

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه آزاد اسلامی واحد کرج

عنوان:

انتخاب یک سیستم خنک سازی توربین گازی

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

استاد:

دانشجو:

مقدمه.....	۱
خنک سازی توربین بعنوان یک تکنولوژی کلیدی برای بهینه سازی موتورهای توربین گازی.....	۷
چالش های خنک سازی برای دماهای پیوسته در حال افزایش گاز و نسبت فشار کمپرسور.....	۸
تکنیک های خنک سازی استفاده شده متداول.....	۱۴
تاثیر خنک سازی.....	۱۸
مشکلات خنک سازی.....	۲۲
ترکیب پوشش های حصار حرارتی و خنک سازی.....	۳۰
فرایند بهبود خنک سازی ایرفویل.....	۳۲
تعریف پارامترهای شباهت انتقال جرم و حرارت اصلی.....	۳۵
کنش متقابل انتقال جرم - حرارت در لایه مرزی ایرفویل.....	۳۶
نقش تشابه در رقابت تجربی حرارت ایرفویل توربین و انتقال جرم.....	۴۲
موضوعات انتقال حرارت گذرا و پایدار در بخش داغ موتور.....	۴۴
دمای فلز و تاثیر آن روی عمر اجزای توربین.....	۴۶
موضوعات مربوط به تغییر مکان های دمایی گذرای روتور به استاتور و کنترل فاصله نوک آزاد.....	۴۸
خنک سازی نازل توربین.....	۵۶
تقابل با محفظه احتراق.....	۵۸
انتقال حرارت پره.....	۶۵
-خمیدگی.....	۶۹
-تاثیرات ناهموازی.....	۷۴
-اغتشاش.....	۷۶
خنک سازی فیلم پره.....	۷۶
-نسبت دمش.....	۸۶
-انحنای سطح.....	۸۷
-گرادیان فشار.....	۸۸
-آشفتگی جریان اصلی.....	۸۹
-شیارهای خنک سازی فیلم.....	۹۱
-تجمع فیلم.....	۹۲
-تاثیر تزریق هوای خنک سازی فیلم روی انتقال حرارت سطح.....	۹۴
موضوعات خنک سازی دیواره نهایی.....	۹۵
خنک سازی تیغه توربین.....	۱۰۰
تاثیرات سه بعدی و دورانی روی انتقال حرارت تیغه.....	۱۰۲
-نیروهای دورانی.....	۱۰۲
-تاثیرات سه بعدی.....	۱۰۵
پروفایل دمای گاز شعاعی.....	۱۰۶

۱۰۷	تأثیرات ناپیوستگی
۱۰۹	تکنیک های خنک سازی درونی تیغه
۱۱۱	-گذرگاههای درونی هموار
۱۱۳	- تیرک ها/فین ها (نوارهای زاویه دار یا طولی)
۱۲۱	-پین فین ها
۱۲۸	-تأثیر جت
۱۳۸	-جریان گردابی
۱۴۱	-خنک سازی فیلم
۱۴۴	موضوعات خنک سازی سکو و راس
۱۴۸	خنک سازی ساختارهای روتور و استاتور
۱۴۸	-منبع خنک سازی و سیستم های هوای ثانویه
۱۵۳	بافر کردن مجموعه دیسک و روشهای خنک سازی دیسک
۱۵۸	خنک سازی ساختار حفاظتی نازل و جایگاه توربین
۱۶۱	خنک سازی محفظه احتراق
۱۶۱	-تأثیر تحول طراحی محفظه احتراق روی تکنیک های خنک سازی
۱۶۷	خنک سازی تعریق
۱۶۹	خنک سازی نشتی
۱۷۳	همرفتی بخش پشتی افزوده
۱۷۷	پوشش دهی حصار حرارتی
۱۷۹	انتقال حرارت تجربی پیشرفته و معتبر سازی خنک سازی
۱۸۰	ارزیابی انتقال حرارت بیرونی و تکنیک های معتبر سازی خنک سازی
۱۸۲	-رنگ حساس به فشار
۱۸۵	-ارزیابی غیر مستقیم آشفستگی
۱۸۸	ارزیابی های انتقال حرارت و جریان داخلی
۱۹۴	شبیه سازی انتقال حرارت مزدوج و معتبر سازی در یک آبشار داغ
۱۹۴	-معتبر سازی تأثیر خنک سازی تیغه در آبشار داغ
۲۰۰	شرایط مرزی تجربی دیسک توربین
۲۰۴	تأیید خنک سازی در یک آزمون موتور
۲۰۴	-ابزار بندی متعارف
۲۰۵	-پیرومتر درج شده درگاه بروسکوب
۲۰۶	-رنگ های حرارتی دما بالا
۲۰۷	بررسی های چند نظامی در انتخاب سیستم خنک سازی توربین

