

انتقال حرارت در نیروگاه ها

مقدمه

در این فصل ما بر روی تاثیر پارامترهای گوناگون و خصوصیات انتقال حرارت خارجی اجزاء توربین تمرکز می نماییم. پیشرفتهای طراحی محفظه احتراق منجر به دماهای ورودی توربین بالا تر شده اند که به نوبه خود بر روی بار حرارتی و مولفه های عبور گاز داغ تاثیر می گذارد. دانستن تاثیرات بار حرارتی افزایش یافته از اجزایی که گاز عبور می کند طراحی روشهای موثر سرد کردن برای محافظت از اجزاء امری مهم است. گازهای خروجی از محفظه احتراق به شدت متلاطم می باشد که سطوح و مقادیر تلاطم ۲۰ تا ۲۵٪ در پره مرحله اول می باشد. مولفه های مسیر گاز داغ اولیه، پره های هادی نازل ثابت و پره های توربین در حال دوران می باشد. شرعهای توربین، نوک های پره، سکوها و دیواره های انتهایی نیز نواحی بحرانی را در مسیر گاز داغ نشان می دهد. بررسی های کار بردی و بنیادی در ارتباط با تمام مولفه های فوق به درک بهتر و پیش بینی بار حرارتی به صورت دقیق تر کمک کرده اند. اکثر بررسی های انتقال حرارت در ارتباط با مولفه های مسیر گاز داغ مدل هایی در مقیاس بزرگ هستند که در شرایط شبیه سازی شده بکار می روند تا درک بنیادی از پدیده ها را فراهم سازد. مولفه ها با استفاده از سطوح صاف و منحنی شبیه سازی شده اند که شامل مدل های لبه راهنما و کسکید های^۱ ایرفویل های مقیاس بندی شده می باشد. در این فصل، تمرکز بر روی نتایج آزمایشات انتقال حرارت بدست آمده توسط محققان گوناگون روی مولفه های مسیر گاز خواهد بود. انتقال حرارت به پره های مرحله اول در ابتدا تحت تاثیر پارامترهای از قبیل پروفیل دمای خروجی محفظه احتراق، تلاطم زیاد جریان آزاد و مسیر های داغ می باشد. انتقال



حرارت به تیغه های روتور مرحله اول تحت تاثیر تلاطم جریان آزاد متوسط تا کم ، جریان های حلقوی نا پایدار ، مسیر های داغ و البته دوران می باشد.

2.1.1- سرعت خروجی محفظه احتراق و پروفیل های دما

سطوح تلاطم در محفظه احتراق خیلی مهم هستند که ناشی از تاثیر چشمگیر انتقال حرارت همرفتی به مولفه های مسیر گاز داغ در توربین می باشد. تلاطم تاثیر گزار بر روی انتقال حرارت توربین ها در محفظه احتراق تولید می شود که ناشی از سوخت به همراه گاز های کمپرسور می باشد. آگاهی از قدرت تلاطم تولید شده توسط محفظه احتراق برای طراحان در بر آورد مقادیر انتقال حرارت در توربین مهم است. تلاطم محفظه احتراق کاهش یافته، می تواند منجر به کاهش بار حرارتی در اجزاء توربین و عمر طولانی تر و همچنین کاهش نیاز به سرد کردن می شود. بررسی های انجام شده بر روی اندازه گیری سرعت خروجی محفظه احتراق و پروفیل های تلاطم متمرکز شده است.

Goldstein سرعت خروجی و پروفیل های تلاطم را برای محفظه احتراق مدل نشان داد. Moss و Oldfield طیف های تلاطم را در خروجی های محفظه احتراق نشان دادند. هرکدام از بررسی های فوق در فشار اتمسفر و دمای کم انجام شد. اگرچه بدست آوردن بدست آوردن اندازه گیری ها تحت شرایط واقعی مشکل است اما برای یک طراح توربین گاز درک بهبود هندسه محفظه احتراق و پروفیل های گاز خروجی از محفظه امری ضروری است. این اطلاعات به بهبود شرایط هندسه و تاثیرات نیاز های سرد کردن توربین کمک می نماید.

اخیراً، Goebel سرعت محفظه احتراق و پروفیل های تلاطم در جهت موافق جریان یک محفظه احتراق کوچک با استفاده از یک سیستم سرعت سنج دوپلر ولسیمتر (LDV) را اندازه گیری کردند. آنها سرعت نرمالیزه شده، تلاطم و پروفیل های دمای موجود برای تمام آزمایش های احتراق را نشان دادند. آنها یک محفظه احتراق از نوع قوطی مانند بکار رفته در موتور های توربین گاز مدرن را استفاده کردند، که در شکل ۱-۲ نشان داده شده است. جریان از کمپرسور و از طریق سوراخ ها وارد محفظه احتراق می شود و با سوخت محترق در محل های متفاوت در جهت موافق جریان

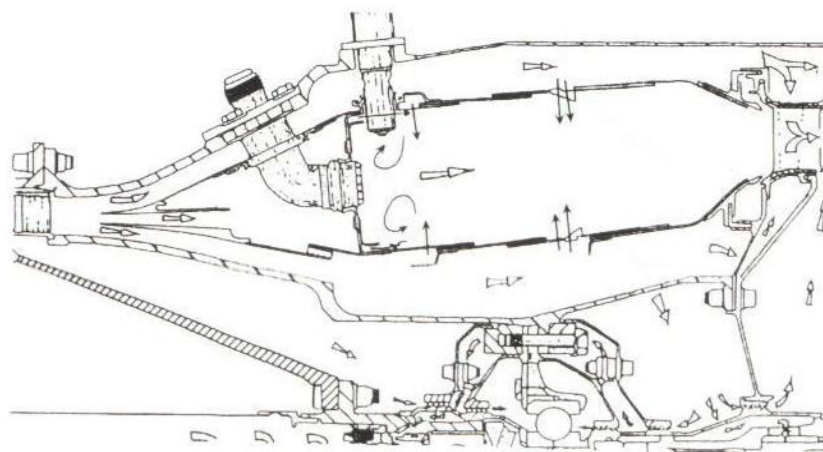


Figure 2.1

مخلوط می شود. طراحی محفظه احتراق حداقل مستلزم یک افت فشار از طریق محفظه احتراق تا ورودی توربین است. فرایند محفظه احتراق توسط اختلاط تدریجی هوای فشرده با سوخت در محفظه قوطی شکل کنترل می شود. طراحان محفظه احتراق نوین نیز بر روی مشکلات و مسائل ترکیب و فرایند اختلاط هوا-سوخت تمرکز می نمایند احتراق تمیز نیز یک مسئله و کانون برای طراحان ناشی از استاندارد های محیطی الزامی شده توسط دولت فدرال آمریکا و EPA می باشد. با این حال، طراح محفظه احتراق یک مسئله مورد بحث در این کتاب نمی باشد.

شکل ۲-۲ تاثیر احتراق بر روی سرعت محوری، شدت تلاطم محوری، سرعت پیچ و تاب)

مارپیچی) و شدت تلاطم پیچ و تاب را نشان میدهد. تمام سرعت ها توسط خط مرکزی سرعت



اندازه گیری شده و در مقابل شعاع نرمالیزه رسم شدند. جریان جرم و فشار هوا برای قدرت های



مختلف احتراق اندازه گیری شدند.افزایش جریان سوخت باعث افزایش استحکام احتراق



گردید. دمای شعله آدیاباتیک تغییر داده شد. هوای فشرده در یک موتور توربین گاز ناشی از فرایند



تراکم پیش گرم می باشد. با این حال، در این بررسی، هوا پیش گرم نمی شود. جریان جرم



وفشار 0.45 و 6.8 اتمسفر بودند. دماهای شعله از 71°F تا 1980°F متغیر بود. تاثیر

احتراق شدیداً آشکار است هنگامی که حالت آتش گرفته را با بقیه حالت‌های آتش گرفته مقایسه می

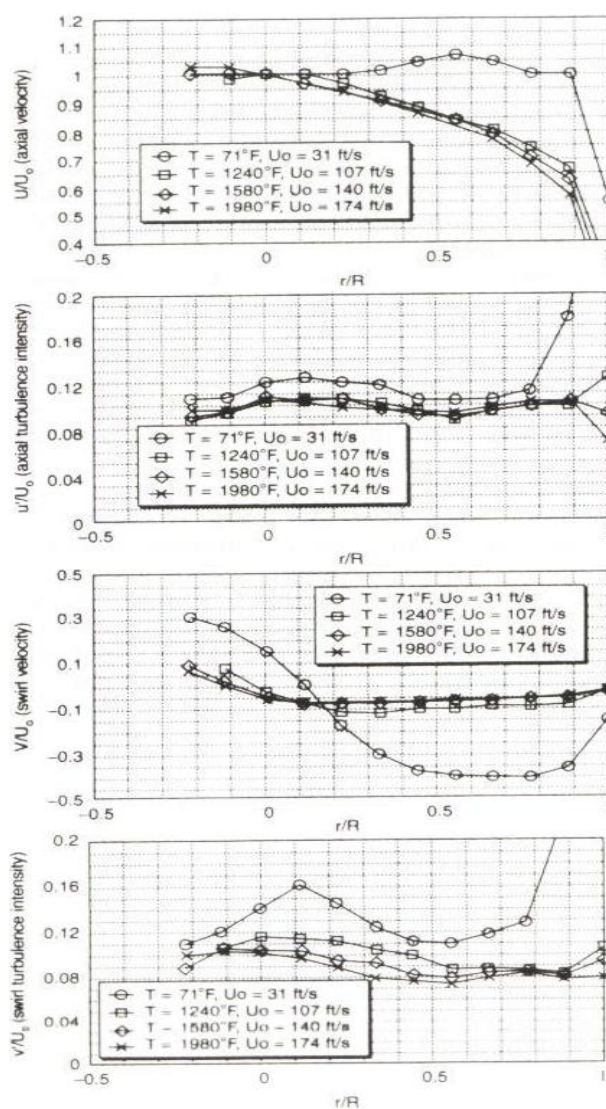


Figure 2.2

نماییم. سسرعت محوری و سرعت پیچ وتاب (مارپیچی) شدیداً تحت تاثیر احتراق هستند، مقادیر

پیچ وتاب توسط احتراق کم میشود. کاهش در پیچ وتاب می تواند در شدت تلاطم مشاهده

شود. مقادیر اوج در شدت تلاطم از 10 تا 16% از حالت غیر مشتعل تا کاملاً مشتعل کاهش

یافتند.

پروفیل های دما نیز برای حالت های احتراق اندازه گیری شدند. شکل ۲-۳ تاثیر سوراخ های رقیق سازی را برای دما های آتش زدن مشابه ($1200^{\circ}F$) مقایسه مینماید. پروفیل دما نسبتاً صاف و یکنواخت و بدون سوراخ های رقیق سازی، با مقادیر اوج در خط مرکز می باشد. با این حال، افزودن سوراخ های رقیق سازی باعث کاهش مقادیر دما بین خط مرکز و لبه ها می گردد. آگاهی از پروفیل دمای خروجی محفظه احتراق یک ضرورت برای محاسبات انتقال حرارت مسیر گاز می باشد. اندازه گیری های پروفیل خروجی دما یک روال تولید کنندگان توربین گاز است. پروفیل های دمای گاز ورودی برای محاسبات انتقال حرارت مولفه مسیر گاز برای برآورد کردن دماهای مولفه لازم هستند. مقایسه پروفیل های دمای محفظه احتراق ناشی از منحصر بفرد بودن طراحی امری دشوار است. با این حال، بررسی های فوق آگاهی هایی در مورد سرعت، شدت تلاطم و پروفیل های دما و تاثیرات احتراق بر روی آنها فراهم می کنند. مقیاس اندازه دما یک عامل مهم برای انتقال حرارت مسیر گاز است. با این حال، بررسی های فوق هیچ نوع اطلاعاتی در مورد مقیاس اندازه دما فراهم نمی کنند.

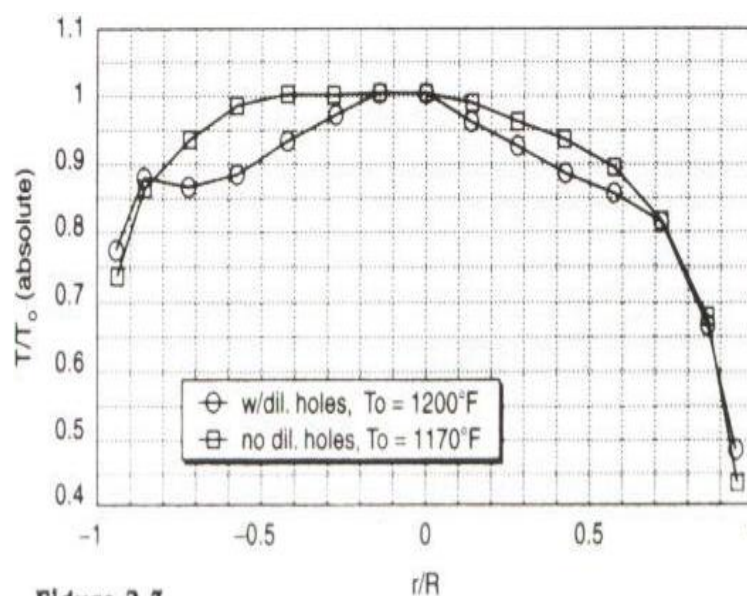


Figure 2.3

2.2- انتقال حرارت در مرحله های توربین:

2.2.1- مقدمه:

یک مرحله توربین شامل یک ردیف از پره های هادی نازل یا استاتور و یک ردیف از پره های دوران کننده موسوم به روتورها میباشد. سیال وارد معبرهای توربین شده و در جهت لبه پره های هادی روتور خمیده می شود. یک بخش از انرژی سیال به انرژی مکانیکی ناشی از حرکت دورانی پره های روتور تبدیل می شود. پره های روتور به محور توربین متصل هستند. حرکت دورانی منتقل شده به محور برای راه اندازی کمپرسور استفاده می شود. شکل ۴-۲ یک مرحله توربین را نشان داده که از یک معبر پره هادی نازل و یک معبر پره روتور تشکیل شده است. نمودار سرعت برای مرحله (استیج) نیز نشان داده می شود.

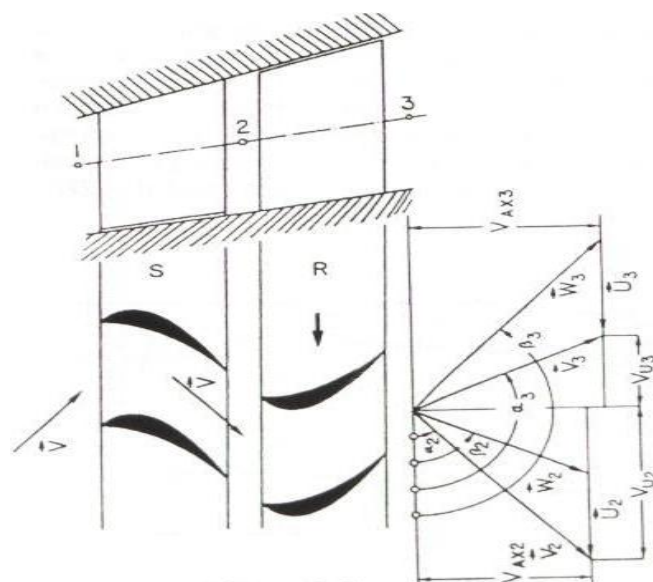


Figure 2.4

2.2.2- استیج توربین موتور واقعی:

درک جنبه های انتقال حرارت برای تمام مولفه های (اجزاء) توربین تحت شرایط واقعی امری مهم است. بعنوان نمونه، سنجش هایی که بر روی یک توربین تک مرحله تحت شرایط موتور می توانند برای فراهم کردن تمام اطلاعات انتقال حرارت درباره اجزای مسیر گاز استفاده شود. تجهیزات و آزمایشات در مورد استیج های توربین واقعی تحت شرایط موتور بسیار نادر هستند. فقدان ابزارهای دقیق اندازه گیری دما بالا و دشواری در تجهیز توربین با دستگاه های اندازه گیری دما و فشار از جمله دلایل تلاش های محدود در بررسی انتقال حرارت یک استیج واقعی تحت شرایط موتور واقعی می باشند.



اکثر نتایج اولیه بر روی انتقال حرارت روتور- استاتور واقعی توسط Dunn از مرکز فن آوری پیشرفته Calspan تهیه شده اند. Dunn مقدار قابل توجهی از اطلاعات درباره اندازه گیری های فلوی (جریان) حرارت برای پره های هادی نازل (دیوار انتهایی و ایرفویل ها)، پره روتور، نوک روتور، سکو و شراع ها (shroud) را ارائه کرد. Dunn از یک توربین گردان کامل از موتور Gerratt TFE 731-2 استفاده کرد. آنها اندازه گیری فلوی حرارت درباره پره های نازل

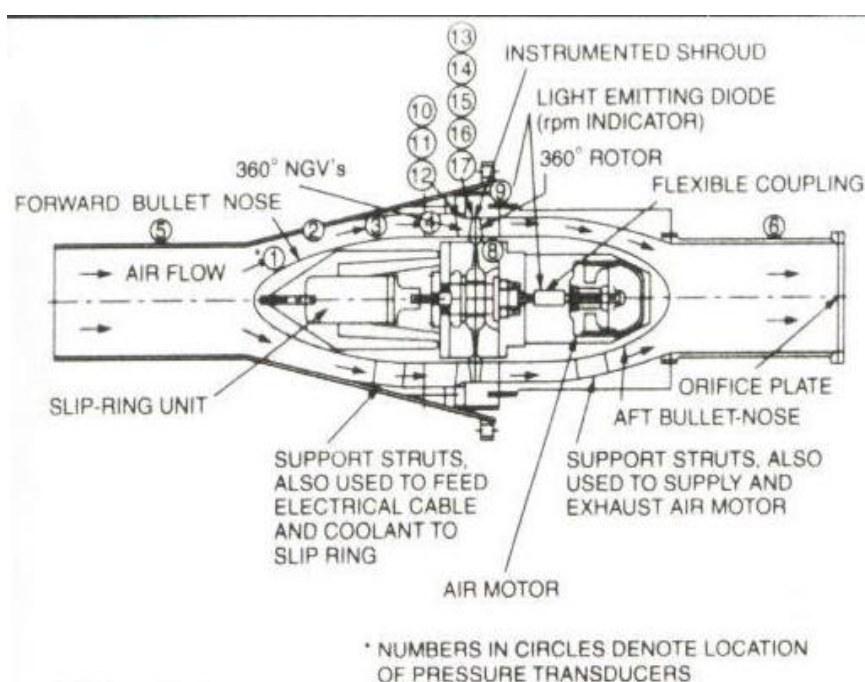


Figure 2.5

(NGV)، روتور و شراع توربین گزارش کردند. یک مجموعه شوک- تونل برای ارائه شرایط خوب تعریف شده در نظر گرفته شد و تعداد کافی از پارامترها برای بهبود اطمینان در اطلاعات طراحی و فنون در حال توسعه مطرح گردید. اندازه گیری های فشار استاتیک با استفاده از آشکار سازهای فشار بر روی مقطع کلی توربین بدست آمدند. گنج های جریان حرارت فیلم نازک در استیج توربین روی دیوار انتهایی نوک NGV و مکش موتور وسطوح فشار نصب شدند. شکل ۵-۲ مجموعه تونل- شوک بکاررفته توسط Dunn را نشان می دهد.

Dunn نیز اندازه گیری های فشار و فلوی حرارت را برای یک استیج توربین با نسبت کم ارائه کرد. در بررسی های فوق الذکر، آنها یک استیج پر فشار با یک نسبت تقریباً 1.5 را مطالعه کردند. یک توربین نیروی هوایی / Garentt با نسبت کم (LART) بایک نسبت تقریباً 1.5 برای این بررسی

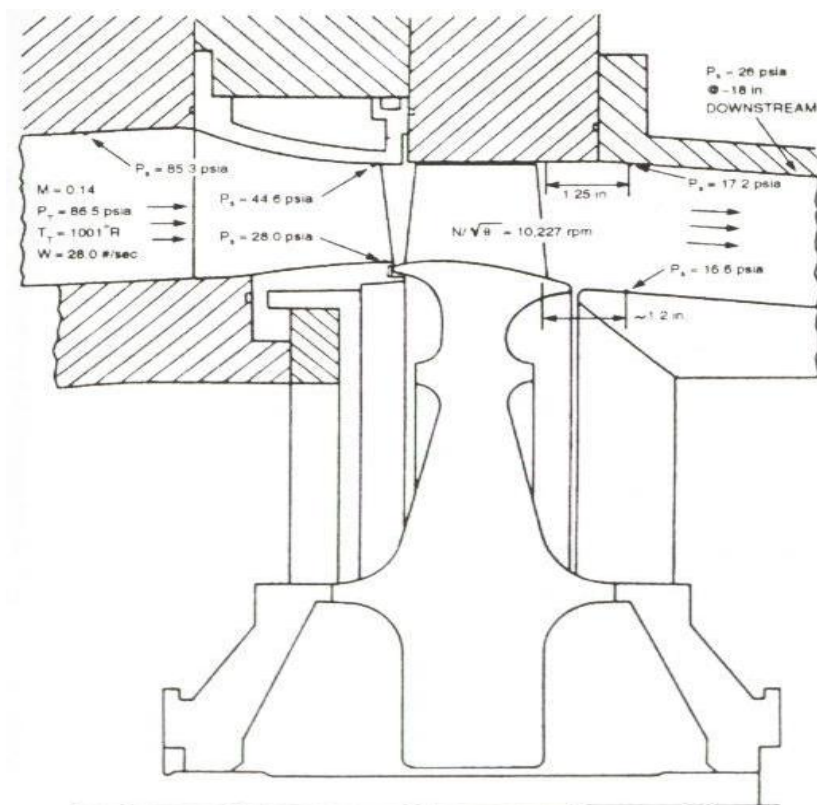


Figure 2.6

استفاده گردید. یک مجموعه تونل باد لوله مانند برای شوک مشابه در بررسی های اولیه استفاده گردید. شکل ۲-۶ طرحی از استیج LART را نشان می دهد. عدد ورودی، فشار کلی، دمای کلی و جریان وزن بر روی شکل نشان داده می شوند. اندازه گیری ها برای توپی NGV و دیواره های انتهایی نوک و پره روتور برای این استیج بدست آمدند.

شکل ۷-۲ توزیع های فشار اندازه گیری شده بر روی NGV و خطوط میانی روتور را نشان می دهد. توزیع های فشار بطور واضح بالا ترین و پایین ترین محل های سرعت NGV و سطوح پره در امتداد خط مرکزی را نشان می دهند.

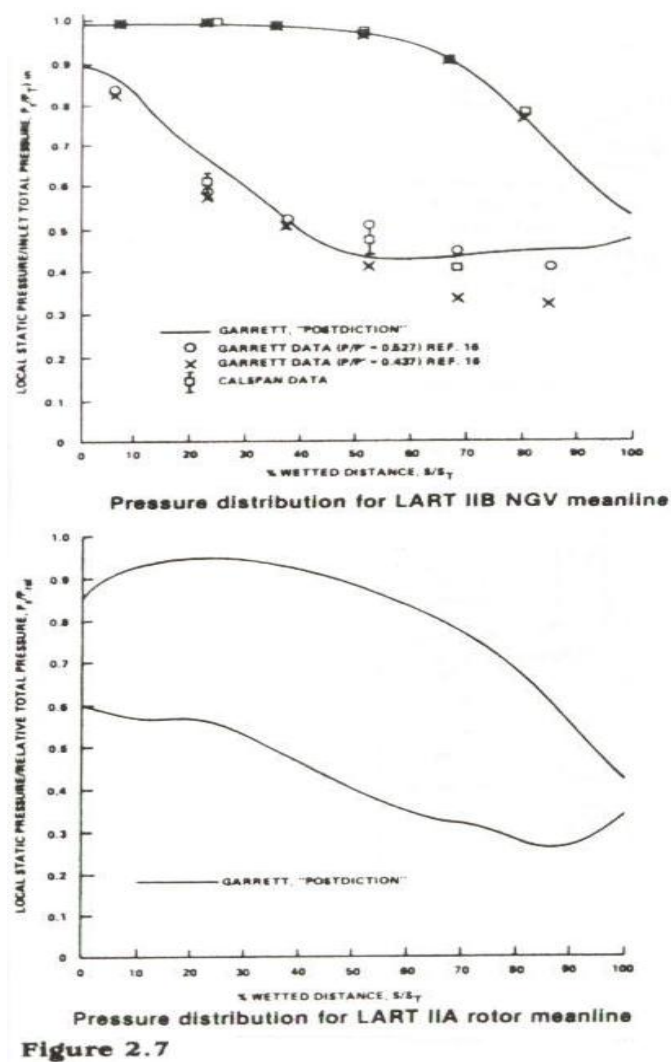


Figure 2.7

شکل ۲-۸ توزیع عدد stanton را برای خط میانی NGV نشان می دهد. خطوط پر و خط چین

طرح توزیع های عدد stanton محاسبه شده را بر اساس روابط صفحه تخت لایه ای و تلاطم به ترتیب نشان می دهند. بالا ترین عدد stanton در محدوده فاصله سطح بر روی سطح فشار رخ می دهد. آنگاه عدد stanton به سرعت بر روی سطح فشار تا حدود نصف مقدار در فاصله سطح، 11% افت می کند و سپس بتدریج بر روی سطح فشار کل تا دنباله لبه افزایش می یابد. توزیع های فشار آشکار می باشد که جریان سطح فشار در 50% فاصله سطح اولیه خیلی آهسته است و سپس سرعت به طرف دنباله لبه زیاد می شود. این رفتار در عدد stanton به انتقال لایه مرزی تلاطم -

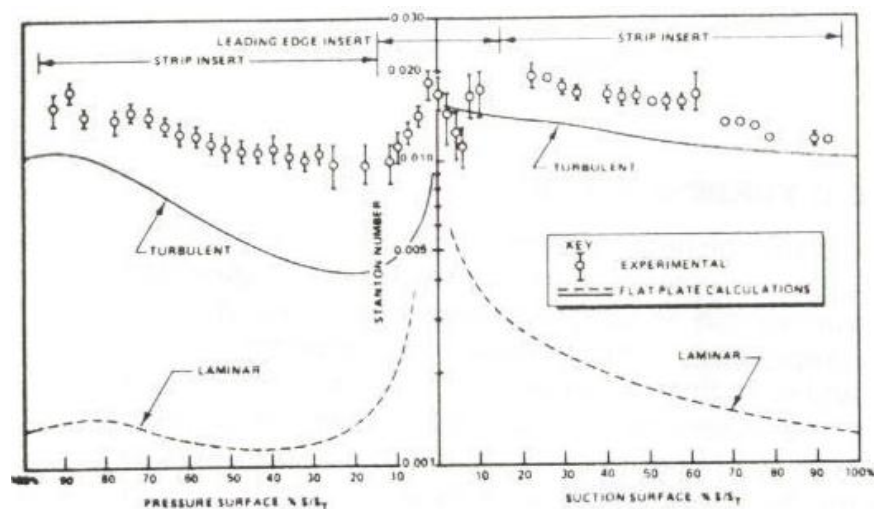


Figure 2.8

لایه ای معروف می باشد که در حدود فاصله سطح 6% رخ می دهد (نسبت داده می شود). وقتی انتقال در فاصله سطح 25% کامل می شود، عدد stanton بتدریج بطرف دنباله لبه کاهش می یابد. از این روابط، بنظر می رسد که سطوح فشار و مکش دارای لایه های مرزی تلاطم قوی هستند و اعداد stanton پیش بینی شده خیلی کمتر از مقادیر اندازه گیری شده هستند.

Dunn اندازه گیری های مربوط به تویی NGV و دیواره های انتهایی نوک را انجام داد. شکل ۹-۲ اطلاعات عدد stanton را برای محل های نزدیک دیواره انتهایی سطح فشار، وسط دیواره

انتهایی و نواحی دیوار انتهایی سطح مکش مجاور نشان می دهد. توپی^۱ و نوک دیواره انتهایی روشهای مشابه را نشان می دهند. اعداد stanton در حدود 60% فاصله سطح از لبه راهنما به

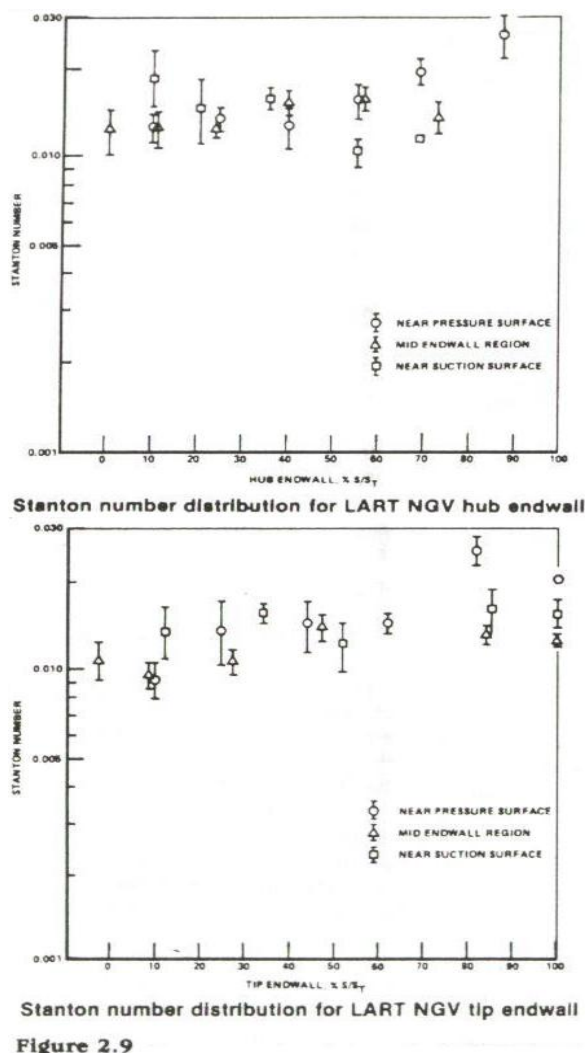


Figure 2.9

دنباله لبه غیر تخت می باشند و سپس به طرف دنباله لبه افزایش می یابد .

