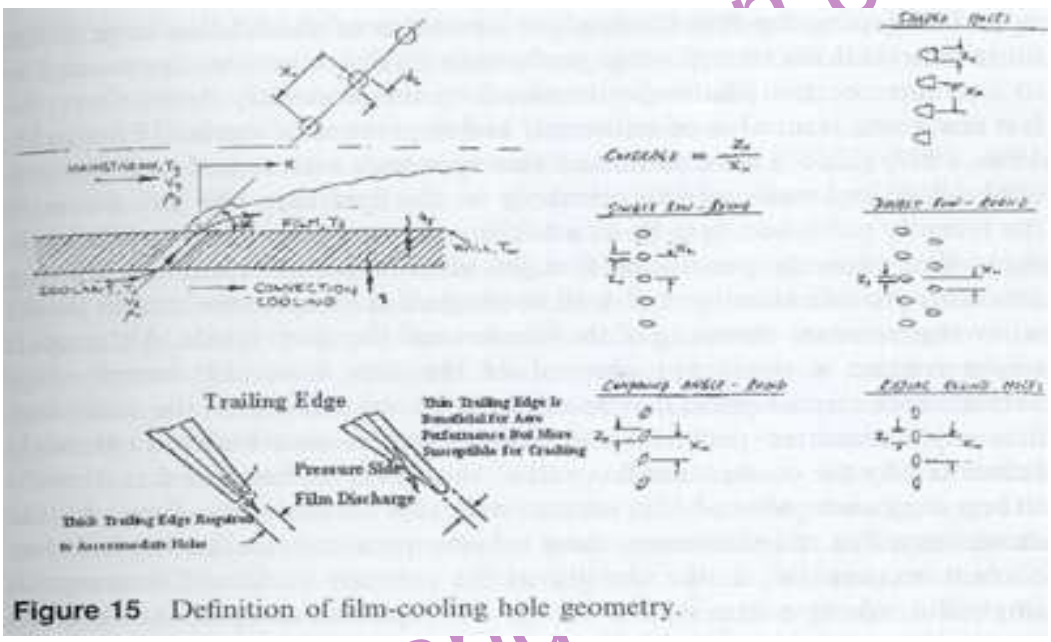


Figure 15 Definition of film-cooling hole geometry.

در مورد پره های توربین, انتقال حرارت دیواره نهایی نیز تا حد زیادی به گرادیان فشار دهانه بستگی دارد. داده های مربوط به انتقال حرارت برای دیوارهای نهایی بیرونی و

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

درونی در آبشارهای حلقوی در وضعیت بازنمایی موتور متفاوت نشان داده شده است. همچنین این نتیجه بدست می آید که انتقال حرارت به عدد Mach و عدد رینولد کاربردی بستگی دارد. تفاوتهای مشاهده شده با تغییرات در توزیع فشار دهانه, شرایط لایه مرزی درونی و بارگذاری تیغه به تیغه توربین ارتباط دارد. این نتیجه گیری بدست آمد که نتایج داده های انتقال حرارت آبشار حلقوی نماینده خوبی از یک موتور واقعی بوده و بعنوان مبنای طرح خنک سازی می توان آن را به کاربرد. در اعداد رینولد بالاتر, یک منطقه انتقال حرارت در لبه گردابی در راستای دیواره نهایی جریان صعود می یابد و در میان راه بین بخش فشار و مکش متمرکز می شود برای دیواره نهایی بیرونی, انتقال حرارت بالا معمولاً در نزدیکی بخش فشار نزدیکتر به لبه گردابی یافت می شود. در Re کم, منطقه انتقال حرارت بالا, به سمت لبه گردابی در نزدیکی بخش فشار حرکت می کند. تاثیر عددMach دارای اهمیت بسیار کمتری نسبت به عدد رینولد می باشد.

دو تکنیک خنک سازی برای دیوارهای انتهایی پروانه استفاده شده است: خنک سازی همرفتی بخش پشتی و خنک سازی فیلم. افت های فشار قابل توجه با خنک سازی بخش پشتی ارتباط داشته و معمولاً شامل ترکیب آن با خنک سازی فیلم در جایگاه های جریان صعودی در نزدیکی به هدایت کننده دیواره نهایی نمی شود.

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

این نیازمند تخلیه هوای خنک سازی مصرفی شده و باعث بروز مشکلات عملکردی می گردد. یک تاثیر منفی مشابه نیز زمانی مشاهده می شود که به خنک سازی فیلم در دیواره نهایی در کنار گلوگاه پروانه مطرح می گردد.

تعیین جایگاه جریان صعودی جت های خنک سازی فیلم از لبه هدایت کننده موثرترین موضوع برای عملکرد مرحله کلی می باشد. با این وجود، این دستاورد غلبه بر چالش های خاص القا شده توسط جریان های ثانویه می باشد در طول چند سال گذشته تعدادی از تحقیقات تجبی و عددی این دستاورد را با هدف خنک سازی فیلم دیواره های نهایی پروانه عمدتاً روی جت های فیلم جریان صعودی تکیه می کند. برخی از داده های چاپ شده توسط فرد و یک میمون به وضوح نشان میدهد که جیت های فیلم جابجا شده به شکل صحیح که با نسبت رمش بهینه تخلیه شده اند می تواند خنک سازی دیواره نهایی موثر را در سراسر گلوگاه پروانه بدون خزش دمای فیلم به طرف بخش مکش ایجاد نماید. گرچه این مستلزم مقدار خاصی از جریان فیلم می باشد, ارتقا یا اصلاح عملکرد مرحله کلی را می توان با سرکوب جریان ثانویه و افت های عملکردی مرتبط بدست آورد. توزیع خنک ساز تا حد زیادی تحت تاثیر نسبت شار حرکت می باشد. در شار حرکت کمتر, مهاجرت قوی به سمت بخش مکش ناشی از جریان عرض وجود دارد. وقتی نسبت شار حرکت افزایش می یابد, خنک سازی بخش فشار بهتری وجود دارد چون برخی خنک

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

سازها در سطح فشار جمع می شوند. با مقایسه یک تزریق شیار تکی با یک مورد تزریق شیار دوبله این موضوع مشاهده شد که یکنواختی توزیع های خنک ساز در عرض لبه هدایت کننده برای مورد تزریق شیار تکی بخاطر نسبت شار حرکتی بالاتر بهتر می باشد. مقایسه مستقیم تزریق شیار دوبله و تکی برای نسبت شار حرکت مشابه نشان میدهد که توزیع های تاثیر خنک ساز برای هر دو مورد دارای شکل مشابه و بزرگی متفاوت می باشد و این مقدار بیشتری را برای تزریق شیار دوبله بخاطر سرعت جریان توده خنک ساز بزرگتر ارائه می کند. فاکتورهای فهم دیگری که روی جریان ثانویه و تاثیر فیلم اثر می گذار، شکل و درجه تبدیل معکوس دیداره نهایی است تکنیک های پیش بینی عددی در طرح بهینه سازی دیواره نهایی فیلم خنک سازی شده بسیار مفید می باشد.

خنک سازی تیغه توربین

علاوه بر بارهای آیرودینامیکی و حرارتی بالای تیغه های توربین در تنش های درونی بسیار بالا کار می کنند. عمر خزش و پارگی ماده تیغه در دماهای خاص اغلب عمر کل موتور را تعریف می کند. بحرانی شدن نقص یک تیغه سطح توجه به طرح خنک سازی تیغه را تعریف می کند که برای حمایت از دماهای درونی رتور توربین که بطور ثابت در حال افزایش است الزامی می باشد. مثل تیغه های پروانه, شکل یک تیغه توربین که برای عملکرد ایرودینامیکی بهتر مورد نیاز است, اغلب باید از یک نقطه نظر طراحی خنک

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

سازی قابل قبول باشد. محدودیت های مرتبط با خنک سازی تیغه های مدرن که تا حد زیادی بار گذاری شده و دارای یک زاویه برگشت جریان اصلی بالا می باشند، به توزیع ضرایب انتقال حرارت بیرونی نیاز دارد و باعث بروز یک قطر بزرگتری از لبه هدایت کننده شده و از نظر توزیع شدت جریان و شکل ایرفویل و حتی تغییرات مربوط به عدد و اندازه ایرفویل ها تغییر می کند. شل ۱۶ تحول این تغییرات از یک تیغه اولیه را با یک نمودار خنک سازی شاره به یک سیستم خنک سازی درونی پیشرفته تر با یک خنک سازی فیلم جزئی و در نهایت به یک خنک سازی پوششی فیلم کامل مدرن به تصویر می کشد که تاثیر خنک سازی تعریق را بدست می آورد.

آیرو دینامیک های خنک سازی درونی تیغه رتور و جریان های گاز بیرونی از این عوامل در پره پروانه ای بخاطر وجود نیروهای گردشی، وضعیت ناپایدار از پروانه های جریان صعودی متفاوت بوده و تاثیرات 3D بیشتری را در راستای سطح تیغه بخصوص در بخش فشار و نوک تیغه نشان میدهد. تکنیک های خنک سازی تیغه اغلب با روشهای خنک سازی تیغه پروانه فرق دارند. مشکلات عملکردی بیشتر که با خنک سازی تیغه ارتباط دارد با جریان صعودی خنک سازی پروانه مقایسه می شود و محدودیت قابل توجهی را در سهم جریان خنک سازی تیغه القا می نماید. بخاطر دوران تیغه، دمای گاز جریان اصلی در راستای تانژانتی بطور میانگین محاسبه می شود و بنابراین تیغه را تنها در

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

معرض تغییرات دمایی کمبوستور قرار میدهد. بهمین دلیل تیغه ها تحت برش عرضی شعاعی – مشابهی عمل می کنند که حد اوج ، کمتر از این مقدار در تیغه ها می باشد. بخاطر دوران، تنها شدت جریان اصلی نسبی روی کلی دمای نسبی گاز Trel اثر می گذارد که توسط تیغه مشاهده می‌شود. تفاوت بین TRIT و Trel متناسب با $(V^2_{abs} - V^2_{rel})$ می باشد.

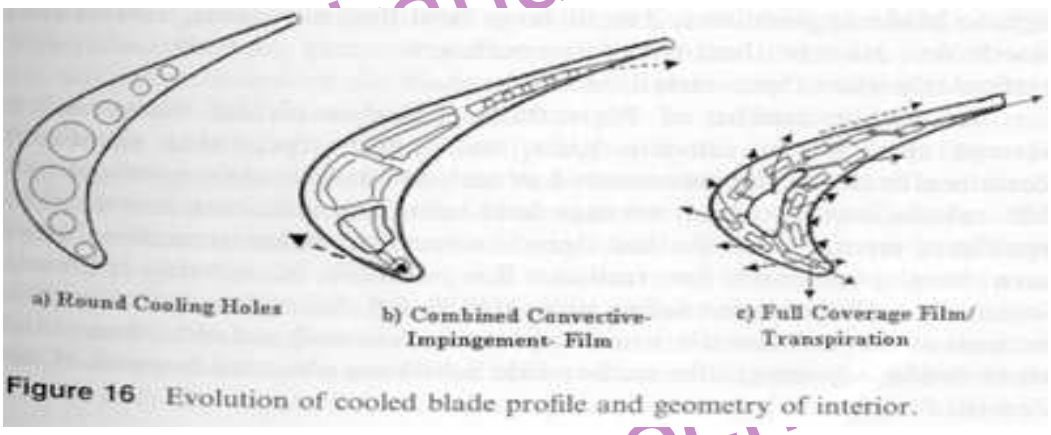


Figure 16 Evolution of cooled blade profile and geometry of interior.

تاثیرات سه بعدی و دورانی روی انتقال حرارت تیغه

نیروهای دورانی

نیروهای بدنه القا شده دوران دو تاثیر را بوجود می آورند که باید برای تاثیر آنها روی انتقال حرارت در گذرگاههای خنک ساز تیغه های توربین در نظر گرفته شود. اینها شامل تاثیرات مرزی یا همرفتی و تاثیر Coriolis می باشد. یک شاخص از اینکه آیا این تاثیرات مهم هستند یا خیر, (از بزرگی پارامترهای مناسب بدون بعد اشتقاق یافته) از مقایسه بزرگی های نیروی بدنه القا شده دورانی و نیروی اینرسی جریانهای خنک ساز

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

گذرگاه بدست می آید. در مطالعات تجربی، متداول است که جریان سیال در یک تیغه دورانی را با یک عدد رانش (نسبت نیروهای اینرسی به گریز از مرکز)، یک پارامتر دورانی (نسبت Coriolis به نیرو های اینرسی) و عدد رینولد معین می شود. حالت عکس پارامتر دورانی Ro، عدد رانش (نسبت اینرسی به نیروهای Coriolis) می باشد. این پارامترها را می توان به چندین روش شرح داد, ولی اغلب به شکل زیر بیان می شود $Bo = Gr/Re^{۲}$, $Ro = wb/u$ که در آن $Ros = ۱/Ro$ = شدت جریان زاویه ای؛ b = ارتفاع عبور, و U = شدت جریان میانگین سیال در گذرگاه می باشد.

تاثیرات رانش زمانی مهم می شود که بزرگی عدد رانش دارای ترتیب واحد یا بزرگتر می باشد. بطورکلی, تاثیرات رانش در کاربرد گذرگاه خنک ساز تیغه توربین فشار بالا, کم با جزئی می باشد. تاثیرات تحقیقات مربوط به تاثیرات نیروی Coriolis روی جریان در گذرگاههای پرتویی دورانی نشان میدهد که حتی در مقادیر نسبتاً کم عدد دوران $Ro \approx ۰/۰۱۰$ تاثیرات قابل توجه روی برش دیواره و ساختار نوسانی جریان اتفاق می افتد. نیروهای Coriolis در گذرگاههای جریان پرتویی باعث گرادیان های فشار معکوس در عرض کانال باعث افزایش جریان های ثانویه می شود.

اکثر ارزیابی های انتقال حرارت در حال دوران در آثار گزارش شده است که در لوله های سیلندری بدست آمده و به معیارهای ضریب انتقال حرارت میانگین محدود می شود. در

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

کاربردهای تیغه توربین بخاطر تنوعات شار حرارتی بالا، محاسبات مبتنی بر ضرایب انتقال حرارت میانگین نمی تواند کافی باشد بخصوص وقتی که این تنوعات زیاد باشد.

یک عدد دوران Ro =٪۵ در کاربردهای عبو خنک سازی تیغه توربین متعارف می باشد. براین مبنا: می توان انتظار داشت که تاثیرات Coriolis قابل توجه را می توان در گذرگاههای خنک ساز تیغه توربین تقویت کرد و این محاسبات مبتنی بر ضرایب انتقال حرارت میانگین می باشد که به خطاهای قابل توجه منتهی می شود. در طول دهه گذشته تعدادی از تحقیقات انتقال حرارت برای عددهای Ro واقعی در کانال های دوران با شبیه سازی کانال های خنک سازی تیغه توربین انجام شده است. همانطور که می توان انتظار داشت یک افزایش قابل توجه انتقال حرارت در نزدیکی دیوار بخش فشار و کاهش انتقال حرارت در مجاورت مکش در نتیجه نیروهای Coriolis مشاهده شده است.

تاثیرات سه بعدی

ویژگی جریان سه بعدی در یک گذرگاه توربین در یک محیط آبشاری به خوبی درک شده و توافق خوبی در میان محققان در خصوص ساختارهای جریان اصلی وجود دارد. ارزیابی های تجربی جاری نشان میدهد که بهره های بازده موضعی از یک توسعه سکو نوک بخش فشاری می تواند حائز اهمیت باشد. تعدادی از تحقیقات نشان داده اند که

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

جریان ثانویه قابل توجهی وجود دارد که به سمت منطقه راس بخصوص بین لبه هدایت کننده و در اطراف کورد محوری ۳۰٪ هدایت می شود این موضوع توسط Dring و Joslyn بعنوان یک حالت گردابی نسبی که سیال را به ظرف نوک تیغه هدایت می‌کند شرح داده می شود این یک پدیده فیزیکی ساده است که در آن چرخش جریان ثانویه بصورت موضعی جریان اصلی را محدود می کند چون در این منطقه از تیغه عددهای mach محوری کاملاً کم هستند (۰/۳ >). جریان ثانویه می تواند باعث انتقال حرارت اندکی بیشتر بخاطر اریبی شدن جریان دیواره نزدیک شود.

یکی از تاثیرات مهم جریان رتور توزیع مجدد دمای درونی برش عرضی پرتویی در راستای گذرگاه تیغه می باشد. همچنین یک تاثیر حلقوی ناپیوسته وجود دارد که توسط سوزاننده کمبوستور تولید می شود. مشخص شده است که جریان ثانویه, در گذرگاه را می توان بخاطر توزیع دما ارتقا داد. وقتی تیغه روتور از میان یک جریان داغ کمبوستور عبور می کند, جریان در گذرگاه تیغه پر چگال می شود و تغییراتی در چرخش ثانویه مضاعف اتفاق می افتد. توزیعات عدد mach مربوطه باعث شدت جریان های بالا در منطقه شکاف راسی می شود که تنش برش بالا و انتقال حرارت بالا در شکاف نوک را بوجود می‌آورد. وقتی گاز داغ به لبه گردابی تیغه می رسد, به بخش مکش مهاجرت کرده و در میان شکاف نوک نفوذ می کند.

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

برش عرضی دمای گاز پرتویی

بخاطر توزیع نیروهای گریز از مرکز در راستای ارتفاع تیغه در حداکثر مقدار آن در بخش ریشه و حداقل در نوک, یک کاهش در دمای گاز به طرف سکوی تیغه برای رسیدن به عمر پارگی – خزش یکنواخت از طریق ارتفاع تیغه الزامی می باشد. بعلاوه ویژگی های ماده تیغه معمولا به دمای فلز بالاتر نسبت به ساختارهای دیواره نهایی اطراف, امکان بیشتری میدهد: دیسک توربین در زیر سکو و مولفه‌های استاتور که جریان آزاد پرتویی را بوجود می آورد باید به طرف دیواره های نهایی با دماهای اوج مستقر شده بین ۵۰٪ و ۷۰٪ ارتفاع تیغه حرکت کند. این برش عرضی دمای پرتویی باید در کمبوستور تشکیل شده و شامل تاثیرات هوای خنک سازی می باشد که جریان صعودی گاز اصلی تیغه را بعد از خنک سازی دیواره های نهایی پروانه, تیغه ها و دیسک به سمت رویه ها, وارد می کند. هوای خنک تخلیه شده از لبه های گردابی تیغه معمولاً شامل مخلوط محیطی غیر یکنواخت نبوده و معمولاً به سمت نوک یک تیغه در بخش مکش کشیده می شود. ارزیابی های واقعی در موتورها و پیش بینی های تحلیل نشان میدهد که دمای پرتویی ورودی عرضی در راستای مسیر گاز معمولاً بیشتر به طرف پرتو یا شعاع خروجی هدایت شده و چالش های مضاعفی را برای خنک سازی بخش‌های نوک تیغه ها به طرف لبه های گردابی بوجود می آورد.

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

تاثیرات ناپیوستگی

کنش متقابل ناپیوسته بین استاتور و روتور دارای تاثیر قابل توجهی روی انتقال حرارت دارد. ارزیابی های انتقال حرارت برای یک مرحله روتور توربین کامل اولین بار توسط Dunn گزارش شد. مطالعه آنها نشان داد که عوامل مربوط به پروانه های جریان صعودی باعث افزایش متوسط در انتقال حرارت در سطوح تیغه روتور می شود. بیشترین افزایش در انتقال حرارت را می توان در نزدیکی لبه هدایت کننده و در اطراف بخش سطح مکش مشاهده کرد. جریان نزولی در سطح مکش از انتقال حرارت به سرعت کاهش می یابد. در سطح فشار افزایش در انتقال حرارت شامل همه مسیرهای پشتی به لبه گردابی می شود گرچه افزایش نزدیک منطقه هدایت کننده تا ۲۰٪ کور و محوری مثل این ویژگی در سطح مکش نمی باشد.

ارزیابی های انتقال حرارت و آیرودینامیکی دیگر در یک توربین در حال چرخش توسط Hodson ایجاد شد و نشان داد که لایه مرزی تیغه روتور در معرض تحول از سوی جریان خطی به جریان نوسانی در حین عبور جریان صعود تیغه ها از میان گذرگاه تیغه روتور قرار می گیرد. این باعث بروز تنش برش افزایش یافته و افت آیرودینامیکی می شود. تنش برش افزایش یافته نیز انتقال حرارت را افزایش میدهد.

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

تعدادی از تحقیقات نشان داده اند که یک افزایش متوسط در انتقال حرارت در بخش های مکش و فشار یک تیغه وجود دارد. ارزیابی هایی که در سطح نوسان کم (۴٪) انجام شده اند نشان دادند که شبکه شبیه سازی نوسانی در حال حرکت, شیارهایی را بوجود می آورد و باعث بروز انتقال حرارت افزایش یافته می شود. معمولاً افزایش در بخش فشار بیشتر از این ویژگی در بخش مکش می باشد در یک آزمایش.

Dullenkoph نیز تاثیرات مشابهی را روی انتقال حرارت دارای میزان میانگین برای شیارهای جریان صعودی در یک آبشار تیغه روتور نشان داد. افزایش قوی در انتقال حرارت توسط Johnson برای مورد موج های شوک از تیغه های دارای جریان صعودی در سطح تیغه روتور نشان داده شده اند. این پدیده اخیراً توسط Abhari و Rao با استفاده از الگوهای عددی جامع تجزیه و تحلیل شده است.

تکنیک های خنک سازی تیغه درونی

بخاطر بار حرارتی بالای ترکیب شده با نیروهای دینامیک و درونی, تیغه توربین مهمترین مولفه برای دوام موتور می باشد. به منظور رسیدن دماهای فلز توده ظرفیت هایی در حدود ۱۵۰۰^{of}توسط ویژگی های عمر پارگی – خزش برای آلیاژهای تیغه پیشرفته مورد نیاز می باشد و تکنیک های خنک سازی تیغه بسیار موثر برای دوام دراز مدت اجتناب ناپذیر می باشد. برای صحه گذاشتن روی دماهای فلز توده در TRIT، از ۲۲۰۰^{of} و

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

دماهای تخلیه کمپرسور ^{of} ۸۴۰، پارامتر تاثیر خنک سازی که در زیر شرح داده می شود تقریباً۰/۵ می باشد.

$$\eta_c = (T_\infty - T_m)/(T_\infty - T_c)$$

حتی برای طرح های خنک سازی پیشرفته که در آن خنک سازی فیلم به کار می رود, استفاده موثر از هوا توسط خنک سازی همرفتی درونی, قبل از خروج بعنوان یک فیلم, بخش مهمی از طرح کلی تشکیل می شود. تنوعات زیادی در ساختار درونی گذرگاههای خنک سازی تیغه وجود دارد. این تنوعات اغلب شامل شیارها, شیارهای شیب دار, شیارهای ناهموار و غیره می باشد که برای انتقال لایه مرزی درونی به نوسان ساز به منظور افزایش ظرفیت خنک سازی درونی بالاتر از حد معین شده برای لایه مرزی خطی دیواره صاف، طراحی می شود. براساس تجربه موتور، طراح می تواند اغلب انتقال حرارت درونی را با استفاده از روابط جریان لوله استاندارد و افزودن فاکتور تجربه به روابط ارزیابی کرد. با این وجود در مورد تیغه توربین حرارت در حال چرخش, نیروهای رانش و Coriolis که قبلاً تعریف شد شامل چرخش های جریان ثانویه القا شده می باشد که باعث بارهای حرارتی متفاوتی در دیوارهای درونی مختلف می شود و به جهت یابی ویژه آنها بستگی دارد.

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

ترکیب نیروهای Coriolis، نیروهای رانش و همرفتی اجباری انتقال حرارت درونی را تعیین می کند. در این مورد، عملکرد متداول در میان طراحان استفاده از پایگاههای اطلاعاتی موجود بدست آمده برای ایرفویل های غیر چرخشی و سپس معرفی فاکتورهای افزایش به وضعیت مطلوب برای تاثیر از دست رفتن چرخش از پایگاه اطلاعاتی است که استفاده می شود. برای ۱۰ تا ۸ سال آزمایشات برای تکمیل داده های غیر دورانی موجود و ارائه دیدگاههایی به انتقال حرارت درونی برای تیغه توربین طراحی شده است. این توافق در میان محققان وجود دارد که آزمونهای طراحی شده برای تولید دادههای موجود درباره تیغه باید برای تولید نیروهای Coriolis مناسب، دورانی باشد و آنها باید برای تولید نیروهای رانش مناسب حرارت داده شوند.

برای برخی کاربردها (سیستم های خنک سازی حلقه بسته), گاز خنک ساز (یا مایع) برای گذرگاههای درونی تیغه محدود می ماند و در جریان اصلی تخلیه نمی شود و بنابراین از ایجاد مشکلات عملکردی مرتبط اجتناب می کند. در مورد توربین های تولید نیروی صنعتی بزرگ, رابط خنک سازی گاهی اوقات بخار یا آب است. برخی موتورهای توربین گازی رانش از لوله های حرارت فلزات مایع استفاده کرده اند که فاز خنک ساز از جامد به مایع در یک چرخه حلقه بسته را تبدیل می کند.

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

یکی از مزایای تکنیک لوله حرارت این است که به هوای تخلیه کمپرسور تکیه نمی کند ولی در عوض از فازی استفاده می کند که مایع را بعنوان یک سینک حرارتی مزدوج شده با یک چگال ساز برای زدودن حرارت جذب شده تبدیل می کند.

گرچه بخش زیر عمدتاً به تیغه ها اختصاص داده شده است ولی بسیاری از ویژگی ها که برای تیغه ها و پره ها مشترک هستند, را می توان یافت.

گذرگاههای درونی هموار

بطور کلی یک تکنیک خنک سازی همرفتی تیغه را می توان به قسمت های زیر تقسیم کرد:

نمودارهایی که سوراخ های پرتویی مستقیم یا کانال هایی را به کار می گیرند که می تواند برای تشکیل مسیرهای چندگانه, سرپنتین یا سیستم هایی متصل شوند که در آنها هوا از طریق تیغه/پره قبل از وجود یافتن چندین بار عبور می کند.

نمودارها شامل انتقال حرارت افزایش یافته با استفاده از تیرک ها, گودال ها, ماتریس ها, میله های ریز یا دستگاههای مشابه برای توسعه سطح خنک شده و ارتقاع نوسان می باشد.

در نمودارها از خنک سازی تاثیر, برای توسعه های هماهنگی خنک سازی با بارهای حرارتی بیرونی است نمودارهای خنک سازی مارپیچ می باشد که برای ارتقاء انتقال

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

حرارت ناشی از میدان نیروی گریز از مرکز در یک ورتکس قوی استفاده می شود که در داخل تیغه بخصوص برای لبه های هدایت کننده القا می شود.

چون سطح خنک سازی همرفتی درونی به منطقه سطح عبور خنک سازی درونی و ضریب انتقال حرارت همرفتی در حال کار در این منطقه بستگی دارد، هر دوی این پارامترها برای یک طرح خنک سازی موثر باید به حداقل رسانده شود. برای همه سیستم های خنک سازی که با دو گروه اول پوشیده شده اند، هماهنگ سازی متعارف سطح جریان دارای برش عرضی گذرگاه خنک سازی یک ابزار موثر از کنترل عدد رینولد محلی را بوجود می آورد و در نتیجه باعث بروز ضریب انتقال حرارت موضعی می شود. یک ایرفویل خنک شده بصورت همرفتی معمولاً از هوایی استفاده می کند که در ریشه یا در راس ایرفویل ایجاد می شود و سپس در انتهای دیگر ایرفویل یا از طریق لبه هماهنگ ساز تخلیه می شود. خنک سازی درونی طراحی شده به شکل صحیح کاملاً موثر بوده و معمولاً در جایی ترجیح داده می شود که می تواند تاثیر خنک سازی مطلوب را تامین کند.

ساده ترین شکل سیستم خنک سازی درونی استفاده شده در طرح های ایرفویل عمدتاً شامل گذرگاههای پرتویی تخت مداری: بیضی شکل یا بخش عرضی مثلثی می باشد. هماهنگ سازی موضعی ظرفیت خنک سازی در بار حرارتی ایرفویل بیرونی از طریق

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

ترکیبات مناسب سرعت جریان خنک سازی و منطقه برش عرضی گذرگاه بدست می آید که روی شدت جریان هوای خنک سازی اثر می گذارد و از اینرو ضریب انتقال حرارت درونی و منطقه سطح خنک سازی را تحت تاثیر قرار میدهد.

این جریان، در گذرگاههای خنک سازی ایرفویل متداول معمولاً نوسانی فرض می شود. برای این شرایط ضریب انتقال حرارت دیواره تحت توسعه یافته بطور کامل با رابطه زیر بدست می آید

$$Nud = hd/kc = ۰/۰۲۳(mcd/\mu)^{۰/۸}(T_{aw}/T_c)^{۰/۸}(\mu c_p/k)^{۰/۳۳۳}$$

تیرک ها/پره ها (نوارهای زاویه دار یا طولی)

تیرکها یا پره ها یک ابزار ساده برای ارتقاء عملکرد انتقال حرارت هستند. عملکرد پره اساساً دوبله می‌باشد. نخست برای افزایش سطح انتقال حرارت درونی, و دوماً برای کاهش سطح جریان خنک ساز بنابراین ضریب انتقال حرارت درونی را افزایش میدهد. گرچه اشکال پره متعددی وجود دارد.

اکثر پره های طولی باید در سیستم های خنک سازی توربین گازی پیدا شوند و از بخش مثلثی یا مربعی شکل می گیرند. برای تیغه و در برخی موارد طرح خنک سازی تیغه, با استفاده از درج لوله, طول میله در طول تیغه جهت یابی شده و موازی با جریان اصلی می باشد. در این کاربرد, درج لوله در قبال پره ها قرار گرفته است. علاوه بر تاثیر سطح انتقال

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

حرارت توسعه یافته که توسط تیغه ها فراهم می شود برخی هدر دهی های حرارتی بخاطر رسانایی حرارتی بین پره ها و لوله ایجاد می شود. با این وجود بخاطر عدم قطعیت سطح تماس فلزی، چنین تاثیراتی عمدتاً در تجزیه و تحلیل ها نادیده گرفته می شوند ضریب انتقال حرارت برای گذرگاههای خنک سازی با پره ها در همان شیوه گذرگاههای پره ای تحت محاسبه می شوند. با این وجود, ویژگی های انتقال حرارت سطح پره توسعه یافته باید در نظر گرفته شود. ضرایب انتقال حرارت مبتنی بر کل منطقه قرار گرفته در معرض پره و پایه آن بوده و در کل به دمای سطح میانگین بستگی دارد. در الگو سازی حرارتی پره ها, پره ها باید بصورت فیزیکی الگوسازی شوند یا تاثیر پره باید برای آن در نظر گرفته شود.