مقدمه

این فصل عمدتاً روی موضوعات انتقال جرم و حرارت تمرکز می یابد چون آنها برای خنک سازی اجزای 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 (۷-۱) 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 با شد. 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

b- بعد خطی در عدد دورانی

A- منطقه مرجع, منطقه حلقوی مسیر گاز

A_g - سطح خارجی ایرفویل

$Gr / Re^2 = Bo$ - عدد شناوری

BR,M- نرخ وزش

C_P - حرارت ویژه در فشار ثابت

d- قطر هیدرولیکی

e- ارتفاع آشفته ساز

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

g- شتاب جاذبه زمین

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

$\rho_f v_f^2 / \rho_\infty v_\infty^2$ - نسبت شار اندازه حرکت

$-k$ - رسانایی حرارتی

k_f - رسانایی حرارتی سیال

L - طول مرجع

m - نرخ جریان جرم

m_c - نرخ جریان خنک سازی

$M = \rho_f v_f / \rho_\infty v_\infty$ - نرخ دمش

$Ma = V/a$ - عدد ماخ

N rpm - سرعت روتور

$NUL = hL/k_f$ - عدد نوسلت

$Pr = \mu c_p / k$ - عدد پرانتل

PR = نسبت فشار کمپرسور

Ps = فشار استاتیک

P_t = فشار کل

P_{tin} - فشار کل ورودی

Q- نرخ انتقال حرارت- نرخ انتقال انرژی

q'' - شار حرارتی

p- شیب بام آشفته ساز

r- وضعیت شعاعی

R- شعاع میانگین, شعاع محفظه احتراق (کمباستر), مقاومت, ثابت گاز

R_i -شعاع موضعی تیغه

R_T - شعاع نوک تیغه

R_h =شعاع توپی یا مرکز تیغه

$Red = \rho V d / \mu$ - عدد رینولدز براساس قطر هیدرولیکی d

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

$Ro = \omega b / U$ - 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

T_f - دمای فیلم سطح

T_g - دمای گاز

T_{gin} - دمای گاز ورودی

T_m - دمای فلز و نیز دمای لایه مخلوط سازی

T_{ref} - دمای مرجع

T_{st} - دمای استاتیک موضعی

Tu - شدت جریان آشفستگی

u' - نوسان سرعت محوری محلی

u_{in} - سرعت گاز ورودی

U, V, W - مولفه های سرعت جریان خنک سازی یا جریان اصلی در جهات x, y, z

W - پهنا

α - زاویه شیب جت فیلم

β - زاویه بین فیلم جت و محورهای جریان اصلی

γ - نسبت حرارتی ویژه

ε - ضریب حجمی انبساط حرارتی، همواری سطح

ε_h - قابلیت انتشار حرارتی گردابی

ϵ_m - قابلیت انتشار اندازه حرکت گردابی

ξ - تاثیر انتقال حرارت

η_c - تاثیر خنک سازی

η - بارزه حرارتی

μ - ویسکوزیته مطلق گاز

ρ - چگالی

σ - حد تنش گسیختگی

ω - فرکانس دورانی

زیر نویس ها

aw- دیوار آدیاباتیک d- براساس قطر لبه هدایت کننده (سیلندر)

b- جسم o- کل

C- خنک کننده w- دیوار

∞ - ویژگی جریان اصلی (جریان آزاد) tur- توربین

f- فیلم hc- آبشار داغ

خنک سازی توربین بعنوان یک تکنولوژی کلیدی برای بهینه سازی موتورهای

توربین گازی

عملکرد یک موتور توربین گازی تا حد زیادی تحت تاثیر دمای ورودی توربین می باشد و افزایش عملکرد قابل توجهی را می توان با حداکثر دمای ورودی مجاز توربین بدست آورد. از نقطه نظر عملکردی، احتراق با دمای ورودی توربین در حدود 2000°C (3650°F) 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 دمای مجاز اجزای فلزی نمی تواند از $930-980^{\circ}\text{C}$ ($1700-1800^{\circ}\text{F}$) تخطی کند. برای کارکردن در دماهای بالای این حد، یک سیستم موثر خنک سازی اجزا مورد نیاز است. پیشرفت در خنک سازی، یکی از ابزار اصلی برای رسیدن به دماهای ورودی توربین بالاتر می باشد و این امر به اصلاح عملکرد و بهبود عمر توربین منتهی می شود. انتقال حرارت یک عامل مهم طراحی برای همه بخش های یک توربین گاز پیشرفته بخصوص در بخش های توربین و محفظه احتراق می باشد. در بحث وضعیت 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 پیوسته در حال افزایش گاز و نسبت فشار

کمپرسور

پیشرفت در موتورهای توربین گاز دارای توان ویژه بالا و بازده بالای پیشرفته نوعاً با افزایش در دمای عملکرد و نسبت فشار کل کمپرسور ارزیابی می شود. رایجترین موتورهای تک چرخه ای با نسبت های فشار بالاتر و دماهای گاز بالاتر 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 ایرفویل های توربین می تواند به شکلی ایمن در دماهای فلز کمتر از 980°C (1800°F) عمل کرده و آلیاژها برای صفحات و ساختارهای ساکن به 700°C (1300°F) محدود می شوند. ولی توربین های گازی مدرن در دماهای ورودی توربین عمل می کنند که بالای این محدوده ها است. همچنین یک تفاوت قابل توجه در دمای عملکردی بین توربین های هواپیمای پیشرفته و توربین های صنعتی وجود دارد. این نتیجه تفاوت های اصلی در عمر، وزن، کیفیت سوخت به هوا و محدودیت های مربوط به بیرون دهی هاست.