اعداد stanton بالاتر نزدیک به دنباله لبه ممکن است ناشی از جریان شتاب دار باشد.

شکل ۱۰-۲ توزیع عدد stanton بر روی تیغه روتور را نشان می دهد. تحلیل اطلاعات بخوبی تحلیل برای NGV ناشی از مسئله اضافی بدست آوردن اطلاعات بر روی یک مولفه گردان نمی باشد. توزیع های عدد stanton مشابه روی سطوح فشار و مکش پره می تواند به دوران پره کمک

نماید. Dunn نشان می دهد که آنها مشاهده کردند تاثیر دوران تغییرات توزیع عدد stanton بر روی فویل هوای را کاهش میدهد. عدد اوج stanton در فاصله تقریبی 3.5% در سمت فشار رخ می داد. عدد stanton به سرعت از لبه هدایت کننده تا حدود 30% فاصله سطح سقوط می کند. توزیع فشار برای پره نشان می دهد که جریان در حدود 37% فاصله سطح در طرف مکش سونیک می شود. در این نقطه عدد stanton سطح زیاد می شود و به حداکثر مقدار فاصله سطح دیگر حدود 70% میرسد. جدای از فاصله سطح 70% ، اعداد stanton به طرف دنباله لبه کاهش می یابد . با این حال Dunn هیچ اندازه گیری نزدیک ناحیه دنباله لبه ندارد مگر یک نقطه واحد در فاصله سطح 90% . روی سطح فشار پره عدد stanton از یک مقدار حداکثر در فاصله دور 3.5% تا یک مقدار حداقل در فاصله سطح 25% افت می کند. این یک ناحیه دارای شیب فشار قوی میباشد که باعث کاهش سرعت جریان بر روی سطح فشار می گردد. سپس در جهت موافق جریان عدد stanton مجدداً تا یک مقدار زیاد در حدود فاصله سطح 70% مانند حالت سطح مکش زیاد می شود. مقادیر عدد stanton از فاصله سطح 70% تا دنباله لبه بر روی سطح فشار کم میشوند.

پیش بینی های لایه مرزی لایه ای و تلاطمی نیز روی شکل نشان داده میشود. پیش بینی های لایه

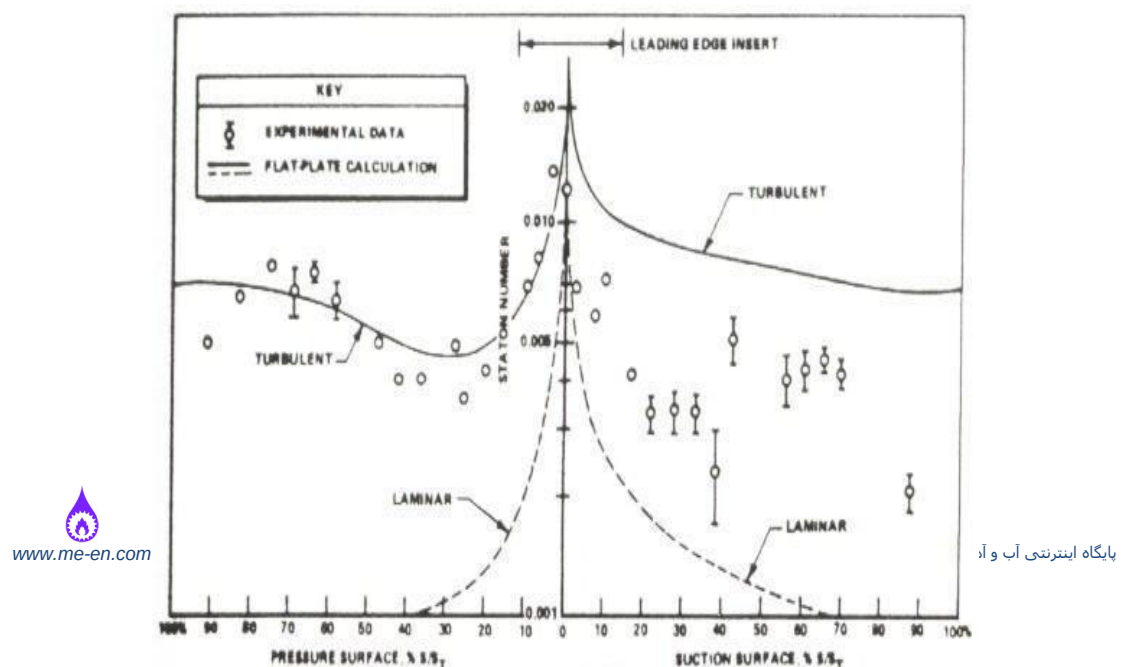


Figure 2.10

مرزی تلاطم (آشفته) با اطلاعات سطح فشار توافق خوبی دارد ولی خیلی بیشتر از اطلاعات سطح مکش است. بر اساس نتایج میتوانیم بگوییم که لایه مرزی سمت فشار از لبه هدایت کننده کاملاً آشفته است، در حالیکه لایه مرزی سمت مکش ممکن است لایه ای شود و انتقال به لایه مرزی آشفته در امتداد سطح را طی نماید و به لایه مرزی آشفته کامل نزدیک به دنباله لبه برسد.

شکل ۱۱-۲ توزیع عدد stanton روی مرکز نوک پره را نشان می دهد. Dunn سه محل روی مرکز

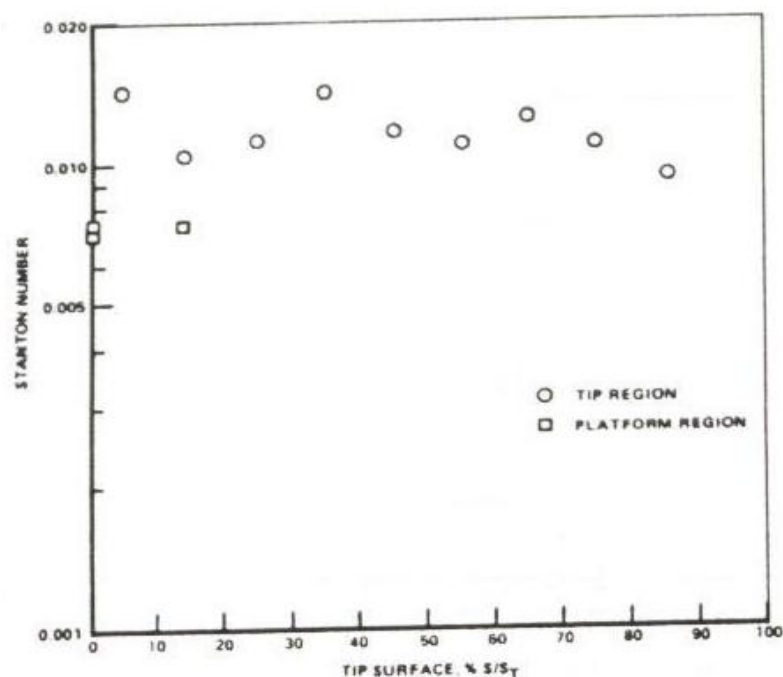


Figure 2.11

(سکو) و ده محل روی نوک برای اندازه گیری های جریان حرارت داشت. از اطلاعات چنین بنظر می رسد که اطلاعات stanton ناحیه نوک خیلی بیشتر از ناحیه سکو است. در مقایسه با تاثیرات سطح پره، اعداد استانتون ناحیه نوک از مرتبه لبه هدایت گر پره هستند که انتقال حرارت زیاد را نشان می دهد. بعداً در این فصل درباره انتقال حرارت نوک پره صحبت می کنیم.

2.2.3- استیج توربن شبیه سازی شده :

Blair آزمایشاتی روی دمای محیط در مقیاس بزرگ در مدل استیج توربین انجام داد. مدل استیج-توربین شامل یک استاتور، یک روتور و یک استاتور اضافی پشت روتور بود. آنها همچنین تاثیرات آشفته‌گی ورودی، فاصله محوری روتور-استاتور و فاصله محیطی اولین و دومین استاتور بر روی

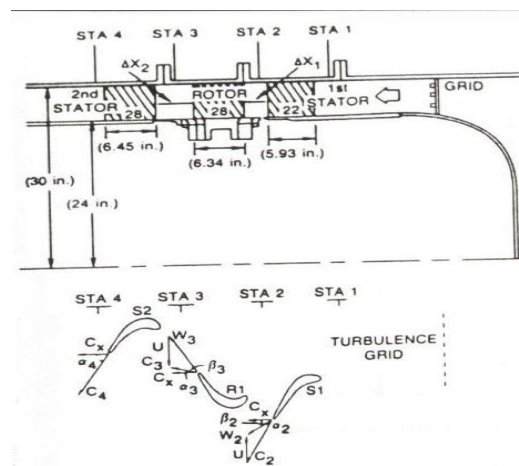


Figure 2.12

انتقال و ایرفویل های توربین را بررسی کردند. گزارش جامعی از این بررسی آزمایشی می تواند از مقاله Dring در مرکز تحقیقات فن آوری UTRC بدست آمد. جزئیات آزمایش و تجهیزات در بررسی های فوق یافت میشوند. شکل ۱۲-۲ شکل هندسی و زوایای جریان ایرفویل را نشان میدهد. این آزمایش برای اجرای بررسی های جریان اطراف توربین و پره کمپرسور طراحی گردید. مجموعه شامل $1\frac{1}{2}$ استیج در این این مطالعه هندسه توربین است.

شکل ۱۳-۲ فشار های استاتیک اندازه گیری شده روی ایرفویل را نشان میدهد. برای اولین استاتور، جریان روی سطح ایرفویل بخوبی رفتار کرد. سطح فشار و جریان موضعی بطور پیوسته از لبه هدایت کننده به تدریج بطرف دنباله لبه افزایش سرعت یافت و بخش بزرگی از افزایش پس از فاصله سطح 60% بود. سطح مکش جریان در ابتدا افزایش سرعت یافت و سپس کاهش یافته و

بعداً" بطرف ناحیه گلویی^۱ افزایش سرعت یافت و سپس به آرامی به طرف دنباله لبه بدون جدا



شدن جریان کاهش سرعت پیدا کرد. برای پره روتور کاهش سرعت جریان در نزدیک لبه هدایت

کننده سطح مکش و فشار رخ داد. سطح، فشار پس از کاهش اولیه تا حدود فاصله سطح 3% جریان بطور پیوسته بطرف دنباله لبه افزایش سرعت پیدا کرد. سطح مکش، جریان از فاصله سطح 5% تا حدود فاصله سطح 25% افزایش سرعت پیدا کرد. سرعت جریان تقریباً از 25 تا 70% فاصله سطح ثابت بود و سپس بطرف دنباله لبه کاهش یافت. برای استاتور دوم، توزیع فشار شبیه به توزیع اولین استاتور بود بغیر از مجاورت لبه هدایت کننده. روی سطح فشار یک افزایش بدنبال یک کاهش ملایم فشار در جهت موافق جریان لبه هدایت کننده وجود داشت. در سطح مکش یک افزایش سرعت پیوسته جریان بطرف گلویی وجود داشت و سپس جریان به سمت دنباله لبه کاهش یافت پس از اینکه به حداکثر سرعت در گلویی رسید.

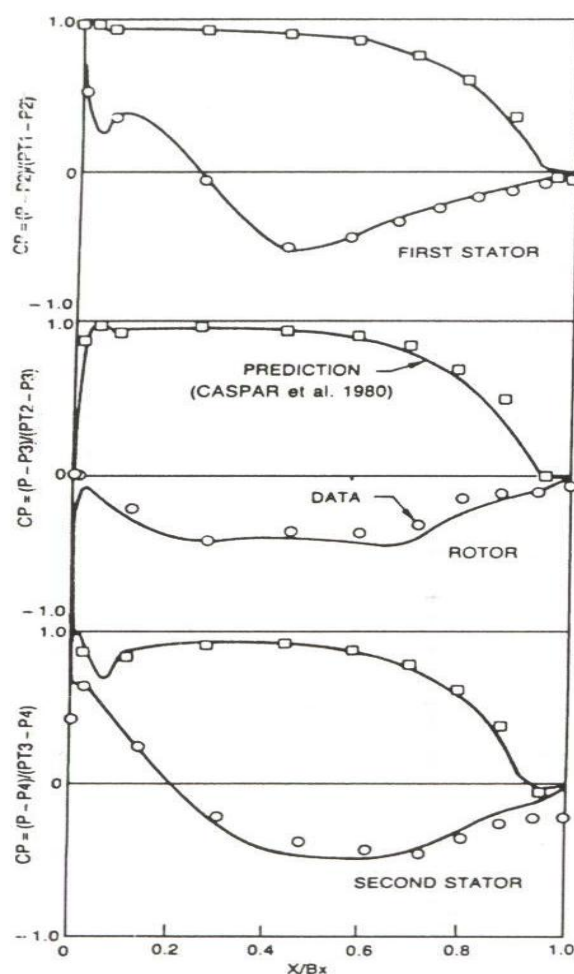


Figure 2.13

شکل ۱۴-۲ توزیع های عدد stanton را برای هر ایرفویل بر اساس سرعت خروج و دانسیته در هر فویل نشان می دهد. توزیع های انتقال حرارت میانی برای حالتی ارائه می شوند که فاصله استاتور 1 تا روتور و روتور تا استاتور 2، 65% و 63% وتر پره روتور بود. نتایج برای یک مورد دارای یک شبکه آشفته مخالف جریان استاتور 1 در مقابل حالت بدون شبکه مقایسه می شوند. آشفتهگی شبکه تولید شده حدود 9.8% در ورودی اولین استاتور بود. استاتور 1 لایه مرزی لایه ای را بر روی سطح فشار کل بدون یک شبکه نشان می دهد. با این حال شبکه اعداد stanton بیشتر میشود که نشانه انتقال به آشفتهگی موافق جریان لبه هدایت کننده است. سطح مکش، انتقال در $S/Bx=1$ (نسبت فاصله سطح به وتر محوری ایرفویل) بدون شبکه رخ می دهد. انتقال به $S/Bx=0.2$ با شبکه حرکت می کند. این نشان می دهد که یک جریان ورودی آشفته در محل انتقال لایه مرزی روی سطوح فشار و مکش پیش می رود و مقادیر انتقال حرارت به شدت زیاد می گردد. در موتور واقعی، گازهای خروجی از محفظه احتراق به شدت آشفته هستند و مقادیر آشفتهگی 15 تا 20% در ورودی استاتور اولین مرحله (اولین استیج) می باشد.



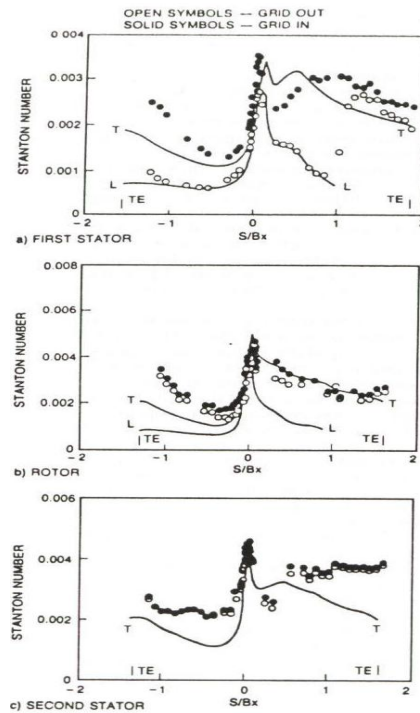


Figure 2.14

برای روتور، تاثیر آشفته‌گی، مانند اولین استاتور آشکار نمی‌باشد. حالت آشفته‌گی کم نشان می‌دهد که لایه مرزی فقط در مجاورت لبه هدایت‌کننده بصورت لایه‌ای بنظر می‌رسد. مقادیر انتقال حرارت سطح فشار، توسعه لایه مرزی آشفته قوی را پس از $S/Bx=0.2$ نشان می‌دهند. انتقال حرارت روتور تحت تاثیر آشفته‌گی تولید شده توسط شبکه به دو دلیل نمی‌باشد: (الف) جریان روتور قبلاً "جریانهای نا آرام تولید شده توسط استاتور در جهت مخالف جریان به شدت آشفته میشود و (ب) تلاطم تولید شده توسط شبکه در جهت موافق جریان خروجی اولین استاتور بدلیل افزایش سرعت جریان از بین می‌رود. مقادیر ناپایداری در جریان تولید توسط روتور نسبت به استاتور ثابت خیلی بیشتر از مقادیر تولید شده توسط شبکه است. بر روی سطح مکش کمی تحت تاثیر می‌باشد. جریان بی‌ثبات باعث تولید آشفته‌گی در جریان آزاد می‌شود که بطور متوسط آشفته‌گی در مقادیر 10 تا 15% را بر روی آشفته‌گی تولید شده توسط شبکه موجود قبلی تولید می‌نماید. این امر ممکن دلیلی برای اعداد استانتون بالاتر پره روتور در مقایسه با اولین استاتور باشد.

برای دومین استاتور ، تاثیر آشفته‌گی شبکه بدلیل افزایش بعدی سرعت جریانهای موافق جهت اولین پره ، وجود ندارد. لایه مرزی، تحت تاثیر جریانهای نا پایدار مخالف جهت جریان و جریانهای ثانوی تولید شده توسط روتور می باشد. سطح فشار و انتقال حرارت مکش برای اولین استاتور در حالت آشفته‌گی نسبتاً کم خیلی بیشتر می باشند. پیچیدگی جریان با هر ردیف فویل‌های هوا افزایش می یابد. این موضوع در توزیع های انتقال حرارت اندازه گیری شده بسیار آشکار است. اطلاعات بیشتر درباره آزمایش میتوانند از مقالات Dring بدست آیند.

شکل ۱۵-۲ تاثیر عدد رینولدز جریان اصلی بر روی توزیع های عدد استانتون اولین استاتور، تحت

آشفتگی شبکه بالا (9.8%) را نشان می دهد. سطح مکش ، یک کاهش در عدد رینولدز (Re) محل



انتقال لایه مرزی را از لبه هدایت کننده روتور می برد. برای $Re=642900$ انتقال در جهت موافق

لبه هدایت کننده آغاز می گردد. برای $Re=242800$ انتقال فقط در $S/Bx=1.0$ شروع می شود. با افزایش در عدد رینولدز، محل انتقال به لبه هدایت کننده می رود که به نوبه خود منطقه انتقال حرارت لایه ای و منطقه انتقال حرارت آشفته را کاهش می دهد و منطقه انتقال حرارت آشفته را بر روی سطح فویل هوا توسعه می دهد. در سطح فشار، تاثیر عدد رینولدز تا یک سطح $S/Bx=$

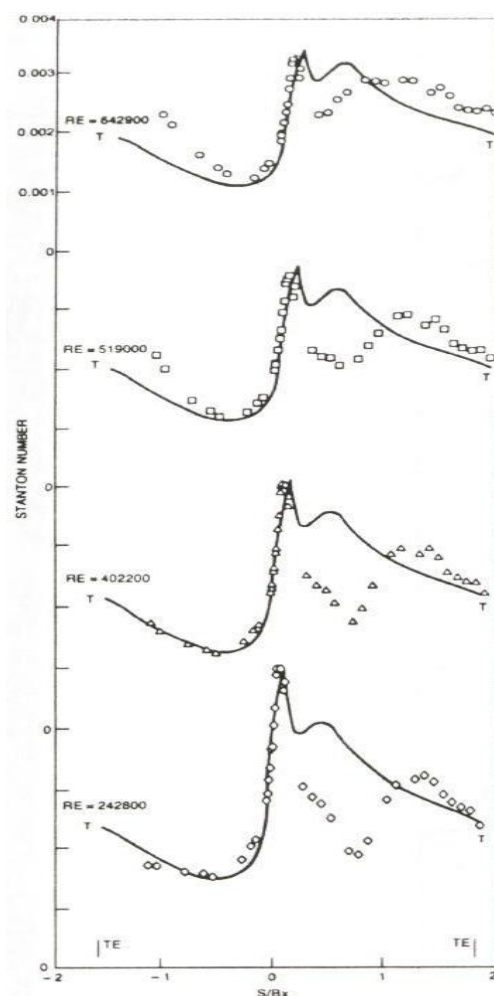


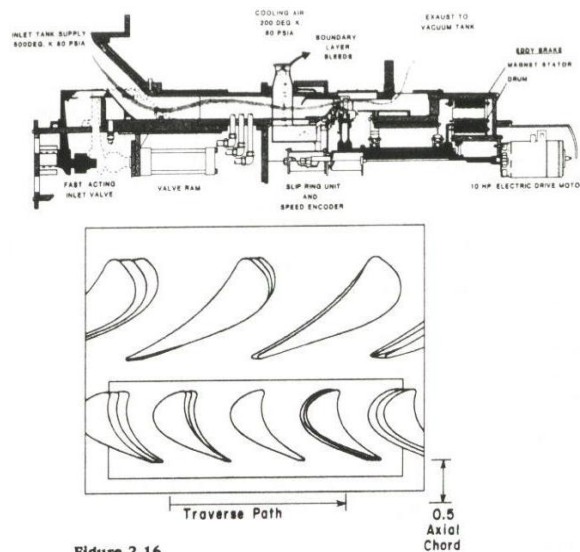
Figure 2.15

0.4 احساس نمی شود. بعداً در جهت موافق جریان، انتقال حرارت اندازه گیری شده از پیش بینی های آشفته گی کاملاً تجاوز کرد در حالی که برای اعداد رینولدز کمتر، مقادیر انتقال حرارت اندازه گیری شده با پروفیل آشفته گی انطباق کامل داشت.

2.2.4- اندازه گیری های انتقال حرارت تجزیه شده زمانی

بر روی یک پره روتور:

Guenette اندازه گیری های انتقال حرارت را برای یک پره توربین ترانسونیک^۱ در مقیاس کامل نشان داد. اندازه گیری ها در تونل توربین MIT انجام شدند. مجموعه برای شبیه سازی عدد رینولدز جریان، عدد ماخ، عدد پراتل و سرعت تصحیح شده و وزن جریان و نسبت های دمای گاز به فلز همراه با مکانیک سیال توربین و انتقال حرارت طراحی شده است. آنها از گیج های جریان حرارت فیلم نازک برای اندازه گیری های انتقال حرارت سطح استفاده کردند. جزئیات بیشتر درباره روش اندازه گیری می تواند در تحقیقات Guenette یافت شود. شکل ۱۶-۲ آرایش جریان توربین MIT را نشان می دهد. شکل هندسی استیج توربین نشان داده شده است.



شکل ۱۷-۲ توزیع های فشار پروفیل محاسبه شده را برای پره روتور نشان می دهد. بر سطح فشار یک کاهش سرعت جریان اولیه تا حدود 5% فاصله سطح وجود دارد سپس یک افزایش سرعت تدریجی تا حدود 60% فاصله سطح و یک کاهش سرعت مختصر موافق جریان لبه هدایت کننده

وجود دارد. سپس جریان تا حدود 75% فاصله سطح زیاد می شود که محل گلویی است و سپس
 بطرف دنباله لبه کاهش می یابد. پره دوباره بار گیری می شود، هنگامی که بالاترین سرعت جریان

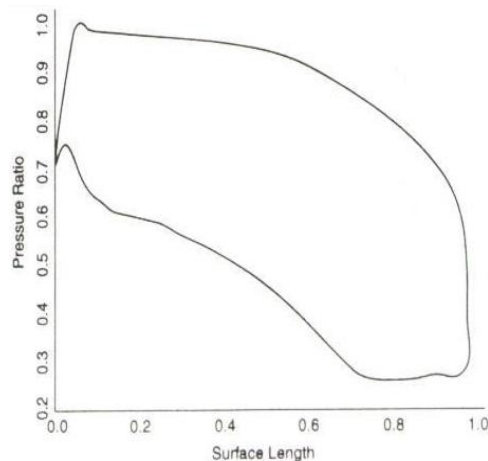


Figure 2.17

موضعی در یک محل نزدیک به دنباله لبه رخ می دهد.

شکل ۱۸-۲ میانگین اندازه گیری های جریان حرارت تجزیه شده زمانی در اطراف بخشهای میانی پره روتور نشان می دهد. معدل گیری بر روی معبرهای 360 پره متوالی انجام می شود. شکل ها اندازه گیری را در 12 محل بر روی سطح پره نشان می دهد. محققان یک آشفتگی همبسته وسیع را بر روی سطح فشار در امتداد پره مشاهده کردند. محققان نشان می دهند که آشفتگی ممکن است

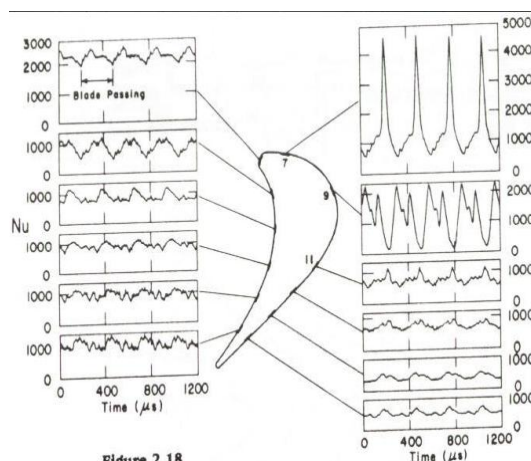


Figure 2.18

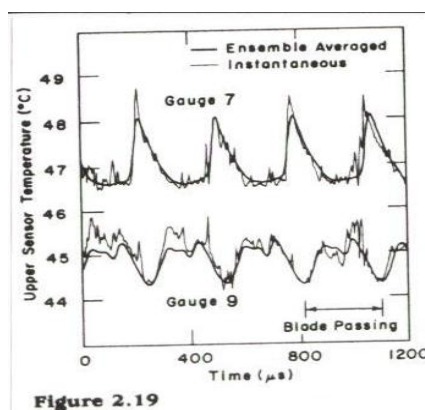
معرف جابجایی مسیر بطرف معبر باشد. دوره زمانی عبور از پره بر روی یکی از پروفیل های زمان نشان داده می شود. رقیق سازی توزیع ممکن است ناشی از افزایش سرعت جریان عبوری از لبه هدایت کننده تا دنباله لبه باشد. بر سطح مکش ، مدولاسیون عبور پره ، قوی تر از لبه هدایت کننده است (70 تا 90%) و به طرف دنباله لبه رقیق می شود (30 تا 40%). تاثیر NGV در جهت موافق جریان کم می شود هنگامی که جریان وارد معبرهای پره ناشی از افزایش سرعت قوی جریان از لبه هدایت کننده دنباله لبه می گردد. تغییرات شدید اطلاعات بر روی سطح مکش ، انتشار قوی بطرف سطح مکش نزدیک به لبه هدایت کننده و حرکت بطرف سطح فشار نزدیک به دنباله لبه را نشان می دهد.

شکل ۱۹-۲ یک مقایسه از دماهای میانگین و اندازه گیری شده توسط حسگر های فوقانی در محل اندازه گیری جریان حرارت بر روی سطح مکش را نشان می دهد. نوسانات کوچک شبیه به نوسان حلقه، نوسان الکتریکی و نوسان جریان توسط روش مذکور فیلتر می شوند. از پروفیل های زمانی اندازه گیری شده می توان مشاهده کرد که جریان با عبور از پره بصورت تناوبی (پریودی) است.

2.3- آزمایشات انتقال حرارت پره کسکید :

2.3.1- مقدمه :

همانطور که قبلاً نشان داده شد تمام بررسی های قبلی انجام شده نسبت به اندر کنش های روتور-استاتور صورت گرفت. آنها انتقال حرارت را برای کل روتور-استاتور انجام دادند. بررسی ها بر روی انتقال حرارت NGV اولین مرحله روتور را در نظر که هر نوع تاثیرات مخالف جهت جریان را در نظر نگرفتند. حضور روتور بر خصوصیات انتقال حرارت پره مرحله اول تاثیر نگذاشت. براساس این فرض، بررسی هایی وجود دارد که فقط روی تمام تاثیرات پارامترهای انتقال



حرارت NGV تمرکز دارند.

اولاً، می خواهیم تایید کنیم که حضور یک روتور موافق جهت جریان روی خصوصیات انتقال حرارت مرحله اول تاثیر چشمگیری نمی گذارد. Dunn تاثیر روتور بر روی توزیع های عدد

استانتون را برای پره مخالف جهت جریان بررسی کرد. شکل ۲۰-۲ مقایسه ای بر روی اطلاعات پره به تنهایی و پره با روتور موافق جهت جریان در یک $T\omega/T=0.53$ نشان میدهد. دایره های پر شده برای اطلاعات پره تنهایی باشند و دایره های باز مربوط به اطلاعات استیج کامل هستند.