تاثیر انتقال حرارت یک پره, با یک پارامتر که ضریب پره ς نامیده می شود و بصورت زیر تعریف می‌شود: انتقال حرارت واقعی از پره) / (انتقال حرارت از پره در صورتی که کل پره در دمای پایه آن باشد).

برای بدست آوردن بازده کل یک سطح با پره ها ξ_Σ ، بخش سطح در بازده ۱۰۰٪ با سطح پره ها در $\varepsilon\xi$ ترکیب می شود یا $\xi_\Sigma = 1-(A_f/A_\Sigma)(1-\xi)$ که در آن A_F و A_ε منطقه انتقال حرارت از پره ها و سطح کل می‌باشد.

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

وقتی پره ها در یک زاویه در جهت جریان خنک سازی قرار گیرد, بعنوان نوسان ساز عمل کرده و اغلب نوارهای سفر نامیده می شود و علت آن تاثیر در سفر لایه مرزی خنک ساز می باشد. اکثریت طرح‌های خنک سازی که از نوسان سازها استفاده می کنند نوعاً دارای شکل مستطیل می باشند و دیواره های گذرگاه در جدار سطوح مکش و فشار حاصل نوسان ساز می باشد. این بمنظور به حداقل رساندن حرارت پیش بلوغ با خنک ساز انجام می شود و نیز با هدف به حداقل رساندن گرادیان های حرارتی بین شبکه های ایرفویل عرض و دیواره های بخش مکش و فشار صورت می گیرد. این نوع شکل هندسی باعث کاهش افت فشار اصطکاکی می شود. این نوع شکل هندسی نیز باعث افت فشار کسری کاهش یافته در مقایسه با کانال کاملاً نوسانی می شود. هر گونه تاثیر ورودی کانال خنک سازی باید برای استفاده به همان شیوه روش شناسی برای شکل هندسی کانال هموار، به شمار آورده شود.

متداولترین خنک سازی درونی تیغه کاربرد جریان عرضی تیغه های شیب دار می باشد. تنها تحقیقات کمی نوسان سازهای شیب دار در گذرگاههای خنک سازی دورانی را مورد خطاب قرار داده است. روابط زیر مبتنی بر داده های Han و Park بوده و می توان برای نوسان سازهای شیب دار و ساده پیشنهاد کرد.

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

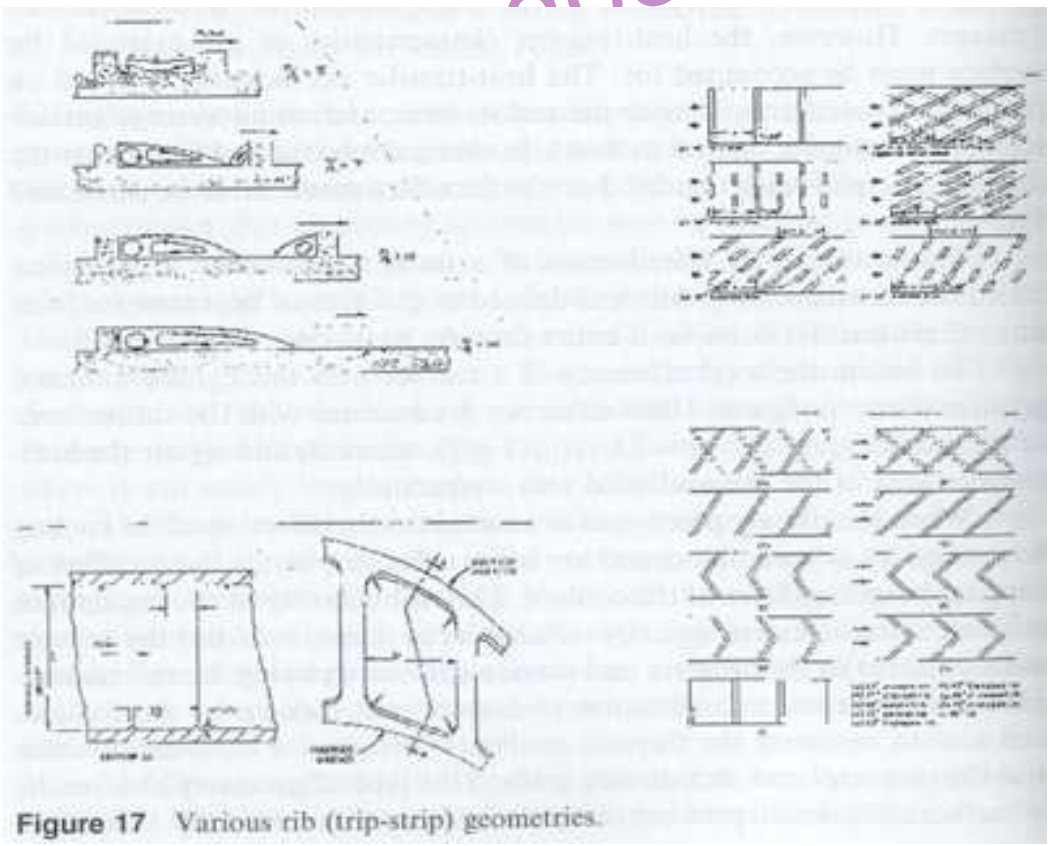


Figure 17 Various rib (trip-strip) geometries.

برای دیواره های نوسانی شده کامل (شکل ۱۷ را نگاه کنید).

$$H_t d_h / k = f\,Re_{dh}\,Pr/\{۲[(G-R)(f/۲)^{۱/۲}+۱]\}$$

که در آن

G= تابع ناهمواری انتقال حرارت

W/t= نسبت عرض کانال به عمق کانال

عدد رینولد ناهمواری $Re_e = (e/d_h)\,Re_{dh}\,(f/۲)^{۱/۲}$

α= زاویه تیغه برخورد که نسبت به جهت جریان تعریف شده.

P/e= نسبت گام نوسان ساز به ارتفاع آن

M=۰/۳۵، n=۰/۱ و برای کانال های مربع, $m = 0\ ,\ n = 0$ برای کانال های مستطیل

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

$$R=[۱۲/۳-۲۷/۰۷(\alpha/۹۰)+۱۷/۸۶(\alpha/۹۰)^{۲}]/[(p/e/۱۰)^{۰/۳۵}(w/t)^{۲}]$$

تابع ناهمواری / اصطکاکی

$$Z=0 \text{ برای } \alpha=۹۰, z=۰/۳۵ \text{ for} \alpha<۹۰^{o} \text{ if } w/t>۲. \text{use } W/t=۲$$

$$f=2/\{R-۲/۵Ln[(۲e/d_h)(۲w/(t+w))]-۲/۵\}^{۲}$$

برای دیواره های نوسانی شده / هموار مرکب:

$$hst=h+(w/t)(h-ht)$$

که در آن

$$ht=fk\,Re_{dh}\,Pr/\{۲d_h[(۱/۲G-R)(f/۲)^{۱/۲}+۱]\}$$

یک ضریب انتقال حرارت میانگین برای دیواره های هموار و نوسانی می باشد.

حدهای قابلیت کاربرد برای این روابط به شرح زیر می باشند.

$$Re_e \geq ۵۰ \qquad ۳۰\leq\alpha\leq۹۰ \qquad ۰/۲۱\leq e/d_h\leq۰/۰۷۸$$
$$۱۰\leq p/e\leq۲۰ \qquad ۱\leq w/t\leq۴ \qquad ۸۰۰۰\leq Re_{dh}\leq۸۰۰۰۰$$

در تحقیقات بعدی برای بهینه سازی طرح نوسان ساز, دامنه ای از اشکال هندسی آزمایش شده اند: تیغه های پیوسته و مجزا برای ارتقا و هماهنگ سازی انتقال حرارت و افت های فشار استفاده و ارزیابی شدند. یک تحقیق روی ویژگی های اصطکاک و انتقال حرارت یک کانال مربع با تیغه های مجزای زاویه دار برای دو دیواره روبروی هم ناهموار با تیغه های پیوسته 90°, موازی و عرضی پیوسته با زاویه برخورد ۶۰, ۴۵ و ۹۰° و موازی

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

و عرضی با زاویه های ۶۰, ۴۵ و ۳۰ انجام شدند. نتیجه نشان داد که تیغه های مجزای زاویه دار موازی برای تیغه های مجزای ۹۰° و تیغه های پیوسته زاویه دار موازی برتر بوده و برای طرح های عبور خنک سازی درونی پیشنهاد شدند. برای تیغه های مجزای موازی ۴۵° و ۶۰°، انتقال حرارت دیواره بیشتری وجود داشته و انتقال حرارت دیواره تخت کمتر بوده و افت فشار کانال کمتر از تیغه های کامل موازی می باشد. تیغه های مجزای ۹۰° موازی باعث بروز کمترین افت فشار می شود. انتقال حرارت و افت های فشار در موارد تیغه مجزا و پیوسته دارای زاویه عرضی, همگی کمتر از موارد تیغه زاویه دار موازی و ۹۰° متناسب می باشد. آرایه های عرض تیغه‌های زاویه دار عدد استانتون و فاکتور اصطکاک برای طرح خنک سازی توربین ارائه می شوند.

کار اخیر توسط Han، تاثیرات تیغه ها با پیکربندی های مختلف و جهت یابی کانال در انتقال حرارت برای یک کانال مستطیل شکل با نسبت عمق به عرض ۲:۱ را مورد مطالعه قرار دادند.

توزیع ضریب انتقال حرارت محلی در یک چهار چوب دورانی متفاوت از یک چهارچوب ساکن است. الگوهای انتقال حرارت در یک جریان پرتویی و شرایط جریان درونی پرتویی, وابستگی یا جهت یابی متفاوت را نشان میدهد. این عمدتاً بخاطر برگشت نیروی Coriolis می باشد که روی جریان سیال در یک جریان دورانی عمل می کند. نتیجه

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

این تحقیق، یک تاثیر انتقال حرارت مشابه در یک کانال مستطیل شکل دورانی دو گذر که در یک کانال مربع دورانی دو گذر از کار قبلی مشاهده شد, تایید می کند. بطور کلی, سطوح ناهموار تیغه در یک کانال مستطیل تشابه با سطوح هموار با سرعت دوران رو به افزایش را انجام می دهد. با این وجود بزرگی ضریب انتقال حرارت میانگین در کانال مستطیل با دیواره تیغه ای بسیار بزرگتر از دیواره های هموار می باشد. تیغه های قرار گرفته در یک زاویه با جهت جریان توده, افزایش انتقال حرارت بیشتری را القا می کند. تحقیقات مقایسه ای نشان میدهد که یک پیکربندی تیغه موازی 45° در یک پیکربندی عرضی برای موارد دوار و غیر دواری وجود دارد تاثیر جهت یابی کانال روی انتقال حرارت نشان میدهد که یک جهت یابی کانال 90° دارای تاثیر بیشتر روی سطوح هدایت کننده نسبت به یک جهت یابی 135° بخاطر جهت یابی می باشد. تفاوت در نسبت های عدد نوزلت بین سطوح هدایت کننده و هماهنگ ساز در یک کانال هموار در یک جهت یابی کانال 135° نسبت به جهت یابی کانال 90° کمتر است.

Hen عملکرد اصطکاکی و انتقال حرارت یک کانال مربع با تیغه های زاویه دار r شکل, عرضی یا موازی را مورد مطالعه قرار داد. نه پیکربندی تیغه مورد آزمایش قرار گرفت. تیغه 90°، تیغه های موازی 45°, تیغه های rشکل 45° و 60° و تیغه های A شکل 45° و 60°- نتایج نشان دادند که تیغه V شکل $45^{\circ}/60^{\circ}$ بهتر از تیغه موازی 45° و 60°

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

عمل کرده و بهتر از تیغه عرضی 45° و 60° و تیغه A شکل بیشترین افت فشار را ایجاد می نماید. پیکربندی تیغه V شکل 45° / 60°, شکل هندسی پیشنهادی بود.

باید بخاطر نشان شود که برخی از شکل های هندسی تیغه پیشنهاد شده در بالا نمی تواند برای شکل‌های هندسی گذرگاه خنک سازی خاص بخاطر مشکل بودن ساخت آنها مناسب باشد.

تیغه های میله ای

یک روش عموماً استفاده شده برای افزایش سرعت انتقال حرارت در گذرگاههای خنک سازی ایرفویل معرفی تیغه های میله ای یا پایه ستون ها در عرض گذرگاه جریان می باشد. این به سه روش عمل می کند.

۱-موانعی را در مسیر جریان خنک ساز فراهم کرده, سطح نوسان آن را برای افزایش انتقال حرارت افزایش دهید.

۲-با افزایش سرعت انتقال حرارت بین دیواره یک گذرگاه خنک سازی و خنک سازی بعنوان سطح توسعه یافته عمل کنید.

۳-یک گذرگاه رسانایی بین دو دیواره روبروی هم برای کاهش اختلاف های دما بین این دیواره ها را بوجود آورده و یکپارچگی سازه ای ایرفویل را ارتقا دهید.

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

کاربردهای تیغه میله ای متداول در طرح های خنک سازی ایرفویل در باریک کردن به طرف گذرگاههای لبه گردابی یافت می شود که در آن تیغه ها دارای ارتفاع کامل یا پایه ستون ها نیز یکپارچگی ساختاری ایرفویل را ارتقا داده و مسیر رسانایی بین فشار و بخش مکش را ایجاد کرده و ارتقا می دهد. بطور کلی تیغه های میله ای موثرتر از نقطه نظر عملکردهای خنک سازی نسبت به نوسانگرها می باشند ولی آنها یک افت فشار بالاتر را فراهم می آورد. در مواردی که در آن افت فشار هوای خنک سازی موجود محدود یا جزئی می باشد، طرح های پایه میله ای بسیار چالش پذیرتر می‌شود و حتی نمی تواند امکان پذیر باشد. پایه های میله ای عموماً در کاربردهای خنک سازی توربین استفاده می شوند که شکل آرایه های سیلندرهای مدور را به خود می گیرد که در داخل یک گذرگاه خنک سازی ایرفویل توربین احاطه شده است بطوریکه آنها بصورت نرمال در جهت جریان جهت یابی می شوند. دو تنظیم متداول آرایه های درون خطی و یک در میان می باشد.

آنها بطور متداول در کانال های باریک به کاربرده می شوند که در آن قابلیت بتن ریزی نوارهای سفر (تیغه ها) مورد سوال می باشد. اکثریت داده ها در خصوص تیغه های میله ای برای شکل هندسی آرایه یک در میان ارائه شده و همه روابط برای این شکل هندسی ارائه شده اند. این عمدتاً شکل هندسی گزینه برای یک طراح می باشد.

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

انتقال حرارت در مخازن میله پایه ای ایرفویل توربین، انتقال حرارت میله را با انتقال حرارت دیواره نهایی تیغه ای ترکیب می کند. انتقال حرارت تیغه میله ای میانگین در آرایه با عدد رینولد به یک نیرو یا توان بین ۰/۶ و ۰/۷ برحسب ارتفاع تیغه تغییر می کند. انتقال حرارت محلی در ردیف ها در تیغه هایی میله ای برای سه یا پنج آرایه اول با ورودی های محدود نشده افزایش میدهد. آرایه های درون خطی انتقال حرارت دارای یک رفتار توسعه یافته کاملاً توسعه یافته بعد از ردیف سوم می باشد در حالیکه آرایه های یک در میان دارای یک اوج در ردیف های سوم تا پنجم می باشد و در پی یک فرسایش جزئی در ردیف های جریان درونی اتفاق می افتد.

اکثریت کاربردهای تیغه میله ای توربین در منطقه لبه گردابی ایرفویل یافت می شود. در اینجا، بررسی های آیرودینامیکی به یک زاویه گوه کوچک برای لبه گردابی منتهی می شود و در نتیجه گذرگاههای درونی آنقدر باریک می شوند که گزینه نمودار خنک سازی محدود می شود. تیغه های میله ای در منطقه لبه گردابی نیز یک هدف ساختاری را با حفظ سطوح فشار و مکش در کنار هم ارائه میدهند. همیشه تولید تیغه ها با طول بهینه اهداف انتقال حرارت در منطقه لبه گردابی بخاطر محدودیت ها در تکنولوژی ریخته گری ممکن نمی باشد و علت این است که این بخش قادر به تولید قابل اطمینان تیغه های کوچکتر با قطر حدوداً ۲۰٪ اینچ می باشد. نوعاً در این منطقه تیغه های میله‌ای دارای

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

نسبت های قطر به ارتفاع بین ۴ و ۱ یا حتی کمتر می باشند. در این آرایه های تیغه میله ای کوتاه به انتقال حرارت کمتر از تیغه های میله ای بلندتر نشان داده شده اند. تحقیقات معدودی نشان داده اند که برای نسبت های قطر به ارتفاع کمتر از ۳, هیچ تاثیری از نسبت در آرایه انتقال حرارت میانگین وجود ندارد. با این وجود, برای نسبت های برگتر از ۳, انتقال حرارت برای افزایش قابل توجه با طول یافت شده اند. برای میله های تیغه ای کوتاه, کنش متقابل دیواره نهایی (استوانه مهمتر شده و انتقال حرارت کل آرایه باید شامل انتقال حرارت از سطح سیلندری و منطقه پوشش داده نشده در دیواره نهایی باشد. این یک تفاوت پایه از آرایه های دارای استوانه های بلند را نشان میدهد که در آن تاثیرات دیواره نهایی قابل توجه است. همچنین, افزودن آرایه های تیغه میله‌ای کوتاه به گذرگاه خنک سازی می تواند سطح دیواره بیشتری را نسبت به آنهایی که به منطقه تیغه اضافه می شود، پوشش دهد. بنابراین اصطکاک سطح توسع یافته واقعا برای این پیکربندی به کار نمی رود. بنابراین، در این وضعیت، مکانیسم دائمی انتقال حرارت به ارتقا دادن نوسان جریان نسبت افزودن سطح انتقال حرارت مربوط می شود.

برخی از تحقیقات نشان داده اند که تبدیل گذرگاههای خنک سازی مثل نمونه های یافت شده در کاربردهای لبه گردابی, می تواند انتقال حرارت را تا ۲۰٪ در مقایسه با مورد ارتفاع تیغه ثابت کاهش دهد. یک فاصله آزاد بالاتر از تیغه های نسبی, یا شکافها بین دو

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

عامل روبروی هم باعث بروز انتقال حرارت کاهش یافته و اصطکاک کاهش یافته در مقایسه با تیغه دارای طول کامل می شود. برای این شکل های هندسی تیغه میله ای با طول نسبی, سرعت انتقال حرارت بصورت خطی با افزایش فاصله آزاد از مقدار تیغه کامل به کانال هموار کاهش می یابد. با این وجود, کاهش افت اصطکاک نسبت به کاهش در ضریب انتقال حرارت, مهمتر می باشد. تیغه های میله ای با طول نسبی می تواند به شکل موثری در وضعیت هایی به کاربرده شود که در آن یک تفاوت قابل توجه بین بارهای حرارت دیواره‌های روبروی هم در یک گذرگاه خنک سازی وجود دارد. تیغه های میله ای با طول نسبی را می توان اغلب در سطوحی استفاده کرد که در آن سرعت بالاتر انتقال حرارت مطلوب می باشد. همچنین این شکل های هندسی, با ویژگی های افت اصطکاک کمترشان را می توان در طرح هایی بکار برد که در آن افت فشار موجود, در تیغه های میله ای دارای طول کامل محدود شده است. برای اطلاعات بیشتر و داده های آزمون در مورد موارد هندسی, بخش ۶۳ را نگاه کنید.

تیغه های میله ای به شکل موثری با نوسان سازهایی برای افزایش متوسط در انتقال حرارت و اصطکاک ترکیب شده اند. با یک درمیانکردن نوسان سازها, یک افزایش ۳۵ درصدی در انتقال حرارت را می توان بدست آورد. یک بررسی جامع از آثار مربوط به کاربرد خنک سازی توربین در بخش ۷۸ ارائه شده است.

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

باری کاربردهای خنک سازی ایرفویل توربین توصیه می شود که دو رابطه اصلی برای تعیین ویژگی انتقال حرارت تیغه میله ای سیلندری استفاده می شود. روابط جداگانه, باید برای تیغه های میله ای کوتاه و بلند استفاده شود. عملکرد انتقال حرارت میله تیغه کوتاه $(H/d \le ۳)$را می توان با استفاده از یک معادله تعریف شده توسط Metzger پیش بینی کرد. این رابطه باید اکثریت کاربردهای لبه گردابی را پوشش داده و بصورت زیر بیان می شود.

$$Nu_d = ۰/۱۳۵ Re_d^{۰/۶۹} (S_L/d)^{-۰/۳۴}$$

که در آن، $Re\,d = wd/(A\,min\,\mu)$

Amin= حداقل سطح جریان آرایه تیغه میله ای برای دامنه های:

Red از ۱۰۳ تا ۱۰۵

H/d از ۰/۵۱ تا ۳

SL/d از ۱/۵ تا ۵

ST/d از ۲ تا ۴

برای کاربردهای تیغه میله ای بلند $(h/d > s)$ عملکرد انتقال حرارت باید با استفاده از یک رابطه توسعه یافته توسط Faulkner، پیش بینی شود.

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

استفاده از تیغه های میله ای برای ایرفویل توربین خنک عمدتاً به آرایه های یکنواخت ساده در یک سطح جریان ثابت که قبلاً بحث شد, محدود نمی باشد ولی می تواند مستلزم وجود شکل های هندسی پیچیده تری باشد. آرایه های تیغه میله ای پیچیده شامل استراتژی های گوناگون برای ساخت ردیف محلی یا موضعی با انتقال حرارت ردیفی برای بدست آوردن توزیع مطلوب مثل تغییرات درون آرایه ای در قطر تیغه یا فضاگذاری و تغییر ها در الگوی تیغه می باشد. چنین آرایه هایی را می‌توان در مجاری هوایی قرار داد که جهت جریان میانگین را پوشش میدهد.

برای وضعیتی که در آن آرایه میله ای در یک کانال تبدیلی قرار گرفته عدد نوسل ارزیابی شد, بطور پیوسته کمتر از مقدار پیش بینی شده با به کارگیری نتایج منطقه جریان ثابت با استفاده از مقدار جریان ردیفی موضعی عدد رینولد می باشد. این تخریب بخاطر شدت یافتن تاثیرات جریان می باشد. برای این موضوع, یک فاکتور مضروب $Red_{۲/۲۸}^{-۰/۰۴۶}$ برای ضریب انتقال حرارت میانگین برای کانال های تبدیلی پیشنهاد شدند.

در کاربردهای خنک سازی ایرفویل خاص, مثل حالت مربوط به منطقه لبه گردابی تیغه ها، هوا در ریشه تیغه وارد می شود و بصورت پرتویی از میان یک کانال تیغه میله ای با جریان تخلیه شده در میان سوراخ ها در نوک تیغه جریان می یابد در حالیکه بقیه هوا از سوراخ ها یا شیارها در لبه گردابی خارج می شود. توده در حال کاهش بخاطر خروج

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

جانبی هوای خنک سازی و برگشت هـوای خروجـی بـه طـرف لبـه گردابـی روی انتقـال حرارت به هوای خنک سازی اثر می گذارد. داده هـا و روابـط بـا ایـن نـوع پیکربنـدی در بخش ۸۱ یافت می شود. در پیش بینی انتقال حرارت عددی، تیغـه هـای میلـه ای بایـد بصورت فیزیکی الگو سازی شوند یا تاثیر سطح تیغه میله ای باید معین شود.

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

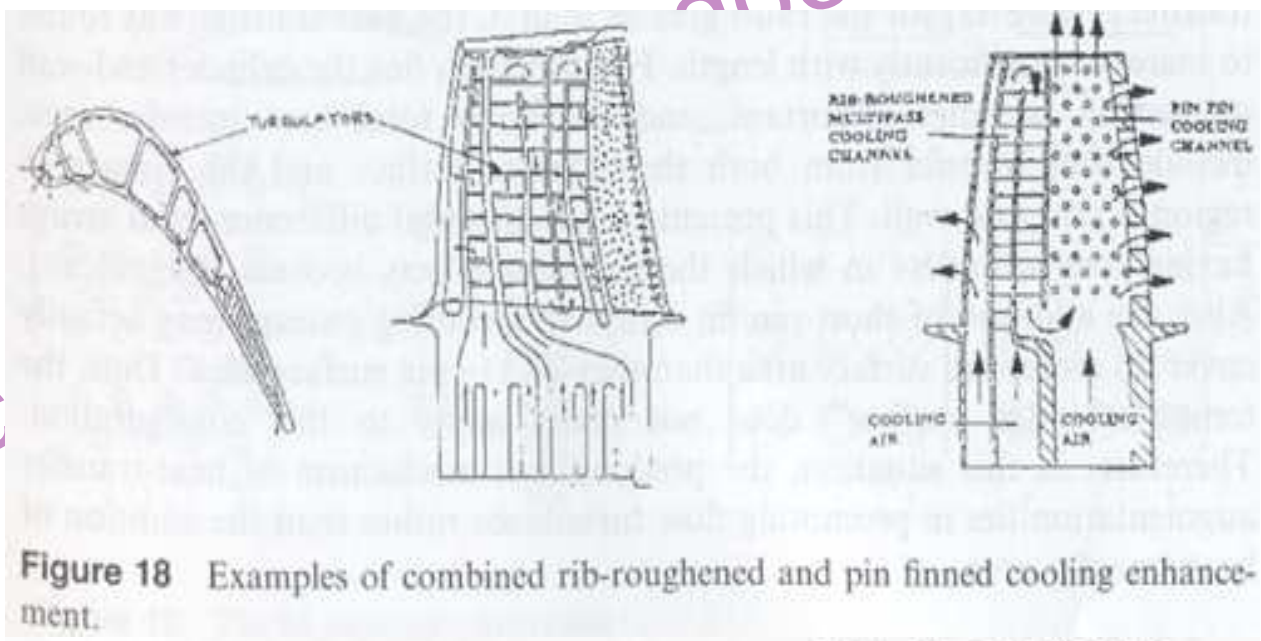


Figure 18 Examples of combined rib-roughened and pin finned cooling enhancement.

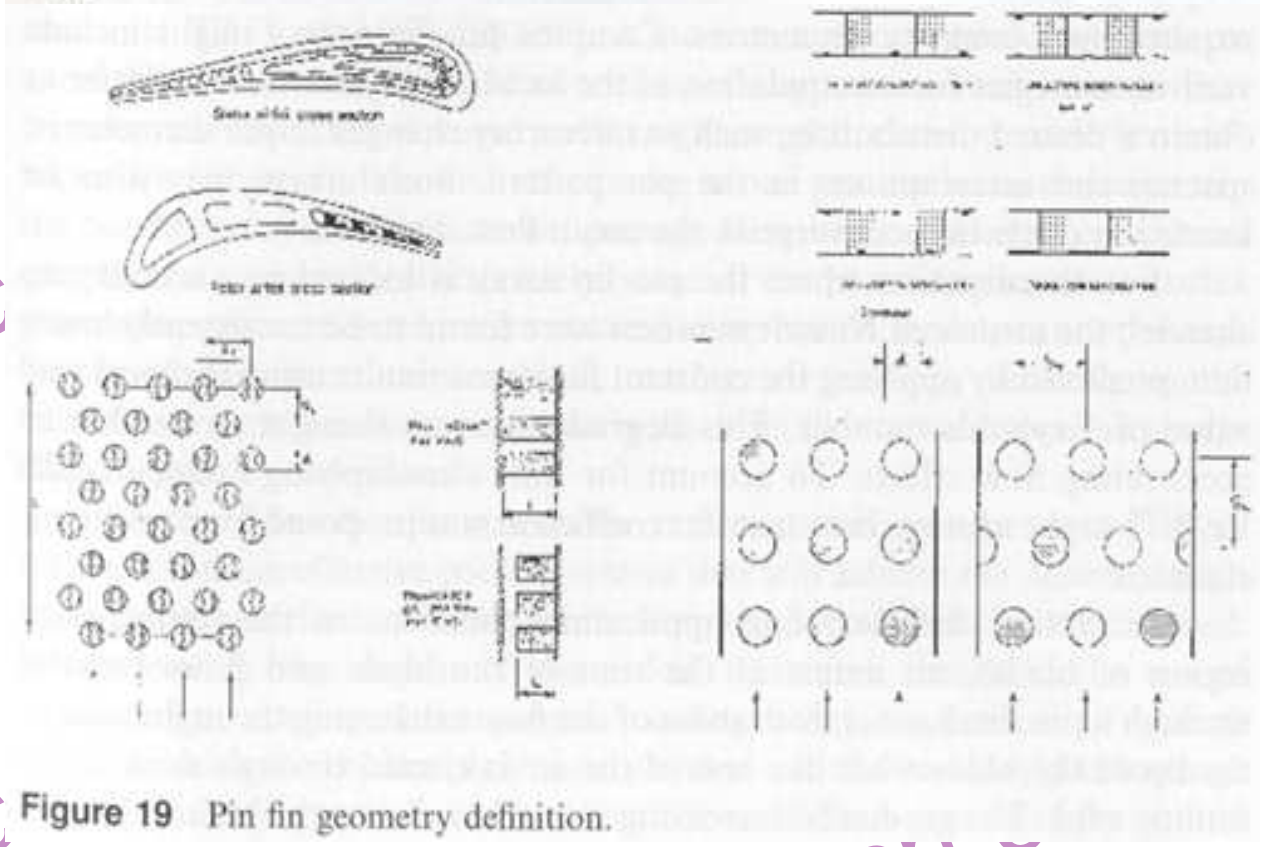


Figure 19 Pin fin geometry definition.

تاثیر جت

یک ترکیب از سرعت انتقال حرارت بیرونی ایرفویل در بیشترین سطح بصورت مزدوج

شده با نوسان القا شده و یک نسبت نامطلوب سطح بین سطوح بیرونی و درونی خنک

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

کردن منطقه لبه هدایت کننده تیغه را بسیار مشکل می کند. انحراف نقطه سکون در طول عملکرد طراحی, مشکل را پیچیده تر می کند.