برای موتورهای هوازی پیشرفته، دماهای ورودی روتور توربین نزدیک به 1650°C (3000°F) 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 بازدهی بالا بدست می آید. چنین شرایط اجرایی بطور ذاتی نیازمند نظارت های مرتب از موتور و نظارت برای سلامت پیوسته آن می باشد.

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

این فاکتور و نیز 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 1370°C (2500°F - 2300°F) توسعه می یابد.

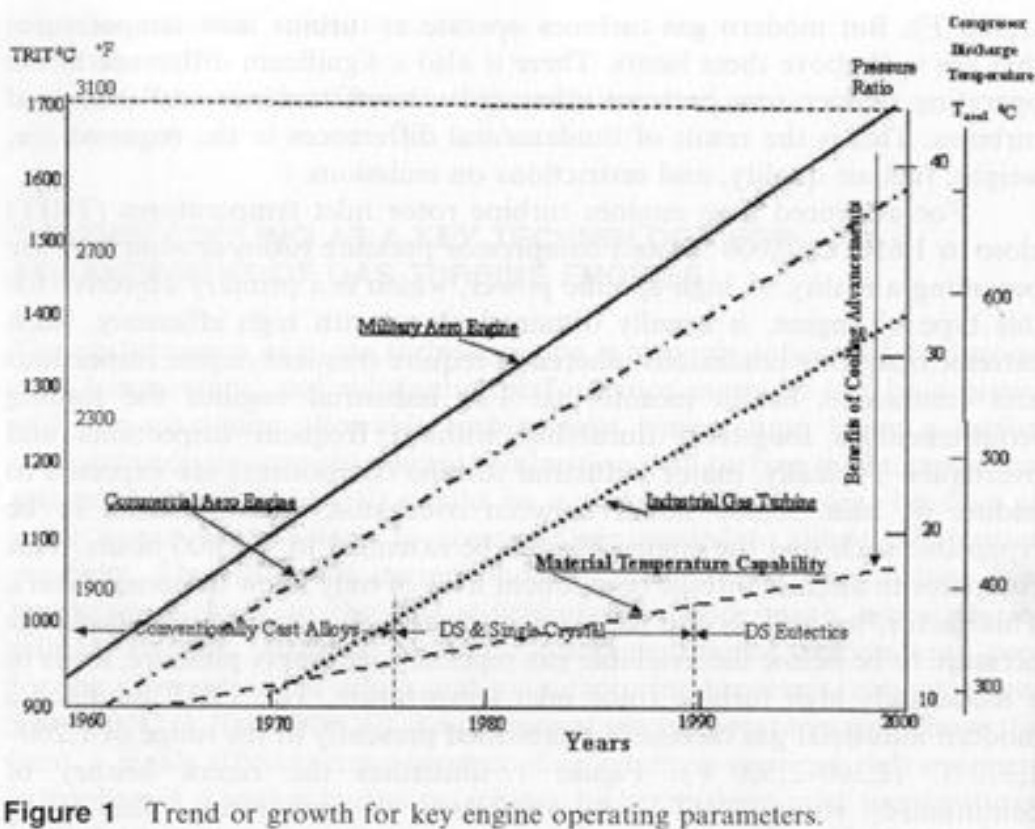


Figure 1 Trend or growth for key engine operating parameters.

شکل ۱ تاریخچه اخیر افزایش پیوسته TRIT و نسبت های فشار کمپرسور را به تصویر می کشد. این روند دمایی در حال افزایش باعث می شود و دما های عملکردی گاز تا حد قابل توجهی از حدهای قابل قبول فراتر برود این مستلزم کاربرد خنک سازی در اجزای بخش داغ موتور بخصوص در اجزایی می باشد که در معرض محیط دارای دمای بالاتر هستند. هوای نسبتاً سرد از تخلیه کمپرسور و در برخی موارد، از مراحل کمپرسور میانی، منبع متعارف برای خنک کردن اجزای 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 تا قبل از شدت یافتن، تا سرعت جریان اصلی، انجام نمی دهد. این به افت های قابل توجه در کار موتور منتهی می شود.

بطور خلاصه، نقاط ضعف سیستم خنک سازی با هوای آزاد شامل تاثیر خنک سازی نسبتاً کم می باشد و افت قابل توجه انجام کار برای کمپرس هوای خنک سازی و افت های مخلوط کردن بازده آیرودینامیک توربین را کاهش میدهد. مزیت اصلی سیستم خنک سازی هوای باز آن را به رایج ترین نمونه برای توربین های گازی به خاطر سادگی آن در مقایسه با یک سیستم خنک سازی 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 650°C (1200°F) می رسد. این یک مشکل مهم را در استفاده از این هوا برای خنک کردن دیسک های توربین استاتورها و مجاورت مراحل آخر روتور کمپرسور با در نظر گرفتن این مطلب که قابلیت دمای ماده برای این اجزا به 700°C (1300°F) محدود شده است، ایجاد می نماید. کاربرد یک هوای کم دما تر از یک سری مراحل کمپرسور میانی می تواند مفید باشد و این در صورتی است که این هوا دارای فشار کافی بیشتر از فشار بیرونی اجزای خنک شده باشد. در برخی موارد، دمای هوای تخلیه را می توان در یک مبدل حرارت بیرونی مثلاً با استفاده از یک مدار خنک ساز در موتورهای هوا یا آب در توربین های صنعتی دارای چرخه مرکب، کاهش داد.