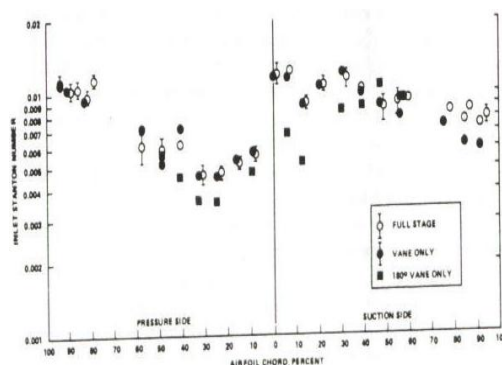


Figure 2.20

مربع های پر شده اطلاعات اضافی در مورد پره فقط برای $T\omega/T=0.21$ را نشان می دهند. مقایسه دایره های باز با بسته نشان می دهد بر توزیع عدد استانتون تاثیر نمی گذارد. با این حال، تاثیر کمی در سمت مکش نزدیک دنباله لبه وجود دارد. وجود روتور عدد استانتون را تا 25% نزدیک دنباله لبه سطح مکش افزایش می دهد. بدلیل اینکه این یک ناحیه کوچک در مقایسه با سطح پره کامل است، می توان بیان کرد که خصوصیات انتقال حرارت پره تحت تاثیر حضور یک روتور در جهت موافق جریان نمی باشد.

2.3.2- تاثیر عدد ماخ خروجی و عدد رینولدز:

Nealy توزیع های انتقال حرارت بر روی پره های هدایت نازل بارگیری شده زیاد را در دمای متوسط نشان می دهد و سه پره تحت شرایط حالت یکنواخت قرار دارند. آنها پارامترها را تغییر دادند از قبیل عدد ماخ، عدد رینولدز، شدت آشفستگی و نسبت دمای دیوار به گاز. اطلاعات آزمایشگاهی در مجموعه کسکید آیروترمودینامیک در شرکت موتور السیون بدست آمدند. **Nealy**

نشان داد که مکانیزم های پایه ای وجود دارد که بر انتقال حرارت گاز به فویل هوا تاثیر می گذارند. آنها رفتار زودگذر لایه مرزی ، آشفته گی جریان آزاد، انحنای سطح ایرفویل ،زبری سطح ایرفویل ، شیب فشار ، محل تزریق ماده خنک کننده، جدایش و اتصال مجدد جریان و اندر کنش لایه مرزی - شوک بصورت مکانیک های پایه بررسی کردند که تاثیرات آنها لازم است بر انتقال حرارت فویل هوا تعیین شود. در این بررسی آنها توجه خود را روی عدد ماخ کسکید خروجی ، عدد رینولز و شکل ایرفویل متمرکز کردند. شکل ۲۱-۲ پروفیل های سطح را برای در پره کسکید نشان می دهد.

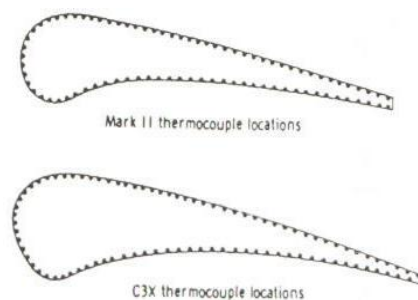


Figure 2.21

طرح های دو پره موسوم به Mark II و C3X دارای شکل هندسی سطح مکش کاملاً متفاوت می باشند. آزمایشات روی این دو طرح یک آگاهی نسبت به تاثیر شکل هندسی سطح مکش بر انتقال حرارت را فراهم کردند.

شکل ۲۲-۲ توزیع فشار استاتیک سطح بر دو پره را برای سه عدد ماخ خروجی متفاوت نشان می دهد. توزیع های فشار روی دو پره خیلی شبیه هم بودند (روی سطح فشار). با این حال ، تاثیر پروفیل پره بر سطح مکش چشمگیر است. یک شیب فشار معکوس قوی در سمت مکش پره Mark II در فاصله سطح حدود 20% وجود دارد. پره C3X یک شتاب تدریجی را نشان می

دهد. تاثیر عدد ماخ خروجی بر سطح مکش هر دو پره چشمگیر است. عدد ماخ خروجی بیشتر به یک سرعت بالاتر بر سمت مکش نزدیک به دنباله لبه تبدیل می شود.

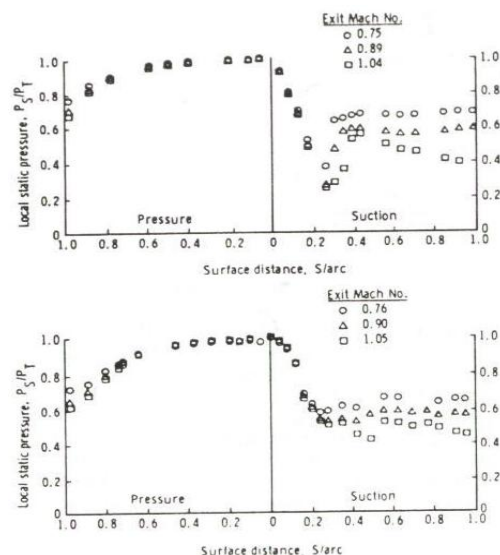


Figure 2.22

نشانه توزیع های فشار متغیر سطح مکشی بر دو پره، توزیع های انتقال حرارت سطح اندازه گیری شده نیز خصوصیات مختلف را نشان می دهند. شکل ۲۳-۲ تاثیر عدد ماخ خروجی بر توزیع های انتقال حرارت برای پره Mark II را نشان می دهد. از توزیع های فشار، توزیع انتقال حرارت سطح توسط تغییر عدد ماخ خروجی تحت تاثیر قرار نمی گیرد. ضرایب انتقال حرارت سطح فشار به سرعت از لبه هدایت کننده تا حدود 20% فاصله سطح کم می شود و سپس بطرف دنباله لبه بتدریج افزایش می یابد. سطح مکش، توزیع های ضریب انتقال حرارت جدایش لایه مرزی لایه ای، گذار و اتصال مجدد آشفستگی در فاصله سطح 25% را نشان می دهند. محل جدایش لایه مرزی لایه ای بنظر می رسد در جهت مخالف جریان با کاهش عدد ماخ خروجی حرکت نماید. همچنین در جهت موافق جریان آن محل، ضرایب انتقال حرارت با کاهش اعداد ماخ خروجی بالاتر هستند.

در ناحیه هایی که که لایه مرزی متصل باقی می ماند، هیچ تاثیر آشکار عدد ماخ خروجی وجود ندارد.

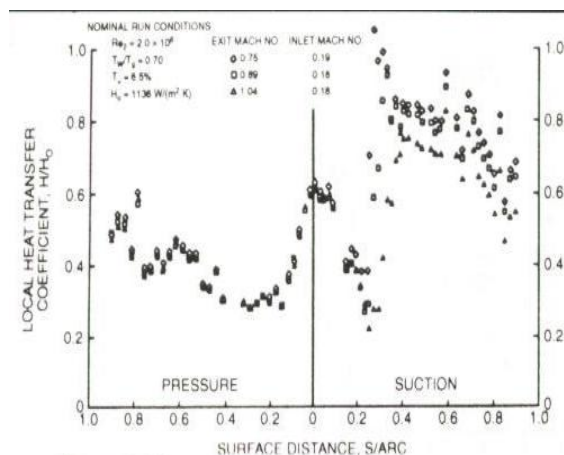


Figure 2.23

شکل ۲۴-۲ تاثیر اعداد ماخ خروجی روی توزیع های انتقال حرارت سطح را برای پره C3X نشان می دهد ، هیچ تاثیر عدد ماخ خروجی بر سطح فشار وجود ندارد. ضریب انتقال حرارت به سرعت از لبه هدایت کننده تا حدود فاصله سطح 20% سقوط می کند و بتدریج بطرف دنباله لبه زیاد می شود. ضرایب انتقال حرارت با افزایش فاصله سطح تا حدود فاصله سطح 25% کم می شود، سپس ضرایب انتقال حرارت بدلیل آغاز گذار از لایه مرزی لایه ای به آشفته زیاد می شود. گذار در فاصله سطح 50% در جهت موافق جریان کامل می شود در جایی که ضرایب انتقال حرارت با افزایش ضخامت لایه مرزی آشفته، کاهش می یابد. محل انتقال (گذار) نزدیک به لبه هدایت بایک کاهش در عدد ماخ خروجی حرکت می کند. این رفتار انتقال حرارت بر روی پره C3X از نوع توزیع نمونه مربوط به فویل های هوا میباشد.

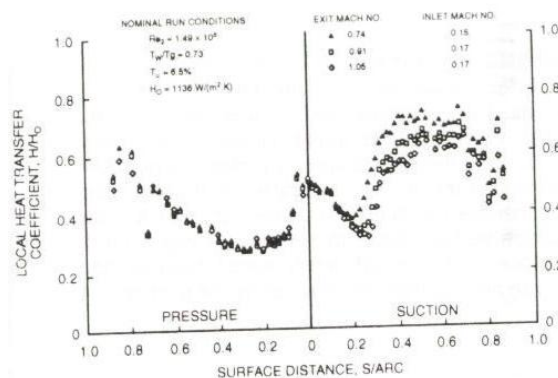


Figure 2.24

شکل ۲۵-۲ تاثیر عدد رینولدز بر انتقال حرارت پره C3X را نشان می‌دهد. شرایط جریان بر روی شکل نشان داده می‌شود. محل انتقال (گذار) در سطح مکش نزدیک به لبه هدایت کننده با یک افزایش در عدد رینولدز حرکت می‌کند. توزیع های انتقال حرارت سطح فشار تمایل به طرف یک رفتار زود گذر همانند مورد نشان داده شده در سطح مکش می‌باشد. بطور کلی، ضرایب انتقال حرارت سطح کل ایرفویل افزایش چشمگیری با یک افزایش در عدد رینولدز نشان دادند.

این بررسی جامع برای اولین بار در انتقال حرارت NGV انجام گرفت. خصوصیات انتقال حرارت خیلی وابسته به شکل هندسی پره است. تفاوت های قوی در توزیع های پره Mark II و C3X و تاثیرات سایر پارامتر هابسیار آشکار هستند. اطلاعات بیشتر درباره این بررسی در گزارش NASA ذکر شده است.

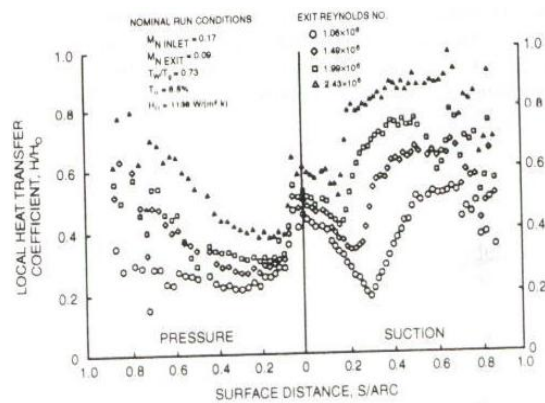


Figure 2.25

2.3.3- تاثیر آشفته‌گی جریان آزاد:

یکی از تاثیرات اولیه انتقال حرارت پره ، آشفته‌گی جریان آزاد تولید شده در خروجی محفظه

احتراق است. آشفته‌گی تولید شده توسط محفظه احتراق به افزایش انتقال حرارت کمک چشمگیر

می کند. تأثیر آشفته‌گی جریان آزاد روی انتقال حرارت پره بخوبی مستند سازی نمی شود. آشفته‌گی می تواند بر انتقال حرارت لایه ای ، سطح فشار، انتقال زود گذر و انتقال حرارت لایه مرزی آشفته تأثیر بگذارد. Ames تأثیر آشفته‌گی شبیه سازی شده توسط محفظه احتراق را بر انتقال حرارت پره توربین بررسی کرد. جزئیات بیشتر درباره آشفته‌گی و خصوصیات جریان می توانند از بررسی های Ames و plesniak بدست آیند. کسکید چهار پره دارای فویل های هوایی در مقیاس

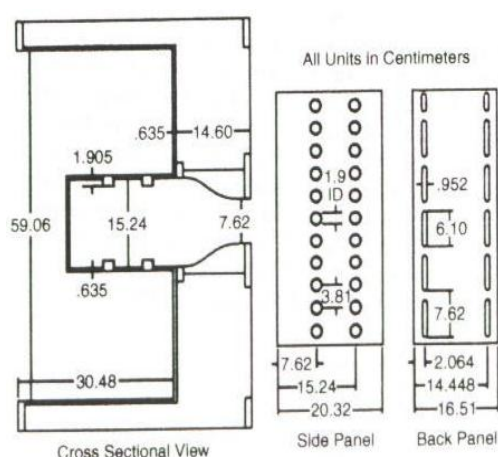


Figure 2.26

4.5 برابر پره های C3X بود. پروفیل های پره یک بخش از خط مرکزی نازل اولین استیج از یک موتور هلی کوپتر (بال گرد) شرکت موتور آلیسون هستند. شکل هندسی پره شبیه به ترکیب بندی پره C3X بکار رفته توسط Nealy است. Ames تأثیرات شدت آشفته‌گی و مقیاس طول بر انتقال حرارت پره را بررسی کردند. Ames یک مولد آشفته کننده محفظه احتراق را توسعه داد که مقادیر آشفته‌گی و مقیاس طول همراه با آن و موارد تولید شده توسط محفظه احتراق موتور واقعی یکسان بودند. شکل ۲۶-۲ طرح مولد (ژنراتور) آشفته کننده محفظه احتراق را نشان می دهد. Ames سطوح متفاوت آشفته‌گی نزدیک به پره ها برای حالت آشفته‌گی زیاد و حرکت دادن آن سایر حالت های تلاطم کم را نشان می دهد.

شکل ۲۷-۲ شماتیکی از کسکید چهار پره که توسط Ames استفاده شد را نشان می دهد. (۱۹۹۷)

شکل ۲۸-۲ اطلاعات انتقال حرارت اندازه گیری شده برای یک $Re = 790000$ را نشان می دهد که چهار وضعیت تلاطم متفاوت (بر اساس وتر محوری) را نشان میدهد. چهار حالت که برای آنها اطلاعات ارائه می شوند عبارتند از (۱) یک حالت خط پایه که $Tu = 1.1\%$ و $Lu = 6.6 \text{ cm}$ و (۲) یک آشفته‌گی شبیه سازی شده با محفظه احتراق که $Tu = 12\%$ و $Lu = 3.36 \text{ cm}$ (۳) یک آشفته‌گی شبیه سازی شده با محفظه احتراق که $Tu = 8.3\%$ و $Lu = 4.26 \text{ cm}$ و (۴) یک حالت

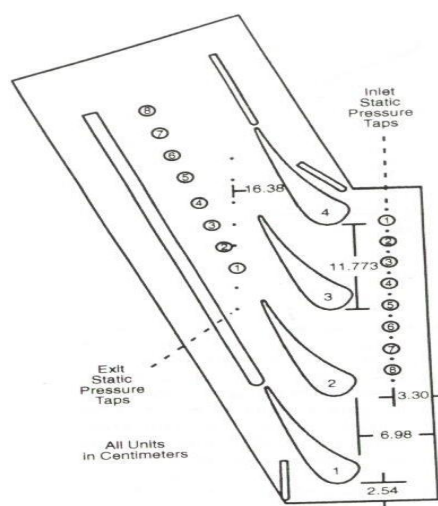


Figure 2.27

آشفته‌گی تولید شده با شبکه در جایی که $Tu = 7.8\%$ و $Lu = 1.36 \text{ cm}$ است. اطلاعات تلاطم زیاد، اعداد استانتون قابل توجه را برای حالت آشفته‌گی کم نشان می دهند. ناحیه لایه ای شامل ناحیه دسته بندی شده، سطح فشار کلی و ناحیه شیب فشار مطلوب سطح مکش است. گذار از سطح مکش رخ می دهد که در طی آن مقادیر انتقال حرارت به سرعت زیاد می شود. جریان موافق بعدی اعداد استانتون با توسعه لایه مرزی آشفته کامل کاهش می یابد. با این حال، با افزایش تلاطم جریان آزاد، محل گذار به طرف لبه هدایت کننده حرکت می کند. پس از گذار، شدت آشفته‌گی

بالتر به افزایش بعدی مقادیر انتقال حرارت نمی انجامد. نتایج تاثیر مقیاس طول تلاطم (Ln) را نشان می دهند. آشفته‌گی تولید شده توسط شبکه شبیه به حالت آشفته‌گی تولید شده توسط محفظه احتراق کمتر است ولی تفاوت در مقادیر مقیاس طول وجود دارد. تلاطم مقیاس طول بزرگ بنظر می رسد که افزایش انتقال حرارت کمتر از مقیاس های طول کوچک را روی حالت خط مرکزی در مقادیر تلاطم مشابه تولید می کند. این بررسی یک مورد قوی را برای محققان ایجاد کرد تا آشفته‌گی جریان آزاد را همراه با مقیاس های بزرگ در بررسی های بعدی خودشان در نظر بگیرند. تاثیر این تلاطم

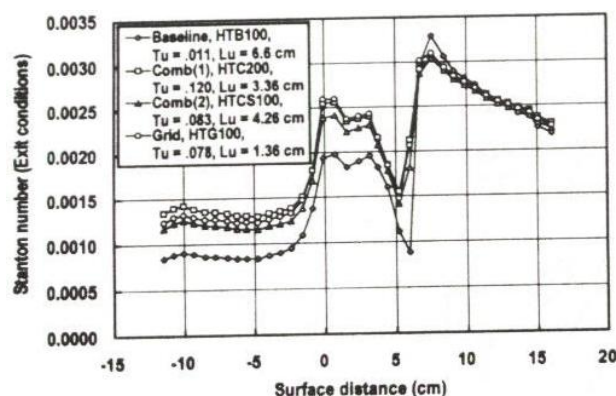


Figure 2.28

در افزایش مقادیر انتقال حرارت و همچنین ایجاد گذار لایه مرزی بر سطح مکش توسط بررسی فوق تایید می شود.

2.3.4- تاثیر زبري سطح:

یک ضریب که باعث افزایش انتقال حرارت از NGV می شود تاثیر زبری سطح است. در موتورهای حقیقی، زبری سطح پارامتری می شود که ناشی از پرداخت تولید اولیه و رسوبات موتور پس از چند ساعت عملیات است. رسوبات احتراق ممکن است زبری سطح پره را پس از چند ساعت عملیات ایجاد کند و این زبری می تواند برای عمر پره ناشی از مقادیر انتقال حرارت

افزایش یافته مخرب باشد که خیلی بیشتر از شرایط طراحی هستند. Abuaf تاثیرات زیری سطح بر عملکرد آیرودینامیک و انتقال حرارت ایرفویل را نشان داده است این امر یکی از اولین بررسی ها برای تمرکز روی تاثیرات زیری سطح در انتقال حرارت پره بود. بررسی های قبلی در زیری سطوح تخت یا پره های روتور تمرکز داشت. (این امر بعداً در این فصل بحث خواهد شد). سه مقدار متفاوت زیری توسط Abuaf مطالعه شد. مقادیر زیری با استفاده از یک میکروسکپ تداخل روبشی مشخص شدند. ایرفویل های A توسط بخار و براده سنباده زنی شده و با codep پوشانیده شد که یک پوشش مقاوم در مقابل اکسیداسیون است. ایرفویل B با بخار براده سنباده زده شد و سپس با آلومینید رسوب یافته به روش بخار شیمیایی پوشانیده شد (CVD). فویل هوای C سنباده زنی شد و سیقل یافت و با آلومینید CVD پوشانیده شد و بالاخره مجدداً پوشش داده شد. بخشهای انتخاب شده از سطوح ایرفویل با استفاده از میکروسکوپ برای مقادیر زیری انرازه گیری شدند. زیری میانگین خط مرکزی (Ra) برابر با 2.98 و 0.94 و $0.77 \mu m$ برای فویل های A و B و C بترتیب بدست آمدند.

شکل ۲۹-۲ یک مقایسه از توزیع های ضریب انتقال حرارت را برای ایرفویل های A و B و C نشان می دهد. تاثیر زبری سطح روی سطح فشار خیلی کم است. یک افزایش ملایم در مقادیر ضریب انتقال حرارت برای ایرفویل های A با بالا ترین زبری وجود دارد. بر سطح مکش ، تاثیر قوی است و با محل گذار منتقل شده به لبه هدایت کننده برای ایرفویل همراه بوده است. تاثیر زبری سطح مکش در ناحیه آشفستگی کامل سطح مکش آشکار است. بنظر می رسد که زبری سطح

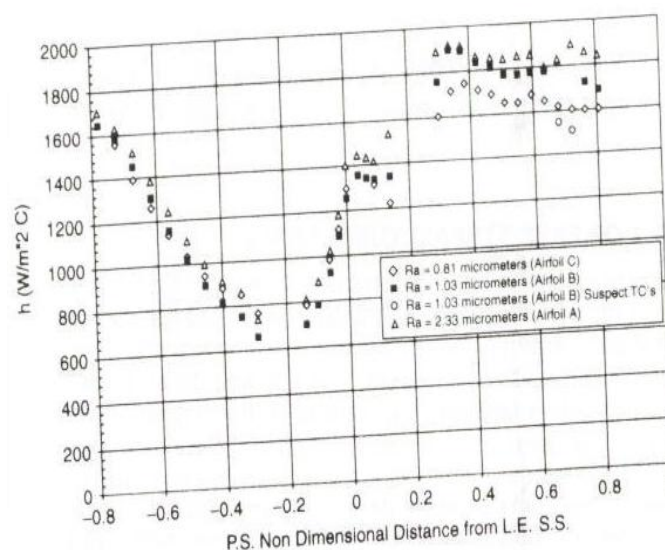


Figure 2.29

بر ضرایب انتقال حرارت و تشدید لایه مرزی بر مکش سطحی ایرفویل تاثیر می گذارد. زبری سطح بالاتر باعث گذار زود هنگام شده و منجر به این عقیده می شود که زبری سطح برای عمر پره مخرب است. طراحان به پرداخت و سیقل دادن سطح ایرفویل های هوا نیاز دارند در حالیکه احتمالات سرد کردن در نظر گرفته برای NGV ها را بررسی می کنند.

یک عمل دیگر وجود دارد که باید در نظر گرفته شود. ترکیب آشفستگی جریان آزاد در ترکیب با زبری سطح ممکن است تاثیر واحد زبری را خنثی کند. اگر تاثیر زبری سطح بر انتقال حرارت پره قبلاً تحت تاثیر آشفستگی زیاد جریان آزاد بصورت جزئی و نمودی باشد، آنگاه زبری سطح بصورت

یک عامل ممکن است یک تاثیر ثانوی باشد. Hoffs اندازه گیری های انتقال حرارت بر روی ایرفویل های توربین را تحت شرایط زبری سطح زیاد و آشفته گی جریان آزاد بالاتر انجام داد. تاثیرات زبری سطح توسط پوشش کریستال مایع در بررسی آنها تعیین شدند. سطح کریستال مای پوشش یافته بصورت طبیعی بر سطح زبر با مقدار زبری سطح $Rz = 25 \mu m$ عمل کرد. برای سطح هموار، سطح پوشش یافته با کریستال مایع با کاغذ سنباده بسیا ریز سیقل یافت تا شرایط سطح قابل تکرار و هموار بدست آید. مقدار زبری سطح Rz برابر با $15 \mu m$ است. مقادیر آشفته گی بالاتر با استفاده از جریان مخالف تولید کننده آشفته گی کسکید ایرفویل تولید شدند.



شکل ۲-۳۰ ضرایب انتقال حرارت، مربوط به تاثیر آشفته‌گی جریان آزاد و همچنین افزودن زبری

سطح برای یک حال آزمایشی ایرفویل نشان داده میشود: اولین مورد برای یک سطح هموار با



$Tu=5.5\%$ است، دومین مورد برای یک سطح هموار با $Tu=10\%$ است، سومین حالت برای سطح زبر در $Tu=10\%$ است، مقایسه دومورد اول برای سطح هموار، آشکار است که ضرایب انتقال حرارت بر روی سطح فشار ناشی از افزایش تلاطم، زیاد میشود. نتایج سطح مکش نشان می دهند که محل گذار در جهت مخالف جریان حرکت کرده است که ناشی از افزایش تلاطم جریان آزاد از $S/L=0.25$ تا $S/L=1.0$ است. این نمونه نتایج ای است که قبلاً برای یک پره توربین

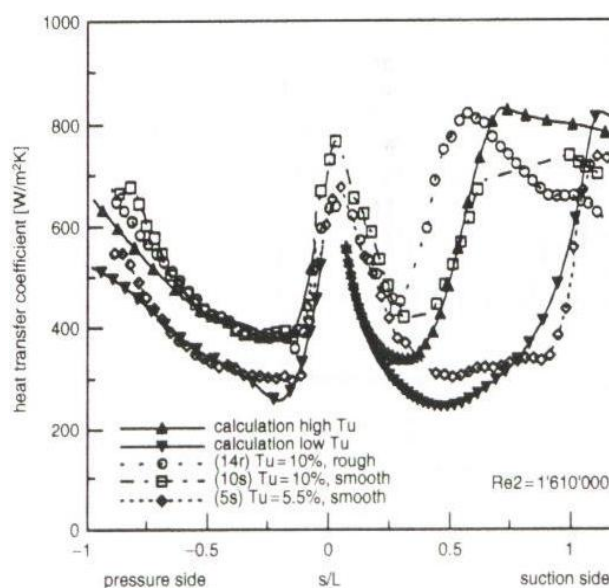


Figure 2.30

کلاسیک بحث گردید. سطح فشار تحت تاثیر صیقل بودن سطح در آشفته‌گی بالا نمی باشد. ضرایب انتقال حرارت افزایش یافته قبلی ناشی از آشفته‌گی جریان آزاد تحت تاثیر زبری سطح نمی باشند. بااین حال، تاثیر بر سطح مکش چشمگیر است. محل انتقال بنظر نمی رسد که تحت تاثیر سطح زبر باشد. این طول انتقال است که شدیداً توسط افزودن زبری سطح کاهش داده می شود. ترکیبی از زبری سطح با آشفته‌گی جریان آزاد زیاد باعث می شود که لایه مرزی انتقال را سریعتر از حالت آشفته‌گی جریان آزاد طی نماید. Bunker همچنین تاثیر آشفته‌گی جریان آزاد و زبری سطح بر روی پره ها را بررسی کرد. بررسی او نتایج مشابه ای را نشان می دهد.

2.3.5- انتقال حرارت پره کسکید آنولار^۱:

مارتینز- بوتاس^۲ از یک تونل باد و یک کسکید NGV آنولار برای اندازه گیری های انتقال حرارت استفاده کرد. تونل باد به تفصیل توسط Baines ارائه می شود. یک تونل انتقال حرارت سرد (CHTT) ابتدا توسط مارتینز-بوتاس استفاده گردید. در این تونل سیال اصلی لازم نیست گرم شود. NGV گرم می شود و ناگهان در داخل تونل باد قرار گرفته می شود. ضرایب انتقال حرارت توسط ثبت دمای پره متغیر با استفاده از روش کریستال مایع زودگذر اندازه گیری می شود. برای اجزای آزمایش انتقال حرارت زودگذر، NGV ها قبل از حرکت توسط جداسازی کاست انتقال حرارت پیش گرم می شوند (شکل ۳۱-۲) که شامل چهار معبر با استفاده از یک مکانیزم شاتر (shutter) است. شاتر در طی حرکت حذف (برداشته) می شود هنگامی که آزمایش زود گذر آغاز می شود.

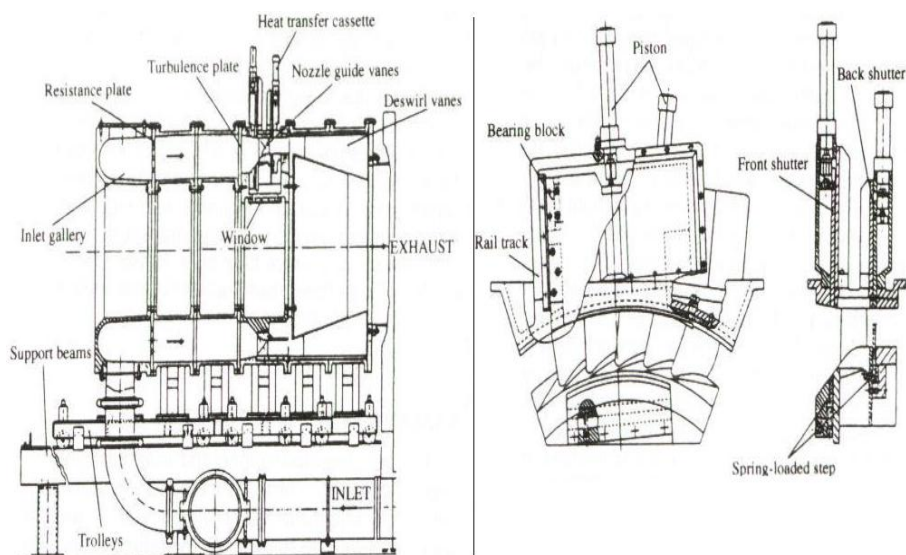


Figure 2.31

1.ANNULAR

2.Martines-botas

شکل ۲-۳۲ توزیع عدد دماخ ایزنتروپیک را بر روی NGV در سه محل دهانه متفاوت 10% و 50% و 90% نشان می دهد. اطلاعات یک شیب فشار شعاعی (نوک به مرکز) به طرف داخل را نزدیک به پشت فویل هوا نشان می دهد.