تکنیک خنک سازی مبتنی بر حفاظت فیلم لبه هدایت کننده (راس دوش) تاثیر خنک سازی کافی را فراهم می کند ولی یک سری تاثیرات منفی را نیز ایجاد می نماید:

غلظت یا تراکم تنش محلی افزایش یافته

خطاهای آیرودینامیکی اضافی

نگرانی هایی درباره دوام موتور به همراه پتانسیل نصب سوراخ های فیلم کوچک بخصوص برای عملکرد دراز مدت در یک محیط صنعتی وجود دارد.

برای موتورهای آیرودینامیکی، همه این نگرانی ها به راحتی با الزامات تاثیرات خنک سازی بسیار بالا, بررسی می شود که مقدار قابل توجهی از هوای خنک سازی و کاربرد خنک سازی فیلم تیغه را توجیه می کند برای یک TRIT. ^{of} ۲۲۰۰-۲۰۵۰متوسط, یک تلاش زیاد باید برای اجتناب از خنک سازی فیلم تیغه تا زمانی که همه ابزار افزایش انتقال حرارت درونی تخلیه شود، صورت گیرد انواع تیغه های میله ای نواری، شکسته, زاویه دار یا مستقیم و دیگر شکل های هندسی خارجی به انتقال لایه فردی در گذرگاه درونی تمایل دارند که در طی دهه گذشته به کار گرفته شده و یا مورد بررسی قرار گرفته است. متاسفانه برخی از شکل های هندسی تولید کننده حالات گردابی که در الگوهای

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

مقیاسی شده مورد مطالعه قرار گرفتند را نمی توان همیشه در ریخته گری های تیغه با اندازه واقعی تولید کرده یا بسیار حساس به عوامل مقاومتی تولید بخصوص در زمانی هستند که سوراخ های درونی کوچک یا ویژگی های دارای لبه تیز, مورد نیاز باشد.

توزیع شار حرارتی در ایرفویل توربین باید به شکل مناسبی با یک سیستم خنک سازی موثر هماهنگ شود که به توزیع دمای طرح مطلوب در حین به حداقل رساندن مقدار های خنک سازی استفاده شده خواهد رسید. در منطقه لبه هدایت کننده ایرفویل، این اغلب باعث استفاده از خنک سازی موثر می شود. خنک سازی تاثیری به استفاده از سوراخ هایی مربوط می شود ک از طریق آنها جریان خنک ساز شدت یافته و جت های حاصل در سطح مورد هدف نرمال می شوند. ضرایب انتقال حرارت تولید شده توسط تاثیر نرمال جت های هوا, تا حد قابل توجهی بالاتر از آنهایی هستند که توسط روشهای همرفتی دیگر بدست می آیند.

خنک سازی تاثیر جت که دارای تاثیر بالایی برای پروانه های توربین می باشد و در جایی که هوای مصرفی به طرف لبه گردابی از طریق گذرگاه بین دیواره درونی ایرفویل و محل درج زدوده می شود, معمولاً برای تیغه ها بدون تخلیه فوری فیلم از هوای مصرفی عملی نمی باشد. بدون این, وجود جریان عرضی باعث کاهش قابل توجه تاثیر خنک سازی می شود.

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

یک مزیت مهم خنک سازی تاثیری بخصوص در صورتی که طرح از درج های فلزی ورقه ای استفاده کند این است که معمولاً تغییر شکل هندسی برای بالا بردن سرعت دمای موتور و در صورتی که افت ها در طرح افزایش یافته باشند, آسان است. با این وجود، باید خاطر نشان شود که یک طرح تاثیری می تواند به یک بخش, پیچیدگی هایی را اضافه کند خصوصاً اگر سوراخ های تاثیری دارای ویژگی ریخته گری باشند. مشکلات در طرح هسته ریخته گری درونی, سرعت بازده هسته, و کنترل اندازه سوراخ تاثیری می تواند به فاکتورهای محدود کننده ای تبدیل شود. این روش خنک سازی بعنوان یک عامل موثر شناسایی شده و بنابراین توجه خاصی را از سومی محققان به خود جلب کرده است. در نتیجه یک مقدار قابل توجهی از داده ها و روابط تجربی برای انتقال حرارت خنک سازی تاثیری وجود دارد. با یک چنین مجموعه جامعی از داده ها, موضوعات برای طبقه بندی داده ها با توجه به شکل هندسی آنها, ساده تر می شود. طبقه بندی اول به سطوح برخوردی مربوط می شود که می تواند تخت یا منحنی باشد. در خصوص خنک سازی ایرفویل توربین منطقه درونی لبه هدایت کننده یک سطح محدب را تشکیل می دهد ولی هر قدر به منطقه انحنای میانی نزدیکتر می شود, سطح تقریباً تخت می شود. طبقه بندی دوم به جت برخوردی مربوط می شود و این حالت می تواند دو بعدی (شیاری) یا متقارن از نظر محوری (سوراخ) باشد. بنابراین احتمال بروز یک جت تکی, یک ردیف از

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

جت ها یا یک آرایه از جت ها وجود دارد. با یک آرایه از جت ها، پیچیدگی های مضاعفی از جریان عرضی هوای مصرفی وجود دارد که با جت ها تداخل یافته و تاثیر آنها را کاهش میدهد.

اولین و مهمترین وظیفه برای طراحان شناسایی شکل هندسی برخورد می باشد که باید مورد مطالعه دقیق قرار گرفته و طرح های خاص باید تحت بررسی قرار گیرد و داده ها و رابطه هایی انتخاب شوند که دارای نزدیکترین ارتباط با آن شکل هندسی می باشند. این احتمال وجود دارد.

طرح خنک سازی انواع مختلف شکل هندسی جریان در جایگاههای گوناگون را در برگیرد. یک مقدار قابل توجهی از داده ها درباره انتقال حرارت برخوردی در آثار برای انواع پیکربندی های برخوردی وجود دارد. داده های موثر مربوط به انتقال حرارت برخورد موضعی (Chupp) و داده های موثر انتقال حرارت میانگین (Metzger) با شبیه سازی الگوهای آزمون پیکربندی های لبه هدایت کننده ایرفویل توربین بدست آمده اند و بنابراین برای کاربردهای طرح خنک سازی لبه هدایت کننده ایرفویل توربین مفید می باشند.

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

در اکثر کاربردهای خنک سازی ایرفویل توربین, دو شکل هندسی اصلی وجود دارد. اولی, برخورد از یک آرایه از سوراخ ها در یک سطح تخت و دومی برخورد از یک ردیف سوراخ در یک سطح محدب می باشد.

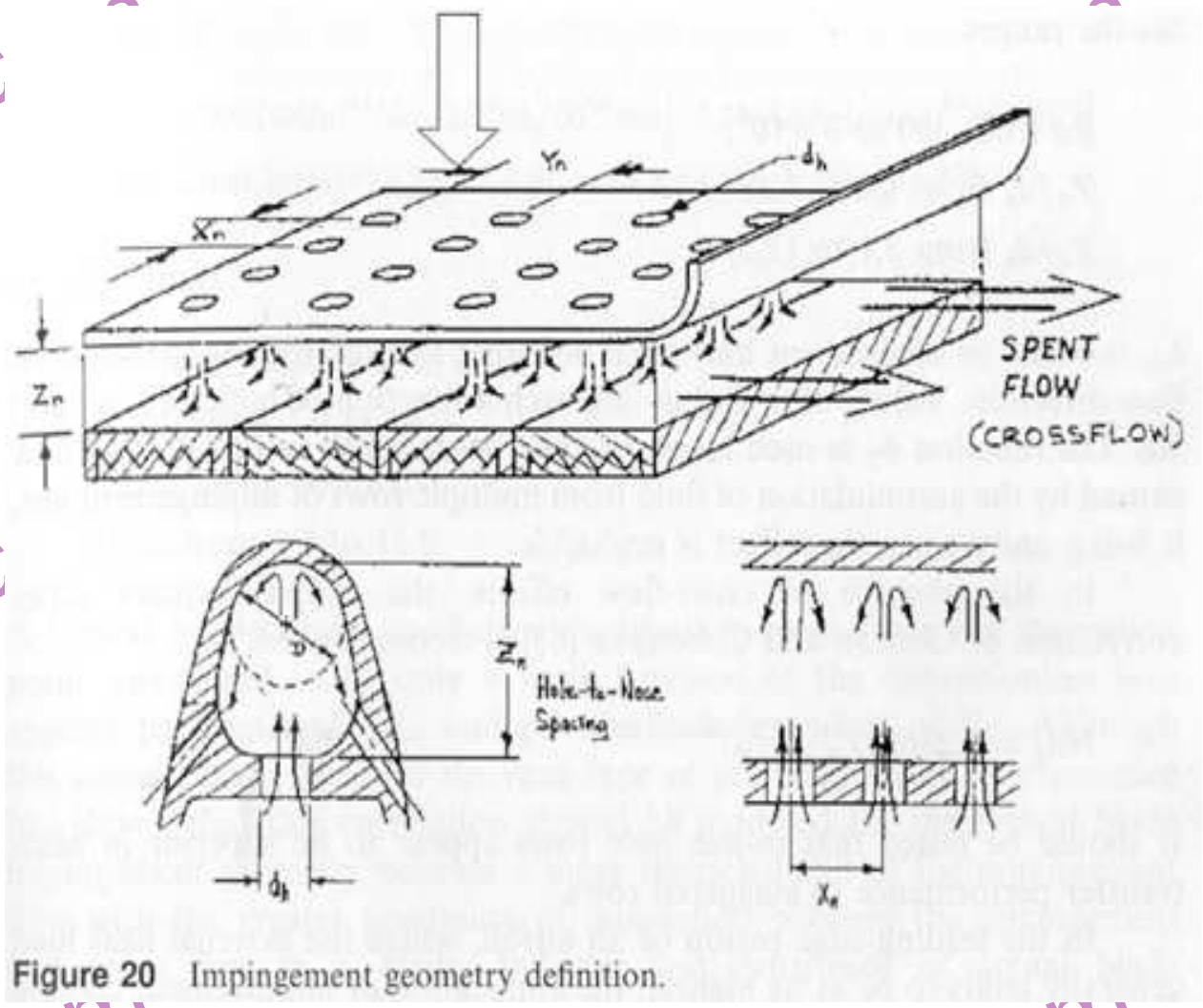


Figure 20 Impingement geometry definition.

یک روش برای تولید ضرایب انتقال حرارت همرفتی تقویت شده نسبتاً قوی در سطح, با استفاده از چند برابر کردن یا ارایه بندی جت های برخورد کرده بطور نرمال با سطح از یک صفحه موازی قرار گرفته در نزدیکی سطح بدست می آید. وقتی جت های هوا به سطح برخوردی نزدیک می شوند, یک چرخش 90° را ایجاد کرده و بنابراین جت های

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

دیواره ای نامیده می شوند. وقتی جت های دیواری از دو جت برخوردی مجاور به هم می رسند, تداخل آنها، جریان را به تفکیک از سطح و شکل دادن یک جریان مجبور می کند که اغلب دارای شدت جریان کم بود. و برای رسیدن به محل خروج یعنی جایی که هوا زدوده می شود, جریان می یابد. این جریان مصرفی جریان عرض نام دارد و جت های برخوردی را از راستای اولیه شان منحرف کرده و می تواند ضریب انتقال حرارت همرفتی میانگین را کاهش دهد.

ویژگی های طراحی را که آرایه مربع جت برخوردی در صفحه تخت با هوای جریان عرضی در حال تخلیه به یک طرف را نشان میدهد می توان مبتنی بر رابطه kercher و Tabakoff مطرح کرد. این رابطه بصورت زیر می باشد:

$$Nu_d = h_{av} d_h / k = \phi_1 \phi_2 (2 v_3 d_h / \mu)^{1} (z_n / d_h)^{0/09} (\mu Cp / k)^{1/3}$$

برای دامنه های

Re از ۳۰۰ تا 3×10^4

z_n / d_h از ۱/۰ تا ۴/۸

x_n / d_h از ۱۳/۱ تا ۱۲/۵

hav مبتنی بر یک منطقه از نصف شیب در هر دو طرف ردیف در راستای جریان عرضی است. مقادیر m و ϕ_1 هر کدام تابعی از $Re, (x_n/d_h)$ می باشد. این تابع ϕ_2 برای بیان تاثیر فرسایش جریان عرضی استفاده می شود که بوسیله تجمع سیال از ردیف های

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

چندگانه از جتهای تاثیر بوجود می آید و وقتی این تاثیر جزئی می شود، این ویژگی واحد می شود.

در غیاب تاثیرات جریان عرضی، رابطه آرایه مربع ساده تر از Gardon و Cobonque توصیه می شود.

$$Nu_d = ۰/۲۸۶(\rho V_a x_n / \mu)^{۰/۶۲۵}$$

باید خاطرنشان شود که ردییف های سوراخ درون خطی در عملکرد انتقال حرارت به ردیف یک در میان الویت دارند.

در منطقه لبه هدایت کننده یک ایرفویل، که در آن بار حرارت بیرونی عمدتاً در بالاتری سطح قرار دارد, کاربرد خنک سازی برخوردی عمدتاً با ارزش می شود. در اینجا یک ردیف یا آرایه از جت های برخوردی در دیواره مجدب درونی یک پروانه یا لبه هدایت کننده تیغه از یک درج لوله (متعارف در کاربرد تیغه) یا از یک ویژگی ماشینی شدن یا درجا ریخته هدایت می شود. در این نوع از کاربردها, هوای تاثیری عمدتاً برای جریان در یک جهت وتر طراحی می شود و بعنوان یک فیلم وجود داشته یا برای خنک سازی بیشتر به کاربرده می شود. جریان پرتویی هوای تاثیری تا حد زیادی اجتناب می‌شود چون یک فرسایش در سیستم را ایجاد می کند که از تاثیرات جریان عرضی حاصل می شود.

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

داده های دقیق مربوط به برخورد که توسط Chupp ارائه شده با الگوهای آزمون که پیکربندی های لبه هدایت کننده توربین را شبیه سازی می کنند و بنابراین برای کاربردهای طراحی خنک سازی لبه هدایت کننده ایرفویل توربین مفید می باشند بدست آمدند.

الگوی تجربی استفاده شده در کاربرد ایرفویل با یک ردیف از سوراخ های تاثیر گذار در لبه هدایت کننده از یک درج لوله, با هوای مصرفی در حال جریان, نامحدود در یک راستای وتری در اطراف برخورد استفاده می شود. یک جریان برابر در اطراف هر طرف لوله تقسیم می شود. ضرایب انتقال حرارت در منطقه پرتویی لبه هدایت کننده ارتباط پیدا می کنند. اطلاعات درباره توزیع ضریب انتقال حرارت نیز بدست می آید. نقطه میانگین و آرامش (یک ؟ 25° هدف تاثیری) با رابطه زیر ارتباط داده می شود:

$$Nud^{a} = ۰/۶۳(Gd/\mu)^{۰/۷}(d_h/X_n)^{۰/۵}(d_h/D)^{۰/۶}\exp[-۱/۲۷(z_n/d_h)(d_h/x_h)^{۰/۵}$$

$$Nud^{star} = ۰/۴۴(Gd/\mu)^{۰/۷}(d_h/X_n)^{۰/۸}\exp[-۱/۲۷(z_n/d_h)(d_h/x_h)^{۰/۵}$$

برای دامنه های

Re از ۳×۱۰^{۳} تا $۱/۵\times۱۰^{۴}$

zn/d_h ۱ تا ۱۰

kn/d_h ۴ تا ۱۶

D/d_h ۱/۵ تا ۱۶

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

یک توزیع ضریب انتقال حرارت متداول بدور از نقطه آرامش تنها یک تابع ضعیف از پارامتر فضا گذاری سوراخ بدون بعد یافت شد و xn/dh مستقل از Re می باشد. گرچه این رابطه برای نوع تیغه شکل هندسی خوب می باشد، تجربه صنعتی نشان داده است که این رابطه باید برای شکل هندسی تاثیر تیغه متداول تغییر داده شود چون یک خروجی محدود شده از جریان تاثیری با احتمال بیشتر کنش متقابل بین تاثیر و جریان عرضی در یک تیغه مطرح می شود. تجربه آزمون صنعتی از شکل های هندسی تیغه واقعی نشان داده است که مضروب عددی ۰/۵ باید در محل ۰/۶۳ (کاهش ۲۰٪) برای دامنه های زیر استفاده شود:

از

۵/۸ تا۲از D/d_h و۹/۷ تا۲/۱ از xn/d_h و۴/۰ تا۱/۵از zn/dh

کار Metzger دامنه وسیعی از متغیرهای هندسی را پوشش داده و خصوصاً تاثیرات یک پرتو سطح محدب روی عملکرد انتقال حرارت را پوشش داد. تنها ضرایب انتقال حرارت میانگین ارزیابی شدند. برای جزئیات رابطه، خواننده می تواند به کار مرجع مراجعه کند.

همانطور که قبلاً بیان شد، یک سیستم لبه هدایت کننده باید برای اجتناب از تاثیرات جریان عرضی طراحی شود که باعث خمش جت و فرسایش عملکرد انتقال حرارت تاثیری می شود. این عمدتاً با تخلیه جریان تاثیری صرف شده در یک راستای وتری

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

بدست می آید. در کاربرد خنک سازی تاثیری، بررسی ویژه باید به شیوه ای اختصاص یابد که در آن هوای برخوردی صرف شده از حفره تاثیری تخلیه می شود. در بسیار از طرح های جریان تاثیری صرف شده از طریق سوراخ های خنک سازی فیلم زاویه دار بصورت پرتویی در لبه هدایت کننده و از طریق سوراخ های خنک سازی فیلم مماسی تخلیه می شود. این طرح دارای تاثیر خاص می باشد چون انتقال حرارت تاثیری بالا در لبه هدایت کننده با خنک سازی همرفتی در سوراخ های پرتویی تکمیل می شود. بعلاوه، هوای تاثیری صرف شده برای ارائه یک فیلم در سطوح مکش و فشار استفاده می شود. و بنابراین طرح را ارائه می دهد که دارای تاثیر حرارتی بالاست.

این خلاصه نشان می دهد که توسعه تکنیک های خنک سازی درونی موثرتر که می تواند توازون معکوس در بارهای حرارت بیرونی بالا برای مکش راش و لبه هدایت کننده تیغه ایجاد کند, مورد نیاز است بخصوص برای دماهای ورودی توربین متوسط در زمانی که کاربرد خنک سازی فیلم بتوان اجتناب کرد.

جریان گردابی

تحقیقات جامع روی تبادلگرهای حرارت نشان می دهد که یکی از تکنیک های افزایش انتقال حرارت موثر، مبتنی بر جریان گردابی است. جریان گردابی عموماً به عنوان یک جریان گردابی مطرح می شود که می توان با تعداد از روشها شامل درج های نوار خمیده،

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

سیم های کویل، پره های راهنمای درونی و تزریق مماسی سیال، تولید کرد. برخی از این روش ها بصورت پیوسته، در راستای کل طول بخش آزمون گردابی می شوند و اغلب یک لوله به وجود می آیند در حالی که موارد دیگر در بخش ورودی با فرسایش گرداب در راستای لوله, قرار می گیرد. یک تکنیک مبتنی بر جریان القاء شده جت مماسی می باشد که اخیراً توسعه یافته و برای لبه هدایت کننده یک تیغه، مفید است. یک جریان گردابی پیچ شکل سه بعدی القاء شده توسط جت های شیاری مماسی بکار می رود که در بخش داخلی لبه هدایت کننده که در شکل ۲۱ آمده است نمایان است. جت های چندگانه در راستای کانال، در حرکت جریان گردابی راستای پرتویی تقوی می شود که در کل ارتفاع تیغه حفظ می گردد. انتقال حرارت در راستای سطح محدب با گرداب های Gortler ناپیوسته افزایش می یابد که در منطقه دیواره نزدیک شکل می گیرد. جت حرکت بالا، که به صورت مماسی به دیواره داخلی معرفی می شود مقدمتاً بعنوان برخورد نیمه رفتار می کند و به خاطر کنش متقابل با سطح محدب یک کانال مدور ناپایدار می شود. حرکت گردابی باعث یک مسیر طولانی تر برای هوای خنک ساز جهت حرکت در یک طول محور معین می شود. جریان های بسیار نوسانی در نزدیکی بسیار بالا در نزدیکی سطح به یک لایه مرزی نازک هدایت می شود. مزایای خنک سازی مضاعف را می توان به خاطر نیروهای گریز از مرکز به دست آورد که هوای خنک پرچگال را به سمت سطح فشار می

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

دهد گردابهای Gortler برای افزایش انتقال حرارت با حرکت گردابی شستشوی رو به بالا و رو به پایین در نزدیکی دیواره تا حد قابل توجهی شناخته شده و با کنش متقابل پیوسته صورت می گیرد.

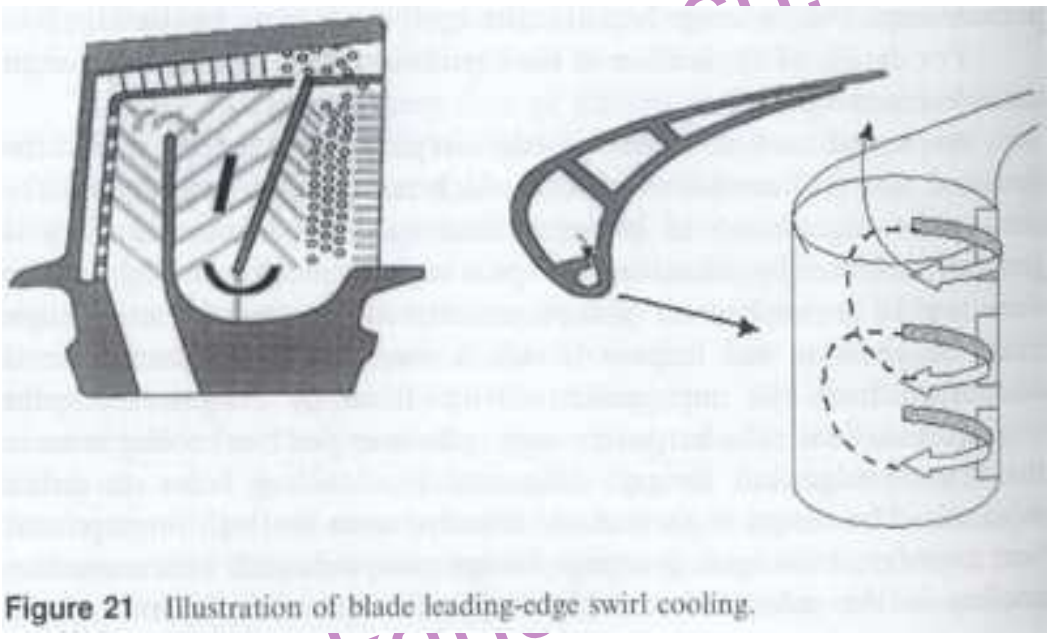


Figure 21 Illustration of blade leading-edge swirl cooling.

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

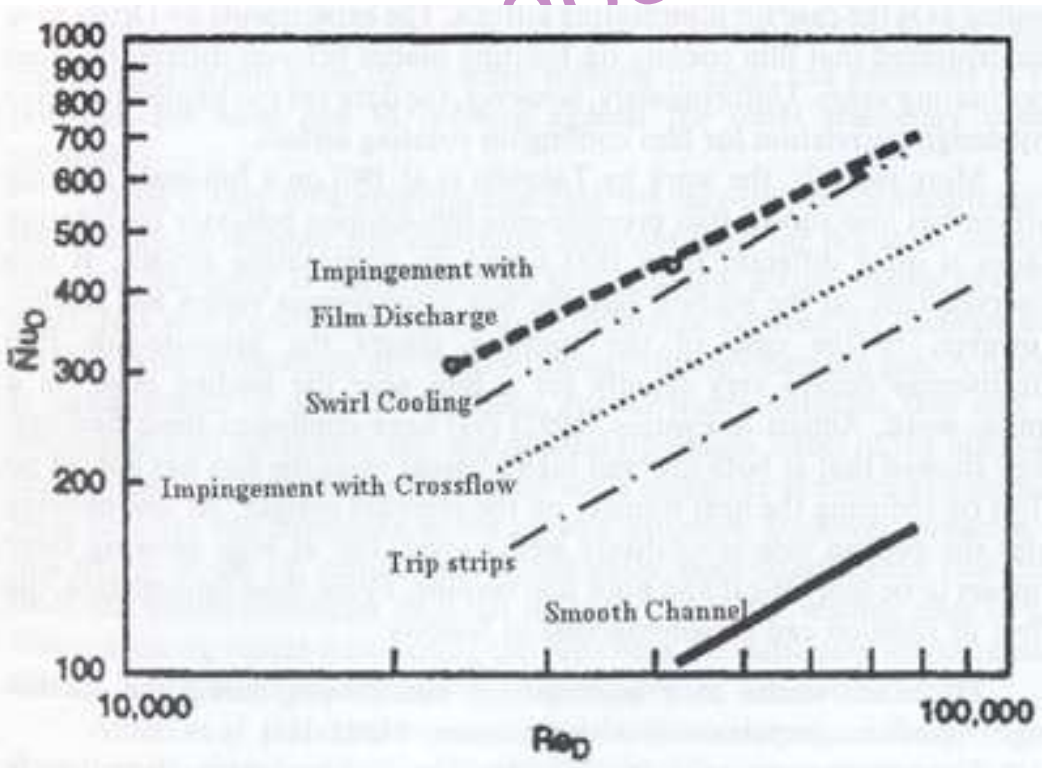


Figure 22 Comparison of internal blade-cooling techniques.

یک مقایسه از سه پیکر بندی خنک سازی گردابی متفاوت از طریق خنک سازی برخوردی با یا بدونه جریان عرضی و از طریق سطح کانال ارتقاء یافته نواری تخت در شکل ۲۲ آمده است. برای اهداف مربوط به مقایسه، عدد ؟ مبتنی بر قطر هیدرولیک محاسبه شد و در زاویه $\pm 60^{o}$ از لبه هدایت کننده به طور میانگین بررسی گردید. عدد رینولد مبتنی بر فرضیه هایی محاسبه شدند که همه جریان از طریق منطقه برش عرضی از محفظه لبه هدایت کننده جریان یافت. برای خنک سازی تاثیری، رابطه Chupp و Helm برای یک شکل هندسی معین استفاده شدند $D/d_n = 4, x_n/d_n = 3$ داده های Kercher و Tabakoff برای تاثیرات جریان عرضی در خنک سازی تاثیری استفاده شد. انتقال حرارت در یک کانال با نوارهای نرمال از رابطه Webb به دست آمدند. می

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

توان از شکل ۲۱ مشاهده کرد که تکنیک خنک سازی گردابی، افزایش انتقال حرارت درونی قابل مقایسه با تاثیر مزدوج شده با تخلیه فیلم از هوای مصرفی را ارائه می دهد و بسیار موثرتر از تاثیر با جریان اصلی یا نوارها می باشند. کاربرد این تکنیک می تواند اجازه توسعه دانه خنک سازی تیغه درونی برای دماهای گاز ورودی توربین تقریباً بالا را ایجاد کرده و از استفاده از خنک سازی فیلم برای لبه هدایت کننده اجتناب کند.

خنک سازی فیلم

داده های منتشر شده کمی درباره تاثیرات خنک سازی فیلم روی تیغه های توربین در حال دوران وجود دارد. اکثر تحقیقات برای محیط ساکن انجام شده اند. تعدادی از تحقیقات در حال جریان، تاثیرات گردش روی جریان فیلم و انتقال حرارت را مورد خطاب قرار می دهند. کارهای اولیه توسط Dring در یک آزمون دوران کم سرعت، یک سوراخ خنک سازی تکی قرار گرفته در بخش مکش و فشار را بررسی می کند و می توان دید که خنک سازهای بخش فشار در جریان ثانویه دهانه القاء شده و به سمت راس مهاجرت می کند. در بخش مکش، ایرفویل خنک ساز به گونه ای عمل می کند که دوران دارای تاثیر کمی می باشد. آزمونها برای مواردی بودند که در آن نسبت های چگالی ۱/۰ و ۴/۰ بررسی شدند. مشاهده شد که نسبت چگالی بالاتر باعث افزایش تا خنک ساز موثرتر می شوند چون این مورد برای ایرفویل های غیر دورانی است. آزمونهای Dring

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

نشان داده اند که خنک سازی فیلم در تیغه های در حال گردش به شکل متفاوتی از تیغه های غیر دورانی رفتار می کند. متاسفانه، داده ها به انتقال هر رابطه طراحی برای خنک سازی فیلم در ایرفویل های دورانی محدود می شود.

اخیراً کار Takeishi روی توربین دورانی با مقیاس کامل نشان داده اند که رفتار خنک سازی فیلم در بخش فشار روی تیغه های دورانی کاملاً متفاوت از حالت یافت شده در ایرفویل های غیر دورانی می‌باشد. مشاهده شد که در بخش مکش مقادیر تاثیر فیلم مشابه هستند. با این وجود، در مورد تیغه‌های دورانی، تاثیر فیلم بخش فشار به سرعت برای یک فیلم در نزدیکی لبه هدایت کننده افت پیدا می کند. در یک کار مشابه، Abhari و Epstein این یافته ها را تایید کردند. آنها نشان دادند که در هر دو سرعت رمش بالا و پایین، فیلم باید هیچ تاثیری روی کاهش انتقال حرارت روی سطح فشار نداشته باشد. در سرعت های رمش کم بخش مکش نسبتاً خوب خنک می شود ولی در رمش بالا، ظاهراً خنک سازی فیلم ضعیف عمل می کند و فیلم پایین می افتد از این داده های محدود، تاثیر دوران را می توان به صورت زیر خلاصه کرد.

تاثیر یک فیلم دارای لبه هدایت کننده در حال جریان در راستای سطح مکش با داده های تیغه ساکن خوب مقایسه می کند.

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

تاثیر فیلم لبه هدایت کننده در راستای سطح فشار در مقایسه با داده های تیغه ساکن, سریعتر مقایسه می شود.

تاثیر فیلم سطح مکش با داده های ساکن نزدیک به تزریق بهتر مقایسه می شود ولی سریعتر فرسایش می یابد و در نزدیکی لبه گردابی تا ۳۰٪ افت پیدا می کند.