یک سیستم خنک سازی بسته که در آن خنک ساز مرتباً در یک حلقه بسته می چرخد بازده بیشتری را بدست می دهد ولی این جایگزین پیچیده تری برای سیستم باز می باشد. سیستم های حلقه بسته که در آنها از خنک سازهای فلزی مایع استفاده می شود برای کاربردهای فضایی شناخته شده اند. سیستم های خنک سازی بخار بسته که چندین دهه قبل آزمایش شده اند، عمومیت خود را برای توربین های گازی صنعتی با کار سنگین بخصوص در طرح های تولید نیروی چرخه مرکب بدست آورده اند.

پیشرفت در تکنولوژی خنک سازی به همراه پیشرفت هایی در مواد دارای دمای بالا برای رسیدن به دماهای ورودی بالاتر توربین یک ابزار مهم می باشند. سیستم های خنک سازی باید برای تضمین این مطلب طراحی شوند که دماهای حداکثر اجزا و گرادیان های دمایی تجربه شده در طول عملکرد موتور سازگار با حداکثر تنش القا شده توسط عمر عملکردی اجزا می باشد.

طراحی سیستم خنک سازی و فرایند توسعه به تجربه طراحی نوآورانه که با روشهای تحلیلی اثبات شده و دارای تسهیلات تجربی و نیز مواد پیشرفته و تکنیک های تولید می باشد نیاز دارد. که این اعتماد لازم برای پیش بینی تاثیر دمای اجزای توربین روی عمر و عملکرد موتور را توسعه می دهد.

یک چالش طراحی اصلی در کسب بازده بالا، به حداقل رساندن سرعت جریان هوای خنک سازی توربین با بهترین پتانسیل خنک سازی آن برای اجزای خواسته شده می‌باشد.

یک فاکتور مضاعف که باید در نظر گرفته شود بخصوص در محیط‌های صنعتی، کیفیت هوا/ سوخت می‌باشد. که اغلب باعث فرسایش پوشش‌هایی است که اجزای بخش داغ را حفاظت می‌کند. عملکرد در چنین محیطی به مسیرهای خنک سازی بزرگتر برای اجتناب از بسته شدن یا بلوکه شدن آنها نیاز دارد.

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

-پره‌های نازل مرحله ۱ و مرحله ۲

-تیغه‌های مرحله ۱

-ساختار حفاظتی نازل‌ها و بخش‌های تیز (دیافراگم‌ها و بدنه نازل)

-مونتاژهای دیسک / روتور توربین

-لینرهای محفظه احتراق

علاوه بر کاهش دمای اجزا، نقش مهم دیگری برای سیستم خنک سازی، کنترل مستقیم یا غیر مستقیم وضعیت نسبی روتور و استاتور و حفظ شفافیت تیغه توربین می‌باشد.