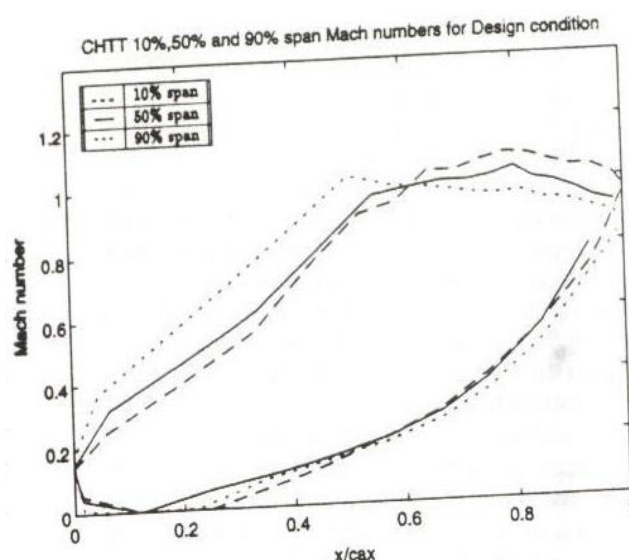


Figure 2.32

شکل ۲-۳۳ توزیع عدد نوسلت (nusselt) آزمایشی را در وسط فویل هوا نشان می دهد. بالاترین مقدار انتقال حرارت از دنباله لبه بر روی سطح فشار رخ می دهد. بر روی سطح مکش، ماگزیمم در سطح 8% رخ می دهد و برای یک فاصله سطح بزرگتر از 20% ثابت باقی می ماند. بر سطح فشار، عدد نوسلت در ابتدا کم می شود و سپس به تدریج دورتر از 15% فاصله سطح به طرف دنباله لبه بطور پیوسته افزایش می یابد. یک پیش بینی انتقال حرارت لایه مرزی ۲ بعدی نیز برای مقایسه لحاظ می شود.

شکل ۲-۳۴ توزیع ضریب انتقال حرارت بر سطح فشار و مکش هر دو را نشان می دهد. ضرایب انتقال حرارت به طرف دنباله لبه زیاد می شود همینطور که در شکل ۲-۳۳ دیده می شود. سطح مکش تغییرات قوی را نشان می دهد. نواحی انتقال حرارت زیاد نزدیک به نوک در لبه هدایت کننده

وجود دارند که توسط یک ناحیه انتقال حرارت کم دنیا می شوند در جایی که ممکن است جدایش

رخ دهد. تاثیرات دیوار انتهایی حاصل

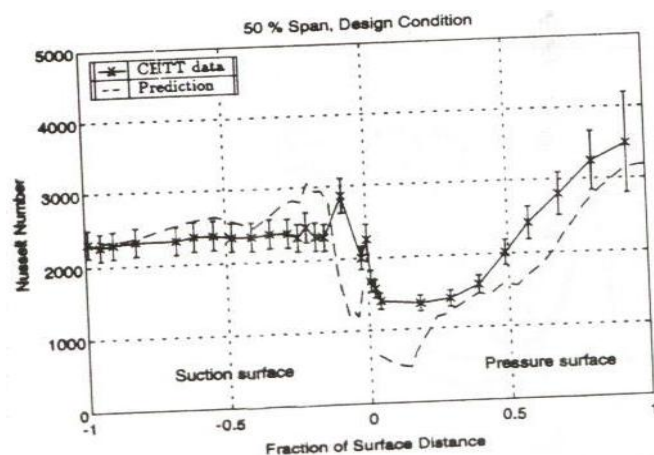


Figure 2.33

در معبر و گردابها ممکن است باعث تغییرات قوی بر روی سطح مکش گردد. جزئیات بیشتر درباره

تاثیرات دیواره انتهایی در بخش 2.5 نشان داده می شوند.

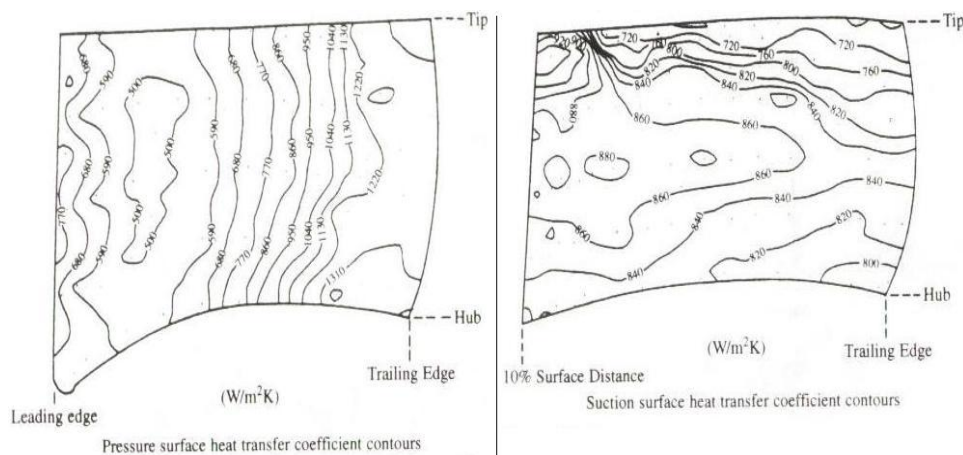


Figure 2.34

2.4- انتقال حرارت پره کسکید:

2.4.1 - مقدمه

وقتی که جریان از داخل معبر های NGV عبور می کند، شدت آشفته گی جریان آزاد بدلائل

افزایش جریان در راخل گلویی پره کم می شود. تاثیرات آشفته گی جریان آزاد کاهش یافته بر انتقال

حرارت پره روتور مانند تاثیرات آشفتگی جریان آزاد بر روی انتقال حرارت پره قابل توجه نمی باشد. بطور نمونه، مقادیر آشفتگی جریان آزاد در حدود 15 تا 20% در لبه هدایت کننده پره استیج اول هستند و بدلیل افزایش سرعت جریان در معبر پره، شدت آشفتگی در لبه هدایت کننده پره روتور مرحله اول تحت تاثیر پارامتر مهم دیگر است: یعنی تاثیر عدم یکنواختی در جریان. عدم یکنواختی جریان از حرکت نسبی ردیف های پره روتور نسبت به ردیف های پره ثابت ناشی میشود. شکل ۲-۳۵ یک دیدگاهی مفهومی از انتشار مسیر غیر یکنواخت در داخل یک ردیف پره روتور را نشان می دهد. نواحی سایه خورده نشان میدهد که در کجا عدم یکنواختی توسط ایرفویل های هوایی جریان مخالف ایجاد می شود. برای یک پره استیج اول، مولفه های اصلی عدم یکنواختی که توسط Doorly ارائه شد به این شرح می باشند:

(۱) عبور جریان - جریان خروجی از ردیف پره مخالف جریان در جهت محیطی بدلیل مسیر های سایه خورده در دنباله لبه پره های مخالف جریان بصورت غیر یکنواخت است. این مسیر ها پره ها

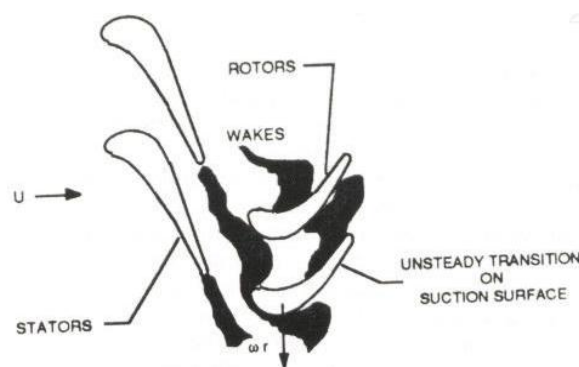


Figure 2.35

را در معرفی یک سرعت جریان تناوبی و میدان آشفته قرار می دهد. زیرا دوران نسبی ردیف ها باعث می شود که پره ها در جهت موافق جریان این مسیرها حرکت کنند.

(۲) عبور موج شوک - (برای توربین های فقط تراسونیک) امواج شوک توسط یک ردیف پره تراسونیک تولید می شود که بر روی ردیف پره موافق جهت جریان تولید می شوند، اینها علاوه بر تاثیر مسیر می باشد.

(۳) اندر کنش های جریان پتانسیل - تغییرات پریودی در میران پتانسیل توسط حرکت نسبی ردیف های پره و تیغه ایجاد می شوند. افزایش ردیف پره می تواند این نوع تاثیر را کاهش دهد.

(۴) آشفتگی زیاد انرژی اضافی - این امر مقدار آشفتگی جریان آزاد دست کم ممکن است در داخل معبر پره ایجاد شود.

2.4.2 - آزمایشات شبیه سازی مسیر غیر یکنواخت:



آزمایشات شبیه سازی مسیر یک سازگاری بین استفاده از مولفه های ثابت یا گردان میباشد. جریان غیر یکنواخت تولید شده توسط پره در جهت مخالف جریان که بر روی روتور در جهت موافق جریان بر خورد می نماید با استفاده از یک کسکید پره ثابت (بی حرکت) و یک ژنراتور جریان

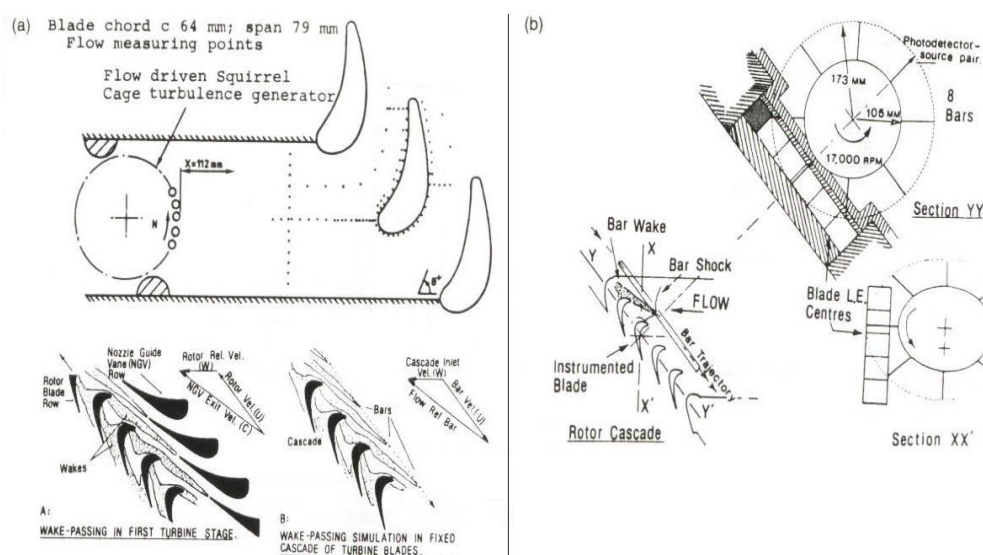


Figure 2.36

مخالف جهت اصلی شبیه سازی می شود. آزمایشات شبیه سازی نوعاً از یک ژنراتور چرخ پره دار و در حال گردش بایک ژنراتور قفسه ای سنجابی و در حال گردش در جهت مخالف جریان کسکید پره ثابت استفاده کرد تا حرکت نسبی دنباله لبه های پره را شبیه سازی کند. شکل ۳۶-۲ طرحی از ژنراتور قفسه سنجابی رانشان می دهد. حرکت نسبی میله ها بر روی ژنراتور باعث ایجاد جریانهای می شود که بر کسکید پره در جهت موافق ضربه می زند.

Guenette اعتبار استفاده از شبیه سازی میله گردان را با مقایسه خصوصیات بدست آمده با شبیه سازی های میله روتور در جهت جریان مخالف را نشان می دهد. آنها اطلاعات بدست آمده از سطح مکش یک پره روتور با اطلاعات کسکید عبوری ۲ بعدی در دو محل متفاوت از $x/s = 0.1$ و 0.31 بر روی سطح پره نشان میدهد. شکل ۳۷-۲ مقایسه در $x/s = 0.31$ رانشان می

دهد. اندر کنش های غیر یکنواخت اندازه گیری شده برای روتور و کسکید مشابه هستند. با این حال، دسته های مضاعف برای روتور کارآمد تر از کسکید ۲ بعدی هستند. Guenette اشاره کرد

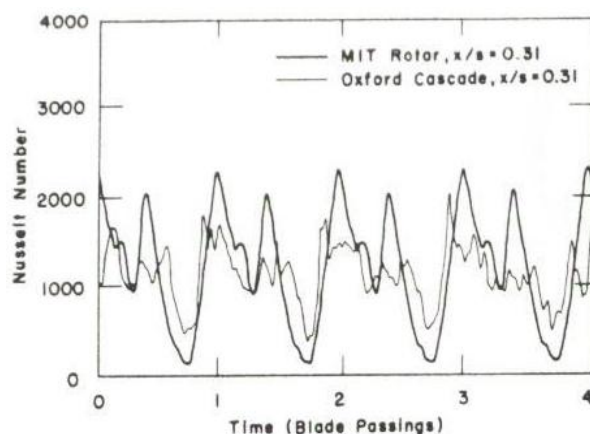


Figure 2.37

که اندر کنش های ناپایدار این مسیر و تیغه برای روتور قوی تر از کسکید ۲ بعدی هستند اگرچه آنها از لحاظ طبیعت مشابه می باشند. اطلاعات غیر یکنواخت برای کسکید ۲ بعدی از یک بررسی توسط Doorly و old field بدست آمدند.

Doorly و Old field تاثیرات موج شوک و عبور مسیر بر یک پره روتور توربین را شبیه سازی کردند. آنها از یک ژنراتور چرخ میله دار برای تولید موج شوک و عبور از مسیر استفاده کردند. شکل ۲-۳۸ سابقه زمانی یک مسیر جدا شده و موج شوک عبور کننده بر روی تعدادی از حالت های متوالی را نشان می دهد. مسیر های انتقال حرارت برای محل های اندازه گیری متفاوت نیز رسم می شوند. تمام سنجها بر روی سطح مکش پره از لبه هدایت کننده تا محل گلویی قرار داده می شوند (۱۱-۱). موج شوک با خطوط پر رنگ نشان داده می شود. انتشار موج شوک از لبه هدایت کننده تا دنباله لبه معبر بطور واضح نشان داده می شود. همچنین، مسیر سایه خورده توسط میله گردان یک نارسایی سرعت تناوبی باعث می شود که معبر پره را در بر میگیرد هنگامی که میله هادر

جلوی کسکید عبور می کنند. انتشار این ناحیه کمبود سرعت در مسیرهای زمانی ، بطور واضح نشان داده می شود. به گزارش Doorly و old field ، تاثیر اصلی مسیر های تناوبی عبارتند از تاثیر گذار لایه مرزی بر روی سطح مکش پره موافق جریان می باشد. انتقال حرارت بر سطح پره به شدت تحت تاثیر مسیر های ناشی از تولید منطقه آشفته گی و همچنین انتقال سریع (گذار) می باشد. بر خورد موج شوک جدا شده (ایزوله شده) بر یک لایه مرزی لایه ای دیگر بر سطح مکش یک حباب جدا تولید کرد. انتقال حرارت بسیار سریع همراه با شوک توسط یک مسیر آشفته (در پست حباب) ایجاد شد. تاثیر امواج شوک که بطور همزمان با مسیر ها عمل می نمایند مسیرهای لایه مرزی آشفته را تولید می نماید که یک لایه مرزی آشفته پیوسته را تشکیل می دهد. اندر کنش مسیر و شوک ترکیبی بر لایه مرزی خیلی پیچیده است و Doorly و ashworth شرح دقیقی از این پدیده ارائه کردند.

Ashworth (۱۹۸۵) تاثیرات اندر کنش های مسیر از یک پره هدایت نازل مخالف جریان را بر

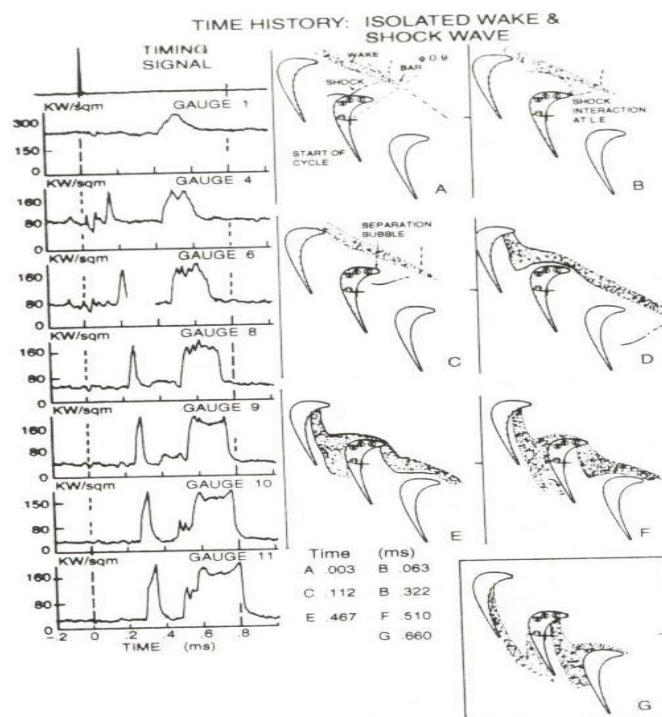


Figure 2.38

یک جریان پره روتور و انتقال حرارت بررسی کرد. او و همکاران اش یک سیستم مسیر متحرک را توسط یک مولد مسیر چرخ میله دار شبیه سازی کردند. آنها انتقال حرارت موضعی را با استفاده از سنج‌های جریان حرارت در ۲۲ محل در امتداد سطح تیغه اندازه گرفتند. شکل ۳۹-۲ توزیع‌های انتقال حرارت بدست آمده برای شرایط آشفته‌گی جریان آزاد ۴٪ و ۸٪ با اندرکنش‌های مسیر ناپایدار را نشان می‌دهد. سیگنال‌های بعضی از سنج‌های جریان حرارت موضعی بر روی سطح شکل نشان داده می‌شوند. مقایسه‌های انتقال حرارت بصورت خطوط پررنگ نشان داده می‌شوند. بنظر می‌رسد که ضرایب انتقال حرارت در امتداد پره شدیداً برای $Tu = 0.8\%$ در امتداد سطح پره افزایش می‌یابند. بیشترین افزایش‌ها در نزدیک پره هدایت‌کننده مشاهده می‌شوند. انتقال محل گذار به طرف لبه هدایت‌کننده برای معبر با اندرکنش‌های مسیر قابل توجه می‌باشد. حضور مسیر ناپایدار باعث گذار لایه مرزی زود هنگام می‌گردد. بایک افزایش در آشفته‌گی جریان آزاد، تأثیرات مسیر ناپایدار قابل توجه نمی‌باشند. مقدار آشفته‌گی جریان آزاد بدون مسیر، انتقال حرارت در امتداد سطح پره را افزایش داده و همچنین گذار زود هنگام بر سطح فشار را موجب می‌گردد. تأثیر افزودن مسیر ناپایدار فقط جزئی است.



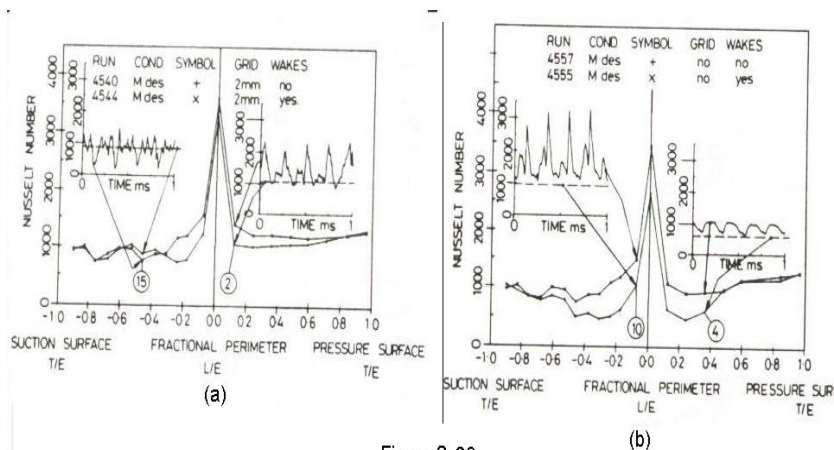


Figure 2.39

Dullenkopf اندازه گیری های انتقال حرارت زمانی متوسط را با استفاده از یک ژنراتور چرخ میله دار شبیه سازی شده آزمایشگاهی انجام داد. کسکید شامل پنج پره در مجموعه آزمایش گاز داغ ادغام می شود. گاز تولید شده توسط یک محفظه احتراق از داخل یک شبکه آشفته و یک ژنراتور مسیر گردان عبور می کند. جزئیات بیشتر درباره دستگاه آزمایش می تواند از مقالات Dullenkopf و Wittig بدست آید. اندازه گیری هایی بوسیله سیم داغ را انجام داد و سیگنال های سرعت را با گردش ژنراتور مسیر ثبت کرد. اندازه گیری ها در مدخل ورودی کسکید پره انجام شدند. یک سیگنال سیم داغ از یک مسیر عبور کننده در جهت مخالف جریان کسکید در شکل ۴۰-۲ دیده می شود.

سیگنال بطور واضح کاهش سرعت هر میله عبوری را نشان می دهد که با جریان معمولی بین میله

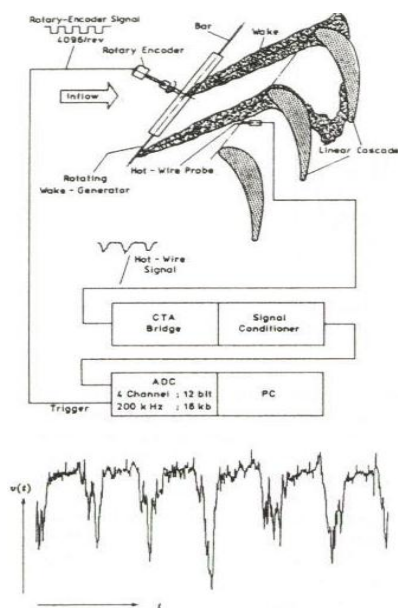


Figure 2.40

ها دنبال می شود. پارامترهای مهم شبیه به سرعت وابسته به زمان $v(t)$ از متغیر تناوبی $\bar{v}(t)$

تشکیل گردیدند و نوسانات سرعت $\bar{v}'(t)$ در شکل ۲-۴۱ دیده می شوند.

تحلیل معدل گیری برای بدست آوردن توزیع های آشفته گی میانگین گیری شده در زیر شرح داده

می شود. توزیع مولفه نوسان کننده آشفته گی بر روی یک فاصله توسط معادله زیر ارزیابی می شود:

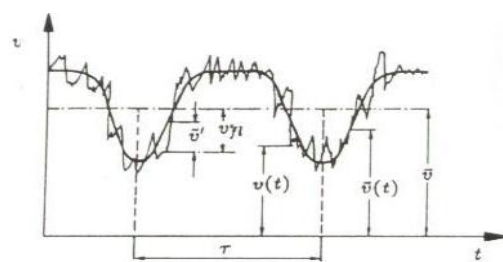


Figure 2.41

$$\bar{v}'^2(t_1) = \frac{1}{m-1} \sum_{j=1}^m \left[v_j(t_1) - \bar{v}(t_1) \right]^2$$

شکل ۲-۴۲ ارزیابی توزیع آشفته‌گی معدل گیری شده را نشان می‌دهد.

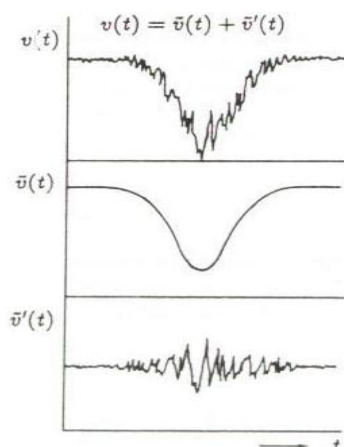


Figure 2.42

شکل ۲-۴۳ ضریب انتقال حرارت را برکل پره برای شرایط متفاوت نشان می‌دهد.

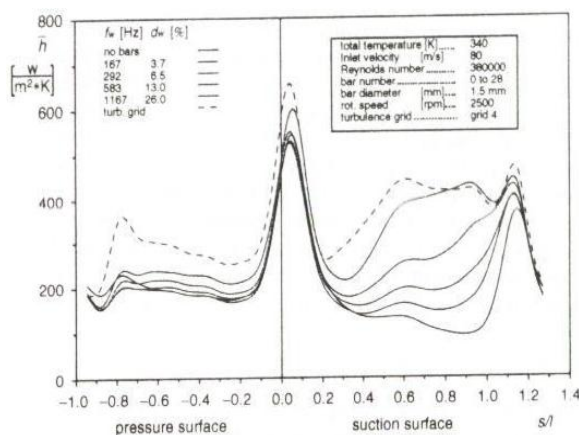


Figure 2.43

عدد رینولدز بر اساس وتر پره 380000 برای شش وضعیت مختلف بود: بدون میله 4 میله، 7 میله، 14 میله، 28 میله و حالت آشفته‌گی کامل با آشفته‌گی تولید شده توسط شبکه به میزان 8%، فرکانس گردش مسیر $f(\omega)$ و مدت دوام مسیر (dw) برای هر مسیر داده می‌شوند. مدت دوام نسبی مسیر برابر با نسبت زمان دوام مسیر به پریود عبور مسیر است. بامشاهده حالت‌های مختلف واضح است که ضریب انتقال حرارت سطح مکش برای هر حالت بدلیل گذار لایه مرزی قبلی بالاتر هستند. محل گذار با افزایش فرکانس مسیر در جهت مخالف جریان به طرف لبه هدایت کننده نزدیک می‌شود. محل گذار از یک فاصله سطح $s/l \sim 1.0$ به حدود 0.3 برای بالاترین

فرکانس مسیر حرکت می کند. حالت آشفته‌گی تولید شده توسط شبکه دارای یک محل گذار در حدود $s/l \sim 0.2$ می باشد. Dullenkopf نشان داد که ناحیه آشفته و مسیر جریان آزاد در خارج از لایه مرزی بطور مستقل عمل می کنند هنگامی که گذار توسط مسیر در هر محل آغاز می شود. توزیع ضریب انتقال حرارت میانگین زمانی حاصل از کسر زمان آشفته و لایه ای تشکیل می شود، که در آن کسر زمان آشفته در طول سطح افزایش می یابد. این امر افزایش طول زود گذر در مقایسه با حالت خط پایه (بدون میله ها) را نشان می دهد. سطح فشار یک تاثیر کمتر در مقایسه با تاثیر سطح مکش را نشان می دهد. این امر ممکن است رخ دهد زیرا intermittency ایجاد شده توسط مسیر تقریباً "ثابت است. جزئیات بیشتر در باره تاثیرات intermittency موضعی در بخش بعدی بحث خواهد گردید.

2.4.3 - پیش بینی های انتقال حرارت تحت تاثیر مسیر:

همانطور که در بالا شرح داده شد، یکی از دلایل اصلی جریان ناپایدار در توربین های گاز عبارتند از انتشار مسیر ها از ایرفویل های هوایی در جهت مخالف جریان می باشد. این مسیر ها جریان آزاد را با یک سرعت ناپایدار پررودی، دما و شدت آشفته‌گی اعمال می کنند. کاهش سرعت همراه با مسیر ممکن است یک جریان همرفتی را بطرف سطح یا مخالف آن ایجاد نماید. مسیر ها یک گذار لایه مرزی لایه ای به آشفته ناپایدار زود هنگام را ایجاد می کنند تا در طرف مکش اتفاق بیافتند. انتقال حرارت همراه با جریان ناپایدار بطور واضح گذار لایه مرزی زود هنگام را نشان می دهد (شکل ۴۳-۲).

در این بخش، ما بر روی نظریه Mayle و محققان همکار او تمرکز می نمایم تا انتقال حرارت بر سطح را تحت تاثیر عبور مسیر ناپایدار پیش بینی نمایم. Mayle تاثیر گذار آشفته لایه ای را در

طراحی موتور توربین گاز نشان داد و پیشنهادهایی با ارزش برای بررسی های بعدی ارائه کرد. او یک شرح عمومی از گذار و شکل های مختلف آن ارائه کرد و نکات نظری و عملی را برای هر حالت گذار امتحان نمود.

Mayle و Dullenkopf یک توزیع موج مربعی شکل را برای تابع تولید نوار آشفته فرض کردند و یک نرخ تولید را آزمایشات ارزیابی نمودند آنها به یک عبارت ساده دست یافتند:

$$\bar{\gamma}_w(x) = 1 - \exp \left[-1.9 \left(\frac{x - x_{tw}}{U_\tau} \right) \right]$$

U سرعت برخورد ایرفویل است و τ پیوند عبور مسیر می باشد. Mayle و Dullenkopf به عبارت زیر پس از ترکیب عبارت های قبلی دست یافتند:

$$\bar{\gamma}(x) = 1 - e^{-0.412 \left(\frac{x - x_{tn}}{x_{75} - x_{25}} \right)^2} e^{-b \left(\frac{\tau \omega}{\tau} \right) \left(\frac{x - x_{tw}}{U_x} \right)}$$

x_{25} و x_{75} محل هایی بر روی سطح هستند در جایی که intermittency برابر با 0.25

و 0.75 است، $\tau \omega$ زمان دوام مسیر بر روی محل، x_{tw} و τ پیوند عبور مسیر می باشد.