تاثیر یک فیلم سطح فشار سریعتر از شرایط ساکن فرسایش می یابد. موضوع حائز اهمیت برای همه طرح های خنک سازی ایرفویل روش تخلیه هوای خنک سازی به مسیر گاز می باشد. ویژگی های جریان سوراخ های تخلیه نوک تیغه و لبه گردابی و یا سوراخ های تزریق خنک سازی فیلم باید به دقت شناسائی شود چون این ویژگی ها نقش اصلی را در کنترل سرعت جریان توده هوای خنک سازی و توزیع در راستای ارتفاع تیغه ایفاء می کند. آثار منتشر شده درباره ضرایب تخلیه این شکل‌های هندسی می تواند یک عرض یابی خوب را فراهم آورد ولی این داده ها معمولاً برای یک دامنه محدود از پارامترها قابل کاربرد است. اگر شکل هندسی طرح خارج از این دامنه باشد، ارائه داده‌ها توصیه نمی شود. در عوض، آزمون جریان شکل هندسی طرح با استفاده از یک الگوی مقیاس بندی شده توصیه می شود.

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

موضوعات خنک سازی سکو و راس

معلوم شده است که تاثیر طرح راس تیغه که قویاً نشت گاز داغ در راس را تحت تاثیر قرار می دهد، یک توزیع کننده اصلی به تاثیر آیرودینامیکی توربین های می باشد. راس های تیغه نوعاً از سطوح توسعه یافته در وضعیت های پرتویی دور از تیغه در حال گردش تشکیل شده اند که در معرض گازهای داغ در همه جهات قرار گرفته و خنک سازی آنها مشکل بوده و مورد هدف توان پتانسیل برای پوشش دهی بخاطر سایش در برابر حالت ساکن خارجی می باشند.

داده های تجربی کمی برای توزیع های انتقال حرارت در راس های تو رفته وجود دارد که برای توربین‌های در حال دوران با مقیاس کامل که در حال کار در شرایطی هستند که محیط موتور واقعی را شبیه سازی می کند، به دست آمده است. به خوبی معلوم شده است که تفاوت فشار بین بخش فشار و مکش تیغه ها جریان را از طریق فاصله آزاد راس ایجاد می کند. یک راس تخت در اکثر موارد قابل قبول نمی باشد چون آسیب های شدیدی به وجود می آید که می تواند با سایش راس در مورد

طرح راس جامد، ارتباط داشته باشند. اکثر طرح های راس تیغه یک حفره مربع شکل را با دیواره نازک در راستای بخش فشار و مکش ایجاد می کند که در وضعیت سایش راس، از آسیب کمتری برخوردار است. با این وجود، حضور این حفره در راس باعث یک میدان

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

جریان پیچیده تر از حالت ایجاد شده در یک تیغه نوک تخت می شود. در نزدیکی لبه هدایت کننده تیغه، یک جریان محدب قوی در تیغه در نزدیکی بخش ساکن وارد راس منطقه می شود یا از بخش سطح مکش تیغه جریان می‌یابد. Ameri در تحقیق عددی منطقه راس نشان داد که میدان جریان با اکثر گردابهای در حال کنش متقابل سه بعدی می باشد. این نتیجه نشان می دهد که حداقل دو منبع مجزا از گردابها در منطقه حفره وجود دارد و اینکه این گردابها در سراسر طول حفره دوام می‌آورد. الگو سازی آنها از این جریان نشان می دهد که یکی از گردابها ماحصل تفکیک بخش فشار لبه راس می باشد و این که این گرداب در بالای دیواره بخش فشاری حفره می چرخد. گرداب ثانویه ماحصل یک تفکیک جریان مجدد در لبه راس در بخش مکش تیغه می باشد. به نظر می رسد که یک خط تفکیک وجود دارد که در آن جریان اصلی در شکاف از بخش فشار تیغه به صورت چرخشی شروع می شود تفکیک جریان بخاطر لبه راس اتفاق می افتد. جریانات ثانویه قوی را می توان در مسیر شکاف انتظار داشت. این می‌تواند دارای تاثیر آوردن نسبت های بسیار داغ از گاز جریان اصلی به گرداب شکاف فاصله آزاد, جریان نزولی راس لبه هدایت کننده تیغه باشد. این نقش مثل یک مرحله خاص با تفکیک جریان حاصل و اتصال به حفره تو رفته عمل می کند. وقتی جریان از بخش مکش شکاف آغاز می شود

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

در یک حالت محدب می چرخد چون جریان دیواره جریان در حال اجرا را تامین می کند.

یک بخش قابل توجه از آثار مرتبط با تحقیقات تجربی جریانات شکاف راس با تیغه های راس تخت سروکار دارد. توزیع های فشار استاتیک راس تیغه در یک آبشار دو بعدی توسط Bindon ارزیابی شد. او نتیجه گرفت تاثیرات شکاف فاصله آزاد و پرتو لبه بخش فشار در یک راس تخت وجود دارد. توجه خاص به تفکیک حباب شکل گرفته در ورودی راس در راستای بخش فشار شکل گرفت. همین تحقیق تاثیرات نمای عرضی شکل هندسی در آبشارهای ساکن و دورانی را با استفاده از یک پرتو لبه بخش فشاری, بخش مکش و یک خبر بر کامل را مورد خطاب قرار داد.

این تحقیق روی تاثیر نشت ها روی افت ها و عملکرد مرحله تمرکز یافت. نتیجه گیری شد که برای همه پیکر بندیهای آزمایش شده، راس تخت به بهترین شکل عمل کرده و حرکت نسبی نیز مهم بود.

یک تحقیق اخیر از تاثیرات عمق حفره آنتن در توزیع انتقال حرارت حفره راسی، از یک آبشار راس تیغه ساکن استفاده کرده و یک تیغه فشار بالا با یک توزیع فشار آیرودینامیکی واقعی استفاده کرده است. تاثیر عمق حفره در سطح حفره راسی یکنواخت نبود. مشاهده کلی این است که حفره عمیقتر ضرایب انتقال حرارت کمتر را تولید می

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

کند. یک حفره آنتنی توخالی, بسیار نزدیک به رفتار راس تخت می باشد. یک عمق اغلب در حفره راس طرح عملی برای کاهش بار حرارت کلی تا ۵۰٪ یافت می‌شود.

محققان متعددی روشهای کاهش افت های عملکرد را با کنترل نشت راس, مورد بررسی قرار داده اند. مخلوط کردن جریان نشت با جریان گذرگاه روتور باعث افت فشار کل شده و بازده مرحله توربین را کاهش می دهد. افت ها در طول تشکیل یک گرداب نشتی و کنش متقابل آن با گرداب گذرگاه منشا می گیرد. تحقیقات اخیراً منتشر شده از مفهوم یک توسعه سکوی راس استفاده می کند که یک بال کوتاه بدست آمده با توسعه جزئی سکوی راس در جهت مماس می باشد. استفاده از یک توسعه راس بخش فشار می تواند تا حد زیادی روی میدان آیرودینامیکی محلی با تضعیف ساختار گردابی نشت، اثر کند. تحقیقات آنها نشان داده اند که بهره کل به کل قابل توجه با استفاده از توسعه های سکوی راس ممکن می باشد.

برای کسب اطلاعات بیشتر درباره انتقال حرارت راس تیغه توربین خواننده به بررسی به تازگی منتشر شده توسط Bunker رجوع کند.

خنک سازی ساختارهای روتور و استاتور

منبع خنک سازی و سیستم های هوای ثانویه

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

نقش یک سیستم هوای ثانویه، که اغلب سیستم خنک سازی درونی نامیده می شود برای انتقال هوای خنک سازی به مولفه های مسیر گازی خنک شده, روتور خنک سازی و ساختارهای بخش ساکن و جلوگیری از ورود گاز داغ به حفره های درونی و نشت های درزی بین مراحل توربین می باشد. جریان‌های هوای ثانویه کمبوستور بصورت مستقل از بخش توربین با استفاده از افت های فشار از طریق یک کمبوستور اصلاح می شود که با طراحان موتور معین می شود. با این وجود, مدارهای هوای ثانویه در کمبوستور و قوانین که مزدوج شده اند، از همان منبع فشار یعنی تخلیه کمپرسور، تامین می‌شود. به همین دلیل، اخیراً کل شبکه جریان سیستم هوای ثانویه برای ارائه پیش بینی دقیق فشار محلی و تزریقات فشار تجزیه و تحلیل شده اند. همچنین ابزار تحلیلی پیشرفته که باید شامل تاثیرات انتقال حرارت در محاسبات جریان باشند برای استفاده ۳ بعدی غیر واقعی یا واقعی در الگوسازی جریان برای سیستم های خنک سازی ثانویه شروع شد.

انتقال هوای خنک سازی به مولفه خنک شده باید در کمترین افت فشار و با حداقل حرارت در مسیری به سمت مولفه, انجام شود. کمترین افت فشار در سیستم حمل و نقل برای یک لبه هدایت کننده خنک شده روش تیغه مرحله ۱ بخصوص برای توربین های گاز صنعتی طراحی شده با یک افت فشار کمبوستور مهم می باشد. یک افت فشار

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

کمبوستور ۳٪ کل فشار تخلیه کمپوسور که اغلب در این موتورها یافت می شود به یک حاشیه فشار در سوراخ های تخلیه فیلم روش در لبه های هدایت کننده منتهی می شود.

موضوعات انتقال حرارت و جریان ثانویه در حفره های دیسک و سیستم های حمل و نقل خنک سازی تیغه نقش مهمی را در عمر و یکپارچگی ساختاری این مولفه ها ایفا می کند. سیستم حمل و نقل خنک سازی روتور و تیغه توجه خاصی را به خود معطوف داشته و تاثیر قابل توجه آن روی افت های عملکرد موتور با تخلیه هوای خنک سازی در جریان اصلی ارتباط دارد و باید در نظر گرفته شود.

برخی موضوعات با جریانات و انتقال حرارت در حفره های صفحه ارتباط دارند که در بخش بعدی بحث می شوند. حرارت حداقل برای ساختار تیغه صفحه ای مرحله ۱ خنک شده, بسیار مهم است. چهار راه اصلی برای انتقال هوا از بخش ثابت توربین به تیغه ها وجود دارد.

۱-برخورد هوا از بخش ساکن در جهت نرمال به بخش طوقه ای دیسک روتور توربین

۲- ارائه جریان خروجی پرتویی هوای خنک سازی در حفره دیسک به طرف گذرگاههای ورودی هوای ریشه تیغه.

۳-گردابی کردن هوای خنک سازی قبل از تخلیه آن در یک حفره دیسک

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

۴-تهیه هوای نزدیک به مرکز دیسک در یک کانال شکل گرفته بین دیسک توربین و صفحه پوششی دورانی متصل به دیسک.

دو روش اولیه بندریت در مرحله اول توربین های گاز مدرن بخاطر انتخاب حرارت قابل توجه با هوا از دیسک یافت می شود و بخاطر کار مورد نیاز برای شدت یافتن هوا بصورت مماسی تا زمان هماهنگ شدن شدت جریان مماسی دیسک الزامی است.

کاربرد پروانه های گردابی, هوا در راستای مماسی را شدت میدهد و دمای نسبی هوا را کاهش داده و افت های سایشی در سیستم را به حداقل می رساند. معمولاً دمای نسبی هوای گردابی شده باید در ۱۰۰^{of}زیر دمای طوقه دیسک مجاز, تنظیم شود. پروانه های گردابی اغلب در همان پرتو یا شعاع مشابه با ورودی ها در گذرگاههای خنک سازی تیغه در روتور قرار میگیرد. یک منبع خاص که هوای گردابی شده را تغذیه می کند, برای جلوگیری از ورود گاز داغ و کاهش مخلوط شدگی بین جریان‌های خنک سازی دیسک و خنک سازی تیغه توصیه می شود.

روش چهارم از انواع گوناگون صفحات پوشش دورانی استفاده می کند که معمولاً زمانی به کار می‌رود که پمپاژ هوای اضافی برای تیغه ها فراهم شود بخصوص وقتی یک حاشیه فشار بالا باید فراهم شود برای مثال برای خنک سازی راس دوش تیغه. این روش سیستم

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

حمل و نقل هوای خنک سازی را پر هزینه تر می کند ولی به نشت های درزی طوقه نسبت به سیستم های دیسک باز، کمتر حساس می‌باشد.

هوای خنک سازی از مراحل میانی کمپرسور اغلب برای مولفه های توربین مرحله ۱ ارائه می شود. این به ارتقاء عملکرد کلی موتور با ذخیره کار فشرده سازی کمک می کند و همچنین هوای خنک سازی دارای دمای کمتری را بوجود می آورد که از یک مرحله میانی جریان می یابد. دو روش اول, که در بالا شرح داده شد، نوعاً گزینش هایی برای انتقال هوا به خنک سازی تیغه ها و دیسک های مرحله می باشد.

یک بخش کوچکی از جریان هوای درونی باید برای بافر کردن حفره های فضا گذاری حامل درزی شده طراحی شود. فشار هوا در حفره ها باید به دقت بعنوان بخشی از کل جریان درونی برای اجتناب از ورود گاز داغ, نشت های روغن در توربین و تهویه صحیح بخار نفت متوازن شود. عملکرد و دوام دراز مدت درزهای روتور به بخش ساکن اغلب برای تامین قابل اطمینان هوای خنک سازی و عملکرد کلی موتور, حائز اهمیت می باشد.

شکل ۲۵ یک خلاصه خوب از ویژگی های جریان برای درزهای لابیرنت ارائه می دهد.

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

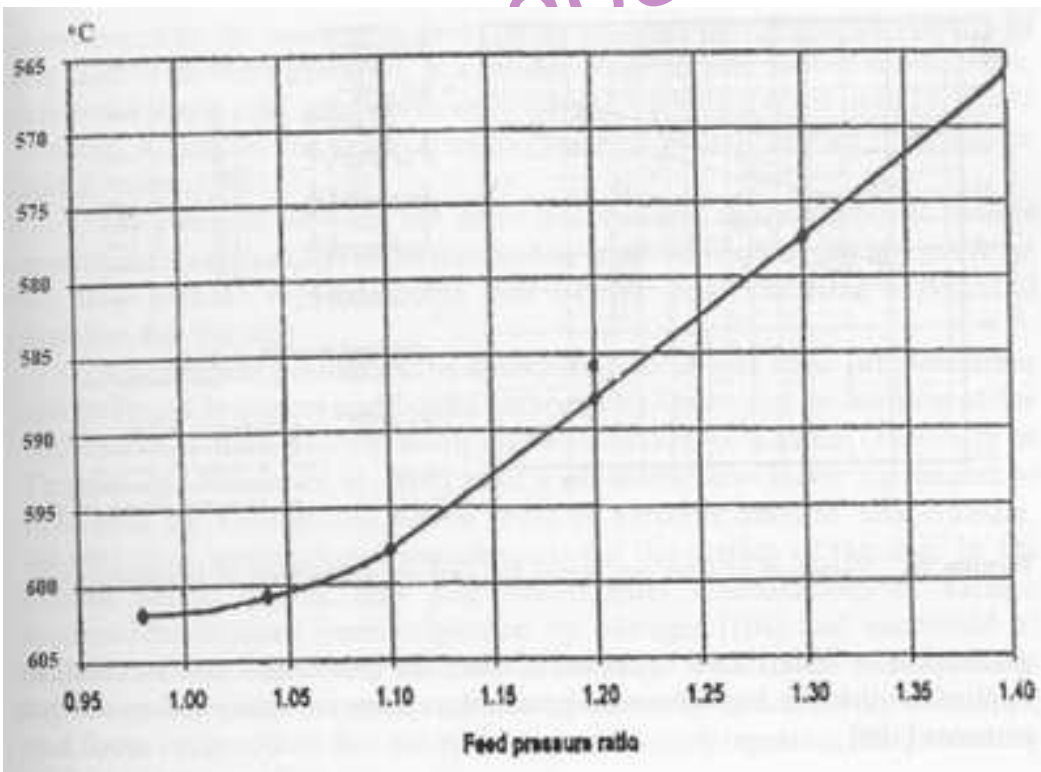


Figure 23 Effect of preswirler pressure ratio on blade air feed temperature.

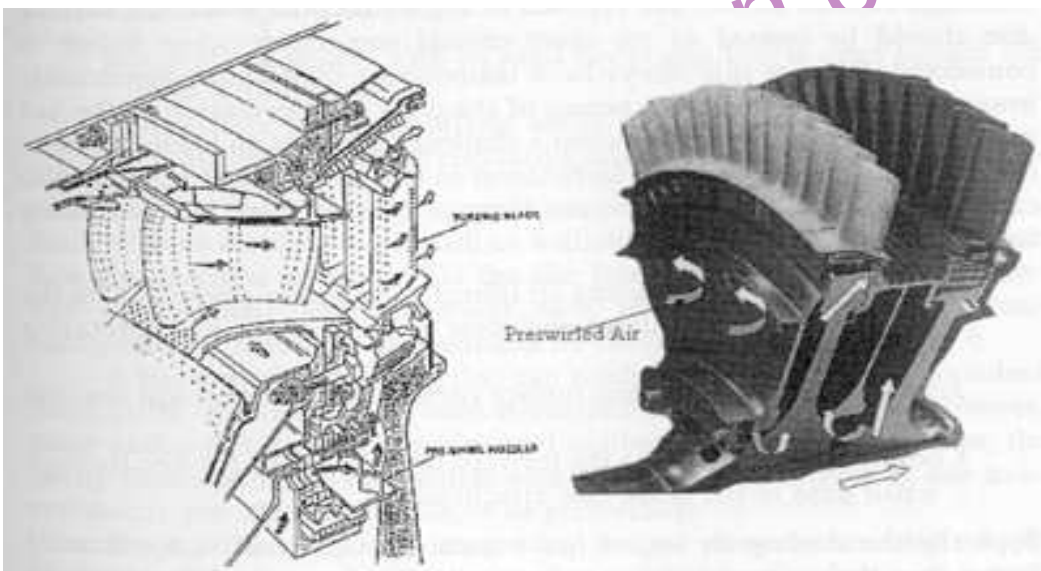


Figure 24 Examples of internal cooling air delivery systems.

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

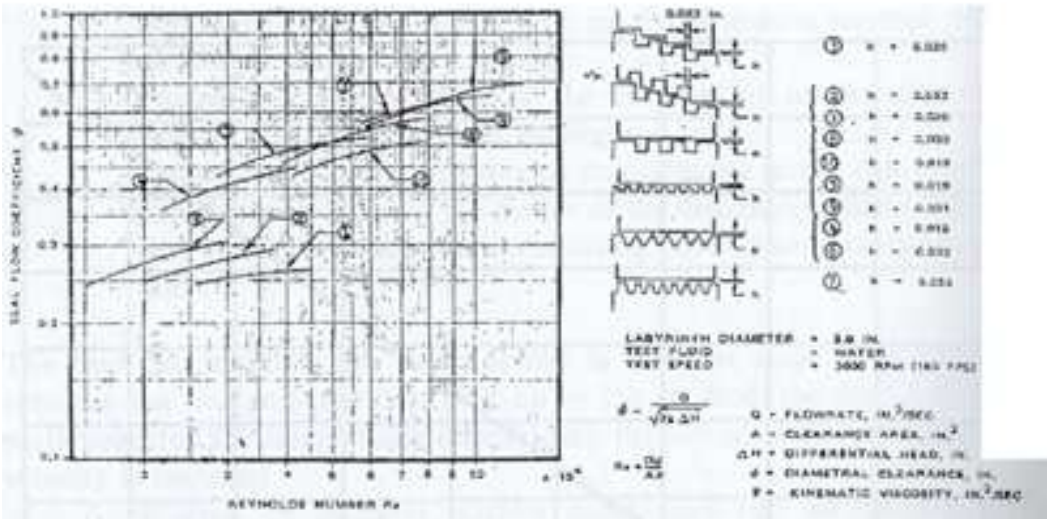


Figure 25 Variation of flow coefficient for various geometries of labyrinth seals.

اخیراً یک نسل جدید از درزها، که درزهای برسی نامیده می شود, معرفی شده اند و به شکل موفقی برای مناطق گرادیان فشار بالا در اکثر توربین های گاز پیشرفته به کار می روند.

بافر کردن مجموعه دیسک و روشهای خنک سازی دیسک

گرچه ایرفویل های توربین در معرض بارهای حرارتی بالاتری قرار گرفته اند, دیسک توربین باید بعنوان مهمترین مولفه در زمان بررسی نقص اصلاح شود. چون آلیاژهای دیسک دارای قابلیت ها و ظرفیت های دمایی بسیار کمتر از مواد ایرفویل می باشد, خنک سازی دیسک ها و حفظ آنها در برابر نفوذ گاز داغ به یک حفره دیسک یک چالش برای یک گروه طراحی را ایجاد می نماید. جریان در حفره دیسک باید شناسایی شود بگونه ای که خنک سازی صحیح دیسک را بتوان به منظور جلوگیری از تنش حرارتی

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

تضمنی کرد. تکنیک های خنک سازی دیسک متعارف می تواند مبتنی بر موارد زیر باشد:

جریان خروجی پرتویی هوای خنک سازی در حفره دیسک بین بخش استاتور - روتور و دوران صفحه پوشش

تاثیر یا برخورد جت از سطح دیسک بخصوص در جایگاه طوقه دیسک بحرانی

نشت های هوای خنک سازی از جلو به حفره خروجی دیسک از طریق شکاف های کوچک در اتصالات دیسک تیغه

نوعاً منبع هوای خنک سازی دارای یک فشار استاتیک است که تا حد قابل توجهی بیشتر از فشار استاتیک در یک حفره دیسک است. این تمایز فشار را می توان در یک سیستم گردابی برای ارائه یک مولفه شدت جریان مماسی در هوای خنک سازی بکار برد که تا حد زیادی شدت جریان دیسک را مماس می کند. این ویژگی طرح دارای دو نتیجه مثبت است. اولاً افت های اصطکاکی دیسک را کاهش می دهد و حتی وقتی این هوا برای خنک سازی تیغه استفاده می شود, دمای نسبی هوای خنک سازی کاهش می یابد.

درز طوقه بین روتور و پروانه ساکن معمولا نشت تحت بهترین شرایط را تجربه می کند و به گاز داغ اجازه می دهد تا از مسیر جریان به حفره دیسک جریان یافته و بنابراین یک مشکل پتانسیل برای دیسک را ایجاد می کند.

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

یک بخش قابل توجه از پایگاه اطلاعاتی قابل کاربرد برای این سطح مشکل را می توان در مقالات و کتابهای تالیف شده توسط Owen و همکارانش در دانشگاه Bath و توسط Bohn و همکارانش در دانشگاه Aachen یافت. Wilson یک تجهیزات روتور- استاتور مشابه با نمونه استفاده شده توسط El-oun و Owen را برای انجام ارزیابی های دما، شدت جریان، انتقال حرارت برای سطح دیسک را استفاده کرد. در ایالات متحده, بررسی های انتقال حرارت و جریان ژنریک از سیستم های روتور -استاتور گوناگون توسط Metzger انجام شد و توسط همکارانش در دانشگاه Arizona دنبال شد. جدیدترین تحقیقات شامل روشهای عددی و تجربی است که توسط Roy هدایت شده بر روی شکلهای هندسی توربین گازی دیسک کاربردی جهت یکپارچه سازی حفره دیسک با جریان اصلی تمرکز یافت.

انتقال حرارت و جریان ۳ پیکربندی حفره دیسک ژنریک اصلی در عملکرد طراحی موتور استفاده شده است که شامل(شکل ۲۶) :

۱-سیستم روتور- استاتور با یک شکاف حفره محوری به طرف جریان اصلی باز است (۱-۳)

۲-سیستم روتور - استاتور به شکل مثبت از جریان اصلی درزگیری می شود (۹-۴)

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

۳-حفره دورانی در دیسک های دورانی یا دیسک های دارای دوران معکوس یافت می شود (۹)

هر یک از این پیکر بندیها با یا بدونه جریان هوای محوری یا پرتویی دارای کاربرد عملی در سیستم‌های هوای درونی دیسک می باشد. داده های عددی و تجربی جامع برای بسیاری از این پیکربندیها به دست آمده اند که توسط Owen و Rogers بطور خلاصه بیان شده اند.

تعدادی از رمزهای CFD که می تواند جریانهای نوسانی پیچیده را در حفره دیسک پیش بینی کند در طول سالهای اخیر توسعه یافته است. با این وجود این رمزها هنوز به کالمبیره شدن تجربی نیاز دارد بخصوص وقتی که جریان حفره بخاطر کنش متقابل آن با جریان اصلی، به صورت تقارن محوری و تحلیل 3D انجام شود.

در طول فاز طراحی خنک سازی توربین اولیه، وقتی شکل هندسی حفره دیسک و پارامترهای اصلی و مقادیر آن که روی جریان و ورود به حفره اثر می گذارد، خوب تعریف نشده است، ارزیابی جریان پمپی دیسک و یک جریان بافر مطلوب برای غلبه بر کاهش قابل توجه ورود پتانسیل از جریان اصلی، مهم می باشد. محاسبات ساده شده که مبتنی بر داده های تجربی است. باید در طول این فاز به کار برده شود.

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

معلوم شده است که مکانیسم ورود گاز داغ حاصل از جریان خروجی پمپاژ دیسک در سیستم های روتور - استاتور بخصوص با حفره باز به طرف جریان اصلی، قویاً تحت تاثیر تغییرات فشار پیوسته و ناپیوسته محیطی است که در شکاف محور مجموعه دیسک مشاهده می شود. یک تنوع فشار استاتیک بخش شده از لبه های گردابی پروانه به شکاف باعث بروز غیر یکنواختی فشار پیوسته می شود. در همین زمان تنوع فشار استاتیک که از لبه های هدایت کننده جریان صعودی به شکاف انتشار می یابد باعث بروز یک نوسان فشار غیر پیوسته می شود. هر دو منبع ورود گاز داغ به مجموعه دیسک را تقویت می کند. برخی تکنیک ها به کاهش این تنوع فشار تمایل دارد که اخیراً برای به حداقل رساندن این تاثیرات توسعه یافته است. با این وجود بکارگیری این تکنیک ها مستلزم به کارگیری کنش متقابل نزدیک بین نظام هزینه شرکت کننده در طرح موتور می باشد. هماهنگی ها بین هزینه و بازده در موقع استفاده از هدف عمر توسعه یافته نیز در زمانی که مواد دیسک و پیکر بندیهای طرح درزگیری حفره دیسک مطلوب می باشد، در نظر گرفته می شود.

درزگیری همپوشانی محوری برای اجتناب از ورود گاز داغ به مجموعه طوقه دیسک مطلوب می باشد ولی این نتایج در دهانه روتور افزایش یافته، روی کل دینامیک های

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

روتور موتور اثر می گذارد. این فاکتورها باید در یک فرایند بهینه سازی طرح چند نظامی مورد خطاب قرار گیرد.

پدیده ورود در سیستم ثابت – متحرک نیز قویاً تحت تاثیر شدت جریان مماس هسته سیال حفره می‌باشد که در حدود ۵۰٪ جریان ورودی است. تحقیقات نشان می دهد که معرفی جریان هوای پرتویی به بروز شدت جریان هسته ای کاهش یافته و کاهش ورود منتهی می شود. جزئیات بیشتر مربوط به جریان دیسک و تحقیقات انتقال حرارت بعداً ارائه می شود.

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

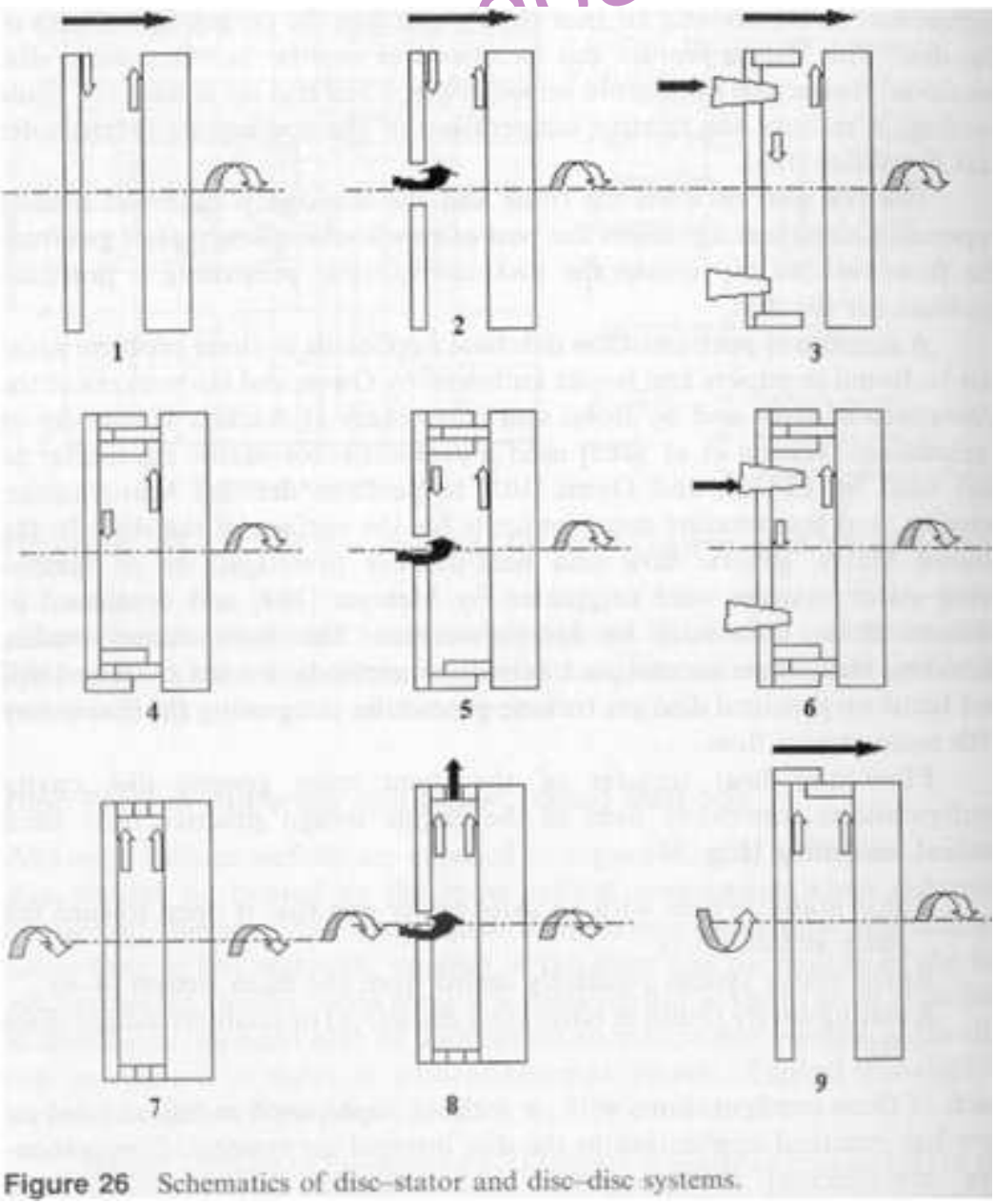


Figure 26 Schematics of disc-stator and disc-disc systems.