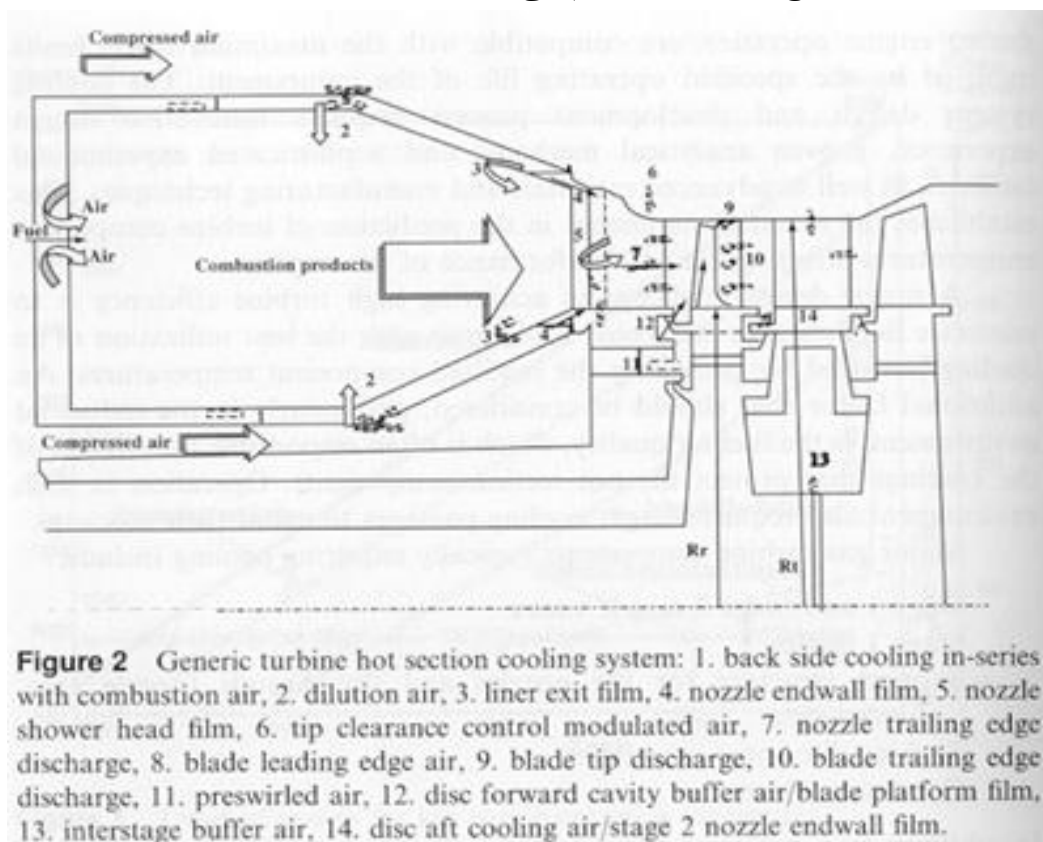
تکنیک های خنک سازی استفاده شده متداول

رایجترین تکنیک های خنک سازی، بنا به دلایل فوق الذکر، مبتنی بر کاربرد هوای تخلیه شده از کمپرسور یا مراحل میانی می باشد شکل ۲ بخش داغ نوعی توربین با عوامل اصلی توربین و سیستم خنک سازی محفظه احتراق را به تصویر می کشد. جریان نزولی هوای خنک سازی توربین در محفظه احتراق باعث نارسایی عملکرد توربین می شود چون کار کمتری از هوای خنک سازی کمپرس شده استخراج می شود. در همین زمان هوای کاهش یافته، خنک سازی لاینر محفظه احتراق و کنترل تخلیه را مشکل تر می سازد. این 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 مورد هدف اجزای توربین نیاز داشته باشد و کمترین تاثیر منفی روی دوام موتور، عملکرد، وزن، تخلیه، هزینه و پیچیدگی تولید را بوجود می آورد. خارج از این ویژگی های موتور، کاهش وزن یک معیار اصلی طراحی برای موتورهای هوایی بوده و دوام دراز مدت و کاهش تخلیه اغلب عوامل مورد هدف مهم برای موتورهای صنعتی هستند.

پره های نازل این مرحله در بالاترین دماهای چرخه ی گاز 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 انجام می دهد.

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

خنک‌سازی درونی ایرفویل برای بارهای حرارتی دارای توازن معکوس به منظور حفظ دماهای فلز در یک سطح قابل قبول انجام می‌شود. (شکل ۳).



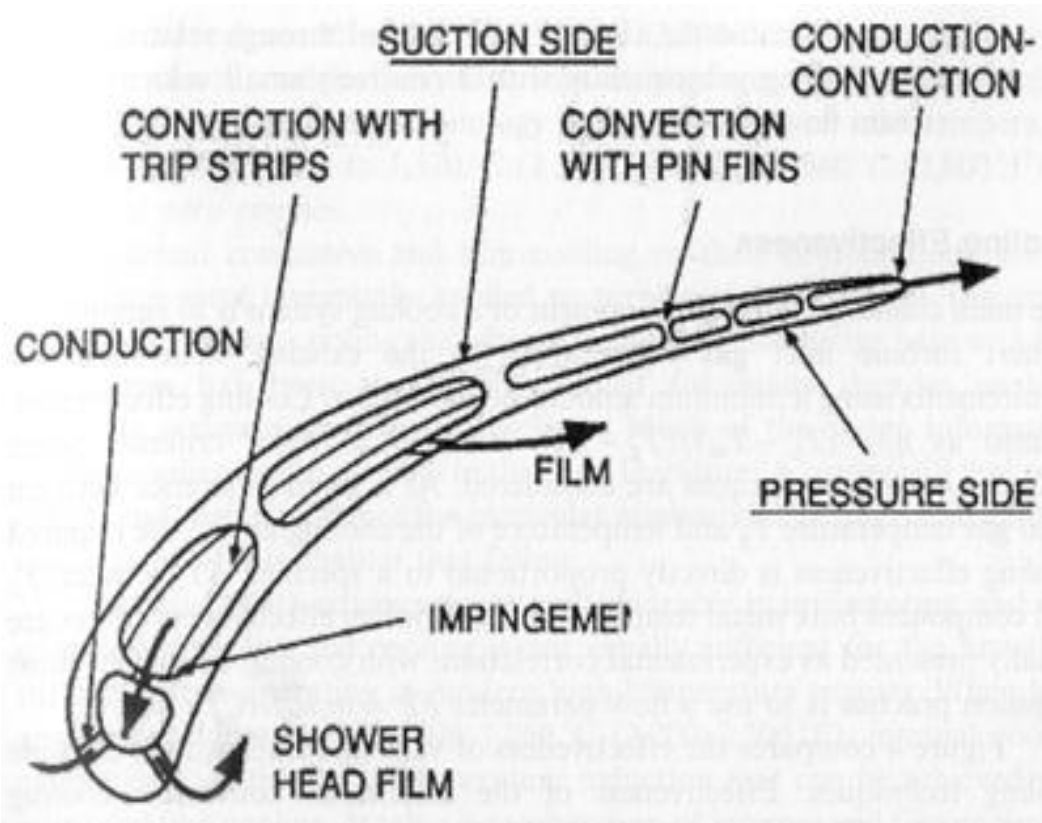


Figure 3 Airfoil cooling techniques.