شکل ۲-۴۵ نتایج حاصل از کارهای Pfeil و Herbst، Dring و Wittig را با مقادیر حاصل از نظریه فوق مقایسه کردند. توافق با تمام سه بررسی خیلی خوب است. Mayle مقایسه های بین اطلاعات انتقال حرارت آزمایشی (تجربی) و پیش بینی هایی براساس مدل Mayle-Dullenkopf را در شکل ۲-۴۶ نشان می دهد. با این حال، آغاز گذار از سنجش های آزمایشی

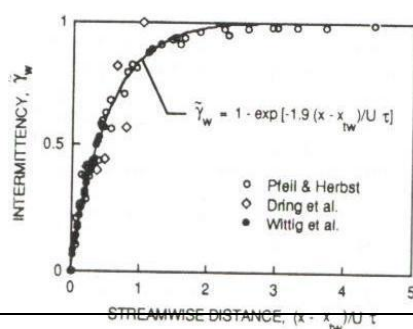


Figure 2.45

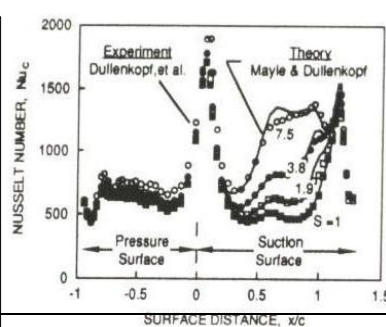


Figure 2.46

تعیین شدند تا مدل گذار را بکار ببرند و ضرایب انتقال حرارت را محاسبه نمایند. Han بعضی مقایسه ها را بین مدل گذار Dullenkopf-Mayle و آزمایشات انتقال حرارت آنها را با استفاده از یک ژنراتور مسیر چرخ - میله دار نشان می دهند.

2.4.4 - تاثیرات مرکب آشفته‌گی جریان آزاد و مسیر ناپایدار:

Han در دانشگاه A&M تگزاس تاثیرات مسیر ناپایدار را در ترکیب با آشفته‌گی جریان آزاد بالاتر بر ضرایب انتقال حرارت در یک پره روتور مطالعه کردند. آنها تاثیرات اولیه مسیر ناپایدار و آشفته‌گی جریان آزاد را مطالعه کردند و سپس هر دو تاثیر را ترکیب نمودند و آن را با تاثیرات اولیه مقایسه کردند. مسیر های مخالف جریان با استفاده از ژنراتور چرخ-میله دار مطابق شکل ۴۷-۲ تولید شدند. ژانگ^۱ و هان^۲ یک شدت آشفته‌گی میانگین (Tu) را برای تعیین آشفته‌گی تولید شده توسط ترکیب آشفته‌گی جریان آزاد و ناپایدار تعریف نمودند. جزئیات بیشتر توسط ژانگ و هان ارائه می شود.

شکل ۴۸-۲ تاثیر استحکام مسیر ناپایدار بر ضرایب انتقال حرارت سطح پره از مطالعه هان و ژانگ را نشان می دهند. تاثیر افزایش استحکام مسیر آشکار می باشد. با افزایش استحکام مسیر محل گذار

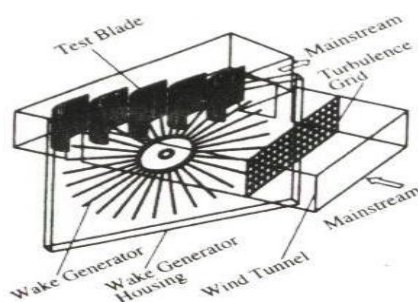


Figure 2.47

1.Zhang

2.Han

بر سطح مکش به طرف لبه هدایت کننده حرکت می کند. دو حالت اضافه، در جایی که آشفستگی جریان آزاد 0.7% است و یک آشفستگی تولید شده توسط شبکه به مقدار 5.7% نیز لحاظ می شوند. تمام حالت های مسیر دارای یک آشفستگی تولید شده توسط شبکه در جهت مخالف جریان با 5.7% بودند. خطوط پر رنگ روی سطح مکش پیش بینی هایی براساس روش بحث شده قبلی هستند. مقادیر X_{tw} ، محل آغاز برای گذار ناشی از مسیر، 0.25 c، 0.2 c و 0.15 c برای $s=0.1$ و 0.2 و 0.3 می باشند. (وتر فویل هوا می باشد)، نتایج یک انطباق خوب را در ناحیه موافق جریان آغاز گذار نشان می دهند. با این حال، در جهت مخالف جریان گذار، نظریه مقادیر انتقال حرارت را کمتر از مقادیر واقعی پیش بینی می کند. نتایج فوق برای نشان دادن توانایی نظریه گذار Mayle برای پیش بینی مقادیر انتقال حرارت معدل گیری شده زمانی برای پره ها تحت تاثیرات مسیر ناپایدار، ارائه می شوند.

شکل ۴۹-۲ سه حالت را مقایسه می کند در جایی که آشفستگی به شیوه های مختلف ایجاد می شود

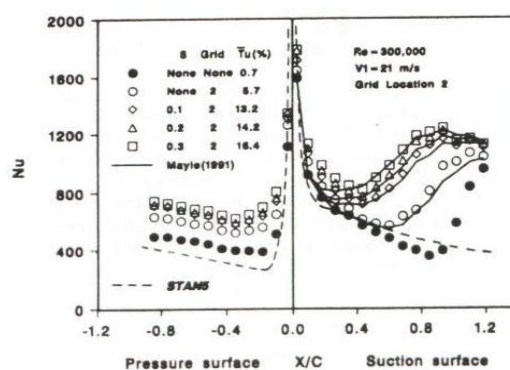


Figure 2.48

ولی شدت آشفستگی میانگین تمام سه حالت در $Tu = 13.5\%$ مشابه است.

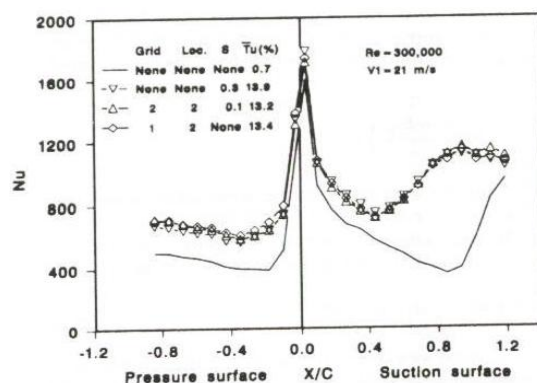


Figure 2.49

هر حالت دارای مقادیر آشفته‌گی تولید شده توسط شبکه متفاوت و استحکام‌های مسیر مخالف می‌باشد. با این حال، ضرایب انتقال حرارت معدل‌گیری شده زمانی برای شیوه تولید آشفته‌گی، شدید می‌باشند. خصوصیات آشفته‌گی برای سه حالت متفاوت خواهند بود، اما شدت آشفته‌گی میانگین آنها هنوز یکسان است. این نتایج نشان می‌دهد که خصوصیات آشفته‌گی ممکن است خیلی مهم نباشد اگر شدت آشفته‌گی میانگین بتواند شبیه‌سازی گردد تا تقریباً همانند شدت از یک معبر پره موتور توربین گاز باشد. شکل ۵۰-۲ تاثیر استحکام مسیر ناپایدار در جهت مخالف جریان برای یک آشفته‌گی جریان آزاد ورودی را نشان می‌دهد ($Tu=17.2\%$). اعداد استروهاال^۱ برهم نهاده شده برای آن موارد عبارتند از ۰.۱، ۰.۲، ۰.۳ می‌باشند. شدت‌های آشفته‌گی میانگین محاسبه شده $(\bar{T}u)$ در ورودی کسکید برابر با ۲۰.۹٪ و ۲۱.۱٪ و ۲۱.۲٪ می‌باشند. توزیع‌های عدد نوسلت شدت کم را برای تغییر در عدد استروهاال نشان می‌دهند. نتایج در شکل فوق نسبتاً مهم هستند زیرا آنها نشان می‌دهند

که فرکانس در جهت مخالف جریان هیچ تاثیر ندارد و هنگامی که جریان آزاد شدیداً آشفته

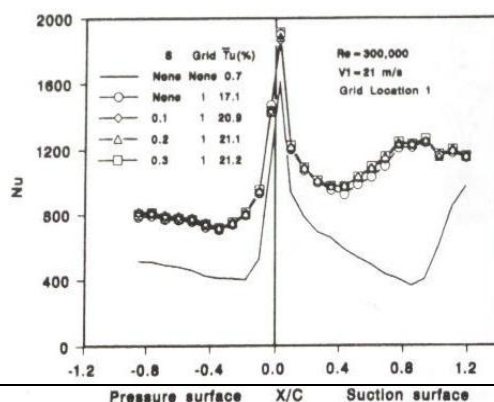


Figure 2.50

باشد ($Tu=17.2\%$).

Du از همان آزمایش Han استفاده کرد و تاثیر اضافه خروج دنباله لبه پره در جهت مخالف جریان را با مسیر ناپایدار بر ضریب انتقال حرارت پره در جهت موافق جریان بررسی کردند. خروج ماده سرد کننده توسط تزریق ماده سرد کننده از سوراخ های مختلف بر روی میله ژنراتور بدست آمد. آنها ضرایب انتقال حرارت را روی پره با استفاده از یک روش کریستال مایع زودگذر اندازه گرفتند. تاثیر خالص عبارتست از افزایش ضرایب انتقال حرارت بر روی فشار و سطح مکش در اطراف ناحیه لبه هدایت کننده بود. شکل ۵۱-۲ تاثیر مسیر ناپایدار، آشفستگی جریان آزاد و خروج ماده سرد کننده بر توزیع انتقال حرارت یک پره روتور توربین نشان می دهد. حالت های برای یک تونل باد (حالت ۷، $\bar{T}u = 0.7\%$ ، مسیر ناپایدار (حالت ۸، $\bar{T}u = 10.4\%$)، شبکه و مسیر (حالت ۹، $\bar{T}u = 13.7\%$)، شبکه مسیر و سرعت دمش جت خروجی $M=0.25$ (حالت ۱۰، $\bar{T}u = 13.4\%$ و بالاخره شبکه، مسیر و جت خروجی $M=0.5$ (حالت ۱۱، $\bar{T}u = 13.0\%$) را مقایسه می کند. افزودن تاثیر مسیر خودش محل گذار در حرکت سمت از $X/SL=0.5$ تا $X/SL=0.25$ را ایجاد می نماید. با افزودن آشفستگی شبکه جریان آزاد، یک حرکت بعدی محل گذار مخالف جهت جریان وجود دارد. تاثیر جت یا سطح مکش عبارتند از افزایش انتقال حرارت در جهت مخالف جریان محل گذار تا ۲۵٪ است (در مقایسه با حالت بدون خروج جت (مورد ۹)). تاثیر جت در نواحی کاملاً آشفته و گذار ناچیز می شود. انتقال حرارت سطح فشار هیچ افزایش چشمگیری را مطابق آنچه که بر روی سطح مکش دیده می شود، نشان نمیدهد. با این حال، یک افزایش تا ۱۵٪ در مقادیر انتقال حرارت در ناحیه نزدیک به لبه هدایت کننده وجود دارد.



Dunn نتایج مشابه را از آزمایشات مدل موتور روتور- استاتور گزارش کرد. ممکن است نتیجه گرفته شود که افزودن خروج دنباله لبه عبارتند از جبران کاهش سرعت ناشی از مسیر می باشد که باعث یک افزایش در سرعت جریان اصلی برخورد کننده است و یک پروفیل شدت آشفستگی یکنواخت تر را تولید می نماید.

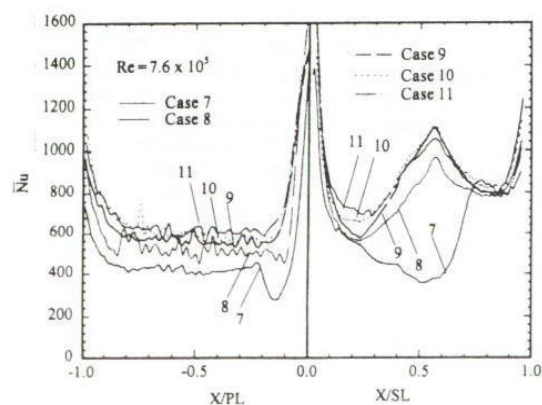


Figure 2.51

2-5- انتقال حرارت دیوار انتهایی ایرفویل:

2.5.1- مقدمه :

ناحیه دیواره انتهایی ایرفویل ناحیه پیچیده‌ای است برای تحلیل، که توسط مهندسان توربین گاز بکار برده می‌شود. دیوار انتهایی یک بخش بزرگ از سطح خنک شونده را در یک نسبت جنبه کم مدرن، با طراحی صلیبیت کم را نشان می‌دهد. با افزایش دماها و فشارهای ورودی توربین، مسئله خنک کردن دیوار انتهایی چشمگیر شده است.

ناحیه دیوار انتهایی یک ناحیه پیچیده ناشی از حضور جریان‌های ثانوی سه بعدی می‌باشد.

York در سال ۱۹۸۴ نشان داد که خصوصیات ضروری مسئله دیوار انتهایی عبارتند از:

وجود شیب‌های فشار و دما در جریان ورودی که جریانهای ثانوی را به صورت برگشت‌های جریان در معبرهای پرّه موجب می‌شود.

حرکت لایه مرزی در لبه هدایت کننده هر ایرفویل، در داخل یک گرداب مجزا که در داخل معبر همرفت می‌شود.

لایه‌های مرزی سه بعدی بر روی دیوار انتهایی با مؤلفه‌های جریان عرضی بزرگ که توسط شیب‌های فشار جریان عرضی قوی ایجاد می‌شود.

اندرکنش مارپیچ در گوشه دیوار انتهایی - سطح مکشی.

برای درک عبارت‌های فوق، شخص باید میدان جریان دیوار انتهایی را درک نماید. تعداد زیادی از بررسی‌های بر روی میدان جریان دیوار انتهایی در تلاش برای درک ساختارهای جریان ثانوی و انتقال حرارت مربوطه متمرکز شده‌اند.

2.5.2 - توصیف میدان جریان :

wang در سال ۱۹۹۷ مدل‌های ثانوی گوناگون منتشر شده، درباره میدان جریان نزدیک به دیوار انتهایی یک پرّه توربین را خلاصه کرد. Langston در سال ۱۹۸۸، Sharma و Butler (۱۹۸۷) و Goldstein و Spons (۱۹۸۸) سه مدل نماینده اصلی را نشان دادند. شکل ۵۲-۲ میدان جریان خلاصه شده توسط Langston را نشان می‌دهد. عکس تکامل تدریجی و توسعه دو

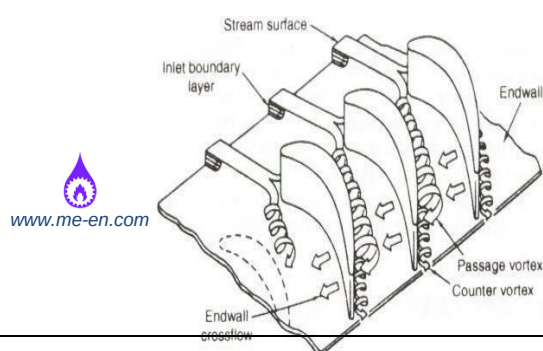


Figure 2.52

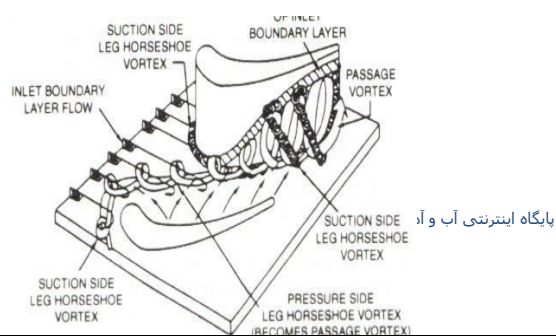


Figure 2.53

ساق مارپیچ و یک مارپیچ معبر را نشان می‌دهد. شکل ۵۳-۲ یافته‌های Sharma و Butler را خلاصه می‌کند. آنها نشان می‌دهند که مارپیچ در سمت فشار به یک مارپیچ معبر تبدیل می‌شود و به طرف مارپیچ در سمت مکش نزدیک می‌گردد. مارپیچ‌ها جریان لایه مرزی را بطرف نوک ایرفویل حمل می‌نمایند. Goldstein و Spons نتایج خودشان را درباره میدان جریان دیوار انتهایی ارائه کردند.

شکل ۵۴-۲ الگوی مارپیچ مشروح توسط Goldstein و Spons را نشان می‌دهد. شکل تمام مارپیچ‌های فعال را نشان می‌دهد. جریانهای ثانوی از ناحیه دیوار انتهایی اساساً نتیجه دو شیب فشار اصلی در معبر پره می‌باشند. تغییر فشار در معبر توسط توزیع سرعت لایه مرزی و تجمع جریان بر روی پره ایجاد می‌شود. این تغییرات فشار جریان را بطرف دیوار انتهایی جلو می‌برد و آن را به داخل دو ساق مارپیچ لبه هدایت کننده به پیش می‌راند. زاویه برگشت جریان بین ایرفویل‌هایک شیب فشار قوی را در معبر بوجود می‌آورد. این شیب بر روی مسیرهای دو ساق مارپیچ و همچنین جریان با مومنتوم (اندازه حرکت) کم در مجاورت دیوار انتهایی تاثیر می‌گذارد. این تغییر، یک جریان را بر روی سطح فشار (رو به پایین) و یک جریان بر روی سطح مکش (رو به بالا) را موجب می‌شود. مارپیچ ساق سمت فشار با جریان مومنتوم کم نزدیک به دیوار انتهایی ترکیب می‌شود و مارپیچ معبر را بوجود می‌آورد. مارپیچ معبر از لبه هدایت کننده سمت فشار به طرف لبه دنباله سمت مکش ایرفویل مجاور در معبر جابجا می‌شود. این مارپیچ (بر چسب ۳) دیوار انتهایی نزدیک به سمت مکش را بلند می‌کند و در امتداد سمت مکش می‌چسبد، هنگامی که به موافق جریان در معبر عبور می‌نماید. مارپیچ سمت مکش (با بر چسب ۲) نزدیک به دیوار انتهایی

باقی می ماند تا اینکه به خط جدایش در سمت مکش می رسد و سپس دیوار انتهایی را بلند می کند و در امتداد سمت مکش در جهت موافق جریان ادامه می یابد.

مارپیچ سمت مکش در اطراف مارپیچ معبر می پیچد. این محل پیچیدن در محل های مختلف برای شکل های هندسی کاسکاد مختلف رخ می دهد. همچنین مارپیچ های با مومنتوم کم دیگری وجود دارند که موسوم به مارپیچ های گوشه می باشند. همچنین یک مولفه رو به پایین از سرعت در طرف فشار به طرف دیوار انتهایی وجود دارد که ممکن است مارپیچ معبر را به طرف سمت مکش

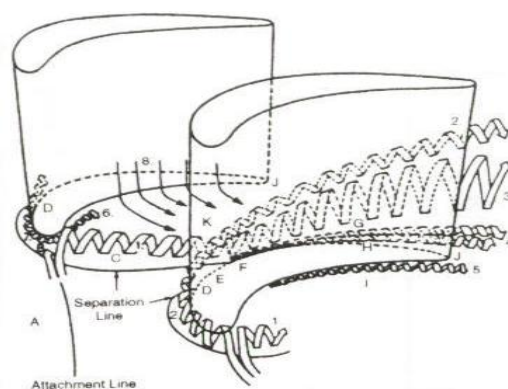


Figure 2.54

به جلو براند. این توزیع های جریان ثانوی پیچیده ممکن است منجر به رفتار انتقال حرارت پیچیده شود که ممکن است تغییرات قوی در دیوار انتهایی معبر را نشان دهد. جریان های ثانوی می توانند انتقال حرارت را افزایش دهند و مدل های صفحه تخت نمی توانند انتقال حرارت را برای دیوارهای انتهایی پیش بینی نمایند. بنابراین، حصول اندازه گیری های انتقال حرارت دقیق برای جریان های دیوار انتهایی امری مهم است.

2.5.3 - انتقال حرارت دیوار انتهایی:

Graziani (۱۹۸۰) شرح داد که انحنای خط جریان از جریان اصلی یک شیب فشار قوی را از سطح فشار تا سطح مکش ایجاد می نماید که بر روی دیوار انتهایی فشار داده می شود. جریان ثانوی

دیوار انتهایی از سیال با مومنتوم کم تهیه می‌شود که با سیال جریان اصلی اندر کنش می‌نماید. Graziani آزمایشاتی در یک مقیاس وسیع، سرعت کم، با تونل باد کاسکاد مدار باز انجام داد. او سطح پره و توزیع انتقال حرارت سطح دیوار انتهایی را برای دو ضخامت متفاوت از لایه مرزی ورودی اندازه گیری کرد. توزیع سطوح تیغه و فشار دیوار انتهایی توسط فشار استاتیک محاسبه گردید. توزیع‌های انتقال حرارت با استفاده از مدل‌های جریان حرارت یکنواخت و گرم شده به طریق الکتریکی بدست آمدند.

جزئیات بیشتر درباره روش آزمایش می‌تواند از مقالات Graziani بدست آید. شکل ۲-۵۵ حاشیه‌های (کانتور) فشار استاتیک دیوار انتهایی بر روی دیوار انتهایی پره را برای دو ضخامت لایه مرزی متفاوت نشان می‌دهد. مقایسه فوری نشان می‌دهد که الگوی لایه مرزی با خرابی‌های موضعی کمتر، پیچیدگی خیلی کمتری دارد. نقطه زمینی از جدایش بر روی دیوار انتهایی، مسیر

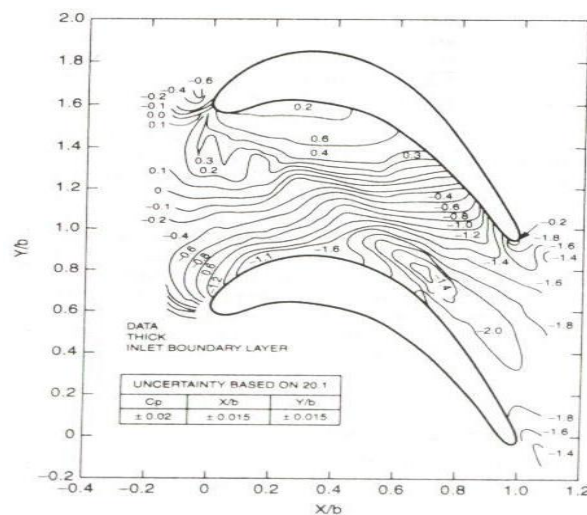


Figure 2.55

مارپیچ معبر و خط جدایش دیوار انتهایی فقط برای لایه مرزی ضخیم‌تر قابل تشخیص هستند. فقط نزدیک به سطح مکش در محل فشار حداقل، معبر مارپیچ آشکار می‌باشد.

شکل ۵۶-۲ توزیع‌های عدد استانتون دیوار انتهایی را برای یک ضخامت لایه مرزی زیاد نشان می‌دهد. انتقال حرارت در نزدیک لبه هدایت کننده بدلیل حضور یک مارپیچ، زیاد می‌باشد. مسیر مارپیچ با یک الگوی شیب‌های تند مشخص می‌شود که در ناحیه نقطه زمینی آغاز می‌شود و در دیوار انتهایی تا سطح مکش ادامه می‌یابد.

اعداد استانتون به تدریج به طرف سطح مکش کاهش می‌یابد. کمترین مقادیر انتقال حرارت بر روی دیوار انتهایی در نزدیک سطح فشار پیدا می‌شوند. ناحیه عدد استانتون کم یک حلقه را شکل

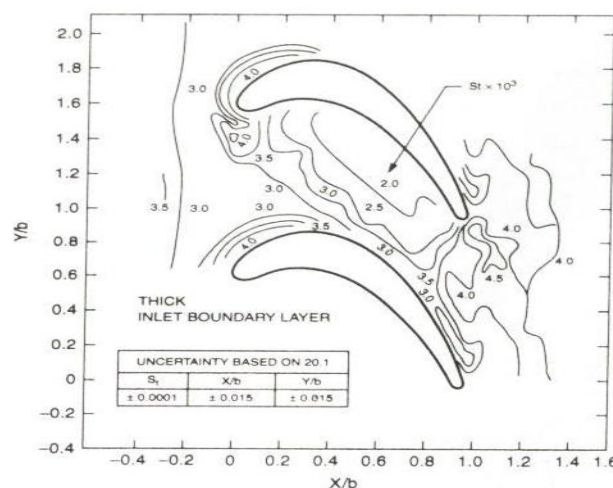


Figure 2.56

می‌دهد که از ناحیه نقطه زمینی به طرف سطح فشار از خارج به داخل معبر نزدیک به لبه دنباله ادامه می‌یابد. یک سیستم از نواحی کانتور (حاشیه) عدد استانتون بسته بالاترین نواحی انتقال حرارت را در ناحیه wake ایرفویل نشان می‌دهد. واضح است که در دیوار انتهایی جریانهای لایه مرزی سه بعدی وجود دارد که برای آن مفروضات لایه مرزی قراردادی ممکن است قابل کاربرد نباشد.

شکل ۵۷-۲ کانتورهای عدد استانتون را بر روی سطح دیوار انتهایی و پره برای یک لایه مرزی ورودی ضخیم نشان می‌دهد. تاثیرات ماریپچ موجود در جریانهای ثانوی در اطراف ناحیه مرکزی پره دیوار انتهایی، در توزیع‌ها به شدت آشکار هستند.

توزیع‌های انتقال حرارت سطح مکش شبیه به ناحیه دیوار انتهایی سه بعدی هستند. با این حال، توزیع‌های انتقال حرارت سطح فشار کمتر هستند و بر روی سطح کمتر تغییر می‌نمایند این یک بررسی مقدماتی بود که بر روی ناحیه دیوار انتهایی ایرفویل تمرکز داشت و یک دیدگاه بسیار پیچیده از پدیده را نشان می‌داد. بررسی محققان را به تمرکز بر روی سطح ایرفویل و همچنین ناحیه نوک و دیوار انتهایی از ایرفویل هدایت کرد. مقادیر انتقال حرارت زیاد هستند و سرد کردن دیوارهای انتهایی را ضروری می‌نمایند. سایر بررسی‌ها توسط Dunn و Stoddard (۱۹۷۹)، Dunn و Hause (۱۹۷۹)، York (۱۹۸۴)، Wedlake (۱۹۸۴)، Boyle و Russell (۱۹۸۹) و Blair (۱۹۹۴) بر روی مقادیر انتقال حرارت دیوار انتهایی تمرکز کرده‌اند.

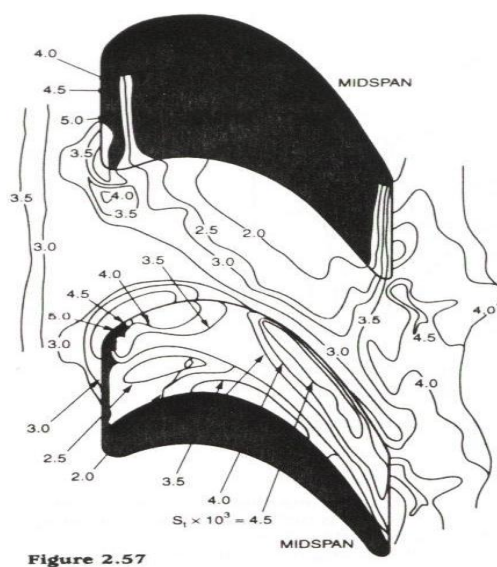


Figure 2.57

Chen و Goldstein (۱۹۹۲)، Wang (۱۹۹۵) Goldstein توزیع‌های انتقال جرم مفصل را

بر روی دیوار انتهایی ارائه کرده‌اند. آنها خصوصیات انتقال جرم را بر روی دیوار انتهایی و بر روی سطوح فشار و مکش نزدیک به دیوار انتهایی بررسی کرده‌اند. بررسی‌های آنها بر اساس جریانهای عدد رینولدز کم بود و بصیرت با ارزش نسبت به جریانهای ثانوی دیوار انتهایی و تأثیرات آنها بر روی سطوح مکش و فشار تیغه را فراهم کرد.

2.5.4 - انتقال حرارت نزدیک دیوار انتهایی:

بررسی‌های کمی بر روی تأثیرات اندرکنش‌های مارپیچ‌های تولید شده توسط دیوار انتهایی با سطح پره و تأثیر بر روی انتقال حرارت متمرکز شده‌اند. Graziani (۱۹۸۰) و sato (۱۹۸۷) از جمله کسانی هستند که انتقال حرارت سطح تیغه را در ناحیه نزدیک به دیوار انتهایی مطالعه کردند. Chen و Goldstein انتقال جرم بر روی ناحیه نزدیک دیوار انتهایی سمت مکش را بررسی کرد. آنها نشان دادند که توزیع‌های انتقال حرارت یک الگوی جداسازی لایه‌ای، گذرا و اتصال مجدد را ناشی از یک شیب فشار معکوس را نمایش می‌دهند.