خنک سازی ساختار حمایت یا حفاظت پروانه و مکان سازی توربین

حفظ تغییرات کم در رشد حرارتی گذرا یک وظیفه اصلی از خنک سازی است که برای یک ساختار حفاظتی پروانه به کار می رود و به مکان سازی توربین ارتباط دارد. ساختار حفاظتی پروانه نوعاً بین مسیر شکاف و مکان سازی خروجی قرار می گیرد و اغلب گرادیانهای دمایی پرتویی و محیطی را تجربه می کند. مواد انبساط حرارتی کم می تواند

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

مطلوبترین گزینه برای ساختار حفاظت پروانه باشد. با این وجود، آلیاژهای کمی با ویژگی های انبساط کم می تواند دماهای اجرای بالای ۱۲۰۰ – ۱۳۰۰^{of}را تحمل کند. به همین دلیل خنک کردن ساختار حفاظتی پروانه الزامی است. بودجه جریان خنک سازی معمولاً برای اجتناب از خطاهای عملکرد توربین بسیار محدود می باشد. استفاده از هوا از مراحل کمپرسور میانی برای خنک سازی برای به حداقل رساندن مشکلات عملکرد تقویت می شود.

همه وسایل برای محدود کردن سطح رسانایی انتقال حرارت با پروانه بدونه آسیب زدن به یکپارچگی حمایت آنها باید استفاده شود. حفره های بین ساختار حفاظت پروانه و پروانه ها باید خوب درزگیری شود و اغلب با هوای خنک سازی برای جلوگیری از نشت گاز داغ در میان حفره های آنها بافر می‌شود. این وظیفه مهم نیازمند یک تحلیل جریان سراسری به عنوان بخشی از سیستم جریان خنک سازی درونی می باشد.

خنک سازی تاثیری مهمترین تکنیک برای خنک سازی ساختار حمایت پروانه می باشد. جت های تاثیری اغلب به طرف شعاع خروجی قلابهای پروانه هدایت می شود که پروانه ها را در ساختار حفاظتی قرار می دهد. این باعث کاهش تنش های حلقه ای در ساختار حفاظت پروانه می شود بخصوص زمانی که یک نگرانی برای گرادیانهای دمایی پیوسته از طریق این ساختار وجود داشته باشد. مزیت دیگر ساختار حمایت پروانه در جریان خنک

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

سازی علاوه بر کاهش دمای فلز, کاهش گرادیانهای محیطی در ساختار می باشد. این یک فاکتور بسیار مهم در رسیدن به فاصله آزاد راس – تیغه یکنواخت به صورت محیطی می باشد. مدولاسیون جریان خنک سازی که به سمت ساختار حمایت و حفاظت پروانه هدایت شده است را می توان برای کنترل فعال فاصله های آزاد راس مورد استفاده قرار داد.

دمای سطح خروجی مکان یابی توربین اغلب برای دلایل ایمنی و محدودیت ها از سخت افزار موتور بیرونی محدود می باشد و شامل سیستم روغن کار و ابزار بندی می باشد. استاندار امریکا برای توربین‌های گاز صنعتی این دمای پوسته خارجی را تا ^{of}۴۵۰ محدود می کند. این معمولاً یک حالت تعادل بین خنک سازی مکان یابی و نسب بیرونی است. استفاه از عایق بندی بیرونی موثر پر هزینه بوده و اغلب باعث بروز دماهای افزایش یافته مکان یابی توربین می شود. که بکاربرد آلیاژ های درجه بالاتر و گرانتر برای مکان یابی، منتهی می شود. خنک سازی مکان یابی باعث افت های حرارتی مضاعف با مشکلات متناسب برای بازده حرارتی موتور و پیچیدگی ها در طراحی و حفظ موتور می‌شود. استفاده از هوایی محیطی برای خنک سازی مکانی که در آن از انرژی هوای خنک سازی مصرفی برای ایجاد مکش و جریان هوای محیطی در راستای محل اسکان استفاده می شود، متداول است.

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

خنک سازی کمبوستور

تاثیر تحول طراحی کمبوستور روی تکنیک های خنک سازی

این بخش عمدتا روی رو کوب تمرکز دارد که اغلب بخش عمده بودجه جریان خنک سازی کمبوستور را مصرف می کند. بخش های دیگر کمبوستور شامل گنبد و انتقال به پروانه هایی می باشد که برای ویژگی های طرح مناسب بوده و خنک سازی آنها در این بخش شرح داده نمی شود. با این وجود برخی از موضوعات خنک سازی تحول بعداً مورد خطاب قرار خواهد گرفت.

الزامات خنک سازی برای روکوب با تعدادی از پارامترها متفاوت می باشد که در ۲۰ سال گذشته توسعه موتور، تغییر کرده است. پارامترهای اصلی عبارتند از:

دمای گاز داغ و نوع سوخت

دمای هوای خنک سازی و افت فشار کمبوستور مجاز

دماهای ماده مجاز، عمر مورد انتظار و دوام

وزن، هزینه و محدودیت های پیچیدگی با در نظر گرفت این مطلب که بار حرارت روکوب عمدتاً با پرتو تابی شعله اشتقاق یافته است، محاسبه دمای شعله و شار حرارت در دیواره روکوب به درک خوب فرایند احتراق نیاز دارد یک مونوگراف جامع توسط Lefebre یک بررسی فوق العاده از سیستم های کمبوستور توربین گازی را فراهم می آورد.

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

همچنین جزئیات روندهای محاسبه برای فاکتورهای اصلی که روی خنک سازی روکوب اثر می گذارد، مطرح شده است.

بسیار از کمبوستورهای توربین گاز اولیه یک طرح تک فضایی یا چند فضایی بوده و به یک گذر یا محل عبور بین خروجی کمبوستور و ورودی توربین نیاز دارد. روکوبهای بسیار از این کمبوستورها از یک گروه از پوسته های استوانه ای مونتاژ می شوند که یک سری گذرگاه را در نقاط تقاطع پوسته ایجاد می کرد. این گذرگاهها دریچه های تهویه ای را خلق می کردند که به فیلم هوای خنک سازی اجازه می داد تا در طول بخش داغ دیواره روکوب جهت ایجاد یک حصار حرارتی حفاظتی تزریق شود. ارتفاعات شکاف توسط دریچه های تهویه نواری ویگل نگهداری می شدند. اندازه گیری هوا, مشکل اصلی در این تکنیک بود. کاربرد دستگاههای خنک سازی پاشیدگی کنترل هوای خنک سازی در حال ورود به روکوب را از طریق یک ردیف از سوراخ های دارای قطر کم با جت های هوای برخورد کرده در یک از راه خنک سازی فراهم می کند.

کمبوستورهایی که بعداً معرفی می شوند عمدتاً از پیکربندی های خنک سازی پاشیدگی و نوار ویگل استفاده می کردند. از آن به بعد, حلقه تراش داده شده یا دستاورد حلقه گرد شد که دارای ویژگی‌های سوراخهای تراشیده شده به جای دریچه های تهویه می باشد و

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

اندازه گیری جریان هوا با مقاومت مکانیکی خوب را ترکیب می کند در سطحی وسیع در یک یا چند شکل, پذیرفته شده است.

تکنیک های خنک سازی مدرن شامل خنک سازی نشت زاویه دار (EC) با استفاده از ردیف های چندگانه از سوراخ های کوچک حفاری شده در میان دیواره روکوب در یک زاویه کم عمق نسبت به سطح می باشد. با این نمودار, هوای خنک سازی که در میان دیواره روکوب جریان می یابد, نخست حرارت را از دیواره با روند همرفتی – رسانایی می زداید و سپس یک حصار فیلم حرارتی را بین دیواره و گازهای احتراق داغ ایجاد می کند. EC اکنون بعنوان بهترین گزینه در میان تکنیک های خنک سازی کمبوستور پیشرفته در نظر گرفته می شود که به شکل فعالی برای نسل جدید موتورهای صنعتی و آیرودینامیکی توسعه یافته است. برای برخی موتورهای آیرودینامیکی پیشرفته, الزامات هوای خنک سازی همرفتی تا ۳۰٪ کاهش یافته است. زمینه اصلی EC یک افزایش در وزن روکوب تا ۲۰٪ است که از نیاز به یک دیواره ضخیم تر برای رسیدن به طول سوراخ مطلوب و ایجاد مقاومت کمانش منشا می گیرد.

یک جایگزین متداول برای افزایش تاثیر تکنیک های خنک سازی اسپر کردن پوشش های حصار حرارتی و حفاظتی روی دیواره روکوب داخلی می باشد. طی ۶۰ سال گذشته، تحقیق برای مواد روکوب جدید که بتواند انجام عملکرد در دماهای بالا را فراهم کند

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

صورت گرفته است. روکوب های تولید جاری، نوعاً از آلیاژهای پایه نیکل مثل Haynes 230 ساخته می شوند.

کاربرد تکنیک های نشت – برخورد یا فیلم – برخورد اغلب زمانی که یک تاثیر خنک سازی بالاتر مورد نیاز است در نظر گرفته می شود. این تکنیک ها به یک طرح روکوب دیواره دوبله نیاز دارد که در آن دیواره خارجی (در ارتباط با مسیر گاز) در منطقه دیواره دوبله، مشبک می شود. مزیت این روش، از استفاده از هوای خنک سازی توسط آن برای خدمات رسانی به یک هدف دوگانه منشا می‌گیرد نخست هوا در جت های کوچک چندگانه شکل می گیرد که خنک سازی تاثیری را برای بخش جلویی دیواره روکوب فرام می آورد. سپس جت برای شکل دادن یک ورقه حلقوی که در حالت خنک سازی فیلم همرفتی کار می کند و برای خنک سازی یک بخش جریان نزولی دیواره روکوب داخلی استفاده می شود همگرایی پیدا می کند. مزیت دیگر خنک سازی تاثیری این است که جت‌های تاثیری را می توان برای ایجاد خنک سازی فوق العاده روی نقاط داغ روکوب تعیین مکان کرد. تاثیر خنک سازی بالاتر این تکنیک ها دارای برخی مشکلات در زمینه هزینه، وزن و افت فشار بالاتر می باشد که روی بازده کلی موتور اثر می گذارد. نگرانی دیگر از تفاوت قابل توجه در دما بین دو دیواره منشا می گیرد که به یک توسعه تمایزی منتهی می شود که می تواند باعث کمانش دیواره داخلی در صورتی شود که نقاط داغ

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

محلی بسیار شدید می شوند همچنین ضرایب انتقال حرارت بالا که بطور نرمال با خنک سازی تاثیری ارتباط دارند را نمی توان بطور کامل در بخش جریان نزولی شناسایی کرد چون فیلم هوای تخلیه شده از جریان صعودی, از بخش جریان نزولی حفاظت کرده و دمای فلز دیواره درونی را کاهش می دهد و باعث کاهش تاثیر خنک سازی تاثیری می شود.

مثل دیگر مولفه های توربین خنک شده، دماهای دهانه هوای کمبوستور و خروجی گاز داغ را می‌توان با حداکثر دمای دیواره روکوب مجاز در یک پارامتر تکی که تاثیر خنک سازی نامیده شده و بار حرارتی روی دیواره در یک شرایط انتقال حرارت معین را نشان می دهد، ترکیب کرد. هر قدر این پارامتر بزرگتر باشد، هوای خنک سازی بیشتری مورد نیاز است و روش خنک سازی باید موثرتر باشد (شکل ۲۸).

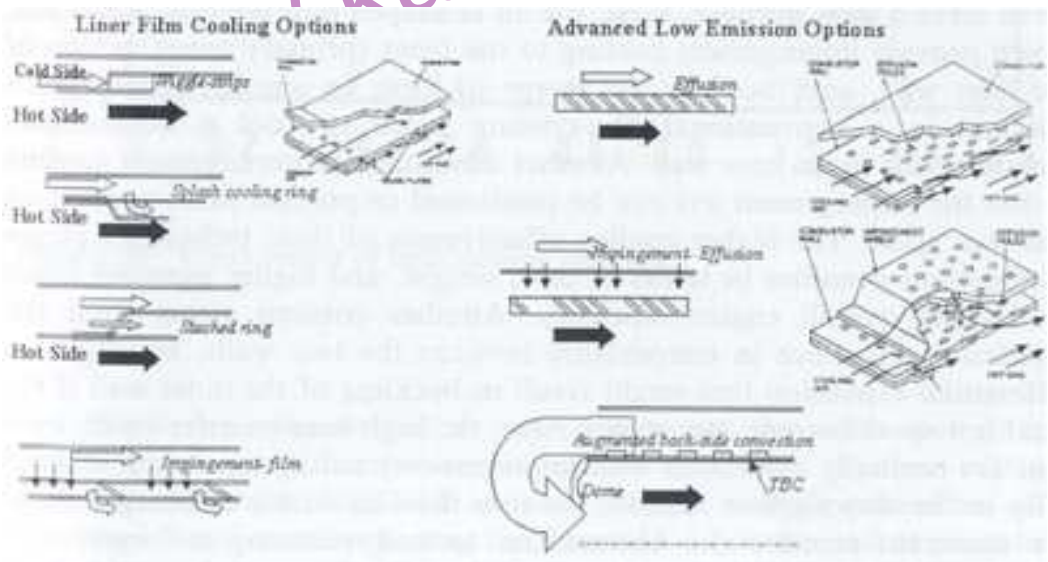


Figure 27 Combustor liner cooling techniques.

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

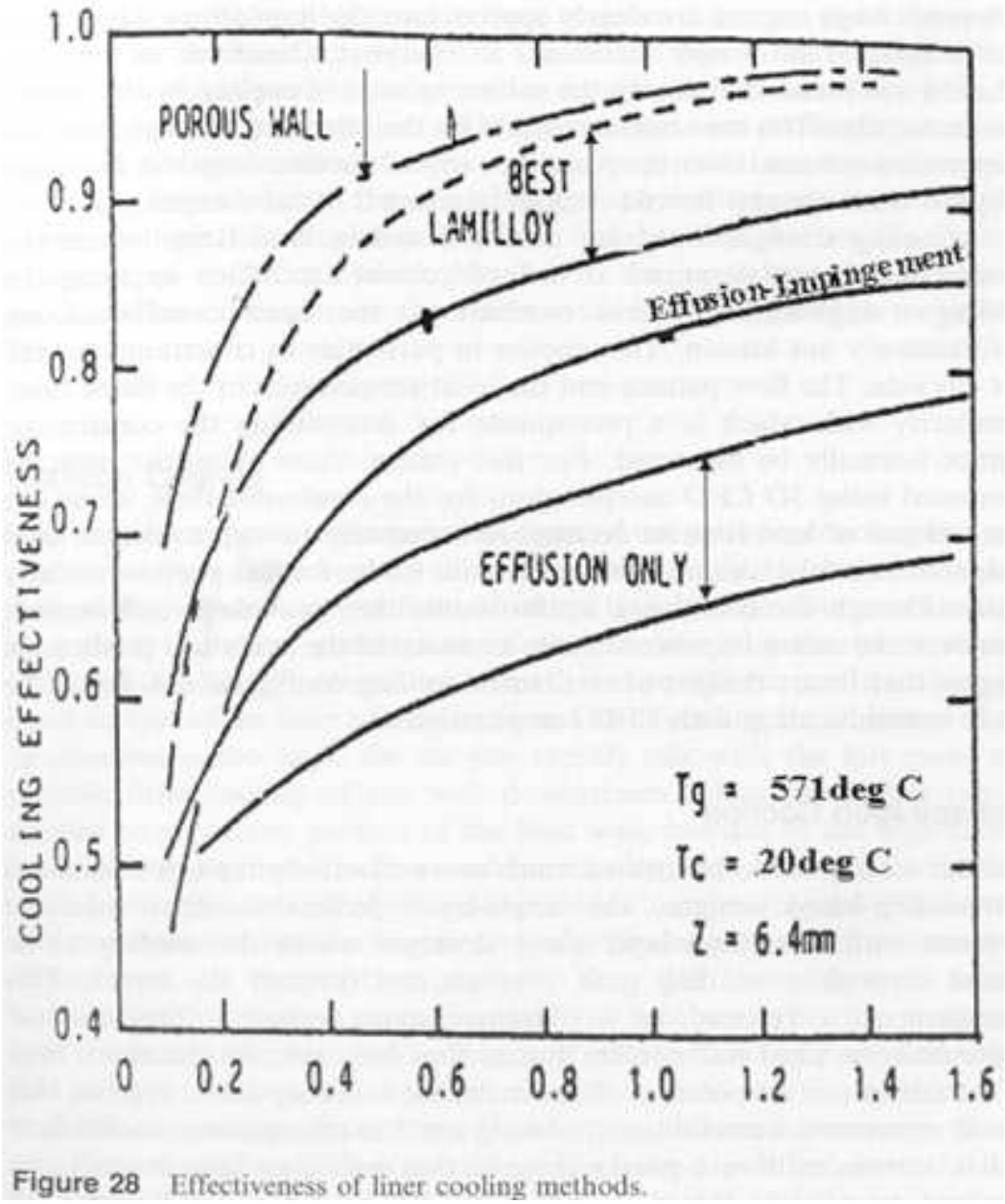


Figure 28 Effectiveness of liner cooling methods.

موتورهای بزرگ پیشرفته ظاهراً به حد بالایی می رسند که بالاتر از آن خنک سازی فیلم خام به اندازه کافی بلندتر نمی باشد. در گذشته، یک راه حل جایگزین در کاهش سطح مورد نیاز برای خنک سازی با کوتاه کردن لوله شعله به دست آمد. با پذیرش سیستم های سوخت ارتقاء یافته این امر ممکن گردید. در طول سالها نسبت طول روکوب که ارتفاع آن تا ۴ برابر برای موتورهای قدیمی و تا ۲ برابر برای موتورهای جدید افت کرد.

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

پیکربندیهای خنک سازی معمولاً در حلقه های الگوی آزمایش می شوند. که در آن عملکرد خنک سازی در محدوده های تعریف شده تعیین می شود. وقتی پیکربندی خنک سازی در کمبوستور های واقعی بکار می رود, محدوده های دقیق شناخته نمی شود. این برای محدوده هایی در بخش گاز داغ بکار می رود. الگوی جریان و دمای محلی در لوله شعله آشنا بودن با چیز است که برای تعیین محدوده ها الزامی بوده و نمی توان به طور نرمال ارزیابی کرد به همین دلیل، این کمیت ها باید با استفاده از محاسبات 3D CFD برای جریان کمبوستور محاسبه شود که در آن آزاد شدن حرارت موضعی باید به دقت برای انتقال دماهای محلی، شدت جریانها و بار پرتویی تعیین شود. رمزهایی برای این هدف وجود دارد گرچه اطمینان به نتایج هنوز محدود است. با این وجود پیشرفت های جاری در دقت پیش بینی های تحلیل نشان می دهد که طرح های بیشتر برای پیکر بندیهای خنک سازی کمبوستور باید در ترکیب با محاسبات CDF صورت گیرد.

خنک سازی تعریق

برای اینکه هوای خنک سازی نسبت به طرح های مبتنی بر خنک سازی فیلم, موثرتر به کاربرده شود, ورقه سوراخدار تک لایه ای باید با یک ساختار ورقه ای چند لایه ای جایگزین شود که در آن هوای خنک سازی در میان یک مسیر هوادهی بین لایه ها مسیریابی می کنند. این تنظیم تحت عنوان خنک سازی تعریق نامیده می شود. این

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

روش، یک سیستم خنک سازی ایده ال را بدست می دهد که می تواند کل روکوب را در دمای حداکثر ماده نگه داشته و مناطق خنک تر را که از پس ماند هوای خنک سازی استفاده می کنند حفظ نماید.

روکوب خنک شده تعریقی از یک ماده متخلخل ساخته شده است که سطح تماس وسیعی را برای انتقال حرارت به گذرگاه هوا از میان آن فراهم می کند. چون سوراخ ها بطور یکنواخت در سطح دیواره پخش شده اند، جت های هوای ریز از هر سوراخ به سرعت یک لایه حفاظتی از یک هوای نسبتاً سرد را در کل سطح داخلی روکوب ایجاد می کند. در حین عبور از سوراخ ها, هوای خنک سازی مقدار قابل توجهی از حرارت را از دیواره می زداید. وقتی این انتقال حرارت دیواره همرفتی – رسانایی ترکیب شده با لایه حفاظتی فیلم تخلیه شده مزدوج می شود, کل تاثیر خنک سازی برای توازن معکوس بارهای حرارتی بسیار بالا که پرتو تابی را از شعله القا می کند, کافی می باشد. این بدان معناس که علاوه بر عمل کردن بعنوان یک ماده متخلخل, دیواره باید دارای ویژگی های انتقال حرارت خوب بوده و دارای ضخامت کافی باشد. یک مشکل این است که به منظور شکل گیری یک لایه مرزی پایدار روی سطح داخلی دیواره، جریان خنک ساز باید تا حد امکان با شدت جریان کم, بروز کند در حالیکه برای انتقال حرارت حداکثر در دیواره یک شدت جریان بالا مورد نیاز است. گرچه خنک سازی تعریقی بصورت بالقوه موثرترین روش

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

خنک سازی روکوب است ولی به کارگیری عملی آن بخاطر موجودیت مواد متخلخل مورد نیاز محدود می باشد. مواد متخلخل توسعه یافته تا به امروز نمی توانند دوام مطلوب در برابر اکسایش را داشته باشند و همین امر به بسته شدن گذرگاههای کوچک منتهی شده است. این گذرگاهها به بسته شدن با ذرات خارجی در هوا حساس هستند.

خنک سازی نشتی

ساده ترین دستاورد برای یک نوع کاربردی خنک سازی تعریقی یک دیواره سوراخدار شده با تعداد زیادی از سوراخ های کوچک می باشد. به طور ایده ال سوراخ ها باید به اندازه کافی بزرگ باشند تا عاری از بلوکه شدن توسط ناخالصی ها باقی بمانند ولی باید به اندازه کافی هم کوچک باشند تا نفوذ اضافی جت های هوا در جریان اصلی صورت نگیرد. این نشان میدهد که نفوذ جت کم است و بدین ترتیب می توان در راستای سطح داخلی روکوب، یک فیلم یکنواخت از هوای خنک سازی را فراهم کرد. اگر نفوذ بسیار بالا باشد، جت های هوا به سرعت با گازهای داغ ترکیب می شوند و خنک سازی کمی از جریان اصلی دیواره را ایجاد می کنند. خنک سازی نشتی را می توان برای همه یا بخشی از دیواره روکوب به کاربرد ولی بخاطر سرعت بالای جریان خنک سازی مورد نیاز, این به بهترین شکل برای اصلاح نقاط داغ موضعی در دیواره روکوب استفاده می شود. نقش مفید دیگر خنک سازی نشتی در ارتقا تاثیر یک شیار خنک سازی فیلم همرفتی می

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

باشد. وقتی فیلم هوا از این شیار جریان نزولی را حرکت می دهد دمای آن بتدریج بخاطر وجود گازهای احتراق محیطی, بالا می رود. بتدریج این محل آنقدر داغ می شود که شروع به گرم کردن دیواره روکوب به جای خنک کردن آن می کند. اگر خنک سازی نشتی قبل از رسیدن به این نقطه انجام شود، تزریق هوای سرد در فیلم آن را به حفظ خنک سازی موثر برای جریان نزولی با فاصله طولانی تر فعال می کند.

در خنک سازی نشتی، سوراخ ها بطور نرمال در دیواره روکوب حفاری می شوند. مزیت بدست آمده از خنک سازی نشتی زاویه دار با سوراخ های حفر شده در زاویه کم عمق تر دو برابر است.

۱- یک افزایش در منطقه سطح داخلی موجود برای زدودن حرارت. این منطقه دارای تناسب معکوس با مربع قطر سوراخ و سینوس زاویه سوراخ می باشد. بنابراین یک سوراخ حفارش شده در زاویه 20° برای دیواره روکوب دارای تقریباً سه برابر منطقه سطح از سوراخ حفاری شده بصورت نرمال در دیواره روکوب می باشد.

۲-جت های بوجود آمده از دیواره در یک زاویه کم عمق دارای نفوذ کم بوده و بهتر قادر به تشکیل فیلم در راستای سطح دیواره می باشد. تاثیر خنک سازی این فیلم نیز با کاهش اندازه و زاویه سوراخ, ارتقا می یابد. برخی مطالعات نشان داده اند که تاثیر خنک سازی را می توان تا ۶۰٪ در یک نسبت فشار واقعی ۱/۰۳ افزایش داد اگر سوراخ در زاویه

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

20° در قبال حالت نرمال در سطح دیواره ایجاد شده باشد. مشخص است که اجرای عملی خنک سازی نشتی زاویه تا حد زیادی به توانایی برای تولید تعداد زیادی از سوراخ های مایل با قطر بسیار کم بستگی دارد. پیشرفت ها در حفاری لیزر این امر را ممکن ساخته است و این روش خنک سازی اکنون بعنوان یک تکنیک قابل قبول از نظر اقتصادی در نظر گرفته می شود. در حال حاضر, محدودیت کمتر روی یک قطر سوراخ حدوداً ۰/۴ m m وجود دارد در حالیکه کمترین زاویه قابل حصول در سوراخ فقط 20° است. Andrews تعدادی مقاله را در خصوص طرح خنک سازی روکوب پیشرفته ارائه داد.

خنک سازی تاثیری سوراخ مجزا با پوشش کامل و خنک سازی فیلم نشتی در خنک سازی دیواره کمبوستور و تیغه توربین گازی مورد استفاده قرار میگیرند. با این وجود, اکثر کاربردها و تحقیقات تجربی برای این تکنیک های خنک سازی بطور جداگانه استفاده شده اند. ترکیب خنک سازی نشتی و تاثیری یک ابزار خوب برای ارتقاء تاثیر کلی خنک سازی را در تیغه های توربین و دیواره های کمبوستور و به حداقل رساندن جریان خنک سازی مورد نیاز برای رسیدن به تاثیر خنک سازی مطلوب را ارائه می دهد. خنک سازی ترکیبی نشتی / تاثیری, با تعداد برابری از سوراخ ها و افت فشار اصلی در سوراخ های تاثیری, دارای ویژگی های انتقال حرارت دیواره درونی بسیار خوب با افزایش

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

۴۵٪ و ۳۰٪ برای دو طرح نسبت به وضعیت فقط تاثیری می باشد. تحقیقات خنک سازی نشتی – تاثیری مرکب, نتایج زیر را بدست داده است.

۱-انتقال حرارت خنک سازی نشتی - تاثیری مرکب تا حد زیادی تحت تاثیر طراحی دیواره نشتی برای نسبت های قطر سوراخ نشت - تاثیری نمی باشد

۲-ضرایب انتقال حرارت نشتی- تاثیری مرکب ارزیابی شده کمتر از مجموع انتقال حرارت دیواره نشتی - تاثیری مجزا تا ۲۰-۰/۱۵ برای دو طرح آزمایش شده می باشد این نشان میدهد که یک کنش متقابل بین دو حالت انتقال حرارت وجود دارد که انتقال حرارت خالص را کاهش میدهد.

۳-نتایج کلی تاثیر خنک سازی مزایای زیادی را که از افزودن خنک سازی تاثیری به خنک سازی نشتی بدست آمده، نشان میدهد. با این وجود بخش خنک سازی فیلم در فرایند که قویاً به اندازه سوراخ نشتی بستگی دارد یک تاثیر قوی روی ضریب انتقال حرارت نشتی- تاثیری دیواره دارد.

هزینه, وزن افزایش یافته, دوام و توانایی برای تعمیر روکوب های خنک شده نشتی زاویه دار نگرانی‌های اصلی هستند که کاربرد آن را محدود می کند. این موضوعات را می توان تنها با تجربه سرویس دهی جامع حل کرد.

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

پیشرفت های بیشتر در خنک سازی نشتی زاویه دار به تمرکز روی بهینه سازی شکل هندسی سوراخ تمایل دارد. توسعه شکل نشتی در بخش خروجی سوراخ برای ارتقاء تاثیر خنک سازی بخاطر شدت جریان کمتر و نفوذ کاهش یافته جت هوا در جریان گاز داغ, نشان داده شده است. با این وجود, یک روش موثر از نظر هزینه در تولید سوراخ های شکل دار باید توسعه یابد.

همرفتی بخش پشتی افزوده

معرفی یک کمبوستور کم تشعشع باعث بروز چالش های تغییر یافته در مقایسه با موارد مربوط به محفظه های احتراق همرفتی شده است. کمبوستورهای کم تشعشع برای موتورهای صنعتی پیشرفته, تشعشع Nox بسیار کم را با استفاده از اصل احتراق کم مایه مورد هدف قرار میدهند.

در مفهوم احتراق کم مایه, هدف, استفاده از یک کسر بزرگ از هوا برای احتراق در منطقه کمبوستور اصلی برای رسیدن به کاهش در دمای احتراق و تشعشعات Nox می باشد. تاثیرات روی جریان هوای خنک سازی موجود در شکل ۲۹ آمده است.