- (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 رساندن دماهای گاز به حدی بالاتر از حد دمای ماده نزدیک به 540°C (1000°F) 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

(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 پین فین ها

(e) خنک سازی تاثیری جت با یا بدون جریان عرضی

(f) جریان مارپیچی خنک ساز

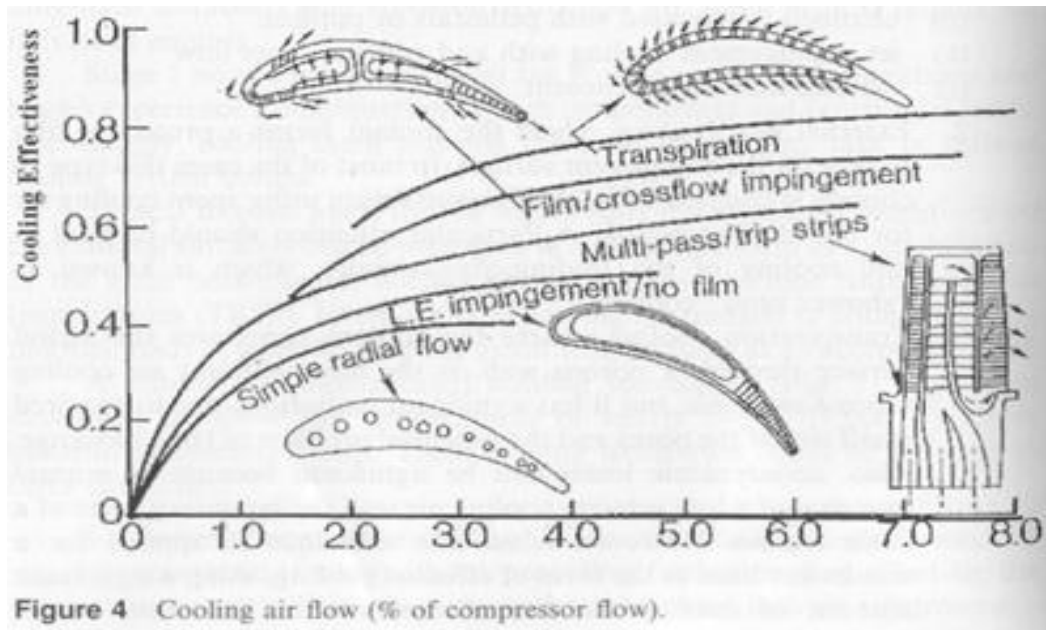
۲- فیلم خنک سازی بیرونی که در آن خنک ساز یک فیلم حفاظتی روی سطح اجزا را ایجاد می کند. در اکثر موارد این نوع از خنک سازی با همرفتی درونی مزدوج می شود و از هوای خنک سازی صرف شده برای حفاظت فیلم استفاده می کند. یک توجه خاص باید به خنک سازی فیلم مجاور لبه هدایت کننده معطوف گردد که تحت عنوان روش خنک سازی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

۳- خنک سازی تعریقی که در آن خنک ساز از طریق یک دیوار سوراخ دار به سطح ایرفویل نفوذ می کند، موثرترین نمونه 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 می تواند بخاطر تزریق جریان هوای کم سرعت خنک سازی در لایه مرزی جریان اصلی مهم باشد. با این وجود، وقتی این تکنیک برای یک پوشش محفظه احتراق به شکل خنک سازی خروجی با استفاده از مقدار قابل 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 جریان اصلی دارای سرعت 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 و الزامات عمر با استفاده از حداقل مقدار هوای خنک سازی است. تاثیر خنک سازی که بصورت $\eta_c = (T_g - T_m)(T_g - T_c)$ تعریف می شود معیار اصلی در زمانی است که تکنیک های خنک سازی متفاوت در نظر گرفته می شود. در 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 اجزای فلزی T_m می باشد. منحنی های تاثیر خنک سازی معمولاً بعنوان روابط تجربی با جریانات خنک سازی نمایان می شوند. متداولترین عملکرد استفاده از پارامتر جریان $FP = m_c h_c / ACp$ می باشد.



شکل ۴ تاثیر ترکیبات مختلف تکنیک های خنک سازی تیغه را مقایسه می کند. تاثیر خنک سازی رسانایی متعارف معمولاً TRIT را در $1120^{\circ C}$ ($2050^{\circ F}$) محدود می کند. خنک سازی لبه هدایت کننده تیغه توربین تاثیر را ارتقا می دهد و به TRIT اجازه می دهد تا به $1150^{\circ C}$ ($2100^{\circ F}$) 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 $1150^{\circ C}$ ($2300^{\circ F}$) مورد انتظار می باشد. افزایش بیشتر در TRIT نیاز به ترکیب همرفتی و خنک سازی فیلم دارد و بنابراین تکنولوژی حاضر حد دمای ورودی برای توربین های صنعتی را به $1370^{\circ C}$ ($2500^{\circ F}$) و موتورهای هوایی پیشرفته را به $1540^{\circ C}$ ($2800^{\circ F}$) می رساند.