Goldstein تأثیر جریان‌های ثانوی نزدیک دیوار انتهایی و آشفستگی لایه مرزی را بر روی انتقال حرارت سطح ایرفویل مطالعه کرد. ناحیه نزدیک به دیوار انتهایی شدیداً سه بعدی است که بدلیل سه بعدی بودن جریان در این ناحیه می‌باشد. الگوی جریان پیچیده قبلاً شرح داده شده است. شکل ۵۸-۲ توزیع‌های عدد شروود را بر روی سطوح مکش و فشار تیغه توسط Goldstein نشان می‌دهد. همانطور که از توزیع‌ها می‌توان مشاهده کرد، مارپیچ انتقال حرارت سطح مکش را نزدیک به لبه هدایت کننده تحت تأثیر قرار نمی‌دهد. در اطراف یک فاصله محوری

$\frac{S}{C} = 0.37$ سطح تحت تأثیر مارپیچ قرار می‌گیرد. تأثیر مارپیچ معبر در این نقطه آغاز می‌شود.

مارپیچ سمت مکش سپس از دیوار انتهایی دور می‌شود و بالاتر از مارپیچ معبر در امتداد سطح مکش حرکت می‌کند و تغییرات شدید در توزیع انتقال حرارت را موجب می‌شود. محل انتقال حرارت اوج در امتداد این مارپیچ است، هنگامی که از سمت مکش تیغه بالا می‌رود و در جهت موافق جریان توسط مارپیچ معبر حمل می‌شود. بر روی سطح فشار، انتقال حرارت (انتقال جرم) بصورت دو بعدی توزیع می‌شود، تأثیر زیادی بر روی سمت فشار بدلیل جریان‌های ثانوی وجود ندارد. هنگامی که مارپیچ معبر بطرف سمت مکش حرکت می‌کند، و مارپیچ سمت فشار اندکی کوچکتر است و باعث تأثیرات در مقیاسی بزرگ می‌شود. اندرکنش بین مارپیچ سمت فشار و رژیم‌های لایه مرزی متفاوت باعث جدایش جریان گذار و اتصال مجدد می‌شود و افزایش نزدیک به دیوار انتهایی رخ می‌دهد. تأثیرات ۳ بعدی بر روی سطح فشار محدود به یک ناحیه نزدیک به دیوار انتهایی می‌باشند.

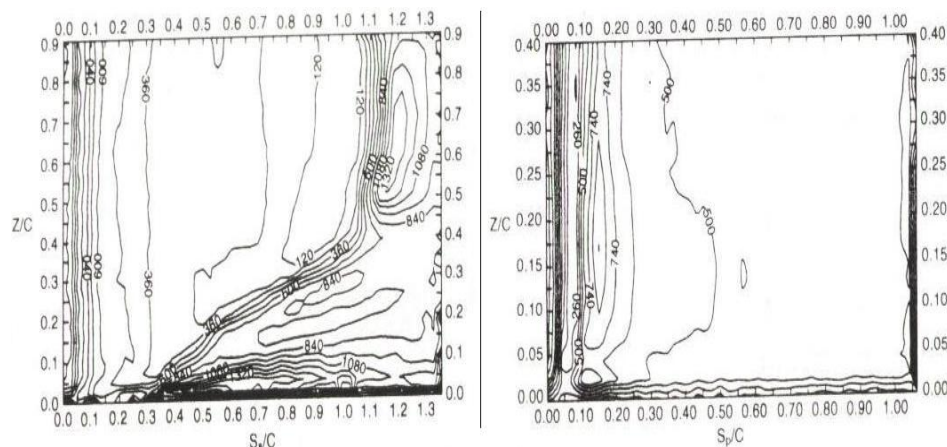


Figure 2.58

2.5.5 - آزمایش و بررسی‌های وضعیت موتور:

Wedlake یک سری آزمایش بر روی یک کاسکاد NGV در یک کاسکاد پیستون سبک ایزنتروپیک (ILPC) انجام داد. ILPC یک وضعیت جریان مشابه با یک موتور توربین گاز را می‌خواهد تولید نماید. آنها نسبت‌های دمای گاز به فلز را بجای استفاده از مقادیر دمای واقعی شبیه سازی کردند که در یک توربین گاز واقعی وجود دارد. شکل ۲-۵۹ ILPC را نشان می‌دهد.

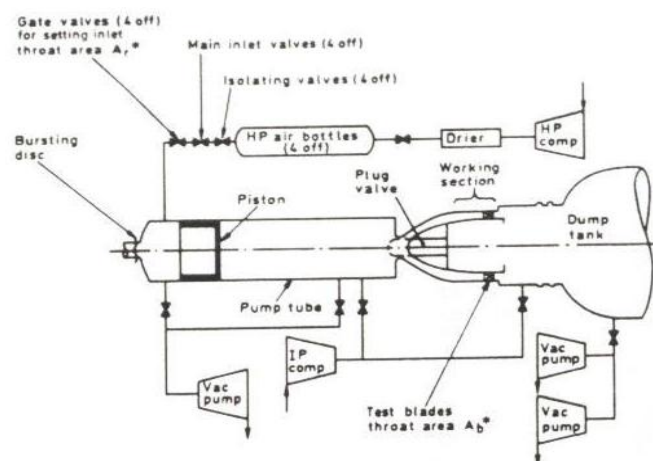


Figure 2.59

اندازه‌گیری‌های انتقال حرارت توسط عبور هوای گرم شده بر روی تیغه‌های آزمایش برای مدت زمان طولانی برای ثبت پاسخ دماهای سطح به معبر گاز داغ انجام شدند. شکل ۲-۶۰ کانترهای عدد نوسلت دیوار انتهایی بیرونی را برای یک عدد ماخ $1/4$ نشان می‌دهد. توزیع‌ها در ورودی پره در وسط معبر یکنواخت هستند و مقادیر زیادی در نواحی مارپیچ لبه هدایت کننده متمرکز می‌باشند. یک ناحیه نقطه زمینی از انتقال حرارت متوسط در معبر آشکار می‌باشد و انتقال حرارت زیاد می‌شود هنگامی که مارپیچ سمت فشار از سمت فشار یک ایرفویل به سمت مکش ایرفویل مجاور حرکت می‌کند. این امر با نتایج سرعت کم تهیه شده توسط Grariani سازگاری دارد. Giel اندازه‌گیری‌های انتقال حرارت دیوار انتهایی را در یک کاسکاد توربین ترانسونیک ارائه کردند. آنها تاثیرات عدد ماخ خروجی و آشفته‌گر جریان آزاد را بر روی انتقال حرارت دیوار انتهایی بررسی نمودند. آنها نشان دادند که اعداد ماخ خروجی مافوق صوت، توزیع‌های عدد استانتون

مشاهده شده در حالت‌های عدد ماخ خروجی ساب سونیک را فرو می‌ریزد، همچنین آنها نشان دادند که مقادیر انتقال حرارت اوج پایینی را با افزودن آشفتگی تولید شده توسط شبکه بدست آوردند.

آنها فرض کردند که این امر ممکن است بدلیل تغییرات در جریان‌های ثانوی رخ دهد که توسط ضخامت لایه مرزی نازک‌تر بوجود آمده است. اخیراً Harney نیز انتقال حرارت دیوار انتهایی را بررسی کرد. آنها نتایج خودشان را با شبیه سازی‌های محاسباتی مقایسه کردند.

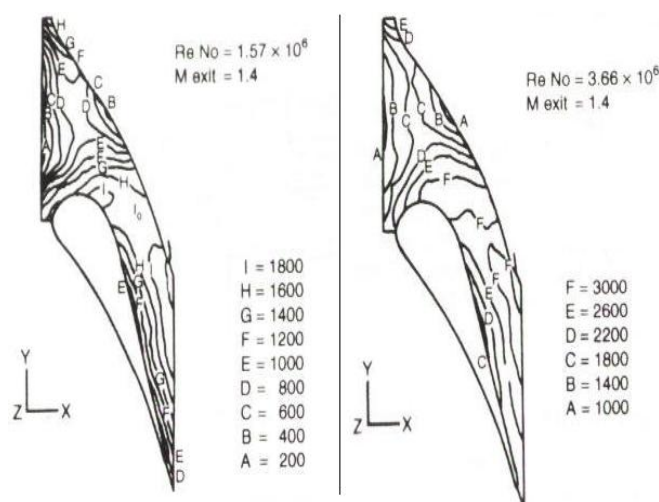


Figure 2.60

2.5.6 - تاثیر زبری سطح:

Blair تاثیر زبری بر روی انتقال حرارت سطح تیغه و دیوار انتهایی را بررسی کرد. شکل ۶۱-۲ سطح ایرفویل و کانتورهای عدد استانتون دیوار انتهایی مرکزی و سطح ایرفویل را برای دیوارهای زبر و نرم نشان می‌دهد. سطح هموار یک سطح پوشیده با کریستال مایع بود و سطح زبر ۱۰۰ برابر زبرتر از پوشش کریستال مایع بود. یک شبکه غربال شده از ذرات به اندازه ۶۶۰ میکرومتر بطور یکنواخت بر روی کل مدل آزمایش موتور بکار برده شد تا سطح زبر را شبیه سازی کند. نتایج

برای سطح ایرفویل در اینجا ارائه می‌شوند تا تاثیرات سه بعدی را نشان دهند که جریانهای ثانوی دیوار انتهایی بر روی انتقال حرارت سطح ایرفویل نزدیک به دیوار انتهایی دارند. از نتایج سطح هموار آشکار است که جریانهای ثانوی دیوار انتهایی دارای تاثیر قوی‌تر بر روی توزیع‌های عدد استانتون سطح مکشی نسبت به سطح فشار می‌باشند. توزیع‌های انتقال حرارت بطور واضح نشان می‌دهند که لایه‌های مرزی دیوار انتهایی در معبر بطرف سطح مکش توسط شیب فشار معبر عرضی جاروب می‌شوند، که قبلاً شرح داده شد. سپس لایه‌های مرزی به داخل یک زوج از مارپیچ نزدیک گوشه دیوار انتهایی، مرکز، ایرفویل و گوشه دیوار انتهایی، نوک ایرفویل حرکت داده می‌شوند. تاثیر بر روی سطح مکش عبارتند از تولید یک الگوی کانتورهای عدد استانتون است که مستقیماً با شکل‌های مارپیچ‌ها و خطوط جدایش بدست آمده از بررسی‌های میدان جریان متناظر است.

نگاشت نقشه انتقال حرارت دیوار انتهایی مرکزی اعداد استانتون زیاد را نزدیک به لبه‌های هدایت کننده ایرفویل نشان می‌دهد. مارپیچ‌های لبه هدایت کننده نیز انتقال حرارت دیوار انتهایی را افزایش می‌دهند، هنگامی که آنها انتقال حرارت سطح ایرفویل را افزایش دادند. حداکثر انتقال حرارت بر روی دیوار انتهایی در لبه‌های هدایت کننده ایرفویلها رخ می‌دهد. ناحیه انتقال حرارت زیاد نزدیک به لبه هدایت کننده بر روی سمت مکشی ادامه می‌یابد. اعداد استانتون بیشتر در نزدیک سطح مکش در مقایسه با سطح فشار ملاحظه می‌شوند. این امر ناشی از مهاجرت مارپیچ معبر به سمت مکش می‌باشد. مقایسه نگاشت انتقال حرارت سطح زیر با نگاشت انتقال حرارت سطح هموار بطور واضح مقادیر انتقال حرارت افزایش یافته را نشان می‌دهد. در لایه‌های مرزی سطوح زیر کاملاً آشفته هستند و ممکن است مقادیر انتقال حرارت بالاتر را تولید نمایند. الگوهای جریان

برای سطوح زبر و نرم هر دو مشابه هستند. مقادیر انتقال حرارت بین ۲۰ و ۴۰٪ زیاد می‌باشد که بستگی به محل بر روی سطح ایرفویل و دیوار انتهایی دارد. بررسی‌های اخیر بر روی استفاده از فیلم خنک کننده برای سرد کردن ناحیه دیوار انتهایی متمرکز بوده‌اند. این بررسی‌ها در فصل بعدی بر روی سرد کردن فیلم بحث خواهد گردید.

2-6 - انتقال حرارت نوک پره موتور توربین:

2.6.1 - مقدمه:

در موتورهای توربین گاز مدرن، پره‌ها در نزدیکی یک شراع (Shroud) ثابت یا دیوار خارجی هوزینگ (مقر) توربین، گردش می‌نمایند.

فاصله نوک نوعاً ۱.۵٪ فاصله پره است. خرابی‌های نوک پره اساساً توسط جریان نشست داغ

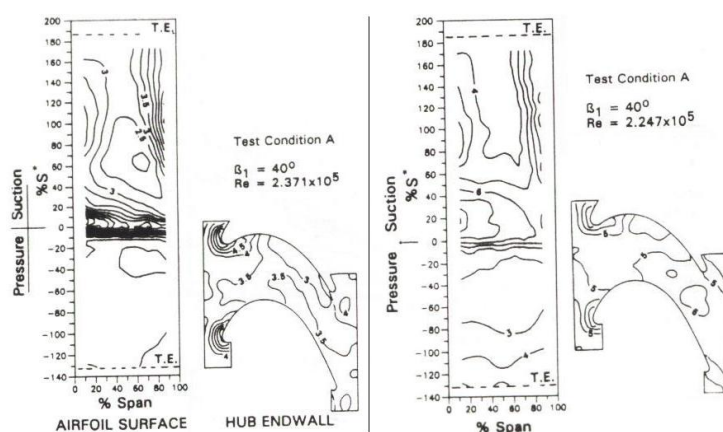


Figure 2.61

در داخل فاصله نوک ایجاد می‌شوند. تفاوت و اختلاف، فشار بین سطوح مکش و فشار، جریان را در داخل فاصله بین پره در حال گردش و شراع ثابت، موجب می‌شود. حذف فاصله بطور کلی غیرممکن است زیرا این فاصله برای رشد سانتریفوژی پره و همچنین انبساط حرارتی جزئی بین شراع و پره در نظر گرفته شده است. Metzger اشاره کرد که جریان نشست نوک تیغه معمولاً همراه با کاهش در عملکرد آیرودینامیک پره است و جنبه دوم از بار انتقال حرارت تا نوک پره

نادیده گرفته می‌شود. نرخ‌های انتقال حرارت در نوک می‌تواند بر روی کل سطح پره بالاترین مقدار باشد که منجر به شیب‌ها یا سرعت‌ها و دمای زیاد و مسائل پایداری مرتبط گردد. بررسی‌های انجام شده توسط Dunn در محیط استاتوری روتور نشان داده‌اند که بار حرارتی بر روی سطوح نوک پره بقدری زیاد هستند که می‌توانند موجب خرابی ساختاری شوند، اگر گرم کردن ناحیه نوک بقدر کافی در ملاحظات حرارتی در نظر گرفته نشود. انتقال حرارت نوک پره مرتبط با خصوصیات جریان نشست نوک می‌باشد. برای درک کامل انتقال حرارت نوک، محققان لازم است تا جریان ورودی نوک پره و خصوصیات جریان خروجی و تاثیرات آن بر روی فشار و انتقال حرارت سطح مکشی نزدیک به نواحی نوک را مطالعه نمایند.

2.6.2- میدان جریان ناحیه نوک پره و انتقال حرارت:

جریان نشست نوک پره یک جریان ناشی از فشار می‌باشد که ممکن است بر روی سطح مکشی نزدیک به نوک در خروجی تاثیر بگذارد. بررسی‌هایی بر روی جریان نشست نوک پره برای مقاصد آیرودینامیک متمرکز شده‌اند. تاثیرات جریان نشست نوک پره بر روی عملکرد پره مطالعه گردید. بررسی‌هایی توسط Bindon و Morphus و Bindong برای درک بهتر الگوهای جریان فاصله- نوک کمک نموده‌اند. Bindon اندازه‌گیری‌های میدان جریان و فشار را بر روی یک نوک پره توربین محوری در یک کاسکاد خطی تحت شرایط سرعت کم، انجام داد. شکل ۶۲-۲ شرح Bindon درباره جریان نشست فاصله- نوک را نشان می‌دهد. او پیشنهاد کرد که سمت فشار نزدیک به جریان نوک بر روی نوک می‌غلطد که ناشی از شیب فشار فعال قوی در نوک می‌باشد.

با جریان دیوار سمت مکش ورودی مواجه می‌شود و تمایل دارد که جدا شود و بداخل یک مارپیچ بغلطد. رشد مارپیچ هنگامی که جریان نوک از فاصله خارج می‌شود باعث یک افزایش در

مقدار کلی جریان ثانوی در داخل معبر پره توربین می‌گردد و بنابر این منجر به تلفات آیرودینامیک بزرگ می‌شود. جریان نشت نوک دارای تاثیر چشمگیر بر روی انتقال حرارت نوک پره، انتقال حرارت ناحیه نزدیک نوک سمت فشار، و ناحیه انتقال حرارت نزدیک نوک سمت مکش می‌باشد. جریان نشت دارای یک خصوصیت شبیه به چاهک بر روی لبه هدایت کننده فشار به لبه دنباله می‌باشد همانطور که توسط اختلاف فشار موضعی در نوک نشان داده شده است، جریان چاهک بر هم نهاده شده جریان را در داخل فاصله کوچک افزایش سرعت می‌دهد که منجر به لایه‌ای شدن مجدد احتمالی لایه مرزی نزدیک به نوک می‌گردد، جریان نشت بر روی سمت مکش نیز از نوع یک جریان منبع است که وارد یک جریان اصلی موجود قبلی می‌شود. انتقال حرارت سمت مکش نیز تحت تاثیر تولید مارپیچ می‌باشد. جریان نشت شامل گازهای جریان اصلی داغ است و اکسیداسیون رخ می‌دهد. فاصله اکسید شده وسیع تر می‌شود که به نوبه خود جریان نشت را افزایش می‌دهد و منجر به از کار افتادگی نوک پره می‌شود. گوشه نوک سمت فشار از وتر میانی تا لبه دنباله از بزرگترین آسیب ناشی از اکسیداسیون رنج می‌برد. Yaras و Moore (۱۹۸۹) نیز به درک جریان بر روی فاصله‌های نوک کمک کردند.

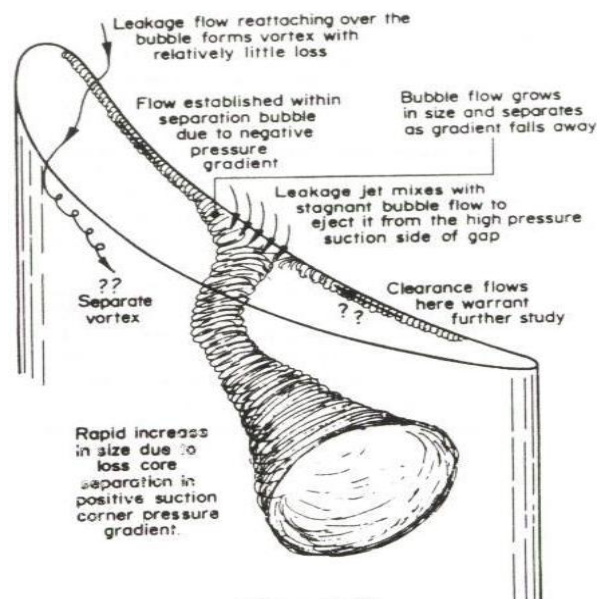


Figure 2.62

شکل ۶۳-۲ اندازه‌گیریهای جریان بین پره‌های مجاور را در معبر با استفاده از یک میله پنج سوراخه نشان می‌دهد که توسط Yamamoto (۱۹۸۹) نشان داده می‌شوند. نتایج دو نوع از بردارها را نشان می‌دهد: (۱) سرعت تصویر شده بر روی دیوار انتهایی (W) و اندازه بردار جریان ثانوی بر اساس جهت جریان معدل گیری شده توسط جرم (VS) و (۲) خطوط بر روی یک صفحه پره به پره و کانطورهای کاهش فشار کل در جهت موافق جریان، رابطه بین جریان دیوار انتهایی و جریان نشت برای فرایند تولید کاهش کاسکاد بطور موثر نشان داده می‌شود. نشت در داخل فاصله نوک پره نزدیک به سطح مکش با جریان دیوار انتهایی اندرکنش می‌کند و از دیوار انتهایی در امتداد یک خط اندرکنش (یاجدایش) دور می‌شود و یک مارپیچ نشت با تولید کاهش چشمگیر را تشکیل می‌دهد. مارپیچ با مارپیچ معبر سمت نوک به شدت اندرکنش می‌کند که در جهت مخالف با مارپیچ نشت دوران می‌نماید. مکانیزمهای جریان تحت تاثیر اندازه‌های فاصله آزاد، زاویه‌های برخورد صفحات راهنمای ورودی W و محل صفحات پره به پره در داخل فاصله

می‌باشند. Metzger جریان حرارت شراع و نوک پره را برای یک توربین در حال گردش استیج

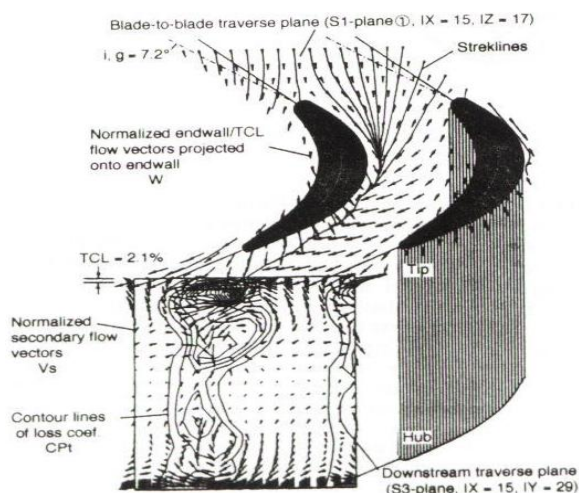


Figure 2.63

کامل ۲-۷۳۱ را اندازه‌گیری کرد. این تحقیق مشابه با تحقیقات منتشر شده توسط Dunn بود.

شکل ۲-۶۴ مقادیر جریان حرارت اندازه‌گیری شده را در نوک پره در امتداد وتر از لبه هدایت کننده تا حدود وتر پره ۳۰٪ برای دو مقدار فاصله شراع، نوک را نشان می‌دهد. خط چین عبارتند از مقدار جریان حرارت نوک برآورده شده بر روی یک مدل یک بعدی ساده بصورت یک جریان ورودی بداخل یک مجرای ثابت و کوتاه می‌باشد. برآورد در توافق خوب با اطلاعات برای فاصله آزاد 0.015 in است که برای آن محاسبه می‌شود. مقادیر جریان حرارت برای یک فاصله آزاد 0.025 in در نتیجه سرعت جریان بالاتر، زیاده‌تر هستند. Diller و Yang یک بررسی از انتقال حرارت و جریان را برای یک نوک پره توربین شیاردار در یک کاسکاد ترانسونیک را نشان می‌دهد. آنها انتقال حرارت بر روی نوک شیاردار را در محل واحد برای جریان‌های فاصله نوک متفاوت تحت شرایط ترانسونیک سرعت بالا اندازه‌گیری نمودند.

اندازه‌گیری‌های دقیق‌تر تحت شرایط جریان سرعت بالا بر روی یک کاسکاد توربین واقعی مستلزم برآورد بهتر بار حرارتی برای نوک‌های پره می‌باشد.

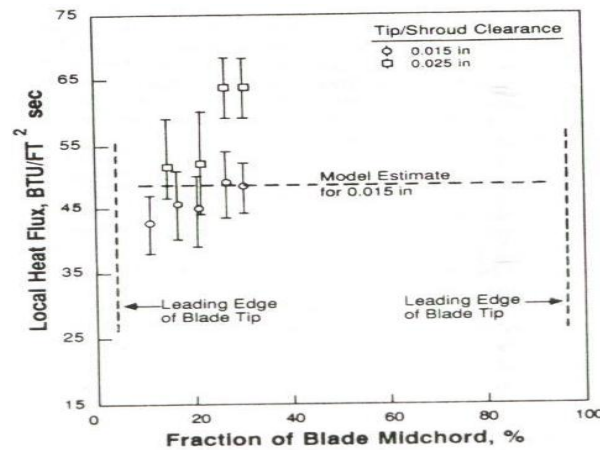


Figure 2.64

2.6.3 - انتقال حرارت نوک پره صاف:

بررسی درباره انتقال حرارت توسط Mayle و Metzger (۱۹۸۲) انجام گرفت. آنها انتقال حرارت به یک نوک شبیه‌سازی شده را با و بدون یک شراع گردان انجام دادند. در بررسی آنها، مدل انتقال حرارت نوک پره ثابت نگه داشته شد. دیوار مجاور ایجاد شده توسط سطح لبه یک دیسک (قرص) گردان در حال حرکت بود. سطح انتقال حرارت یک نوار گرم شده بود که یک سمت فشار نمونه را با جریان سمت مکش در نوک نشان می‌دهد. این آزمایش یک مدل ساده است که اطلاعات انتقال حرارت را بر روی یک نوک پره برای یک شراع گردان یا ثابت فراهم کرد. شکل ۲-۶۵ اطلاعات انتقال حرارت با گردش (دوران) نرمالیزه شده (Nu) توسط اطلاعات انتقال حرارت بدون گردش (Nu_0) در مقابل یک پارامتر سرعت نسبی (Rw/u) را نشان می‌دهد. R شعاع شراع از مرکز دوران، W سرعت زاویه‌ای و n سرعت متوسط جریان در فاصله آزاد می‌باشد. از این اطلاعات، به نظر می‌رسد که تأثیر دیوار متحرک بر روی کل محدوده پارامترهای در نظر گرفته شده در این بررسی ناچیز است. بررسی نسبت L/h را تغییر داد که طول را بر روی نسبت نوک (L) به ارتفاع فاصله آزاد (h) نشان می‌دهد. این بررسی عدد رینولدز طول جریان را تغییر داد. Mayle و Metzger (۱۹۸۹) نتیجه گرفتند که آزمایشاتی که تأثیر دوران پره را نادیده



گرفته‌اند می‌توانستند برای ارزیابی انتقال حرارت نوک پره بکار ببرند البته مادامی که شرایط جریان مشابه باشند. Rued و Metzger (۱۹۸۹) انتقال حرارت و نتایج جریان را در ناحیه نزدیک به نوک سطح فشار با استفاده از یک شبیه‌سازی نوک پره و یک جریان چاهک نشان داد. این مدل یک جریان چاهک مشابه با خصوصیات شبیه به چاهک فاصله نوک پره بر روی سمت فشار را شبیه سازی کرد. جریان چاهک مشابه با جریان‌های نشست نوک پره داخلی شبیه‌سازی می‌شوند. Rued و Metzger انتقال حرارت و نتایج جریان را در ناحیه نزدیک نوک سطح مکشی با استفاده از یک شبیه‌سازی نوک پره و یک جریان منبع ارائه کردند. این مدل یک سطح مکش پره را با یک فاصله شبیه‌سازی کرد که یک جریان منبع را مشابه با جریان خارج شونده از فاصله نوک بر روی سطح

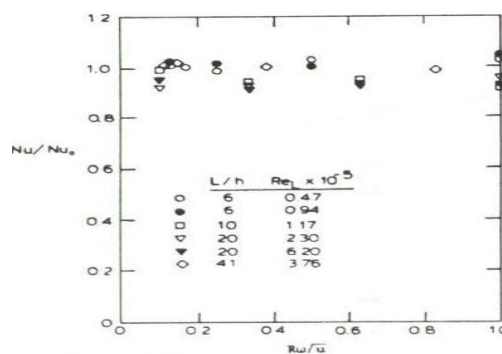


Figure 2.65

مکش یک ایرفویل را تغذیه می‌کرد.

2.6.4 - انتقال حرارت نوک پره شیار دار:

نوعاً نوک‌های پره توربین شیار دار می‌شوند تا جریان نوک و انتقال حرارت را کاهش دهند. شیار بصورت یک درز لایبرنت (حلزونی) عمل می‌کند تا مقاومت جریان را افزایش دهد و جریان نشست را کم کند و آن نیز به نوبه خود انتقال حرارت را کم نماید. شکل ۲-۶۶ نوک شیار دار یک پره و همچنین خطوط جریان را نشان می‌دهد که نشان‌دهنده الگوهای جریان نوک می‌باشد. دو بردار متمایز می‌تواند بطور واضح در داخل شیار دیده شود. یک ماریپچ جداسازی تولید می‌شود هنگامی که

جریان ورودی لبه داخلی لبه سمت فشار را جدا می‌نماید. این ماریچ (گرداب) دیوار جانبی سطح فشار را دربر می‌گیرد و از شیار نزدیک به لبه دنباله پره جدا می‌گردد. ماریچ دوم، نیز یک ماریچ جداسازی است که از ناحیه بدون حرکت (Stagnation) تا سطح مکش پره پیش می‌رود. لبه

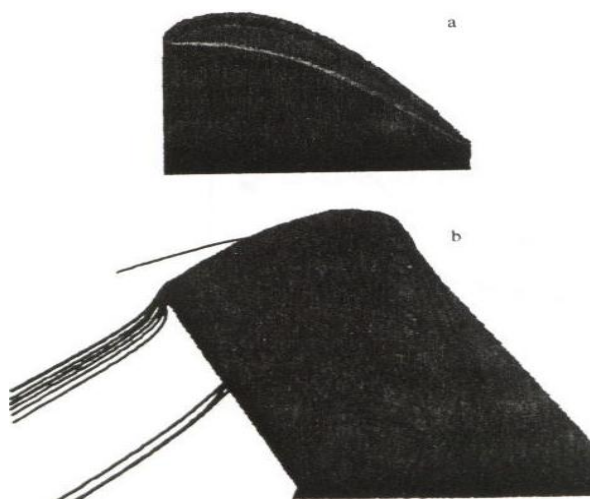


Figure 2.66

سمت فشار، لبه سمت مکش و ماریچ جریان نوک نیز در این فرایند تولید می‌شوند. لبه سمت فشار، لبه سمت مکش و ماریچ جریان نوک نیز در این فرایند تولید می‌شوند.