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

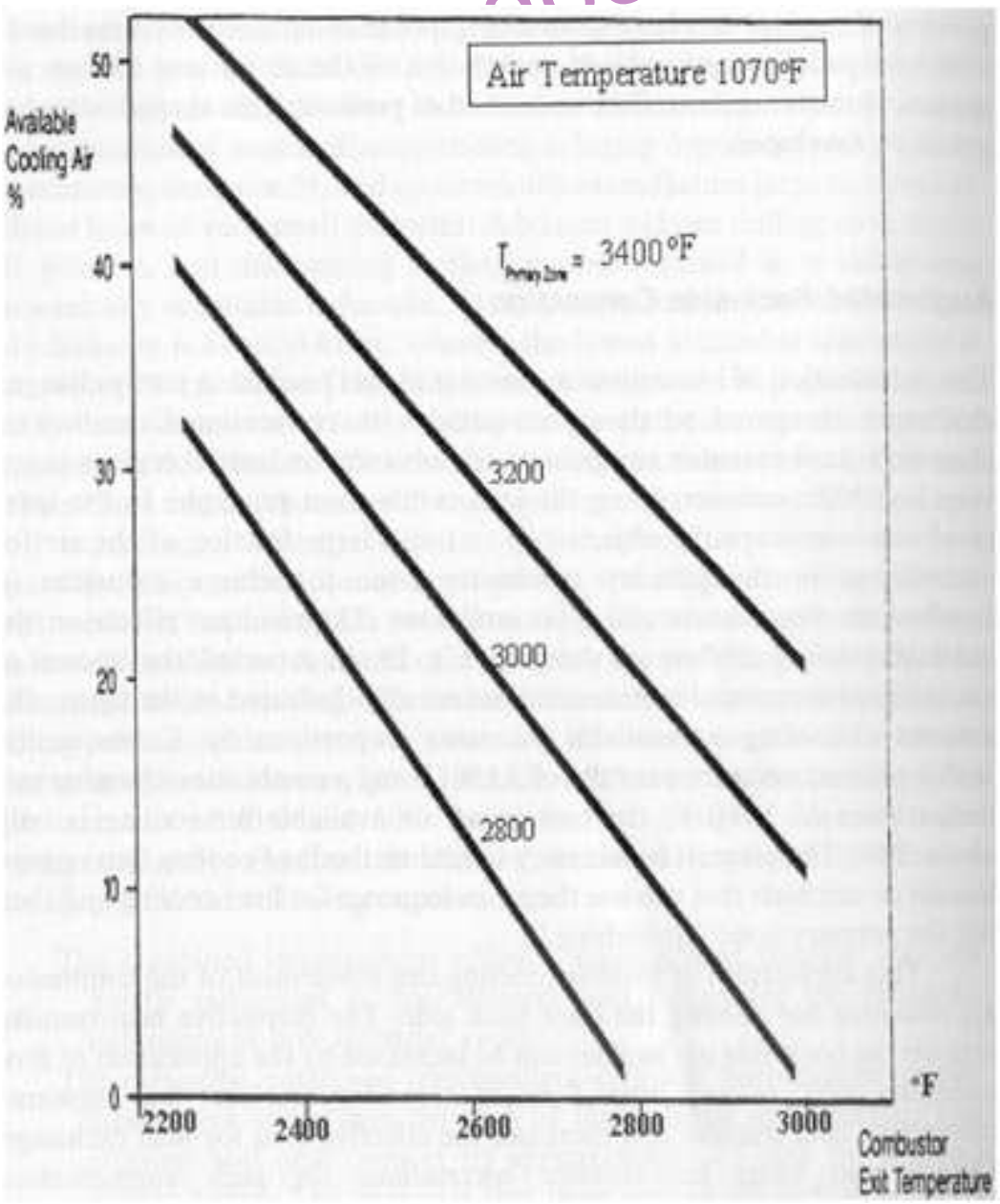


Figure 29

همانطور که می توان انتظار داشت, مقدار هوای مورد نیاز برای احتراق کم مایه افزایش می یابد. همانطور که در شکل آمده است, مقدار هوای خنک سازی موجود بصورت متناسب کاهش می یابد. در نتیجه, با یک دمای منطقه اولیه ۳۱۵۰^{of} و یک دمای خروجی محفظه احتراق ۲۷۸۰^{of} بخشی از هوای موجود برای خنک سازی تنها ۲۰٪

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

است. بنابراین، یافتن روشهای خنک سازی که به هوای کمتر نیاز داشته باشد و یا روشهایی که بتواند از هوا در توالی برای خنک سازی روکوب و بعداً برای منطقه اولیه استفاده کند, الزامی می باشد.

این کاربرد خنک سازی بصورت سری می تواند باعث قابل استفاده شدن بخش عمده هوای کمبوستور برای خنک سازی بخش پشتی روکوب شود. سرعت انتقال حرارت همرفتی در بخش پشتی روکوب را می توان با کاربرد سطح ثانویه، پره ها، ستونک ها، تیرک ها و شکل های دیگر سطوح ثانویه که انتقال حرارت همرفتی را افزایش داده و سطح موثر برای چنین تبادل حرارتی را بالا می برد, افزایش داد. جزئیات و روابط انتقال حرارت برای چنین تکنیکهای افزاینده ای بعداً شرح داده می شود. معمولاً این تکنیک خنک سازی به یک دیواره خنک اضافی برای کنترل عبور هوا نیاز دارد. چنین ساختار خنک سازی دیواره دوبله ای الزاماً برای تعبیر در طرح های عملی, آسان نمی باشد. دیواره داخلی داغ می‌شود و دیواره خارجی سرد می گردد و این امر باعث بروز دماهای تمایزی بالایی شدید شده و از اینرو توسعه های تمایزی بین دیواره های خارجی به وجود می آید. بنابراین دیواره خارجی به طور نرمال به عنوان یک ساختار حفاظتی طراحی می شود در حالی که دیواره داخلی به عنوان صفحات مجزا از نوع لوح پوشش با فاصله آزاد کافی بین آنها برای هماهنگ کردن تفاوت در رشد نرمال، طراحی می شود. برخی مفاهیم

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

طراحی می تواند مبتنی بر نمودار معکوس باشد که در آن دیواره داغ یک ساختار پیوسته بوده و دیواره خارجی دارای بارگذاری فنری در قبال روکوب می باشد.

اطلاعات خاص درباره استفاده از عملکرد پیکربندیهای سطح توسعه یافته گوناگون برای روکوب ها، شامل تیرک ها، پایه ها و ستونک ها می باشد و در آثار Evans ،Gardner و Noble یافت می شود.

یکی از مهمترین پارامترهایی که می تواند کاربرد تکنیک های مربوطه را محدود کند، افت فشار سیستم خنک سازی است که نباید از ۲٪ – ۱/۵ فشار تخلیه کمبوستور فراتر رود در غیر اینصورت باعث بروز مشکلات عملکرد موتور غیر قابل قبول می شود. در میان تکنیک های بهبود بخشیدن انتقال حرارت گوناگون که می تواند برای این کاربرد، قابل توجه باشد. تعقر های دوره ای سطح است که اغلب گودال نامیده می شود و اخیراً در صنعت معرفی شده است کاربرد سطح خنک شده پشتی گودالی در موقع بهینه سازی با شکل هندسی خاص، ارتقاء قابل توجهی را در انتقال حرارت در افت فشار کوچک نشان می دهد. ساخت یک دیواره روکوب که در بخش گازی هموار است و در سمت سرد، گودالی است، می تواند باعث ایجاد چالش هایی شود. ترکیب این روش خنک سازی با یک پوشش حصار حرارتی می تواند جایگزینهای طرح خوبی را برای سیستم های کمبوستور با تشعشع کم و پیچیده تر ایجاد نماید.

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

پوشش دهی حصار حرارتی

یک دستاورد جالب برای به دست آوردن طول عمر روکوب رضایت بخش پوشش دادن بخش داخلی روکوب با یک لایه نازک از یک ماده رسانای کم حرارت می باشد که اغلب پوشش حصار حرارتی (TBC) نامیده می شود. یک ماده مناسب با تشعشع کم و رسانایی حرارتی کم می تواند دمای دیواره را به دو روش کاهش دهد. با انعکاس یک بخش قابل توجه از شار حرارتی پرتویی از شعله و با ارائه یک لایه از عایق بندی حرارتی بین گاز داغ و دیواره یک فلز پایه افت دمای شدید در TBC با رسانایی حرارتی و ضخامت لایه تغییر می کند و شار حرارتی که تا حد زیادی تحت تاثیر انتقال حرارت از گاز داغ به هوای خنک سازی است. اگر دیواره پوشش دار TBC با خنک سازی بخش پشتی کافی آماده نشود، حصار در کاهش دما کمک کمی می کند. یک مزیت دیگر را می توان زمانی به دست آورد که یک پوشش پایه مقاومت – اکسایش بکار رود چون محدوده اکسایش در انتخاب ماده دیواره روکوب را کاهش می دهد.

یک TBC ایده ال از نظر شیمیایی خنثی است و مقاوم مکانیکی خوب, مقاوم در برابر شوک حرارتی و مقاوم در برابر پوشش و خوردگی می باشد. مهمتر از همه، این می تواند یک رسانایی حرارتی کم و ضریب انبساط حرارت را تجربه کند که مثل فلز پایه است. یک TBC اسپری حرارتی متعارف شامل یک پوشش پایه فلزی

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

(مثل ۰/۱mm از y, Al, Cr, Ni) به اضافه یک یا دو لایه از سرامیک (مثل تریوم پایدار شده اکسید زیر کونیوم Zro_2) می باشد.

پیش رفت های اخیر و مقاومت تغییر بعد نسبی TBC، الزام یک پوشش میانی را کاهش داده و پوشش های دو لایه ای اکنون برای یکپارچگی مکانیکی ارتقا یافته معین شده اند.

اسپری کردن شعله پلاسما نیز اغلب برای بکارگیری سرامیک و لایه های پوشش پایه استفاده میشود چون برای ارائه پوشش های پایدار و با دوام استفاده می شود. یک ضخامت پوشش کلی متعارف در حدود ۰/۴ تا ۰/۵ m m می باشد که کاهش های دمای فلز را به ترتیب ۱۰۰– ۱۶۰.^{of} برحسب شار حرارتی از طریق دیواره روکوب اتفاق می افتد.

در این راستا، قبلاً خاطرنشان شد که یک TBC باید کاملاً موثر باشد و در آنجا باید زدودن حرارت کافی از بخش خنک دیواره روکوب وجود داشته باشد محدودترین کاهش دما در ماده پایه که از بکارگیری TBC به دست می آید، در بالاترین ضرایب انتقال حرارت همرفتی در طرف گاز داغ و بخش پشتی هوای خنک سازی شده دیواره روکوب به دست می آید. این بدان معناست که شکل های هندسی روکوب پیچیده تر می شود چون ویژگیهای مختلف به افزایش انتقال حرارت همرفتی از بخش خنک شده دیواره به منظور انتقال مزیت کامل از پوشش TBC در دیواره داخلی اضافه می شوند.

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

کاهش در دمای دیواره به دست آمده از استفاده یک TBC را می توان با افزودن یک مقاومت TBC $R_{TBC} = (k/t)(T_h - T_i)$ و حل معادلات انتقال حرارت یک بعدی برای ترکیب دیواره روکوب به دست آورد که در آن:

K = رسانایی TBC

T = ضخامت TBC

Th = دمای سطح بخش داغ TBC

Ti = دما در رابط بین TBC و دیواره روکوب

جزئیات بیشتر درباره طرح های کمبوستور عملی و ویژگیهای خنک سازی روکوب را می توان در بخش ۱۲۰ –۱۱۸ یافت.

انتقال حرارت تجربی پیشرفته و معتبر سازی خنک سازی

روشهای تحلیل پیش بینی شرایط مرزی دیواره های ایرفل داخلی و خارجی تا حد قابل توجهی در سالهای اخیر در نتیجه پیشرفت های پیوسته در روش ها و الگوهای شبیه سازی عددی ارتقاء یافته است. با این وجود، حتی این پیشرفت ها نمی تواند دماهای فلز ایرفویل موضعی را با یک دقت بهتر از ^{of}۳۰–۲۵تحت شرایط موتور داخلی پیش بینی کند. این وقت محدود می تواند باعث بروز خطا در پیش بینی عمر مولفه تا ۱۰۰٪ مسور

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

به همین دلیل، اثبات تجربی جنبه های گوناگون تجزیه و تحلیل بعد از اینکه تیم طراحی از مفهوم خنک سازی و پیش بینی های تحلیلی به درجه مطلوبی رسید انجام می‌شود.

دینامیک های سیال محاسبه ای مدرن و روشهای انتقال حرارت امکان تکمیل تجزیه و تحلیل مولفه‌های توربین خنک شده را مجاز می نماید. با این وجود، پیچیدگی شرایط مرزی بیرونی و درونی برای ایرفویل های خنک شده، کالیبره شدن و تجربی و آزمون اثبات تجزیه و تحلیل را به منظور ارائه پیش بینی عمر دقیق برای مولفه ها، الزامی می گرداند. وقتی یک طراحی مولفه تکمیل می شود. شکل های هندسی آن با محدوده های خاصی از طرح کلی موتور تعیین می شوند. طرح جدید ممکن است به اندازه کافی از طرح مرجع موجود با تجربه اجرایی اثبات شده برای آزمون الگوی مورد نظر از لحاظ ویژگی های طراحی جدید و در صورت لزوم بررسی موتور یا آبشار داغ, فرق کند.

معیار های انتقال حرارت بیرونی و تکنیک های معتبر سازی خنک سازی

ارزیابی های مستقیم انتقال حرارت بیرونی ایرفویل توربین (مقادیر شار حرارت محلی) در یک سیستم کنش متقابل بخش ساکن و متحرک (روتور) حتی وقتی داده های میانگین زمانی فقط موجود می‌باشد، کاملاً پیچیده بوده و به تجهیزات تجربی حرفه ای نیاز دارد. چنین تجهیزاتی معمولاً به عنوان تسهیلات سرعت پایین، طول عمر بالا یا نزدیک به سرعت کامل، طول عمر پایین پیکربندی می‌شوند. معیارهای انتقال حرارت اغلب در این

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

تجهیزات با استفاده از یک مقیاس ارزیابی شار حرارت فیلم نازک، انجام می شود. پیمانه یا سنجه یا مقیاس فیلم نازک و دستگاهی است که شامل یک عامل فلزی نازک دارای یک ظرفیت حرارت کم پیوند خورده با سطح یک عایق می باشد که در مولفه های تحقیق شده نصب شده است. برخی مثال های از این تسهیلات و ارزیابی را می توان در یک مقاله Scholar که توسط Dunn ارائه شده است یافت.

Takeashi نتایج یک تحقیق را برای تاثیر خنک سازی فیلم ارائه داد که برای همان تیغه های الگوی مقیاس بندی شده در یک آبشار ساکن کم سرعت و دو بعدی یا در یک قطعه دورانی توربین هوای سرعت بالا نصب شده است. کاربرد ویژه برای توربین دستگاه نیروی ساکن بود. توربین شامل ۳۲ پروانه و ۷۲ تیغه بود. دو تا از تیغه ها به گونه ای پیکربندی شده اند که هوای خنک سازی یا حرارت داده شده براساس معیارهای دماهای سطح و با استفاده از کروماتو گرافی برای تجزیه و تحلیل مقادیر نسبی Co_2 جمع آوری شده در جایگاه های منتخب در راستای سطح تیغه تعیین شد. مولفان از سخت افزار موتور استفاده کردند ولی قادر به تولید نسبت چگالی صحیح به خاطر شرایط عملکردی نبودند.

بیشتر اوقات بخصوص برای تیغه های پروانه ای توربین، معیارهای انتقال حرارت در آبشارهای ساکن با استفاده از تکنیک های آنالوگی انتقال حرارت انبوه متعارف مثل

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

نفتالین، کریستال مایع، یا روشهای فیزیکی انجام شدند. وقتی تاثیر خنک سازی فیلم باید اندازه گیری شود یک تکنیک فضایی بهتر باید به کار برده شود. یک کاربرد به تازگی توسعه یافته از رنگ حساس به فشار از این ارزیابی ها مزایایی قابل توجه را برای به دست آوردن نتایج کفی و کمی نشان داد.

رنگ حساس به فشار

با استفاده از تکنیک رنگ حساس به فشار (PSP) تاثیر خنک سازی فیلم را می توان در سطوح تیغه های توربین ارزیابی کرد. گاز نیتروژن برای شبیه سازی جریان خنک سازی فیلم استفاده می شود که یک نقشه غلظت اکسیژن متناسب با یک نقشه موثر را با آنالوگی انتقال جرم ارائه می دهد.

تکنیک PSP مبتنی بر فوتولومینانس اکسیژن سرما دهی شده می باشد. فوتولومینانس یک ویژگی از برخی مولفه ها (مولفه فعال PSP) می باشد که برای ساطع کردن نور بعد از روشن شدن با یک منبع نور استفاده می شود. شدت نور ساطع شده با فشار آزمون سیال حاوی اکسیژن ارتباط دارد برای مثال طول موج آبی (۴۵ nm) را می توان برای تحریک ملکول های فعال با سیگنال برگشت در طول موج زرد (۶۰۰ nm) استفاده کرد. برای شناسایی و ثبت نور ساطع شده که حاوی اطلاعات فشار و غلظت است، یک فیلتر و یک دوربین CCD را می توان مورد استفاده قرار داد. علاوه بر ارزیابی توزیع فشار

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

استاتیک در صفحه آزمون، حساسیت اکسیژن برای نشان دادن غلظت اکسیژن در مخلوط گاز استفاده می شود. گاز نیتروژن تا دمای جریان آزاد برای حذف خطاهای احتمالی مرتبط با یک اختلاف در دما حرارت داده می شود. سپس از طریق سوراخ های خنک سازی فیلم به جریان اصلی تزریق می گردد. غلظت توده اکسیژن در جریان نزولی مخلوط هوای نیتروژن از نقطه تزریق برای به دست آوردن تاثیر فیلم با استفاده از آنالوگی انتقال انبوه ارزیابی می شود. کسری از توده گاز ردیاب (اکسیژن) در مخلوط نزدیک دیواره سطح با دمای دیواره بی دررو برای آنالوگ وضعیت انتقال حرارت ارتباط دارد. در تحقیق مرجع, جریان اصلی حاوی تقریباً ۷۹٪ نیتروژن و جریان خنک سازی حاوی ۱۰۰٪ نیتروژن است تاثیر فیلم را می توان با غلظت های اکسیژن بیان کرد که به وسیله PSP قابل ارزیابی هستند. بالاترین غلظت نیتروژن (۱۰۰٪) (اکسیژن صفر درصد) را باید در سوراخ خنک سازی فیلم انتظار داشت.

تنظیم آزمون از کاربرد PSP برای به دست آوردن تاثیر فیلم شامل آزمون تیغه، دوربین CCD و منابع نور می باشد. تیغه آزمون، که از فولاد ضد زنگ ساخته شده و روکش PSP دارد، در وسط یا در وضعیت نیمه رو به سمت چپ در آبشار نصب می شود. پنجره های مات در جریان نزولی و صعودی آبشار نصب شده اند. دوربین CCD در جلوی این پنجره ها برای دیدن سطوح تیغه از چهار وضعیتی که در شکل ۳۰ آمده قرار می گیرد.

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

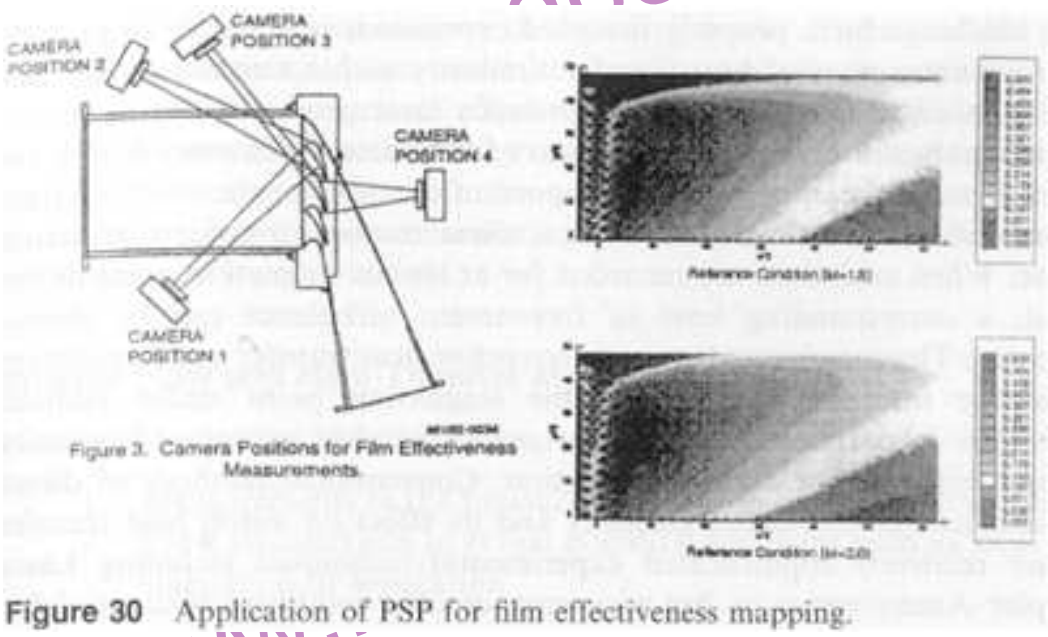


Figure 3. Camera Positions for Film Effectiveness Measurements.

Figure 30 Application of PSP for film effectiveness mapping.

دو تا از آنها برای دیدن سطح فشار (وضعیت های دوربین ۱ و ۲)، یکی برای دیدن لبه هدایت کننده (دوربین وضعیت ۳) و یکی برای دیدن سطح مکش (دوربین وضعیت چهار). در این تحقیق خاص، داده ها با بررسی از دوربین وضعیت ۱ به دست آمدند که برای معتبر سازی داده های به دست آمده از دوربین وضعیت ۲ استفاده شدند که حاوی اطلاعاتی برای کل سطح فشار بود. سه لامپ هالوژن در اطراف دوربین قرار گرفتند که منبع نور برای هر یک از وضعیت های دوربین را ارائه می دهد. تصاویر توزیع شدت لومینانس از سطوح پروانه، توسط دوربین CCD ثبت شده اند که عمدتاً دارای مقیاس خاکستری می باشد. یک برنامه کاهش داده ها، مقادیر شرکت ثبت شده را با داده های کالیبراسیون برای به دست آوردن فشار سطح و توزیع تاثیر فیلم مقایسه کردند. برای آزمون خنک سازی فیلم PSP، چهار تصویر مورد نیاز است: یک تصویر تاریک، یک

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

تصویر مرجع، یک تصویر تزریق هوا و یک تصویر تزریق نیتروژن. عبارت داغ به دمایی از جریان اصلی در حدود $(۷۷^{oc})۱۷۰^{of}$ مربوط بوده و عبارت سرد به معنی دمای مرجع می باشد. که در $(۲۱^{oc})۷۰^{of}$ کنترل میشود. تصویر تزریق هوا حاوی اطلاعات فشار استاتیک سرد می باشد در حالیکه تصویر تزریق نیتروژن حاوی فشار استاتیک سطح و اطلاعات غلظت اکسیژن می باشد. PSP نیز به دمای سطح حساس است. بنابراین پروانه ها باید در دمای جریان آزاد ثابت باشند. با به دست آوردن نسبت های شدت های شرح داده شده برای چهار تصویر, غلظت اکسیژن در جریان نزولی سطح ایرفویل از تزریق را می توان از توزیع فشار تفکیک کرد. تصاویر تنظیم شده، تصویر کلی از سطح ایرفویل را به وجود می آورد که با داده های کیفی و کمی تاثیر خنک سازی محلی بررسی می شود.

ارزیابی نوسان غیر مستقیم

مشکل ترین الزام در یک آزمون انتقال حرارت توربین تولید کاراکتر نوسان جریان آزاد موتور واقعی است. اصلی ترین چالش برای یک آزمون طراحی شده بطور کامل ارائه آیرودینامیک اصلی و تشابه انتقال حرارت با یک موتور واقعی و نیز تقلید سطح نوسان جریان آزاد تولید شده توسط کمبوستور موتور واقعی و کاهش متقابل و یک بخش ساکن و متحرک در زمانی است که تیغه های متحرک مورد آزمایش قرار بگیرند. به همین دلیل، ارزیابی تاثیر نوسان جریان آزاد در انتقال حرارت همرفتی جریان اصلی محلی در

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

یک موتور واقعی حائز اهمیت است. وقتی چنین داده هایی برای یک نقطه ساکن ثبت شود یک سطح متناسب از نوسان جریان آزاد را می توان دقیقاً ارزیابی کرد.

رابطه بین انتقال حرارت همرفتی و شدت جریان نوسانی جریان آزاد به دست آمده در نقطه ساکن تحت شرایط واقعی، برای به دست آوردن این الزام تشابه مهم در یک جریان آبشاری داغ مهم می باشد.

روشهای همرفتی ارزیابی مستقیم شدت نوسان و تاثیر آن روی انتقال حرارت ایرفویل به تکنیک های تجربی حرفه ای نیاز دارد که شامل آنمومتری لیزر Doppler یا آنمومتری سیم داغ به همراه روشهای موجود از ارزیابی های انتقال حرارت می باشد. در نتیجه این ارزیابی های مستقیم انجام شده در طول دهه اخیر, روابط مفید عدد فراسلینگ $Nu/Re^{0.5} = f(Tu)$ هم برای نقطه ساکن ایرفویل و هم برای بخش مکش و فشار به دست آمده است. کاربرد عملی چنین روابطی در فرایند توسعه ایرفویل توربین یک مشکل ناشی از نوسان جریان آزاد نامعلوم تولید شده توسط هر کمبوستور را نشان می دهد. ارزیابی های مستقیم شدت نوسان در یک کمبوستور بالای $(1100^{oc}, 2000^{of})$ با روشهای همرفتی بسیار مشکل است. در فرایند طراحی خنک سازی ایرفویل توربین، رانش شدت نوسان تنها یک مقدار مرجع را نشان می‌دهد و باعث انجام یک تحقیق برای روش های تجربی ساده شده از ارزیابی انتقال حرارت در موتور واقعی می گردد.

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

روش شناسی شرح داده شده در بخش ۱۲۵ مبتنی بر ارزیابی غیر مستقیم شدت نوسان با استفاده از پروب شار حرارتی می باشد. با در نظر گرفتن جریان نزولی کمبوستور، این ابزار داده های انتقال حرارت نقطه ثابت را به وجود می آورند که متناسب با یک شدت نوسان جریان آزاد خاص تعریف شده در تحقیقات قبلی می باشد. پروب شار حرارتی در سیلندر با قطر ۶/۳ mm با یک حسگر شار حرارتی در یک طرف پروب قرار دارد. حسگر شار حرارتی یک سنجه شار حرارتی فویل نازک گاردون گونه با قطر ۱/۵ mm می باشد. ضریب انتقال حرارت نقطه ساکن را می توان از شار حرارتی ساکن ارزیابی شده دمای دیواره نقطه ساکن و دمای گاز با استفاده از رابطه زیر بدست آورد

$$\eta = q''/(Taw - Tw)$$

دمای دیواره بی دررو براساس یک دمای استاتیک گاز، سرعت فشار و جریان بدست می‌آید. دمای نقطه ساکن با ترموکوپل قرار گرفته در نزدیکی حسگر شار حرارتی محاسبه می شود. ضریب انتقال حرارت محاسبه شده نیز برای پیش بینی شدت نوسان استفاده می شود. روش شرح داده شده یک روش و یک ابزار خاص و مفید برای ارزیابی افزایش انتقال حرارت توسط شده توسط نوسان جریان آزاد تخلیه کمبوستور می باشد. تولید این افزایش در محیط آبشار داغ، ارزیابی های منطقی تری از بار حرارت را برای توسعه ایرفویل های خنک شده ارائه می دهد.

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

ارزیابی های انتقال حرارت و جریان داخلی

۱-ارزیابی های توزیع فشار برای گذرگاه خنک سازی

۲-بازنمایی جریان برای آشکار کردن مشکلات پتانسیل مثل سکون یا تفکیک جریان محلی

ارزیابی توزیع فشار و رفتار جریان در گذرگاههای خنک سازی تیغه و پروانه برای کالیبره کردن الگوهای شبکه جریان استفاده شده در طرح خنک سازی مهم می باشند. ارزیابی های فشار استاتیک برای تعیین افت های فشار از میان گذرگاههای خنک سازی استفاده می شوند.

در مراحل اولیه چرخه توسعه مولفه خنک سازی شده, وقتی سخت افزار موتور واقعی موجود نمی باشد, الگوهای مقیاس بندی شده استفاده می شوند. فرایند استریولیتو گرافی الگو سازی سریع براساس کاربرد یک فوتوپلی مر آکریلیک حساس به نور لیزر در حال حاضر برای ساخت الگوهای تیغه مقیاس بالا یا اندازه کامل با ارائه شباهت هندسی دقیق از کل جزئیات گذرگاههای خنک سازی درونی و ویژگی های افزایش انتقال حرارت استفاده می شود. فرایند استریو لیتوگرافی از یک فایل شکل هندسی 3D تولید شده با کامپیوتر برای کنترل حرکت تیر لیزر متمرکز شده استفاده می کند که یک فوتوپلیمر مایع را لایه به لایه جامد می کند. این فرایند الگوهای نیمه شفاف دقیقی را حتی برای

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

شکل های هندسی بسیار پیچیده تولید می کند. پویش کردن الگو برای رسیدن به یک شفافیت کامل برای تحقیقات جریان داخلی الزامی است. بخاطر شباهت شکل هندسی کامل بین الگوی مقیاس بالا و طرح مقیاس کامل, نسبت مورد نیاز سرعت های جریان برابر با مربع فاکتور مقیاس الگو می باشد. یک الگوی مقیاس بالا، مزیت بسیار مهمی از بدست آوردن ارزیابی دقیق توزیع فشار در گذرگاههای خنک سازی را ارائه می دهد. تعیین نهایی توزیع افت فشار را می تواند در یک قسمت افزار طراحی مقیاس کامل تجهیز شده در بخش فشار موضعی انجام داد.

پدیده جریان پیچیده در گذرگاههای خنک سازی را می توان با کاربرد یک تکنیک بازنمایی جریان درک کرد. بازنمایی جریان یک ابزار تجربی قدرتمند است که می تواند زمان توسعه با ارزشی را صرفه جویی کرده و به تفسیر داده های آزمون دیگر کمک کند. علاوه بر این, ارزیابی های شدت جریان کمی را می توان بطور همزمان در صورتی که تکنیک بازنمایی امکان حرکت از ذرات مجزایی که باید توسط دستگاه های نوری سرعت بالا بررسی شوند فراهم شود، انجام داد. این تحقیق معمولاً در داخل یک یک الگوی نیمه شفاف مقیاس بالا انجام می شود. یک تکنیک بازنمایی ساده تر را می توان براساس کاربرد حبابهای صابون پر شده با هلیم شناور شده بطور خنثی با اندازه کنترل شده انجام داد که با یک تولید کننده حباب مجزا تولید شده اند. حبابها الگوهای جریان هوا را با

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

سرعت هایی تا fps ۲۰۰ دنبال می کنند. چون آنها از خطوط جریان پیروی می کنند بندرت با اشیاء در جریان هوا برخورد می کنند و بسیار بادوام هستند. حرکت حبابها در سرعت های کمتر تا fps ۳۰ را می توان با استفاده از فیلم متعارف و نوردهی, عکس برداری کرد. برای سرعت های بالاتر, فیلم خاص و نوردهی ویژه مورد نیاز است با یک منبع نور منقطع، حرکت بصورت قطعه هایی در عکس بنظر می رسد که می توان از آن برای بدست آوردن ارزیابی کمی شدت جریان موضعی استفاده کرد. هدف اصلی این تحقیقات شناسایی سریع هر منطقه ساکن، باز جریان و تفکیک یا هر حالت در رفتار جریان می‌باشد که می تواند شامل عملکرد خنک سازی طراحی شده نیز باشد. اگر هر کدام از این پدیده ها موجود باشند، الزاماً برای غلبه بر آنها باید تغییرات طرح تلفیق شوند.