همرفتی درونی و خنک سازی فیلم یا ترکیبات آنها تکنیک هایی هستند که عموماً برای خنک سازی ایرفویل توربین بکار می روند. خنک سازی همرفتی درونی ایرفویل 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. 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 ایرفویل توربین مرحله اول در حال کار در موتورهای پیشرفته دارای دمای بالای کافی نمی باشد. وقتی دماهای محلی گاز از 1260°C - 1200°C (2300°F - 2200°F) تجاوز کند، خنک سازی درونی نمی تواند کاهش دمای فلز که در خنک سازی فیلم پیشرفته قابل دستیابی می باشد را ارائه دهد. ترکیبی از خنک سازی فیلم و خنک سازی درونی را برای بدست آوردن تاثیر خنک سازی مورد نظر در برمی گیریم. با در نظر گرفتن تاثیر عمر ویژه در دماهای مجاز اجزای فلزی، یک تاثیر خنک سازی بالاتر برای اجزای مشابه در توربین های صنعتی دارای عمر طولانی تر در مقایسه با موتورهای هوایی مورد نیاز می باشد. به راحتی می توان نتیجه گرفت که یک تکنیک خنک سازی زمانی که افزایش قابل توجهی در جریان خنک سازی در مقابل تاثیر خنک سازی کمی دارد نا کافی

می شود. یک ΔT ویژه بین گاز داغ محلی و دماهای اجزای فلزی خنک شده زمانی با یک تاثیر خنک سازی مطلوب متناسب می باشد که بتوان برای هر تکنیک خنک سازی ویژه در جریان خنک سازی مجاز به آن رسید.

با سطوح فشاری منبع هوای خنک سازی موجود در توربین ها و دمای هوای پیوسته در حال افزایش در تخلیه کمپرسور، خنک کردن ایرفویل بصورت همرفتی فراتر از یک سطح تاثیر خنک سازی میانگین ۰,۵ مشکل می باشد. این سطح نشان میدهد که دمای اجزای فلزی بین هوای خنک سازی و دمای گاز در حد میانگین قرار دارد. این همچنین بدان معناست که افزایش در دمای گاز تا 40°F (22°C) باعث افزایش دمای اجزای فلزی خنک شده تا 20°F (11°C) و کاهش عمر این اجزا تقریباً تا نصف می باشد. همچنین با تاثیر خنک سازی همرفتی بالا، گرادیان های دمای اجزای فلزی بسیار بزرگ بوده، و بنابراین باعث بروز مشکلاتی برای تنش حرارتی محلی می شود. وقتی برای خنک سازی ترکیب دمای گاز توربین، دمای خنک ساز و دمای فلز مجاز نیاز به سطح تاثیر بالاتری 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 و این عملکرد خنک سازی همرفتی خیلی مهمی را در سوراخ های تخلیه فیلم انجام می دهد. موثرترین سیستم خنک سازی فیلم درونی و همرفتی درونی را ترکیب می کند. در 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 ۱ نزدیک باشد. با این وجود، این به جریانات خنک سازی بزرگ و ردیف های چندگانه سوراخ های فیلم برای رسیدن به پوشش کامل فیلم در اجزای بدون تخریب تاثیر خنک سازی فیلم بین سوراخ ها نیاز دارد.

مشکلات خنک سازی

برای یک توربین صنعتی پیشرفته، جریان هوای خنک سازی به ترتیب ۲۰-۲۵٪ کل جریان کمپرسور می باشد. این کمیت بزرگ هوا یک منبع افت مهم برای عملکرد چرخه 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 محفظه احتراق را کاهش می دهد. بنابراین برای انتقال یک توان ویژه، موتور باید در دمای ورودی بالاتری توربین کار کند که می تواند یک موتور خنک نشده باشد. موضوع دوم این است که کنارگذرهای هوای خنک سازی محفظه احتراق، در نهایت به چالش های بزرگتری برای کنترل بیرون دهی منتهی می شود و توزیع دمای مطلوب در بخش خروجی محفظه احتراق را ایجاد می نماید. سومین

مورد بافت های آیرودینامیکی ارتباط دارد و این زمانی است که هوای خنک سازی دوباره با جریان گاز اصلی دارای سرعت جریان بالا ترکیب می شود. افت آیرودینامیک که اغلب افت مخلوط کردن نامیده می شود با تزریق خنک ساز در گذرگاه ایرفویل توربین بوجود می آید و مخلوط سازی متعاقب آن با جریان اصلی ایجاد می شود. که عمدتاً بر حسب کاهش یا افت در فشار کل 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 حداکثر استفاده از دمای بالا چرخه، در نظر گرفته شود. این می تواند یک محدودیت شدید در درجه آزادی طرح باشد که با آن خنک سازی انجام می شود.

صرفنظر از اینکه چه نوع تکنیک خنک سازی استفاده می شود، در خنک سازی فیلم و خنک سازی درونی، هوای مصرف شده باید از میان دیوار از طریق سطح ایرفویل یا از طریق امتداد لبه آن تخلیه شود. بهمین دلیل وقتی تکنیک خنک سازی به کار برده شده مبتنی بر خنک سازی درونی باشد، تلاش برای بکارگیری هوای مصرفی برای حفاظت فیلم باید انجام شود و بهمین دلیل، وقتی خنک سازی فیلم به کار برده می شود برای مصرف هوای خنک تر برای خنک سازی همرفتی در راستای کانال سوراخ های تخلیه فیلم باید تلاش شود.