Metzger و chyu (۱۹۸۹) انتقال حرارت را بر روی نوک‌های توربین شیار دار بطور وسیعی مطالعه کردند. آنها از روش سوبلیمه کردن نفتالین استفاده کردند تا ضرایب انتقال جرم را در داخل نواحی شیاردار نوک‌های شبیه‌سازی شده بدست آوردند. شکل ۶۷-۲ یک تصویری از مدل نوک

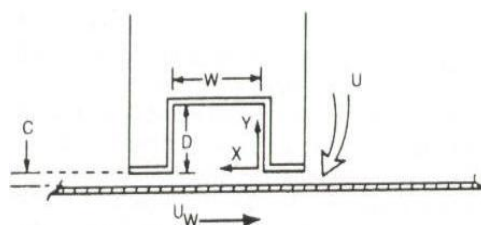


Figure 2.67

پره شیار را نشان می‌دهد.

پرده در این مدل ثابت است و شرع در یک سرعت ثابت معلوم حرکت نسبی را ایجاد می‌کند. جهت جریان نشست در جهت shroud مخالف از فشار تا سمت مکش می‌باشد. همچنین شکل نمایش‌های پارامتری بکار رفته را در هر دو بررسی نشان می‌دهد. شکل ۶۸-۲ تاثیر فاصله آزاد را بر روی انتقال حرارت برای جریان بر روی نوک را نشان می‌دهد.

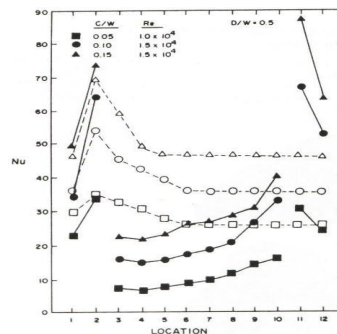


Figure 2.68

نسبت عمق به پهنای حفره (d/w)، عدد رینولدز جریان ($Re=VC/v$ ، C =فاصله آزاد) برای تمام موارد بدون سرعت شرع حفظ میشوند. ضریب انتقال حرارت موضعی با افزایش نسبت فاصله آزاد به پهنای حفره (C/W) افزایش میابد. بعلاوه، توزیع انتقال حرارت در داخل حفره با فاصله‌های آزاد متفاوت تغییر میکند. به گزارش محققان، فاصله آزاد بزرگتر اجازه رشد لایه برش جدا شده را می‌دهد و مقادیر آشفته‌گی بیشتر در جریان اصلی فاصله را موجب می‌شود. انتقال حرارت بر روی دیواره حفره تحت تأثیر خصوصیات این لایه برش است. نتایج نوک تخت نیز برای مقایسه با نوک تخت کاهش داده می‌شود. انتقال حرارت در انتهای مخالف جریان حفره در مقایسه با نوک تخت کاهش داده می‌شود. حفره در جهت جریان موافق مقادیر انتقال حرارت برای نوک شیاردار زیاده‌تر می‌باشند که ناشی از اتصال مجدد جریان در داخل حفره است. مقادیر انتقال حرارت در لبه موافق جریان نوک شیار دار خیلی بیشتر از برای نوک تخت ناشی از جریان

شتاب‌دار از حفره در داخل فاصله آزاد کوچک می‌باشد. شکل ۶۹-۲ نتایج رابا انتقال حرارت معدل‌گیری شده بر روی کف حفره نسبت به افزایش عمق حفره خلاصه می‌نماید. نتایج محاسبه شده تأثیر جزیی سرعت شرع را بر روی ضریب انتقال حرارت نشان می‌دهند که قبلا بیان گردید. فاصله آزاد کاهش یافته میتواند بار انتقال حرارت به نوک پره را کاهش دهد. (به نتایج بررسی $C/W=0.05$ مراجعه کنید) افزایش در عمق حفره نیز به کاهش بار حرارت منتقل شده به نوک

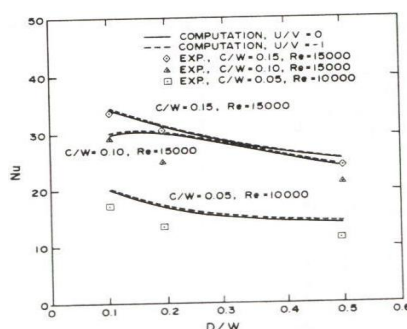
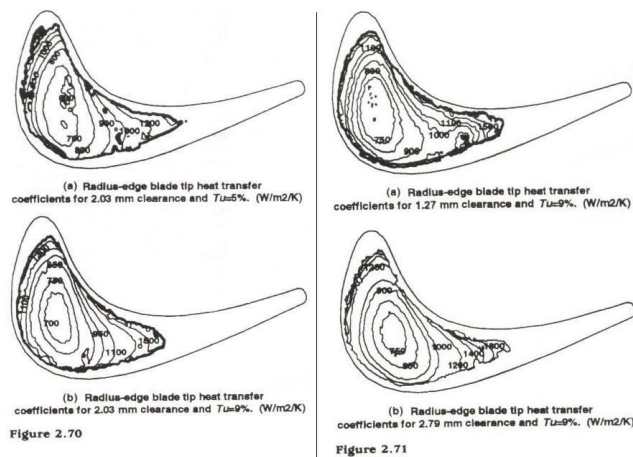


Figure 2.69

کمک می‌کند.

اکثر بررسی‌های فوق بر روی نوک پره برای جریان‌های سرعت کم یا برای مدل‌های نوک پره توربین بوده‌اند. چنین نتایجی اگر چه مفید هستند نمیتوانند یک درک واضح از جریان نشت نوک پره پیچیده و انتقال حرارت را فراهم کنند. بررسی اخیر درباره انتقال حرارت نوک پره توربین و جریان در یک کاسکاد خطی توسط Bunker انجام گردید. او از یک روش کریستال مایع براساس آشکارسازی رنگ استفاده کرد تا توزیع‌های ضریب انتقال حرارت را بر روی سطح نوک تخت با لبه‌های تیز و گرد برای یک توربین تولید نیروی زیاد تحت شرایط جریان نماینده موتور را بدست آورد. شکل‌های ۷۰-۲ و ۷۱-۲ ضرایب انتقال حرارت نوک پره برای فاصله‌های آزاد نوک گوناگون و مقادیر آشفستگی جریان آزاد را نشان می‌دهند.



نتایج نشان می‌دهند که ضرایب انتقال حرارت نوک پره می‌تواند تا ۳ برابر تغییر داده شوند و یک منطقه مرکزی با انتقال حرارت کم وجود دارد که به ناحیه وتر میانی و به طرف سمت مکش توسعه می‌یابد. یک افزایش در مقدار شدت آشفتگی جریان آزاد از ۵ تا ۹٪ انتقال حرارت نوک را تا حدود ۱۰٪ افزایش می‌دهد. کاهش فاصله آزاد نوک به اندازه ۳۸٪ در فاصله آزاد مقدار اسمی (۲/۰۳mm) (منجر به یک کاهش حدود ۱۰٪ در انتقال حرارت می‌شود، در حالی که یک افزایش ۳۸٪ در فاصله آزاد نوک منجر به یک افزایش ۱۰٪ در انتقال حرارت می‌شود. Azad (۲۰۰۰) جریان و انتقال حرارت را بر روی یک سطح نوک پره یک پره روتور هواپیما GE-E³ را در یک کاسکاد خطی پنج پره‌ای در وضعیت جریان نماینده موتور گزارش کرد.

او از یک روش کریستال مایع زودگذر و نوک‌های برای فاصله‌های آزاد نوک گوناگون و مقادیر آشفتگی جریان آزاد استفاده کرد. شکل ۷۲-۲ نشان می‌دهد که نواحی گوناگون ضریب انتقال حرارت کم و زیاد بر روی سطح نوک با انتقال حرارت نزدیک به سمت فشار و انتقال حرارت کم نزدیک به سمت مکش و همچنین به طرف نواحی لبه دنباله و هدایت‌کننده وجود دارند.

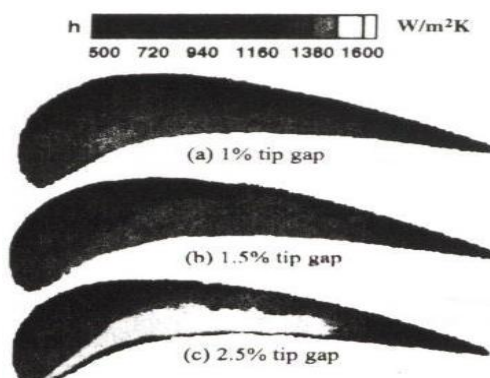


Figure 2.72

شکل ۷۳-۲ نشان می‌دهد که ضرایب انتقال حرارت نوک معدل‌گیری شده با افزایش فاصله آزاد نوک یا مقدار شدت آشفته‌گی جریان آزاد، افزایش می‌یابد.

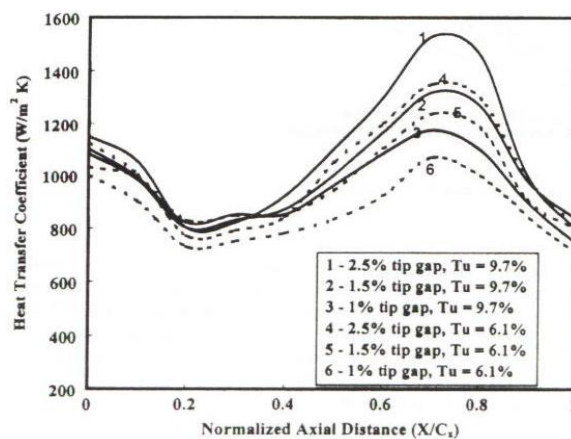


Figure 2.73

شکل ۷۴-۲ توزیع‌های ضریب انتقال حرارت را بین نوک‌های تخت و غیر تخت با فاصله‌های آزاد نوک گوناگون نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد که انتقال‌های ناحیه انتقال حرارت کمتر از لبه هدایت‌کننده سمت مکش نوک تخت تا حفره به طرف ضلع دنباله لبه تیغه چگونه است. پره با نوک Squealer یک ضریب انتقال حرارت کلی کمتر را فراهم می‌کند هنگامی که با پره نوک

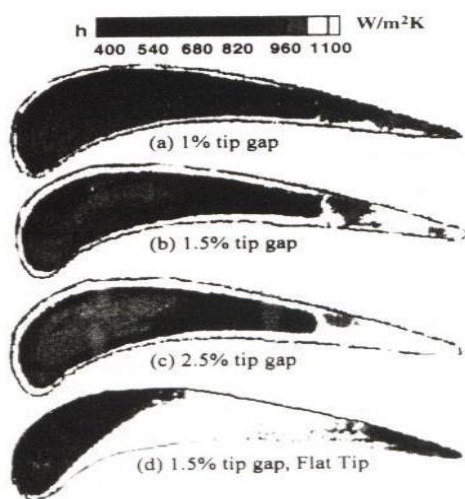


Figure 2.74

تخت مقایسه میشود.

شکل ۷۵-۲ نشان می‌دهد که انتقال حرارت میانگین بر روی لبه پره بیشتر از حفره squealer است و با افزایش فاصله نوک زیادتر می‌شود.

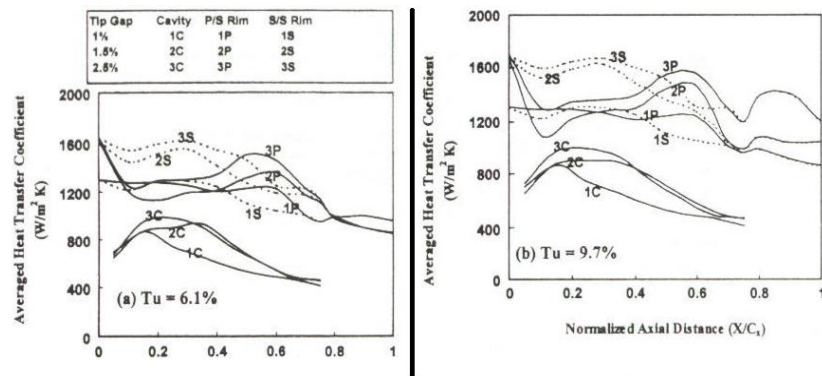


Figure 2.75

2-7 - انتقال حرارت ناحیه لبه هدایت‌کننده :

2.7.1 - مقدمه :

ناحیه لبه هدایت‌کننده ایرفویل مستلزم داشتن یک شعاع نسبتاً کوچک برای تضمین طراحی آیرودینامیک بهتر است. لبه هدایت‌کننده مهمترین ناحیه انتقال حرارت بر روی ایرفویل توربین است. در اکثر موارد بالاترین نرخ‌های انتقال حرارت بر روی ایرفویل در ناحیه بدون حرکت از لبه هدایت‌کننده رخ می‌دهند. Frossling (۱۹۵۸) ناحیه بدون حرکت را بصورت یک استوانه دایره‌ای یا بیضی شکل برای یک جریان آزاد لایه‌ای مدل‌بندی کرد.

نتایج Frossling برای مقایسه در تمام بررسی‌های بعدی درباره انتقال حرارت لبه هدایت‌کننده استفاده می‌شوند. بررسی‌های متعددی بر روی ناحیه لبه هدایت‌کننده توسط مدل کردن آن بصورت

یک استوانه در یک جریان عرضی با یک لبه هدایت کننده نیم‌دایره یا بیضوی متمرکز کرده‌اند. تأثیرات مجزا از قبیل آشفته‌گی جریان آزاد، مسیرهای ناپایدار، زبری سطح و شکل هندسی کانون بررسی‌های متعدد بوده‌اند.

2.7.2 - تأثیر آشفته‌گی جریان آزاد:

آشفته‌گی زیاد توسط شبکه‌ها در جهت مخالف جریان مقطع آزمایش در یک تونل باد تولید می‌شود. شبکه آشفته‌گی را توسط عمل کردن به صورت یک مانع برای جریان تولید می‌نماید. آشفته‌گی در پشت یک شبکه از بین می‌رود و مجاورت مقطع آزمایش برای شبکه را برای تأثیرات شدت آشفته‌گی زیاد ضروری می‌نماید. شبکه‌های جهت برای تولید شدت‌های آشفته‌گی زیاد استفاده می‌شوند. یک شبکه جت شامل یک آرایش از میله‌های توخالی یا لوله‌ها است که در داخل آنها هوا وارد می‌شود و به سوراخ‌های کوچک بر روی میله‌هایی تحویل داده می‌شود که در داخل جریان اصلی می‌رود. جت‌ها می‌توانند برای دمش جریان مخالف یا موافق با نرخ‌های (سرعت‌های) جریان کنترل شده آغاز شوند. مطالعات توسط Smith و Keuthe (۱۹۶۶) و Wood kestin (۱۹۷۱) و Lowery و Vachon (۱۹۷۵) تأثیر آشفته‌گی جریان آزاد بر روی انتقال حرارت ناحیه بی‌حرکت نشان داده‌اند. Vachon و Lowery یک ارتباط متقابل برای پیش‌بینی انتقال حرارت در ناحیه بی‌حرکت تحت آشفته‌گی جریان آزاد را توسعه دادند. آنها معادله زیر را برای انتقال حرارت نقطه بی‌حرکت نمایش دادند.

$$\frac{NU}{Re^{0.5}} = 1.01 + 2.624 \frac{Tu(Re)^{0.5}}{100} - 3/07 \left[\frac{Tu(Re)^{0.5}}{100} \right]^2$$

تمام بررسی‌های فوق یک تأثیر قوی شدت آشفته‌گی بر روی انتقال حرارت نقطه بی‌حرکتی را گزارش دادند. بررسی‌ها نشان می‌دهند که کشیدگی مارپیچ باعث افزایش انتقال حرارت می‌شود.



مارپیچ‌های با مؤلفه‌های محورهای عمود بر خط بی‌حرکتی استوانه و عمود بر جهت حرکت جریان آزاد کشیده می‌شوند و کج می‌گردند که ناشی از انحراف خطوط جریان و شتاب در اطراف جسم می‌باشد. ذخیره کردن مومنتوم (اندازه حرکت) زاویه‌ای باعث می‌شود که این مارپیچ شدن، تقویت گردد.

Obrien و VanFossen (۱۹۸۵) تأثیر آشفته‌گی شبکه جت بر روی انتقال حرارت ناحیه بدون حرکت را برای یک استوانه در جریان عرضی مطالعه کردند. شکل ۷۶-۲ نتایج انتقال حرارت موضعی پیرامونی برای نیمه جلویی استوانه از نقطه بی‌حرکتی (Stagnation) تا حدود 50° از بی‌حرکتی را نشان می‌دهد. عدد Frossling $NU/Re^{1/2}$ بصورت تابعی از زاویه از خط بی‌حرکتی استوانه رسم می‌شود. اطلاعات برای سه وضعیت آشفته‌گی ارائه می‌شوند: بدون شبکه مربع - میله - شبکه، شبکه جت. شدت آشفته‌گی حالت بدون شبکه $9/6\%$ ، حالت مربع - میله - شبکه حدود $7/4\%$ و شبکه جت حدود $11/0\%$ بود. خط پررنگ محاسبه نظری Frossling کلاسیک برای یک لایه مرزی لایه‌ای اطراف یک استوانه را نشان می‌دهد. اطلاعات برای حالت‌های آشفته‌گی کم برای سه عدد رینولدز در توافق خوب با جواب (راه حل) Frossling می‌باشد. بالاترین اعداد Frossling برای حالت دارای بالاترین شدت تلاطم ($TuRe^{1/2}=42/7$) بدست می‌آیند. افزایش انتقال حرارت ترکیبی از شدت آشفته‌گی جریان آزاد (TU) و عدد رینولدز جریان آزاد (Re) است. در تمام موارد، افزایش انتقال حرارت در سطح کل استوانه نسبتاً یکنواخت است.

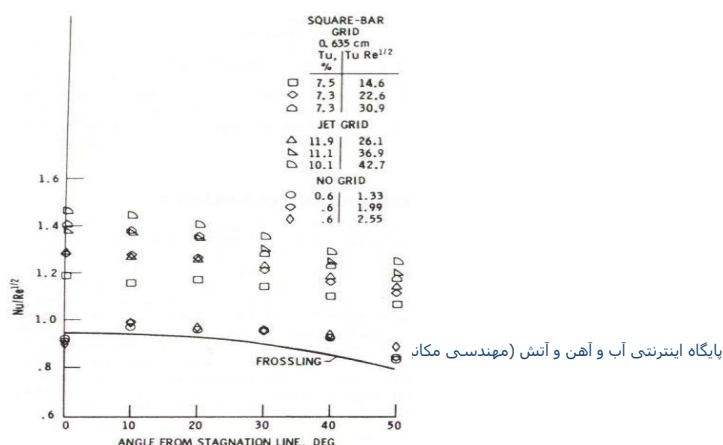


Figure 2.76

انتقال حرارت ناحیه بی حرکتی از کارهای VanFossen و Obrien (۱۹۸۵) بدست می آیند که با روابط از Smith و Keuthe (۱۹۶۶) و Lowery و Vanchor در شکل ۲-۷۷ مقایسه می شوند. رابطه Smith و Keuthe یک افزایش در عدد Frossling ناحیه بی حرکتی را با افزایش $TuRe^{1/2}$ را نشان می دهد. روابط kestin و lowery و vachon یک تغییر در عدد Frossling را برای مقادیر $TuRe^{1/2}$ بزرگتر از ۳۰ را نشان می دهند. نتایج از Van و Obrien Fossen کمتر از تمام روابط سه گانه است.

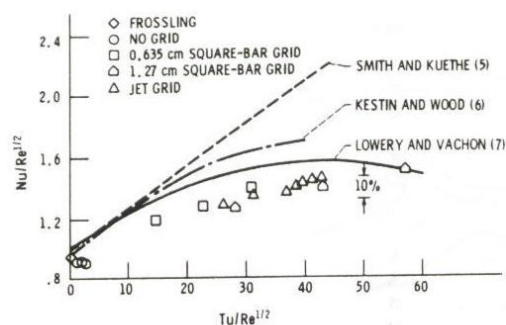


Figure 2.77

Mehendale (۱۹۹۱) تأثیر آشفته‌گی جریان آزاد بر روی انتقال حرارت برای یک جسم دارای یک لبه هدایت کننده نیم دایره و جسم تخت را مطالعه کردند. مقادیر آشفته‌گی جریان اصلی زیاد با استفاده از شبکه‌های جت بدست آمدند. آزمایشات در یک تونل باد مدار باز با سرعت کم انجام شدند. مقادیر آشفته‌گی متفاوت (۱-۱۵٪) برای یک سری از اعداد رینولدز (۱۰۰۰۰۰-۲۵۰۰۰۰) مطالعه شدند. سنجش‌های انتقال حرارت با استفاده از گرمکن‌های نوار مجهز شده و ترموکوپل‌های وصل شده انجام شدند.

شکل ۲-۷۸ توزیع‌های عدد نوسلت را برای مقادیر آشفته‌گی متفاوت در $Re=100000$ را نشان می دهند. همانطور که می توان مشاهده کرد، آشفته‌گی جریان آزاد ($Tu=12/9\%$) مقادیر انتقال

حرارت را تا ۶۰٪ بر حالت آشفته‌گی کم $Tu=0/75\%$ زیاد می‌نماید. تأثیر آشفته‌گی تولید شده توسط شبکه درمورای ناحیه منحنی شده بر روی جسم تخت غیر چشمگیر است.

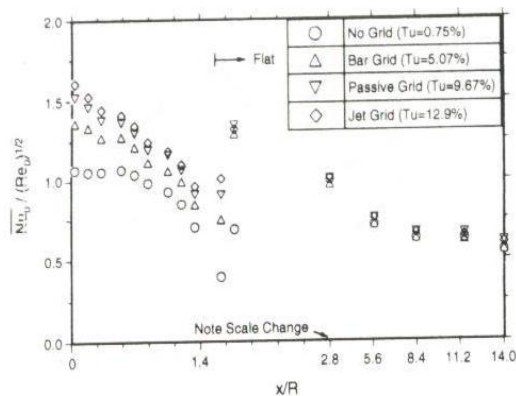


Figure 2.78

Mehendale مشاهده کرد که اطلاعات انتقال حرارت نقطه بی حرکتی در توافق خوب با رابطه vachon-lowery بودند. با این حال، آنها یک رابطه جدید برای انتقال حرارت معدل گیری شده کلی بر روی کل ناحیه لبه هدایت کننده را پیشنهاد کردند.

$$\frac{Nu}{Re^{0.5}} = 0.902 + 2.14 \frac{Tu(Re)^{0.5}}{100} - 2.89 \left[\frac{Tu(Re)^{0.5}}{100} \right]^2$$

این رابطه در پیش بینی اطلاعات انتقال حرارت روی ناحیه لبه هدایت کننده استوانه ای برای شرایط آشفته‌گی جریان آزاد و عدد رینولدز بر اساس قطر لبه هدایت کننده با آشفته‌گی زیاد برای روابط توسعه یافته توسط mehendale و vachon و lowery را نشان می‌دهد. (شکل ۷۹-۲)

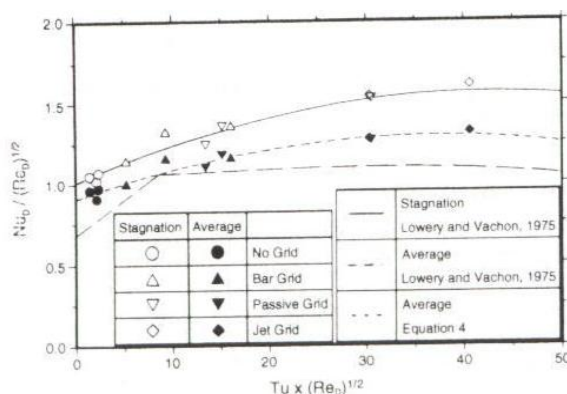


Figure 2.79

ching و vanfossen تاثیر مقیاس طول بر روی افزایش انتقال حرارت در ناحیه بی حرکتی برای یک شدت آشفته‌گی مفروض را بررسی کردند. مدل انتقال حرارت دارای یک گرمکن فویل الکتریک با ترمو کوپل های نصب شده برای اندازه گیری دمای سطح بود. آنها پنج شبکه را برای تولید مقادیر آشفته‌گی تا ۸٪ و مقیاس های طول متفاوت را استفاده کردند. شکل ۸۰-۲ تاثیر مقیاس های طول بر روی frossling نقطه بی حرکتی را نشان میدهد. شبکه های G1 تا G5 از ۸٪ نیز در شکل نشان

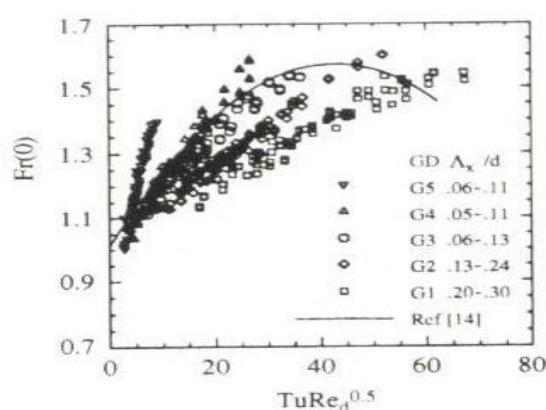


Figure 2.80

داده می شوند. برای افزایش شدت تلاطم، شبکه به طرف استوانه حرکت داده شد. دامنه مقیاس طول از 0.05 تا 0.3 تغییر کرد. رابطه lowery-vachon اطلاعات انتقال حرارت را فقط در یک محدوده باریک از مقیاسهای طول را پیش‌بینی می‌کند. بالاتر از یک مقدار $TuRe^{0.5}$ برابر با ۴۰ رابطه Vachon – Lowery به طرف پایین در مقابل روش اطلاعات Ching و Van Fossen خم می‌شود.

شکل ۸۱-۲ عدد Frossling نقطه بی‌حرکتی را در مقابل یک پارامتر ارتباط متقابل

$$TuRe^{0.5-0.57} \left(\frac{\lambda}{d} \right)$$

را نشان می‌دهد. اطلاعات به شکل زیر در می‌آید.

$$Fr(o) = A Fr \sqrt{TuBe^{\gamma} \left(\frac{\lambda}{d} \right)^{\gamma}} + C \quad (2.9)$$

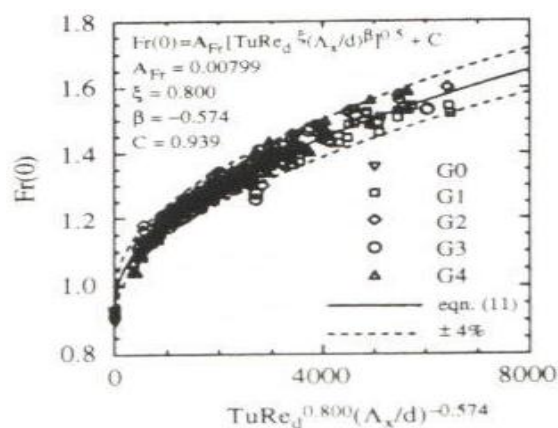


Figure 2.81

در جایی که $\beta, \varepsilon, A_{Fr}, C$ از انطباق حداقل مربعات تعیین می‌شوند. افزایش انتقال حرارت در ناحیه بی‌حرکتی افزایش می‌یابد. هنگامی که مقیاس طول انتگرال زیاد می‌شود، همانطور که Ames (۱۹۹۷) در این بررسی اشاره کرد، آشفستگی تولید شده توسط محفظه احتراق در یک موتور توربین گاز نوعاً در مقیاس بزرگ است. طراحان انتقال حرارت لازم است تا بر روی آشفستگی مقیاس بزرگ بر روی انتقال حرارت به ویژه در لبه هدایت کننده ایرفویل تمرکز بیشتر نمایند.

2.7.3 - تأثیر شکل لبه هدایت کننده :

Vanfossen و Simoneau (۱۹۹۴) تأثیر اضافی شکل لبه هدایت کننده تحت شرایط اندازه‌گیری یکسان را به صورت موارد مقاله Vanfossen و Ching مطالعه کردند. شکل ۸۲-۲ چهار شکل لبه هدایت کننده بکار رفته را در بررسی آنها نشان می‌دهند.

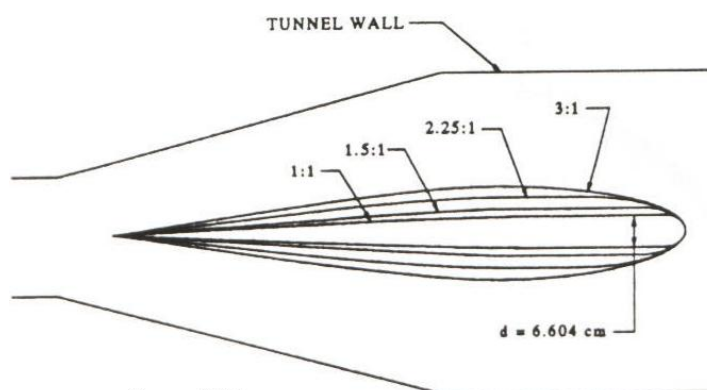


Figure 2.82

نسبت‌های محورهای بزرگ به کوچک برابر با ۱:۱، ۱/۵:۱، ۲/۲۵:۱ و ۳:۱ بودند. شکل

۸۳-۲ توزیع‌های عدد Frossling آشفته کم را در اطراف چهار شکل نشان می‌دهد.