یک تکنیک توصیه شده تجربی که تحت عنوان تصویر سازی حرارتی خوانده می شود توسط Hippensteele پیشنهاد شد و از آن به بعد این تکنیک در سطحی وسیع برای ارزیابی های انتقال حرارت همرفتی موضعی مستقیم در گذرگاههای خنک سازی استفاده شده است. پیشرفت ها در سیستم های ویدیوئی رشد قابل توجهی از روش تصویر سازی را ارائه داده است. پوشش دهی کریستال مایع ترموکرومیک TLC را می توان بعنوان یک ترکیب ارگانیک موجود در وضعیت بین فازهای مایع و جامد شرح داد.

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

وقتی ملکول های آن در یک وضعیت آشفته باشد، محورهای آن دوران می یابد و باعث بروز رنگهای انعکاس یافته روشن نور می شود. تاثیرات آشکار از طریق یک تغییر از بی رنگ به قرمز نشان داده شده اند. وقتی دما بالا می رود, رنگیها از میان یک دامنه از طیف مرئی به آبی/بنفش و در نهایت بی‌رنگ در دماهای بالاتر عبور می کند. یک مزیت اصلی از پوشش کریستال مایع وضعیت قابل برگشت آن است که به برخی از آزمون ها اجازه می دهد تا بدون به کارگیری پوشش انجام شوند و نیز داده هایی را در طول همان آزمون بوجود می آورد مشروط براینکه تحولات بیشتر از یک رنگ ثبت شوند. داده ها که از تصویر سازی حرارتی بدست می آید را می توان در یک طرح شبه رنگی از پیکسل‌های بسیار زیر ارائه داد که ماتریس انتقال حرارت کل گذرگاه درونی ایرفویل یا یک منطقه خاص را نشان میدهد. هر رنگ با یک دامنه خاص از ضرایب انتقال حرارت تناسب دارد. این مقادیر شرایط مرزی انتقال حرارت درونی مورد نیاز برای تحلیل حرارت را تعریف می کند.

کریستال مایع (برای مثال ، Hallcrest، R35c1w) روی سطح داخلی الگوی نیمه شفاف قبل از آزمون اسپری می شود. برای یک پیش زمینه بصری بهینه برای نمایش کریستال مایع, سطح آزمون با رنگ سیاه اسپری می شود. دستگاه‌های نمایش نوری و شفاف سازی غیر براق در بیرون نصب می شوند. مثال سیستم پردازش تصویر شامل یک

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

دوربین (cohn & Roo)y – c یک ایستگاه کاری Indy گرافیک های سیلیکون (R 4000 SC) را می توان یافت. ضرایب انتقال حرارت با تکنیک شرح داده شده توسط Metzgar و Larsor و wang با استفاده از یک راه حل انتقال حرارت گذرا برای صفحه نیمه نامحدود ارزیابی می شوند. تکنیک تصویر سازی در شکل ۳۱ آمده است.

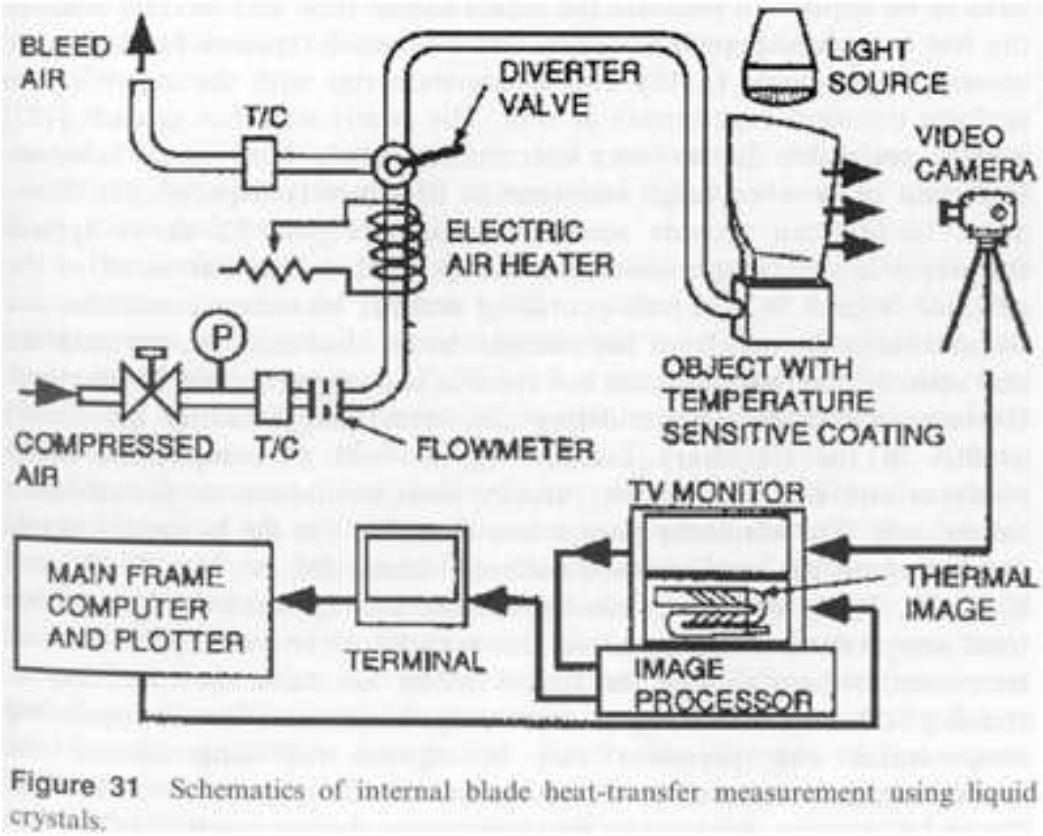


Figure 31 Schematics of internal blade heat-transfer measurement using liquid crystals.

جریانات هوای از پیش توسعه یافته که شباهت آیرودینامیکی ایرفویل واقعی را ارائه می دهد از میان یک حرارت دهنده یا گرمکن الکتریکی درون خطی قبل از ورود هوا به بخش آزمون عبور می کند. مقدمتاً هوای حرارت داده شده از الگو منحرف می شود تا الگو دیسک دمای یکنواخت (دمای اتاق) باقی بماند. آزمایش با بازکردن ناگهانی سوپاپ انحراف ساز برای هدایت جریان هوای حرارت داده شده در میان الگو آغاز می شود. وقتی

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

دمای هوای حرارت داده شده به دمای تحول می رسد, تغییر رنگ TLC در نقاط مختلف الگو اتفاق می افتد و نخست در منطقه ای با بیشترین انتقال حرارت همرفتی صورت می گیرد. اطلاعات تغییر رنگ به سیستم بررسی داده ها وارد می شود. نرم افزار تغییر و تحولات گذرا را بررسی کرده و ماتریس های زمانی را تولید می کند.

ضرایب انتقال حرارت همرفتی موضعی در هر نقطه روی سطح از واکنش کریستال مایع یا حرارت دهی همرفتی محاسبه می شود. تکنیک کاهش داده ها, داده های واکنش گذرا را به ضرایب انتقال حرارت همرفتی یا اعداد نوسلت تبدیل می کند. این آزمون اغلب در الگوهای اکریلیک تیره مقیاس بالا برای شبیه سازی شکل هندسی واقعی و دامنه عدد رینولدز انجام می شود. هر پیکسل یک ضریب انتقال حرارت محلی یا عدد نوسلت را تولید می کند. ضرایب انتقال حرارت تولید شده با این روش با مقادیر طرح اولیه مقایسه می شود و هرگونه تنظیم الزامی برای تحلیل حرارتی انجام می شود.

شبیه سازی انتقال حرارت مزدوج و معتبر سازی در یک آبشار داغ.

معتبر سازی تاثیر خنک سازی تیغه در آبشار داغ

پارامترهای شباهت انتقال حرارت و آیرودینامیک که قبلاً بحث شد باید برای شبیه سازی جریان موتور واقعی و میدان های حرارتی در آزمونهای آبشار داغ به کار گرفته شود. دو نوع اصلی از آبشارهای داغ وجود دارد: تسهیلات دمش نزولی گذرا و تجهیزات ثابت با

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

قابلیت انجام آزمونهای گذرای آبشار داغ ثابت بخاطر عدم قطعیت هـای کمتـر در آزمـون ترجیح داده می شود. با این وجود در برخی موارد خاص وقتی سرعت های جریـان اصـلی بالا مورد نیاز است، تسهیلات رمش نزولی می تواند مزیت هایی را ایجاد کنند. شـکل ۳۲ ویژگی های متعارف یک آبشار ثابت را نشان می دهد که شامل یک بخش حلقوی مسـیر شکاف با ۵ تا ۷ ایرفویل می باشد که شرایط مرزی واقعی را برای ایرفویل در وسط آبشـار ایجاد می کند. در یک حالت ایده ال، توزیع دما و شدت جریان در آبشار داغ و موتور بایـد برابر باشد. با این وجود, مشکلات در شبیه سازی بـرش هـای عرضـی پرتـویی واقعـی در تجهیزات آبشار ساکن و نیز سکوی تیغه پیچیـده و جریـان هـای منطقـه راس آن اغلـب شبیه سازی را تا مقادیر میانی دهانه محدود می کند. پارامترهای شباهت شناسایی شـده برای لایـه مـرزی کـه در سـطوح تیغـه تـوربین گـازی در حـال توسـعه هسـتند شـامل Pr,cp/cv,Tw/Tg,prcp/cr, Tw /Tg,Ma,Re می باشند که می توان در زمانی که دمای کل آبشار داغ برابر با روتور توربین واقعی نسبت به کـل دمـا تنظـیم شـده، بدسـت آورد. با این حال این تسهیلات دارای قابلیت اجرا تا شرایط عملکردی نزدیک بـه شـرایط عملکردی موتور را ندارند و دماهای کار کمتر و فشارهای کمتر را می توان برای ایمنـی و دوام بیشتر تجهیزات انتخاب کرد. با این وجود شباهت پارامترهـایcp/cv,Tw/Tg, pr

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

باید نزدیک به شرایط موتور باشد. دمای کل محلی آبشار داغ و فشار آن، شبیه سازی شرایط موتور باید با یک پروب Kiel خودکار و ترموکوبل ارزیابی شود.

اصول شباهت بکار برده شده در بخش گاز جریان اصلی در آبشار داغ نیز باید در بخش خنک ساز ایرفویل در نظر گرفته شود. به علاوه سرعت جریان جرم گاز به خنک ساز و نسبت های دمای کل گاز به خنک ساز باید هماهنگ شوند: رقابت فرایند انتقال حرارت همرفتی تقویت شده در سطوح تیغه توربین گازی نیاز به شباهت $cp/cv, Tx/Tgo, ma, Pr, Re$ دارد.

عدد نوسلت در توربین و در آبشار داغ در صورتی که شباهت همه این پارامترها تقویت شده باشد باید شبیه به هم باشد چون عدد نوسلت دارای یک وابستگی عملکردی مستقیم در عدد رینولد محلی و عدد پرانتل و نسبت دمای دیواره به جریان آزاد می باشد. باید خاطر نشان شود که فهرست پارامترهای شباهت استفاده شده از شکل ناپایدار حرکت و معادلات انرژی بدست می آید بعلاوه نوسان جریان آزاد نیز روی انتقال حرارت ایرفویل اثر می گذارد و باید در طول آزمونهای شبیه سازی انتقال حرارت در نظر گرفته شود. بطور ایده ال شدت نوسان جریان آزاد و مقیاس طول متعارف از گردابهای نوسانی خاص و نیز ناپیوستگی دوره ای ذاتی محیط توربین باید در محیط شبیه سازی در نظر گرفته شود. معلوم شده است که جریان نوسانی دارای یک توازن حرکت متفاوت بخاطر

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

وجود نیروهای برش نوسان علاوه بر نیروهای برش ناشی از ویسکوزیته ملکولی می باشد. عوامل سیال نیز نیروهای مضاعف ناشی از ناپیوستگی های دوره ای ذاتی در توربین را تجربه می کند. بنابراین انتقال حرارت همرفتی در سطح با شار حرارت اضافی ناشی از نوسان و ناپیوستگی غیر ذاتی افزایش می دهد.

برای شبیه سازی انتقال حرارت همرفتی بیرونی، عدد رینولد محلی در دهانه تیغه (یا پروانه) تحت شرایط موتور محاسبه می شود. عدد رینولد مشابه باید در دهانه آبشار داغ تولید شود. کال فشار در بخش دهانه آبشار را می توان به روشی محاسبه کرد که عدد رینولد دهانه و مقدار عدد Mach برای دمای عملکرد آبشار از پیش شرح داده شده هماهنگ باشد.

شرایط شباهت شکل هندسی یا ویژگی طول در بیان حالت اعداد رینولد و نوسلت را می توان به راحتی با استفاده از یک الگوی مقیاس کامل در بخش آزمون آبشار تامین کرد. برای همین اعداد رینولد در آبشار داغ و توربین, با استفاده از معادله وضعیت و تعریف عدد mach سرعت شار توده جریان آزاد به صورت زیر تعریف می شود.

$$p_{neuh} = \rho h_c U_{hc} = \mu_{hc}/\mu_{tur}\ \rho_{tur} W_{tur} = p_{hc}/R_{hc} T_{hc}\ Ma\sqrt{\gamma_{hc} R_{hc} T}$$

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

اگر مولفه شبیه سازی شده یک تیغه روتور یا متحرک باشد W_{tur} با شدت جریان نسبی با توجه به روتور متناسب می باشد. فشار استاتیک p_{nc} مقادیر برای آبشار داغ هستند که می توان با کمیت‌های کلی با استفاده از روابط ایزنتروپیک جایگزین کرد. بروز حالت فشار کل آبشار داغ متناسب با یک دمای کل آبشار اپراتور انتخاب شده را می توان از رابطه زیر بدست آورد

$$Po_{hc}=\frac{\mu_{hc}\rho_{tur}w_{tur}}{\mu_{tur}Ma\sqrt{\frac{\gamma_{hc}}{R_{hc}}}}\left(1+\frac{\gamma_{hc}-1}{2}Ma^2\right)^{\frac{\gamma_{hc}}{\gamma_{hc}-1}}\times\sqrt{\frac{To_{hc}}{\left(1+\frac{\gamma_{hc}-1}{2}Ma^2\right)}}$$

در این مرحله شرایط توربین شامل اعداد mach و رینولد, شناخته شده هستند. دمای کل را می توان به راحتی با تغییر شرایط اجرایی کمبوستور کنترل کرد. محاسبه فشار کل آبشار داغ نیاز به یک روند خاص دارد چون نسبت حرارت ویژه و ثابت گاز در آبشار داغ نیز هنوز شناخته نشده است گرچه دمای کل تعریف شده است. نسبت حرارت ویژه دارای برخی وابستگی های دمای استاتیک غیر جزئی است. چون دمای استاتیک آبشار داغ در ابتدا شناخته شده است از اینرو ویژگی های سیال را می توان بصورت تقریبی در دمای استاتیک توربین محاسبه کرد. این دستاورد امکان محاسبه تقریبی کل فشار, دمای استاتیک و فشار استاتیک در آبشار داغ را فراهم می کند. در این مرحله, برخی خطاها در سه کمیت محاسبه شده وجود دارد چون تقریب اولیه از نسبت حرارت ویژه و ثابت گاز تشکیل شده است. دمای استاتیک آبشار داغ حاصل T_{hc} بسیار دقیق تر از تقریب اولیه

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

است یعنی $T_{hc}=T_{tur}$. اگر ویژگی های الزامی با دمای استاتیک جدید بدست آید و کل فشار, دمای استاتیک و فشار استاتیک محاسبه شود نتیجه حاصل بسیار دقیق تر از نتایج بدست آمده در مراحل قبلی خواهد بود. اگر این فرایند چند بار تکرار شود تا وقتی که ویژگی ها در یک مقدار پایدار همگرایی پیدا کنند، یک راه حل دقیق برای فشار کل آبشار داغ را می توان بدست آورد.

وقتی دمای کل جریان آزاد در آزمون شبیه سازی انتخاب می شود، کل دمای خنک ساز با هماهنگ کردن نسبت خنک ساز کل به دمای جریان آزاد موتور محاسبه می شود. گرچه سرعت جریان خنک ساز موتور اغلب بصورت کسری از نسبت جریان گاز اصلی محاسبه می شود شرایط دمایی کل مختلف موجود در توربین و آزمون شبیه سازی می تواند باعث بروز مقادیر بسیار متفاوتی از سرعت های جریان انبوه خنک ساز در زمانی که عدد رینولد برای توربین و شبیه ساز بخاطر تغییر ویسکوزیته خنک ساز ثابت نگه داشته شده است شود. بنابراین نسبت خنک ساز آبشاری داغ به سرعت جریان توده آزاد باید بگونه ای تنظیم شود که با عدد رینولد خنک ساز در توربین هماهنگ باشد اگر گذرگاه خنک ساز درونی با یک شدت جریان خنک ساز بالا طراحی شود هماهنگی عدد Mach محلی خنک ساز القا می گردد.

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

کاربرد ایرفویل های واقعی در آبشار داغ شباهت در انتقال حرارت رسانایی را تضمین می کند. داده های تجربی انتقال حرارت مزدوج را می توان زمانی بدست آورد که شباهت انتقال حرارت همرفتی درونی و بیرونی علاوه بر شباهت در انتقال حرارت رسانایی بدست آمده باشد.

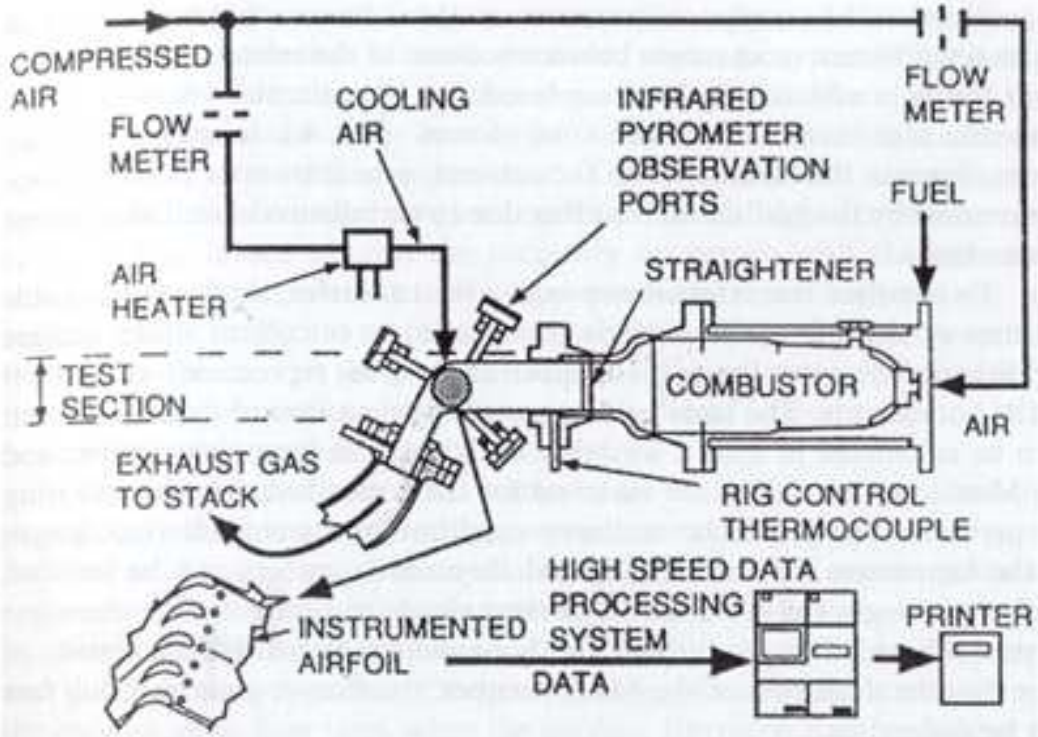


Figure 32 Schematics of a hot cascade for airfoil-cooling validation.

شرایط مرزی تجربی دیسک توربین

برای ۳۰ سال گذشته یک علاقه رو به رشد در مکانیک های سیال و انتقال حرارت برای سیستم های دیسک در حال دوران وجود داشته است. Dorlman در سال ۱۹۶۰، راه حل های تحلیلی مبتنی بر آنالوگی رینولد را برای سیستم دیسک ساکن گردشی منتشر کرد. اکثر تحقیقات تجربی اولیه برای مورد ژنزیک ساده شده طراحی شدند که به سمت

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

کاربرد خنک سازی دیسک توربین کاربردی هدایت شد. تحقیقات بعدی تاثیرات پیش خمیدگی را مورد خطاب قرار میدهند که هوای خنک سازی را در تیغه و درزگیری طوقه دیسک تغذیه می کند تا از نفوذ گاز داغ به مجموعه دیسک جلوگیری کند.

دو الزام اصلی عملی در موقع توسعه سیستم ساکن – متحرک توربین وجود دارد:

۱-ضرایب انتقال حرارت محلی دیسک توربین را برای سرعت دوران، شکل هندسی، و پیکربندی خنک سازی دیسک تعریف کنید.

۲-سیستمی را فراهم کنید که از ورود گاز داغ به مجموعه دیسک جلوگیری می کند

پیش بینی انتقال حرارت دیسک مبتنی بر بازنمایی جریان و شدت جریان زاویه ای ارزیابی شده از مرکز جریان بین دیسک و بخش ساکن یک روش متعارف در راستای ارزیابی های مستقیم پیچیده از دماهای دیسک موضعی یا شارهای حرارتی بود.

برخی روشهای بازنمایی جریان برای هوا در مجموعه مبتنی بر کاربرد $TiCl_4$ بودند که بصورت شیمیایی با هوای مرطوب برای تولید دور سفید با چگالی بالا واکنش می دهد. این روش بازنمایی جریان بصورت عملی در حال مخل بخاطر تولید مود سمی عملی نمی باشد. این موضوع خاطرنشان شد که توزیع فشار غیر متقارن در جریان اصلی در شکاف بخش ساکن دیسک می تواند یک الگوی موج پایدار از ورود گاز داغ به مجموعه را حتی در زمانی که جریان هوای خنک سازی از جریان پمپاژ دیسک فراتر می رود، ایجاد نماید.

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

این پدیده باید در زمانی مورد خطاب قرار گیرد که یک سیستم واقعی استاتور روتور بهبود یابد.

یک تکنیک تجربی برای تحقیق ورود گاز داغ و توزیع انتقال حرارت همرفتی موضعی در راستای دیسک توربین و بخش ساکن مبتنی بر کاربرد پوشش کریستال مایع در یک آزمون گذاری حرارتی توسط Metzger شرح داده شد: نتایج اخیر در ASU برای اشکال هندسی بخش روتور - استاتور کاربردی، بعداً شرح داده می شود. یک تحقیق دیگر از تاثیر دوران روی دقت آزمون کریستال مایع توسط Camci انجام شد و او یک دیسک اکریلیک را با دیسک آلومنیمی با مقاومت بالا که با یک لایه بالسا پوشانده شده و برای تامین واکنش عبور یک بعدی از جامد نیمه نامحدود الزامی بود, استفاده شد. سطح رویه بالسا با رنگ مشکی رنگ آمیزی شد و با کریستال مایع نازک پوشانده شد. پوشش رویه دیسک و استاتور اکریلیک با بلورهای مایع که دارای تفاوت زیاد در دمای تحول بودند اجازه انجام تصویر سازی حرارتی انتقال حرارت برای دیسک و استاتور در طول یک آزمون را فراهم می کند این دستاورد مورد استفاده قرار گرفت و در یک سیستم استاتور – روتور توربین صنعتی با مقیاس کامل مورد استفاده قرار گرفت. ویژگی های طراحی قابل توجه برای این مجموعه شامل:

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

دیسک توربین با مقیاس کامل با دزدگیری طوقه و سیستم حمل و نقل هوای پیش گردابی (تغذیه هوا در سوراخ های دیسک زاویه که گذرگاههای خنک سازی تیغه را نشان میدهد).

فاصله های آزاد درزگیری طوقه قابل هماهنگ سازی و فواصل دیافراگم دیسک - استاتور محوری.

دیافراگم ساکن شفاف که امکان بازنمایی جریان و تحقیق انتقال حرارت در مجموعه دیسک را ایجاد می‌نماید

عبور جریان اصلی حلقوی با تیغه های پروانه ای (شبیه سازی آیرودینامیک های توربین گاز واقعی در شکاف محوری طوقه دیسک)

متحرک با سرعت متغیر

جریان ورودی و خروجی پرتویی قابل تعدیل در مجموعه

این مجموعه حفاری را می توان برای اجرا در نزدیکی دمای محیطی برای ایجاد شباهت آیرودینامیکی جریان بین محیط توربین واقعی و مجموعه حفاری طراحی کرد. جریان اصلی (شبیه سازی گاز داغ) و جریان های پیش حلقوی (شبیه سازی هوای خنک سازی) ارزیابی شده اند و برای سرعت های مطلوب تنظیم شده اند. بازنمایی جریان در مجموعه دیسک – استاتور و تجربیات تصویر سازی حرارتی (بلور مایع) برای بدست آوردن ضرایب

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

انتقال حرارت همرفتی محلی شبیه موارد قبلاً ذکر شده برای تحقیقات گذرگاه درونی تیغه می باشد. سوپاپ های مبدل را می تواند بطور پیوسته هوای از پیش حرارت داده شده را به جریان اصلی یا در مجموعه پیش حلقوی معرفی کند.

یک مشارکت مهم در این موضوع شامل تاثیر تیغه های جریان اصلی در ورود گاز داغ در طی چند سال گذشته توسط تیم تحقیقاتی در دانشگاه Aachen انجام شد و معتبر سازی تجربی با ارزشی از الگوهای عددی را بوجود آورد که توسط دانشگاه ارائه شده بود.

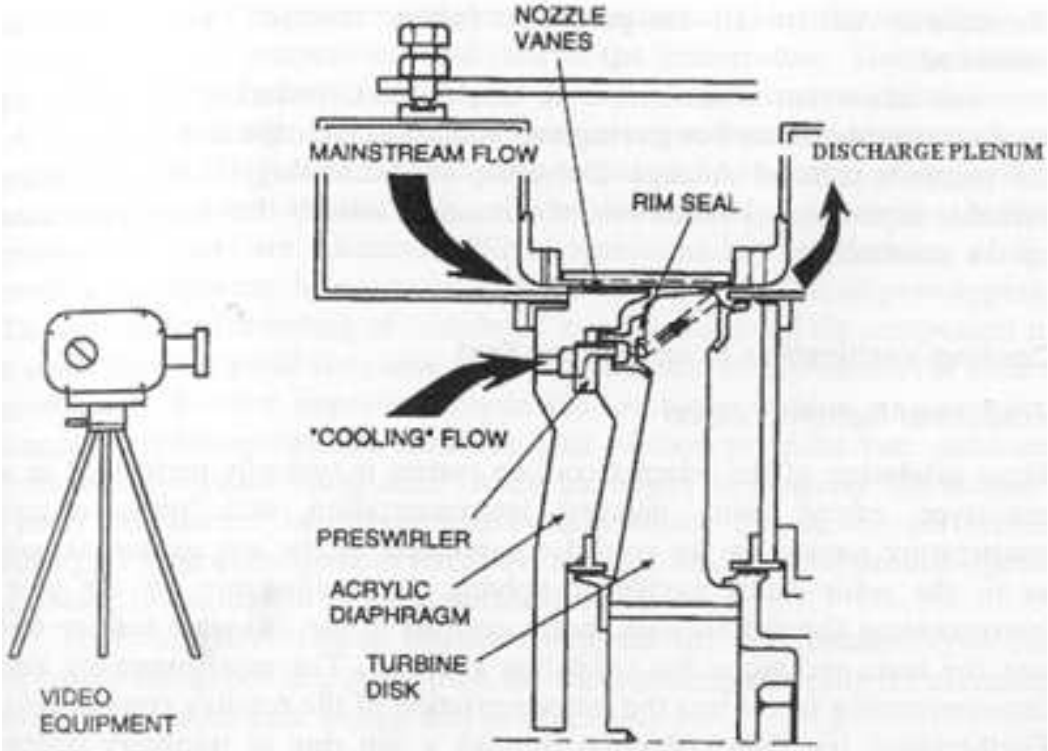


Figure 33 Experimental rig for investigation of turbine disc–stator interaction.

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

تائید خنک سازی در یک آزمون موتور

ابزار بندی متعارف

معتبر سازی نهایی سیستم خنک سازی منتخب نوعاً در یک الگوی موتور برای ابزار بندی با حسگرهای فشار و دما در مولفه های خنک شده بخش داغ و نیز در حفره های ساکن – متحرک به تفصیل بیان می شود که هوای خنک سازی را تامین می کنند. در گذشته, ابزار بندی ایرفویل با ترموکوپل ها در آزمون توربین مقیاس کامل، تکنیک اصلی برای معتبر سازی طرح می باشد.

پرهزینه ترین و وقت گیرترین فاکتور ابزار بندی مولفه های دورانی بود. بعلاوه جمع آوری داده های آزمون از طریق یک سیستم چندگانه یا حلقوی تنها اطلاعاتی را درباره دمای محلی ارائه می داد. اخیراً برخی تکنیک های جدید توسعه یافته و بکار برده شده اند که نیاز به زمان آزمون کمتر و ارائه اطلاعات دقیق تر درباره توزیع دمای سطح مولفه می باشد.

پیرومتر درج شده درگاه بروسکوب

این سیستم اغلب مبتنی بر یک پروب پیرومتر هوای خنک شده ۹۰° که می توان در میان یک درگاه بورس کوب موجود درج کرد. خنک سازی هوای باعث می شود که این سیستم نسبت به پیرومترهای آب خنک شده یا نیتروژن همرفتی پیشتری داشته باشند.

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

راس نوری پیرومتر با یک کابل فیبر نوری به یک مبدل فوتودیور با برونده هایی تا یک آمپلی فایر الکترونیکی نصب می شود و یک سیستم کنترل و ثبت و یک سیستم نمایش نیز در این مجموعه قرار دارد. سیستم ثبت سرعت بالا، داده های مربوط به هر تیغه را در چارت ثبت، جمع آوری کرده، نمایش داده و طراحی می نماید این سیستم در قبال ترموکوبل های نصب شده در تیغه ها کالیبره می شود و بعنوان یک ابزار تشخیص برای شناسایی مشکلات بالقوه خنک سازی تیغه کالیبره می گردد.