دو هدف اصلی برای کاهش مشکل باید در طول طراحی خنک سازی درونی ایرفویل در نظر گرفته شود.

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

۲- افت فشار در گذرگاه های خنک سازی درونی ایرفویل ناشی از تخلیه هوای خنک سازی مصرفی در بخش فشار بالای جریان ایرفویل از گلوگاه یا از طریق لبه خروجی در سرعت جریانی که با سرعت جریان اصلی هماهنگی دارد به حداقل برسانید. این باعث می شود افت های آیرودینامیکی کاهش یافته و عملکرد توربین ارتقا یابد.

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 ایرفویل 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 داده می شود. تکنیک های خنک سازی درونی موثرتر مبتنی بر خنک سازی گردابی برای این منطقه از ایر فویل مورد نیاز می باشند. این تکنیک ها نوعاً به افت فشاری بالاتر از هوای خنک سازی و هوایی که باید در جایگاههای دارای مطلوبیت کمتر یا برای مشکلات

آیرودینامیکی در بخش مکش یا در لبه گردابی ایرفویل که در سرعت جریانی کمتر از جریان اصلی می باشد تخلیه شود نیاز دارد.

اطلاعات محدودی را می توان در آثار مربوط به تاثیر خنک سازی فیلم در افت های آیرودینامیک بخصوص برای جریان ایر فویل 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 پره نازل و تیغه توربین را نشان میدهد. این داده ها به روشنی تاثیر نسبی کمی رابین هوای خروجی از جایگاه های جریان اصلی دارای ماخ پایین مثل نقطه آرامش یا سهم مهمی از بخش فشار را نشان میدهند. با این وجود یک تاثیر معکوس بسیار قوی را می توان در جایگاه های جریان اصلی دارای ماخ بالا مثل محل مکش، بخصوص محل نزدیکتر به گلوگاه گذرگاه، مشاهده کرد.

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

$$\Delta p / p_{\infty} = \gamma m_c / m_{\infty} Ma^2 / 2(1 + T_c / T_{\infty} - 2V_c / V_{\infty} \cos \alpha) \quad \text{مطرح می شود}$$

که در آن

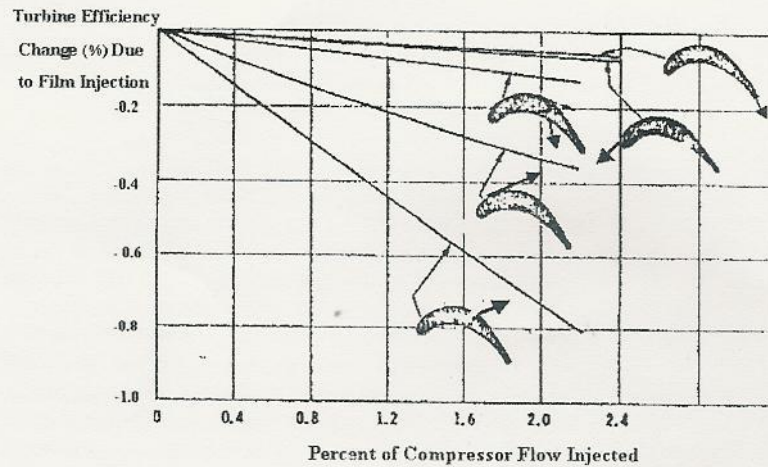
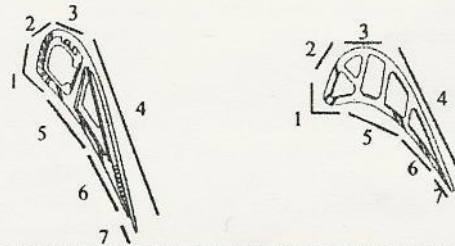


Figure 5 Effect of cooling film injection on turbine efficiency.



	NGV			Blade		
	Flow-%	Normalized Loss/unit flow %	Freestream Mach No	Flow-%	Normalized 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_∞ نسبت جریان جرم خنک ساز به جریان کل اصلی

α زاویه تزریق

افت در فشار کل 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 محدودی 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 ایرفویل، 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 را 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 موارد مربوطه هزینه و تولید، بخش عمده ای از ایرفویل های پیشرفته با هوای تخلیه شده روی بخش فشار در جریان بالای لبه گردابی طراحی می شود.

توجه زیادی در چند سال گذشته به مشکلات مرتبط با خنک سازی دیواره نهایی فیلم معطوف گردیده است برخی از تحقیقات نشان داده اند که وقتی فیلم به شکل صحیحی طرح سکون از ایرفویل رادر جریان بالا معرفی می کند، می تواند تشکیل جریان ثانویه مثل گرداب نعلی شکل آغاز شده در اتصال سه گوش بین یک ایرفویل و دیواره نهایی را کنترل 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 را از گاز داغ 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 جهت برای تخلیه هوا از حفره دیسک مجاورت لبه های گردابی تیغه نزدیک به دیواره نهایی در جهت بردار سرعتی می باشد که دارای هماهنگی زیادی با سرعت خروجی نازل می باشد.

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