رنگ های حرارتی دما بالا

تکنیک ارزیابی دمای مولفه دیگر مبتنی بر کاربرد رنگ های حرارتی دما بالاست که دائماً رنگشان در موقعه قرار گرفتن در معرض دماهای بالاتر تغییر می کند. تغییر رنگ به دما و زمان در دما حساس است.

این تکنیک یک نقشه از دماهای سطح را تا ^{of}۵۰± نشان میدهد گرچه اپراتورهای آموزش دیده می‌توانند نتایج را با دقت ^{of}۲۰± تفسیر کنند. تکنیک رنگ حرارتی یک ابزار فهم برای کمیت سنجی نهایی مولفه های توربین خنک شده قبل از تولید بخش های ساخته شده می باشد. تغییرات جزئی در شکل هندسی گذرگاههای خنک سازی را می توان با کاربرد الگوسازی سریع تولید کرد. این امکان آزمایش پیکربندی های رنگین کمانی مولفه در یک آزمون رنگ حرارتی تکی و بنابراین کیفیت سنجی بهترین

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

پیکربندی برای تولید را فراهم می کند. پیشرفت های بیشتر در این تکنیک شامل یک روش شناخت رنگ کامپیوتری خودکار می باشد. این روش شناسایی رنگ دقیق و سریع را در زمانی که یک شیء به شکل صحیحی شفاف شده است بوجود می آورد. ارزیابی صحیح عدم قطعیت های تجربی باید در طول کلیه مراحل شرح داده شده در بخش بالا انجام شود moffat دستورالعمل هایی را برای ارزیابی عدم قطعیت های تجربی اراده می دهد.

آزمون رنگ حرارتی معمولاً چرخه توسعه برای خنک سازی ایرفویل پیشرفته را تکمیل می کند. بعد از آن, طرح منتخب برای آزمون و تولید مقاومت توربین گاز توسعه یافته آماده است.

بررسی های چند نظامی در انتخاب سیستم خنک سازی توربین

پیشرفت ها در موتورهای توربین گازی توان ویژه بالا و بازده بالای مدرن نوعاً با افزایش در نسبت فشار کلی و دمای اجرا, ارزیابی می شود. این روند باعث می شود که دمای گاز اجرایی تا حد قابل توجهی از محدوده قابلیت ماده قابل قبول فراتر رفته و به کاربرد خنک سازی برای مولفه های بخش داغ موتور تکیه کند. معرفی جریان بیشتر هوای خنک سازی توربین از کمبوستور در یک سیستم خنک سازی چرخه باز برپایه هوا, تاثیر منفی

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

آن روی عملکرد چرخه را افزایش میدهد. در همین زمان کاهش مقدار هوای موجود برای کمبوستور وظیفه خنک سازی روکوب و کنترل تشعشع را مشکل تر می نماید.

این باعث بروز یک چالش اصلی برای طراحان سیستم خنک سازی می شود. یک سیستمی را انتخاب کنید که به حداقل مقدار هوای خنک سازی نیاز داشته باشد و کمترین تاثیر منفی روی دوام موتور, عملکرد و وزن آن, تشعشع، هزینه و پیچیدگی ساخت آن را برجای گذارد. چنین وظیفه ای می تواند تا حد زیادی از مشارکت در یک طرح موفق یعنی تلاش بهینه سازی چند نظامی بهره ببرد.

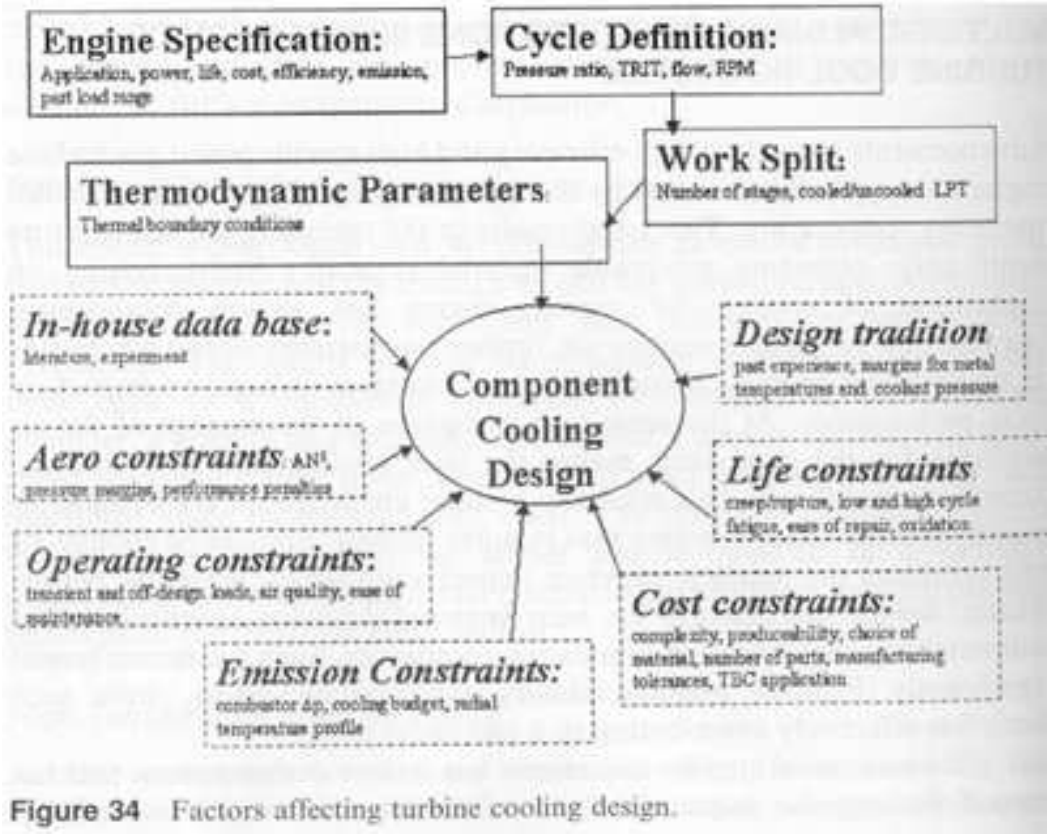


Figure 34 Factors affecting turbine cooling design.

فرایند طراحی بخش داغ موتور به صورت مرحله به مرحله که حلقه تنوای طرح خنک سازی – طرح مکانیکی – طرح آیرودینامیکی – تحلیلی چرخه ترمودینامیکی را دنبال

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

می کند بعنوان یک فرایند قدیمی بخاطر وجود مرزهای توسعه یافته در هر نظام مطرح می شود. یک رشد قابل توجه در فرایند توسعه برای موتورهای توربین گازی پیشرفته را می توان از طریق کنش متقابل بین نظام گوناگون شرکت کننده در توسعه بدست آورد. این دستاورد اغلب نیاز به بررسی هایی در هر نظام جهت هماهنگ سازی محدوده های درون نظامی اصلی دارد. برنامه توسعه موتور با یک ویژگی از کاربرد, عملکرد, هزینه محدوده های پرتو تابی و اهداف وزن / اندازه و پیشرفت های بعدی در تحلیل چرخه ترمودینامیکی و تعریف شکل هندسی مسیر گاز شروع می شود. حتی در این مرحله اولیه توسعه, موضوع خنک سازی دارای نقش برابر با بررسی های ساختاری و ایرودینامیک تاثیر گذار روی نسبت قطر پره به راس تیغه, قطعات کاری بین مراحل, نسبت حجم به سطح روکوب کمبوستور و غیره ایفا می کند. برای اینکه یک برنامه توسعه موفق باشد, یک فرایند مهندسی درست در طول این فازهای طراحی اولیه و مفهومی مورد نیاز است. مشارکت خطر بین نظام که به حاشیه های ایمنی قابل توجیه منتهی می شود و مبتنی بر تحلیل خطر احتمالی است باید جایگزن دستاورد ذخیره ای دیگری شود که مبتنی بر مجموعه حاشیه های ذخیره ای تعریف شده در هر نظام می باشد. این تغییر در فرهنگ طراحی برای توسعه یک موتور موثر از نظر هزینه و عملکرد بالا, مهم می باشد.

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

دمای دهانه توربین بالا برای افزایش توان ویژه یک موتور باعث کاهش نسبت نیرو به وزن می شود که برای موتورهای آیرودنیامیکی مهم است. نسبت فشار کمپرسور بهینه شده باید با دمای گاز بالاتر افزایش می یابد. نسبت فشار افزایش یافته یک فاکتور اصلی در ارتقاء بازده موتور است. متاسفانه دمای گاز بالاتر و دمای افزایش یافته هوای خنک سازی که از نسبت فشار کمپوسور بالاتر حاصل می شود نیاز به جریانهای خنک سازی توربین بالاتر داشته و یک تاثیر کاهنده روی ارتقاء عملکرد موتور را ایجاد می کند.

برای موتورهای صنعتی که به اندازه و وزن به اندازه موتورهای آیرودینامیکی حساس نیستند, این فاکتور اغلب به استفاده از دماهای دهانه توربین نسبتاً بالا منتهی می شود. هزینه موتور از استفاده از مواد پیشرفته، سیستم های خنک سازی پیچیده و فرایند های تولید مربوطه، حصار حرارتی و پوشش‌های مقاومت در برابر اکسایش و طرح های پیچیده تر مولفه های بخش داغ افزایش می یابد. شکل ۳۵، روند متعارف در افزایش بازده موتور، هزینه ویژه، الزامات جریان خنک سازی توربین متناسب با دمای دهانه توربین رو به افزایش را نشان می دهد. یک افزایش شتاب یافته از بودجه هوای خنک سازی و دماهای گاز بالای $۲۲۰۰-۲۳۵۰^{of}$ $(۱۲۰۰-۱۳۰۰^{oc})$ با توجه به الزام استفاده از یک مقدار زیاد هوا برای خنک سازی فیلم بخصوص در زمانی که نسبت فشار کمپرسور از ۵۰ –۳۰ تجاوز می کند و دمای هوای خنک سازی از ۱۱۰۰^{of} (۶۰۰^{oc}) فراتر می رود، اشتتاق می یابد.

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

طرح خنک سازی اولیه مولفه های توربین را می‌توان بعد از تعریف شکل هندسی مسیر گاز و پارامترهای ترمودینامیکی موتور آغاز کرد. در این راستا، یک طرح سیستم خنک سازی باید تعدادی از فاکتورهای چند نظامی را در نظر بگیرد: تاریخچه طراحی گذشته شرکت، فاکتورهای محدود کننده عمر، فاکتورهای تاثیر گذار روی هزینه ماده و تولید، محدودیت های تشعشع و موجودیت پایگاههای اطلاعاتی و تسهیلات برای اثبات و تائید روش های خنک سازی پیشرفته. یک شرکت که به کنش متقابل نظام عرضی دست می یابد، یک روش شناسی طرح یکپارچه را توسعه داده و الگویتم های بهینه سازی مبتنی بر تجربه مرتبط با فاکتورهای مختلف را بیان می کند.

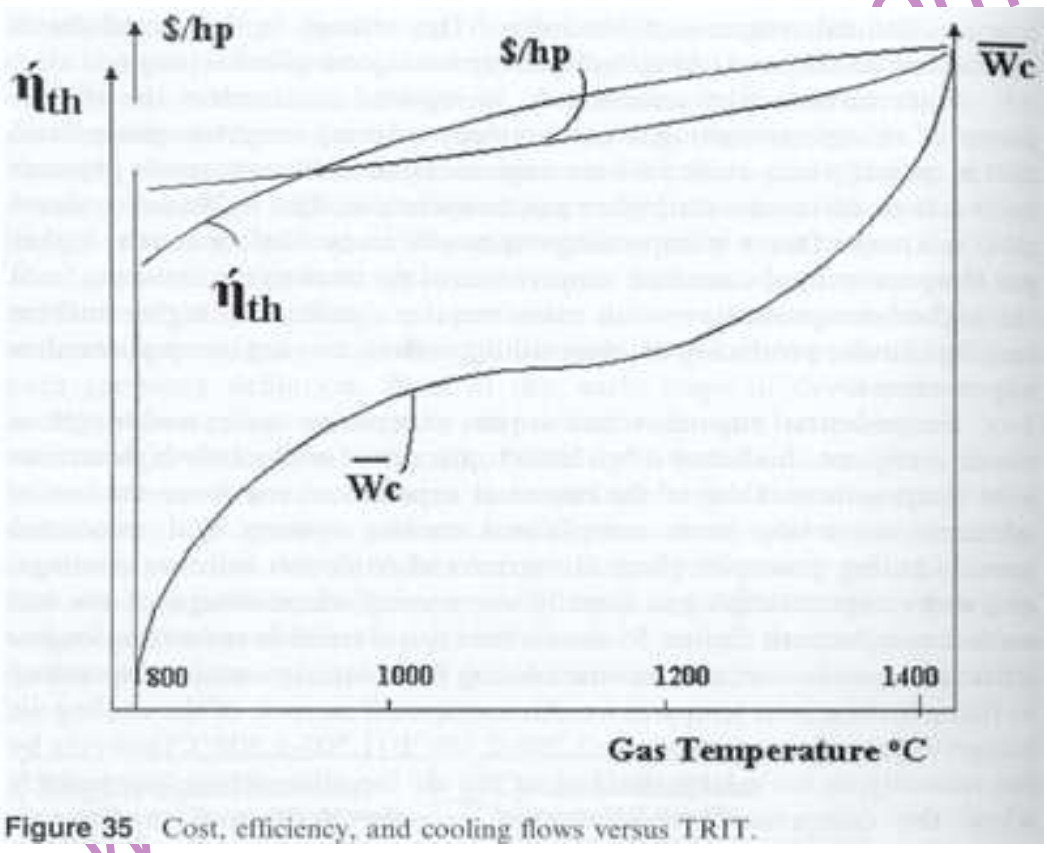


Figure 35 Cost, efficiency, and cooling flows versus TRIT.

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

یکی از مهمترین تصمیم های طراحی که روی انتخاب سیستم خنک سازی و کل طراحی بخش داغ توربین اثر می گذارد با مرحله یک بار کار ارتباط داشته و به یک تفاوت نسبتاً بیشتر بین مرحله ۱ تیغه و دماهای نسبی منتهی می شود و باعث بروز الزامات جریان خنک سازی کمتر برای تیغه و احتمال استفاده از خنک سازی تیغه درونی برای دماهای گاز دهانه توربین بالا بدون کمک خنک سازی فیلم می شود.

مهمتر اینکه این تصمیم تیم نظام عرضی می توان فرصتی را برای کاهش قابل توجه خنک سازی مولفه های توربین با جریان نزولی فراهم کرده و در برخی موارد از خنک سازی تیغه مرحله ۲ اجتناب می کند. نسبت فشار بالاتر مرحله ۱ نیز می تواند به مراحل توربین کمتر منتهی شود و باعث بروز زاویه واگرایی مسیر گاز بزرگتر می شود. این به یک سطح مسیر برای تیغه ها منتهی می شود که باید بین تیغه های بزرگتر و قطر راس بیشتر بهینه سازی شود که یک پارامتر تنش AN^2 قابل قبول را در بر دارند. تیغه های بلندتر به افت های عملکرد مرتبط با نشت های نوک برای فاصله آزاد همان راس، حساسیت کمتری دارد. این باعث می شود که مرحله ۱ بارگذاری شده در سطح بالا با تیغه های دارای قطر راس کمتر و طولانی تر برای یک توربین فشار بالای تک مرحله ای جالب تر بوده و سرعت روتور را بتوان در یک میزان حداکثر محدود کننده تنش حفظ کرد. با این وجود, تیغه های بلندتر با راس کوچکتر و قطرهای قابل توجه تر دارای

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

محدودیت های تنش مکانیکی اولیه و مخصوص به خود می‌باشند که با فضاهای دیسک محیطی کوچکتر موجود برای اتصالات درخت آتش تیغه و تفکیک بخش های دیسک ارتباط دارد. زاویه واگرایی مسیر گاز بزرگتر با تعداد کاهش یافته مراحل ارتباط دارد. این موضوع در خصوص کنترل فاصله های آزاد راس تیغه که به خاطر تاثیر بیشتر جایگزینی محوری گذرای نسبی در سیستم مشکل تر می شوند، باید در نظر گرفته شوند.

در مواردی که در آن سرعت روتور توربین با سرعت راس قطر بزرگتر مراحل جریان اصلی محدود می‌شود، یک گزینه از یک تیغه مرحله کوتاهتر در قطر راس بزرگتر می تواند برای بازده ترمودینامیکی توربین مفیدتر باشد. این گزینه نوعاً نیازمند بررسی تیغه بزرگتر و جریان خنک سازی بیشتر برای سیستم دیسک – تیغه این مرحله با پمپاژ دیسک افزایش یافته می باشد که می تواند به صورت منفی باعث بروز بسته های موتور پرهزینه تر، سنگین تر و بزرگتر شود. بهینه سازی بین این گزینه ها باید شامل یک تیم نظام عرضی باشد که عمدتاً فاکتورهای هزینه، انتقال حرارت، تنش و آیرودینامیک را مورد خطاب قرار می دهد. ارتفاع تیغه و قطر راس بهینه سازی شده ارتفاع خروجی پروانه مرحله ۱ را تعیین کرده و روی ارتفاع لبه هدایت کننده پروانه و شکل گذر خروجی روکوب کمبوستور اثر می‌گذارد توسعه روابط بین این فاکتورهای تاثیر گذار گوناگون و توسعه فیزیکی و آماری الگوریتم های اثبات شده مراحل الزامی به سمت یک سیستم

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

طراحی چند نظامی توربین بهینه سازی شده می‌باشند. تعدادی از ابزار بهینه سازی طرح چند متغیری که از دستاوردهای تعیین کننده استفاده می‌کنند در مناطق خاصی از طراحی موتور توربین گاز توسعه یافته و به کاربرده شده‌اند. با این وجود، توسعه الگوریتم هایی که می تواند برای هر تولید کننده توربین بخاطر وجود تفاوت ها در معیارهای طراحی برای هر شرکت منحصر به فرد باشد یک مانع اصلی در بکارگیری این بهینه سازها به شمار می آید.

یک طرح کمبوستور صحیح را نمی توان به صورت تفکیکی به کار برد نسبت های جریان سوخت به هوای کمپرس شده بالاتر نیاز به کنترل تشعشع اکسید نیتروژن با کاهش دمای شعله دارد و این خود مستلزم مقدار بیشتری از تخلیه هوای کمپرسور به منطقه اولیه کمبوستور می باشد. این بودجه هوای خنک سازی موجود برای روکوب کمبوستور و مولفه های توربین را بخصوص در زمانی که مدار هوای خنک سازی خطی موازی با هوای اولیه برای تزریق سوخت است، محدود می کند. روش های خنک سازی همرفتی روکوب پشتی برای اجتناب از بروز مناطق تشکیل اکسید کربن سرد حاصل از روش خنک سازی فیلم سنتی، ترجیع داده می شود. موارد مهم در این کاربرد تکنیک های مبتنی بر خنک سازی پشتی همرفتی افت فشارکم، اجازه به استفاده از هوای خنک سازی پوشش مصرفی هم تراز با هوای احتراق اولیه می باشد.

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

با رشد تقاضا برای هوا در منطقه احتراق اولیه، برای کنترل تابش اکسید نیتروژن مقداری هوای موجود برای رقیق سازی کاهش می یابد. این باعث بروز برش عرضی دمای پرتویی خروجی کمبوستور تخت تر شده و باعث بروز دمای گاز بالاتر در نزدیکی دیواره های نهایی می شود. وجود چالش های مرتبط با خنک سازی دیواره های نهایی پروانه و دیواره های گذر خروجی روکش کمبوستور نیاز به کنش متقابل نزدیک بین طراحان توربین و کمبوستور دارد. حفظ یک لایه مرزی نازک در خروجی کمبوستور با تبدیل پیوسته دیواره های روکش به طرف پروانه ها و سپس تبدیل دیواره های نهایی پروانه از طریق تراز کردن به کاهش افت های جریان ثانویه منشاء گرفته از دیواره نهایی پروانه کمک می کند. یک تحقیق نشان داده است که معرفی جریان صعودی خنک سازی فیلم دیواره نهایی در لبه هدایت کننده در ترکیب با تراز شدن دیواره نهایی شکل گیری بخش نعلی شکل در لبه هدایت کننده پروانه را سرکوب کرده و از کاهش در افت های ایرودینامیکی جلوگیری کرده و مانع انحراف لایه فیلم خنک شده از دیواره نهایی می شود. تحقیقات نشان داده اند که نسبت های دمش فیلم بالاتر که حداکثر راس فشار موجود را بکار می گیرند همتراز با افت فشار در میان کمبوستور بوده و به ارتقاء قابل توجه در پوشش فیلم دیواره نهایی منتهی می شود. در نتیجه بروز برشهای دمایی پرتویی تخت‌تر، استراتژی طراحی خنک سازی مولفه توربین باید در مرحله ۱ پروانه تغییر کند که نوعاً ۵۰٪ از کل

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

بودجه خنک سازی توربین در موتورهای دما بالا را مصرف می کند. الزامات کنترل پرتو تابی قوی، تلاش های مربوط به کاهش جریانات خنک سازی پروانه را با استفاده از هوای مصرفی از خنک سازی روکوب کمبوستور توجیه می کند و با بکارگیری پوشش های حصار حرارتی در ترکیب با خنک سازی همرفتی درونی پروانه از یک روند خنک سازی فیلم با پوشش کامل نیز این جریان توجیه می‌شود. این گزینه ها یک تعادل بین هزینه تولید و بازده موتور را برای تامین الزامات عمر و پرتو تابی مطرح می کند. مقدار کاهش یافته جریان خنک سازی پروانه توربین به کاهش دمای خروجی کمبوستور برای یک دمای دهانه روتور ثابت کمک می کند.

بررسی های مشابه در خصوص پرتو تابی، برش های عرضی دمای پرتویی تخت تر و هزینه تولید باید در طول انتخاب یک طرح خنک سازی تیغه در نظر گرفته شود پیشرفت های اخیر در خنک سازی تیغه درونی بخصوص برای لبه های هدایت کننده بارگذاری شده حرارتی بالا در تیغه ها، شامل یک تکنیک مبتنی بر جریان گردابی می باشد و نیز اعتماد افزایش یافته در دوام پوشش های حصار حرارتی پتانسیل برای گزینه لبه هدایت کننده تیغه خنک شده برای دماهای دهانه توربین را تا $۲/۳۷^{of}$ (۱۳۰۰^{oc}) افزایش می دهد.

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

یک نمودار چهار بخشی که در شکل ۳۶ آمده است یک توالی منطقی را برای انتخاب نظام عرضی اولیه خنک سازی لبه هدایت کننده تیغه ارائه می دهد. دو کاربرد همتراز در نظر گرفته می شوند: یکی برای ۱۵۰۰۰ h از عملکرد که عمر تیغه موتور آیرودینامیکی را نشان می دهد و دیگری برای ۶۰۰۰۰ h از عملکرد که انتظار طول عمر تیغه موتور صنعتی را نشان می دهد. اینطور فرض می شود که هر دو موتور دارای چرخه

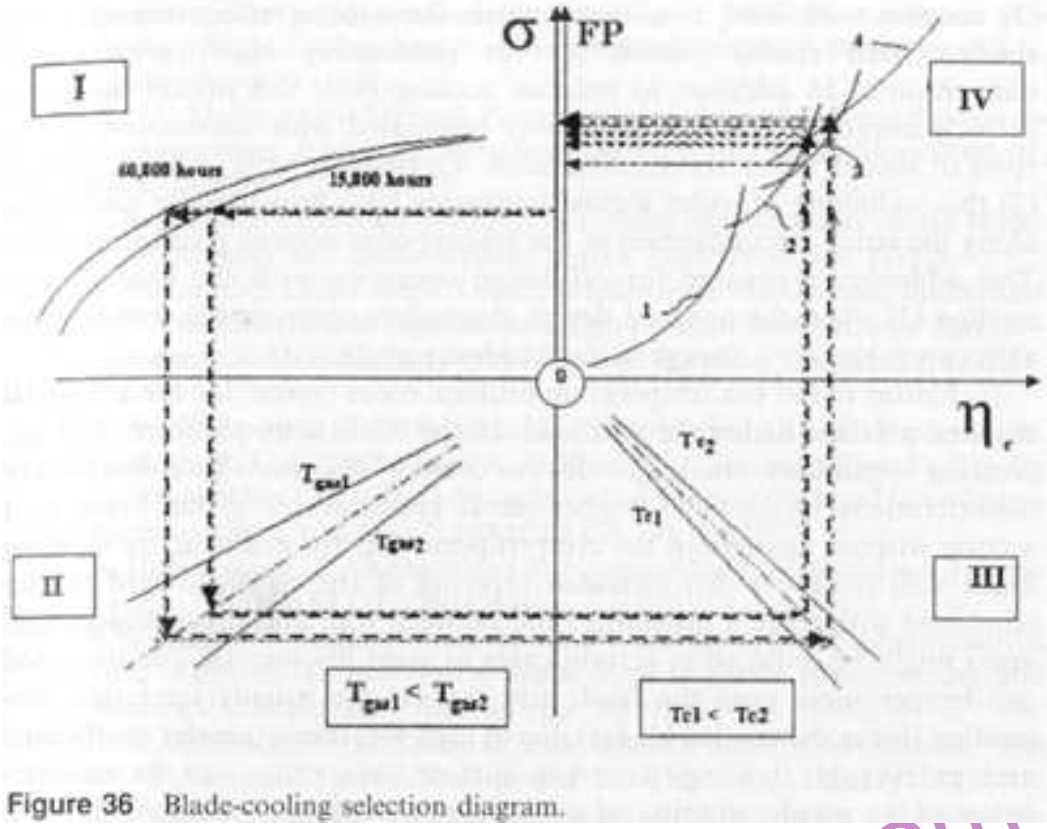


Figure 36 Blade-cooling selection diagram.

ترمودینامیکی موتور و مواد مشابه می باشد. برای هر دو کاربرد ویژه بخش ۱ یک رابطه بین تنش های σ تیغه فرض شده اولیه به حداکثر دمای فلز مجاز Tm را نشان می دهد که مبتنی بر داده های پارگی – خزش برای یک ماده تیغه منتخب می باشد. تفاوت فرض شده در عمر های تیغه متناسب با $(۲۷^{oc})۸۰^{of}$ در دماهای فلز تیغه می باشد.

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

حرکت عمودی رو به پایین به بخش II در مقطع با دهانه تیغه معین نسبت به خط دمای گاز Tgas و سپس حرکت افقی به بخش III به مقطع با خط دمای هوای خنک سازی تیغه Tc و در نهایت به بخش TV یک طراح به یک نقطه ای می رسد که در آن یک گزینه باید بین گزینه های خنک سازی موجود برای توجیه تاثیرات خنک سازی مورد نیاز در نظر گرفته شود. $\eta_c = (Tgas - Tm)/(Tgas - Tc)$

بخش IV یک رابطه متعارف بین تاثیر خنک سازی و پارامتر جریان خنک سازی لبه هدایت کننده تیغه $FP = (w_e O_p)/(Agash_{gas})$ برای چهار تکنیک خنک سازی لبه هدایت کننده تیغه را نشان می دهد که شامل ۱-گذرگاه افزوده نواری ۲-تاثیر لبه هدایت کننده بدونه جریان عرضی ۳- تکنیک خنک سازی حلقوی و ۴-خنک سازی فیلم راس روشی می باشد. منحنی ها برای تکنیک های خنک شده درونی شامل تاثیر یک پوشش TBC می باشد. همانطور که می توان در نمودار دید، کاربرد h ۱۵۰۰۰ می تواند هر کدام از تکنیک های ۲، ۳ و ۴ را استفاده کند. کاربرد h ۶۰۰۰۰ تنها به تکنیک های ۳ و ۴ محدود است. گزینه خنک سازی حلقوی (۳)که با TBC مزدوج شده است قادر به هماهنگ کردن تاثیر خنک سازی تیغه های خنک شده راس روش (۴) برای دماهای دهانه توربین تقریباً بالا می باشد. علاوه بر جریان خنک سازی کاهش یافته، این گزینه می تواند از نظر هزینه و دوام مرتبط با حذف ردیف های سوراخهای خنک سازی فیلم

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

راس روش ارتقا یافته باشد. در مقایسه با تاثیر جت (۲)، این تکنیک ضریب انتقال حرارت بالای یکنواختی را در راستای کل جریان بخش داخلی گذرگاه خنک سازی لبه هدایت کننده فراهم می آورد. این یک نگرانی برای عملکرد طراحی با خنک سازی تاثیری (۲) را نشان می دهد و این زمانی است که نقطه ساکن طرح اسمی روی لبه هدایت کننده بخاطر تغییر در زاویه برخورد، عرض می شود.

برشهای عرضی دمای گاز پرتویی تخت تر که برای موتورهای صنعتی متعارف تر می باشند، بارهای حرارتی بالاتری را در ریشه تیغه، سکو و راس ایجاد کرده و چالشهای قابل توجهی را برای یک طراح خنک ساز به وجود می آورند. بررسی های درون نظامی باید امکان بروز دماهای فلز بالاتر در بخش ریشه تیغه را بدون تغییرات در عمر پارگی – خزش با تبدیل ضخامت دیواره تیغه فراهم آورد. یک تغییر افزایش یافته در ایرفویل به طرف راس به همراه نسبت مطلوب تر بین مناطق برش عرضی راس و ریشه در موارد خاص برای تامین اهداف عمر مورد نیاز می باشد. دماهای گاز افزایش یافته در نزدیکی راس های تیغه که اغلب از نظر اکسایش بخاطر نسبت های سطح خنک سازی به حرارت دهی نامطلوب و ضرایب انتقال حرارت موضعی بالا، دارای عمر محدودی هستند را می توان با یک توزیع مجدد بارگذاری آیرودینامیکی به دور از راس، متوازن کرد یافتن مفاهیم ارتقا یافته برای طرح راس تیغه به همراه خنک سازی موثر با نشت های راس به

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

حداقل رسانده شده و افت های آیرودینامیکی کاهش یافته تا حال حاضر یک مشکل و یک چالش اصلی برای تیم های طراحی توربین نظام عرضی و انجمن های تحقیقاتی توربین گازی بوده است.