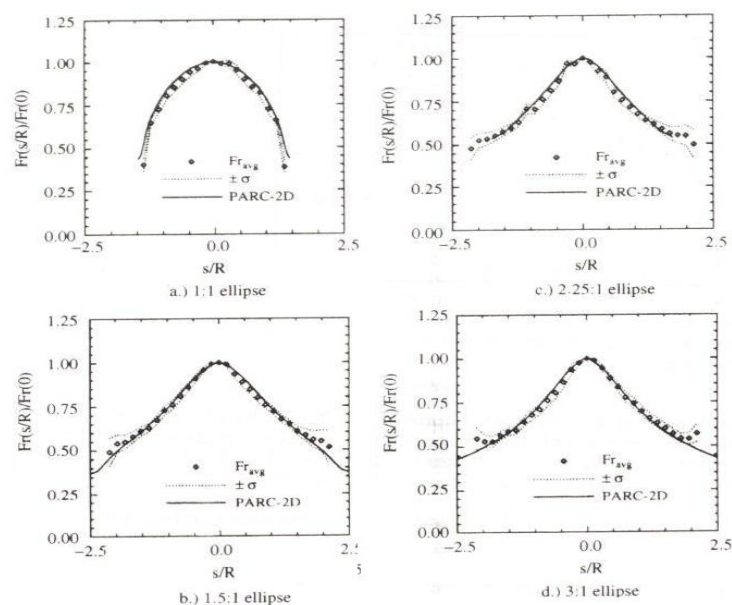


Figure 2.83

توزیع‌های اطراف لبه‌های هدایت‌کننده برای هر شکل، نمونه هستند. پروفیل توزیع انتقال حرارت برای بیضی قوی (۳:۱) نازکتر است. یک نکته مهم دیگر آن است که مقدار انتقال حرارت نقطه بیحرکتی برای یک شکل بیضی قوی‌تر افت میکند، که برای طراحی ایرفویل تشویق‌کننده است. از آنجایی که لبه هدایت‌کننده ایرفویل بیضی‌ترمی‌باشد، بررسی یک مقایسه جالب را ارائه می‌نماید.

2.7.4- تأثیر مسیر ناپایدار:

تأثیر مسیر ناپایدار بر روی انتقال حرارت سطح پره و جریان به تفصیل در بخش‌های قبلی بحث گردید. با این حال، بررسی‌های کمی بر روی تأثیر مسیر ناپایدار بر روی انتقال حرارت هدایت‌کننده تمرکز کرده‌اند. مسیرهای مخالف جریان با استفاده از میله‌های گردان شبیه‌سازی می‌شوند که مسیرهای بر روی مدل‌های استوانه‌ای ثابت موافق جریان را بازسازی می‌کند. اکثر کار در ارتباط با

تأثیر مسیر ناپایدار بر روی مدل‌های لبه هدایت کننده توسط Simoneau (۱۹۸۴) و Morehouse و O'Brier (۱۹۸۶) و Cupp (۱۹۸۹) انجام شد. آنها یک آزمایش را برای شبیه‌سازی دینامیک‌های مسیر یک اندرکش استاتور، روتور توربین توسعه دادند. آنها از یک چرخ میله دار استفاده کردند که در یک جریان حلقه مانند برای تولید مسیرهای برخورد بر روی یک لبه هدایت‌کننده استاتور شبیه‌سازی شده متشکل از یک استوانه دایره‌ای با یک صفحه جدا کننده در پشت آن گردش می‌کرد. شکل ۲-۸۴ مفهوم آزمایش انتقال حرارت مسیر موتور انجام شده توسط گروه محققان فوق را نشان می‌دهد.

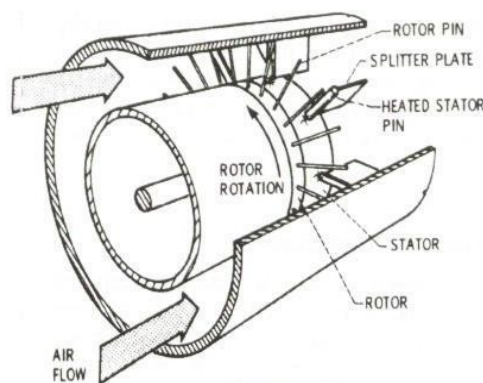


Figure 2.84

Morehowse و simonean (۱۹۸۶) پروفیل‌های مسیر معدل‌گیری شده فوری و کلی تولید شده را اندازه‌گیری کردند. آنها از اندازه‌های مختلف پین و ترکیب‌های شبکه مش متفاوت برای شبیه‌سازی جریان ناپایدار متفاوت استفاده کردند. شکل ۲-۸۵ تأثیر انواع مختلف ناپایداری بر روی توزیع انتقال حرارت پیرامونی بر روی استوانه را نشان می‌دهد. مقادیر پارامتر آشفستگی ناپایدار Tu از ۱.۱۲ تا ۹.۸۰٪ متغیر هستند. بر اساس نتایج و تأثیر مسیر ناپایدار مانند تأثیر آشفستگی تولید شده توسط شبکه چشمگیر نمی‌باشد. با این حال، نیاز به درک پدیده‌های جریان مسیر ناپایدار برای در نظر گرفتن رفتار انتقال حرارت امری ضروری است. OBrien و Capp (۱۹۸۹) مؤلفه‌های

مماسی و محوری جریان آشفته ناپایدار موافق جهت بکار رفته توسط بررسی‌های قبلی را اندازه‌گیری کردند.

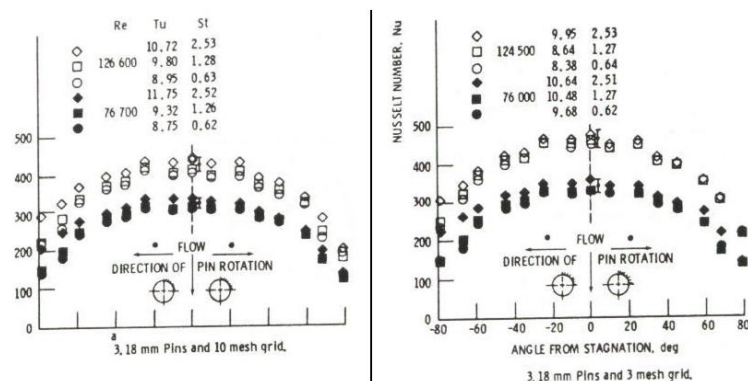


Figure 2.85

آنها همچنین یک پارامتر جدید موسوم به ضریب جریان روتور $\frac{V}{V_b}$ را اندازه گرفتند که می‌تواند با

عدد استروهل (S) رابطه داشته باشد:

$$\frac{\bar{U}}{V_b} = \frac{\bar{u}}{r_b \left(2\pi \cdot \frac{f_b}{2f} \right)} = \frac{2udb}{r_b s} \quad (2.10)$$

d_b قطر میله در حال گردش و r_b شعاع فاصله میانی میله‌های تولید کننده مسیر اندازه‌گیری شده از خط مرکز روتوری می‌باشد. اندازه‌گیری جریان نمایش داده شده توسط این مطالعه به شخص کمک می‌کند که خصوصیات مسیر را درک کند و به تأثیرات آنها را بر روی افزایش انتقال حرارت متوجه شود. Funazaki (۱۹۹۶) توزیع انتقال حرارت معدل‌گیری شده زمانی را در اطراف لبه هدایت کننده یک جسم تحت تأثیر مسیرهای دوره‌ای را نشان داد. او مشاهده کرد که افزایش انتقال حرارت قوی با افزایش عدد استروهل مسیر عبور کننده میله وجود دارد.

شکل ۸۶-۲ توزیع‌های انتقال حرارت تحت تأثیر مسیر Wake را بر روی مدل آزمایش برای شرایط جریان غیر یکنواخت برای یک $Re = 67000$ نشان می‌دهد.

پروفیل‌های انتقال حرارت تحت تأثیر مسیر با افزایش استحکام مسیر Wake نا متقارن‌تر می‌شوند. یک وضعیت مسیر Wake ثابت نیز نشان داده می‌شود که نمونه حالت واقعی نمی‌باشد. روش برای حالت میله ثابت برای مقایسه و جریانهای روشن غیر مشابه در مقایسه با سایر حالتها نشان داده میشود. اطلاعات funazaki بطور واضح تأثیر مسیر Wake قوی را بر روی انتقال حرارت در اطراف لبه هدایت کننده نشان می‌دهد. مدل آزمایش بکار رفته توسط Funazaki شبیه به Mehendale بود، بغیر از اینکه Funazaki دارای یک ژنراتور مسیر

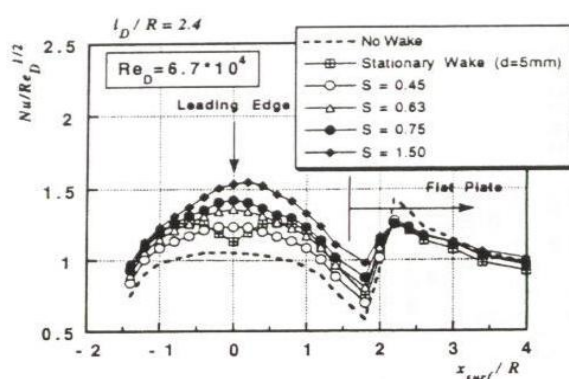


Figure 2.86

مخالف جهت جسم بود. میله‌ها در فرکانس‌های مختلف دوران داده شدند تا اعداد استروهل متفاوت بدست آید. تلاش‌های بیشتر مشابه با این بررسی به طراحان کمک می‌نماید تا انتقال حرارت را بر روی ناحیه لبه هدایت کننده ایرفویل‌ها در نظر بگیرند. تأثیر مرکب آشفستگی جریان آزاد و برخورد مسیر ناپایدار نیز بر روی انتقال حرارت ناحیه لبه هدایت کننده نیز مهم است. با این حال هیچ مطالعه‌ای متمرکز بر روی این تأثیرات بر روی انتقال حرارت لبه هدایت کننده وجود نداشته است. بدلیل اینکه ترکیبهایی از آشفستگی جریان آزاد و مسیر ناپایداری

می‌تواند موجب یک پاسخ انتقال حرارت متفاوت در مقایسه با تأثیرات واحد گردد، تمرکز بر روی این جنبه انتقال حرارت لبه هدایت کننده نیز مهم است. همچنین هیچ اطلاعات وابسته به زمانهای برای ناحیه لبه هدایت کننده مانند مورد ارائه شده توسط Guenette (۱۹۸۹) وجود ندارند.

2-8 - انتقال حرارت سطح تخت:

2.8.1 - مقدمه:

بعضی از بررسی‌ها درباره تأثیر آشفستگی جریان آزاد اندازه‌گیری‌ها را بر روی سطوح ساده و تخت انجام دادند.

تأثیر آشفستگی جریان آزاد مانند، بخش‌های قبلی یک تأثیر عمده بر روی لایه‌های آشفته کامل و لایه‌های آرام-آشفته و در نتیجه بر روی انتقال حرارت دارد. بررسی‌های بنیادی بر روی لایه‌های مرزی بر روی سطوح تخت انجام شدند تا تأثیرات واحد بر روی گذر لایه مرزی را تعیین نمایند. آشفستگی جریان آزاد، شیب فشار، انحنای در جهت جریان و زبری سطح کانون بررسی‌های متعدد بودند. پیش‌بینی‌های دقیق توسعه لایه مرزی و توزیع‌های انتقال حرارت همراه با آن برای فویل‌های هوای توربین مهم هستند که در محیط‌های با آشفستگی زیاد کار می‌کنند. مدل‌سازی فویل‌های هوای توربین بصورت محدب و مقعر می‌تواند به سهولت مسئله و ارائه یک راه‌حل بنیادی‌تر کمک نمایند که می‌تواند برای پروفیل‌های واقعی تحت شرایط موتور واقعی بکار برده شوند.

2.8.2 - تأثیر تلاطم جریان آزاد:

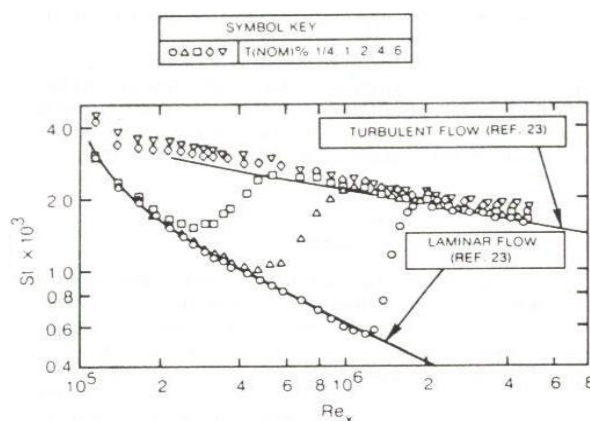


Bradshaw (۱۹۷۴) و McDonald و Kreskovsky (۱۹۷۹) و Hancock و

Bradshaw (۱۹۸۳) بررسی‌های آیرودینامیک را بر روی تأثیرات آشفتگی جریان آزاد ارائه کردند. آنها نتیجه گرفتند که سرعت‌های انتقال حرارت با افزایش در آشفتگی جریان آزاد افزایش می‌یابد اگر شکل‌هایی از آنالوژی رینولدز برای این نوع جریان‌ها بکار برود. Bradshaw یک رابطه وابسته به مقیاس طول و شدت را برای اطلاعات اصطکاک پوست توسعه داد. Simonich و Bradshaw (۱۹۷۸) و Blair (۱۹۸۳) بر روی تأثیرات آشفتگی جریان آزاد بر روی انتقال حرارت تحت تأثیر لایه مرزی زودگذر بر روی یک سطح تخت را بررسی کردند. Hancock و Bradshaw (۱۹۸۳) یک پارامتر ارتباط جدید را بر اساس افزایش اصطکاک پوست (Skin) ناشی از تلاطم تولید شده با شبکه ارائه کردند پارامتر مربوطه α تابعی از مقدار آشفتگی و نسبت مقیاس طول پراکندگی به ضخامت لایه مرزی است و چنین توصیف می‌شود:

$$\alpha = \frac{Tu\%}{\left(\frac{L_u^\varepsilon}{\delta}\right) + 2} \quad (2-11)$$

Blair توزیع‌های انتقال حرارت را در امتداد دیواره آزمایش تخت در پنج سطح آشفتگی جریان تا $T_n = 6\%$ نمایش داد. همانطور که در فصل قبلاً ذکر گردید، افزایش در آشفتگی جریان آزاد گذرا لایه مرزی قبلی را موجب می‌شود. شکل ۲-۸۷ توزیع‌های انتقال حرارت را برای پنج مقدار آشفتگی متفاوت نشان می‌دهد.



پایگاه اینترنتی آب و آهن و آتش (مها)

Figure 2.87

محل گذر در جهت مخالف جریان با افزایش مقدار آشفته‌گی حرکت می‌کند. برای مقادیر بالاتر آشفته‌گی، لایه مرزی قبلاً کاملاً آشفته است. Blair نشان داد که انتقال حرارت در ناحیه کاملاً آشفته تا ۳۶٪ افزایش یافت و برای یک افزایش آشفته‌گی جریان آزاد از ۰.۲۵٪ تا ۶٪ این کار صورت گرفت. شکل ۸۸-۲ اطلاعات آزمایش را در مقایسه با ضریب اصطکاک پوست (Skin) نشان می‌دهد ($\frac{\Delta C_f}{C_{fo}}$) و انتقال حرارت افزایش یافته ($\frac{\Delta St}{St_o}$) از مقاله Hancock (۱۹۸۰) استفاده گردید. شدت آشفته‌گی بر روی محور طول‌ها تعدیل شده است تا عبارت تجربی β را شامل گردد رابطه Hancock یک پیش‌بینی خوب از تأثیرات آشفته‌گی جریان آزاد را بر روی لایه مرزی آشفته ارائه می‌کند. با این حال، اطلاعات انتقال حرارت از بررسی Blair و سایر بررسی‌های نشان داده شده در شکل بنظر نمی‌رسد که اعتبار کافی رابطه Hancock را ارائه کند. Wang و Chen تأثیر مقادیر آشفته‌گی جریان آزاد (تا $Tu = 6.4\%$) را روی جریان و رفتار حرارتی برای لایه‌های مرزی زودگذر مطالعه کردند. آنها نتایج آماری نوسانات سرعت در عرض جریان و در جهت جریان را

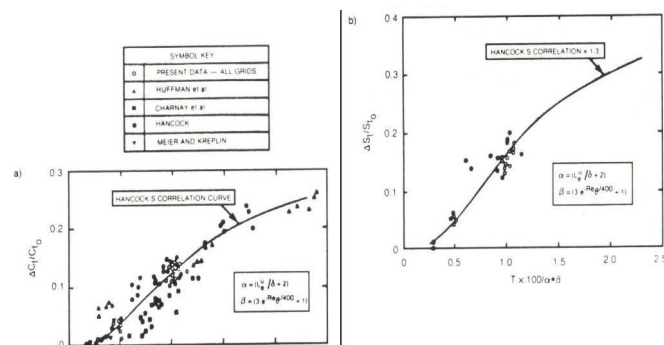


Figure 2.88

ارائه و به بررسی نوسانات حرارت تنش‌های رینولدز و جریان‌های حرارت رینولدز پرداختند. Maciejewski و Moffat (۱۹۲۲) یک بررسی لایه مرزی را ارائه کردند در جایی که مقادیر آشفته‌گی جریان آزاد تا ۶۰٪ بالا بود و از جریان جت آزاد استفاده نمودند. شکل ۸۹-۲ اطلاعات Maciejewski و Moffat را در مقایسه با نتایج MacMullin (۱۹۸۳) ارائه می‌کند که از یک

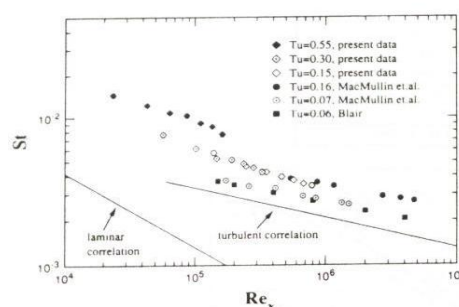


Figure 2.89

جت آزاد برای تولید آشفته‌گی استفاده کرد و Bair از تولید آشفته‌گی شبکه بهره برد.

نتایج نشان می‌دهند که عدد استانتون با افزایش آشفته‌گی جریان آزاد افزایش می‌یابد. این نتیجه‌گیری شبیه به نتایج بیان شده قبلی در جریان آزاد است. رابطه لایه‌ای و آشفته در شکل دیده می‌شوند. Maciejewski و Moffat یک پارامتر St را پیشنهاد می‌کنند که از سرعت rms حداکثر یافت شده در ناحیه نزدیک دیوار استفاده می‌نماید. پارامتر جدید بعداً در این بخش بحث خواهد شد.

Ames و Moffat (۱۹۹۲) اصطکاک پوست و افزایش انتقال حرارت را با استفاده از یک

شبهه‌ساز محفظه احتراق بررسی کردند (شکل ۲۶-۲) آنها یک پارامتر جدید TLR معرفی

کردند که از کمیت‌های انتگرال بجای ضخامت لایه مرزی استفاده می‌کند.

$$TLR = Tu \left(\frac{\Delta}{L_u^\varepsilon} \right)^{0.33} \left(\frac{Re_\Delta}{1000} \right)^{0.25} \quad (۲-۱۲)$$

آنها $\theta = 8$ را باری افزایش تنش برش و $\Delta = \Delta 2$ را برای انتقال حرارت بکار بردند. اکثر

بررسی‌های انجام گرفته توسط Thole و Bogard (۱۹۹۵) در بررسی اخیر بر روی انتقال

حرارت و افزایش اصطکاک پوست برای مقادیر آشفستگی جریان آزاد بکار رفته است. اطلاعات

بدست آمده از بررسی‌ها بر حسب پارامتر جدید st' رسم می‌شوند که توسط

Moffat و Maciejewski در شکل ۹۰-۲ معرفی گردید.

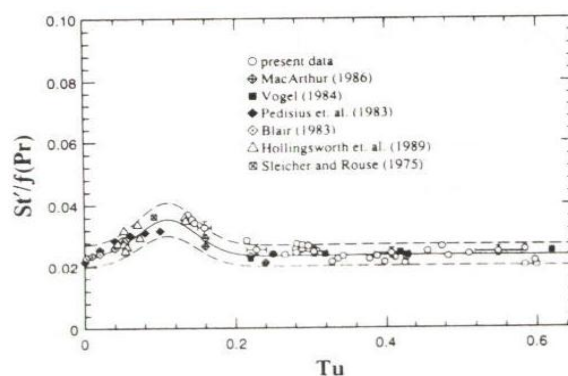


Figure 2.90

پارامتر جدید بصورت $st' = \frac{h}{pcpu_{\max}^l}$ تعریف می‌شود در جایی که $u'_{\max}$ حداکثر انحراف معیار

در مؤلفه در جهت جریان سرعت در ناحیه تحت تأثیر دیوار می‌باشد، که ناحیه نزدیک به سطح

است که رفتار «قانون دیوار» را در پروفیل سرعت میانگین نشان می‌دهد. اطلاعات از

Maciejewski و Ames (۱۹۸۹) MacMulin و Moffat (۱۹۹۲) و

Moffat (۱۹۹۲)، Thole و Bogard (۱۹۹۵) و Sahm و Moffat (۱۹۹۲) برای مقاصد مقایسه

ارائه می‌شوند. اکثر اطلاعات افزایش ۶۴٪ را در اطراف $T_u = 11\%$ نشان نمی‌دهند که توسط Maciejewski و Moffat پیش‌بینی گردید. روابط آشفته‌گی پذیرفته شده موجود در پیش‌بینی افزایش‌های انتقال حرارت برای مقادیر آشفته‌گی جریان آزاد قرار می‌گیرد. همچنین فیزیک افزایش انتقال حرارت برای مقادیر آشفته‌گی جریان آزاد بالاتر توسط بررسی‌های فوق نشان داده می‌شود که متفاوت با موارد آشفته‌گی جریان آزاد کم است. اگر چه، این بررسی مقادیر آشفته‌گی جریان آزاد از $Tu = 30 - 35\%$ برای موقعیت‌های توربین گاز مهم نمی‌باشد. بالاترین مقادیر آشفته‌گی برای موقعیت‌های توربین گاز در حدود ۱۵ تا ۲۰٪ در مدخل پره راهنمای نازل می‌باشد.

2.8.3 - تأثیر گرادیان فشار:

برای مدل‌سازی یک وضعیت توربین تأثیر شیب فشار امری ضروری است چون هر دوی این آثار در استیج‌های توربین وجود دارند، لازم است که تأثیرات شیب فشار بر روی سرعت‌های انتقال حرارت درک شود.

شیب فشار می‌تواند گذر لایه مرزی را در محیط موتور واقعی تحت تأثیر قرار دهد. Blair آزمایشات را بر روی یک دیوار تخت با یک شیب غیر صفر و برای دو مقدار شتاب در جهت جریان پوست (Skin) را انجام داد. او همچنین مقادیر آشفته‌گی جریان آزاد از ۰.۷ تا ۵.۰٪ را تغییر داد. تأثیرات شیب فشار بر اساس پارامتر شتاب $K = \left(\frac{V}{V_e^z} \right) \left(\frac{\delta U_e}{\delta m} \right)$ تعریف می‌شوند. Blair دو سطح جریان شتاب را با پارامتر شتاب دادن $K=0.2$ و 0.75×10^{-6} آزمایش کرد. نتایج برای جریان شیب غیر صفر در شکل ۸۷-۲ دیده می‌شوند. نتایج برای جریان‌های شتاب در شکل ۹۱-۲ نشان داده می‌شوند.

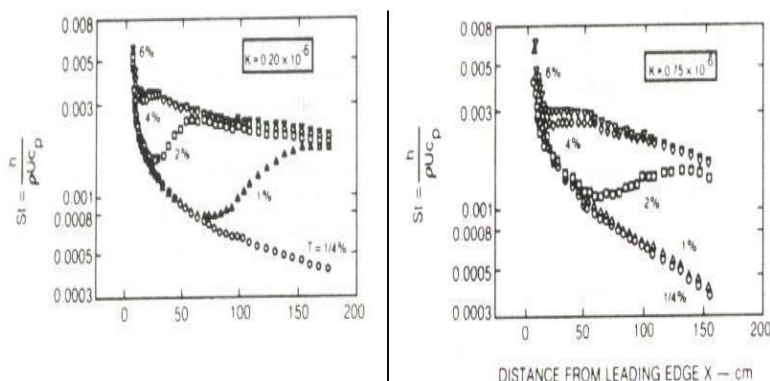


Figure 2.91

توزیع‌های انتقال حرارت نقش تأثیرات شتاب و آشفته‌گی بر روی فرایند گذر را نشان می‌دهند. موارد در شکل ۹۱-۲ را با موارد در شکل ۸۷-۲ مقایسه کنید، آشکار می‌شود که شتاب از پدیده گذر لایه مرزی طبیعی جلوگیری می‌کند. برای موارد با آشفته‌گی کمتر لایه مرزی بر روی کل طول سطح آزمایش باقی می‌ماند (برخلاف حالت شیب با فشار صفر) - دونکته قابل ذکر هستند (۱) شتاب افزایش یافته محل‌گذار لایه مرزی را در جهت موافق پیش‌می‌راند و اینکه (۲) اگر گذار شروع به رخ دادن کند فاصله گذار به لایه مرزی آشفته کامل طولانی‌تر می‌شود. پارامتر شتاب دادن منحنی یا میدان جریان کاهش سرعت ممکن است تأثیر مخالف را موجب گردد. با این حال، جداسازی جریان یک مشکل بزرگ است وقتی که میدان جریان در معرفی شیب‌های فشار معکوس قوی باشد. این امر بر روی سطوح مکش تیغه کاملاً آشکار است. طراحان باید درباره سطح مکش نزدیک به لبه دنباله (Trailing) دقیق باشند، در جایی که جریان ناشی از شیب فشار معکوس کم می‌شود.

Rued و Wittig (۱۹۸۶) اطلاعاتی را ارائه کردند که با رابطه ارائه شده توسط Kays و

Crowford (۱۹۸۰) برای جریان‌های با تأثیرات شیب فشار انطباق یافت:

$$st = 0.0295(pr)^{-0.4} Re^{-0.2} \left[1 - F_k \frac{k(x)}{st} \right] F(Tu) \quad (2-13)$$

در جایی که K پارامتر شتاب می باشد. $F(Tu)$ یک تابع مقیاس طول آشفتهگی و شدت

می باشد. F_k تأثیرات شیب فشار را در نظر می گیرد (مقدار از ۹۰ تا ۱۶۵ تغییر می کند).

2.8.4- تأثیر انحنای جهت جریان:

Mayle (۱۹۷۹) اندازه گیری های انتقال حرارت را بر روی سطوح محدب و مقعر با یک لایه

مرزی، آشفته را نشان داد. شکل ۲-۹۲ توزیع های انتقال بر روی سطوح منحنی را در مقایسه با

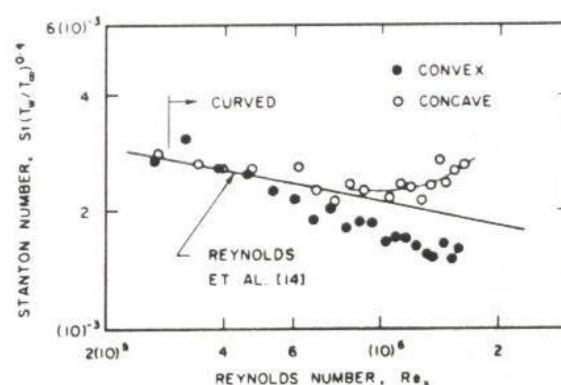


Figure 2.92

رابطه سطح تخت نشان می دهند. با افزایش انحنای سطح محدب مقادیر انتقال حرارت به کمتر از

رابطه سطح تخت افت می کند و انتقال حرارت سطح مقعر بالاتر است. همانطور که توسط

Mayle ذکر شده است، انحراف برای سطوح محدب ممکن است توسط طبیعت دو بعدی

جریان ایجاد شود که تنش برش آشفته را کاهش می دهد و انتقال حرارت را کم می کند.

با این حال برای سطوح مقعر، انحراف توسط مارپیچ های Taylor Gortler یکنواخت در داخل

لایه مرزی ایجاد می شود. رابطه برای انتقال حرارت در لایه مرزی آشفته توسط رینولدز نیز برای

مقایسه رسم می باشد.

$$st\left(\frac{T_w}{T_\infty}\right)^{0.4} = 0.0296 pr^{-0.4} Re^{-0.2} \quad (۱۴-۲)$$

simon و Moffat (۱۹۸۲) اطلاعات انتقال حرارت را برای سطوح منحنی محدب ذکر کردند. سایر بررسی‌ها بر روی یک سطح منحنی محدب توسط Gillis و Johnston (۱۹۸۳) ذکر شدند و You (۱۹۸۶) و همکارانش تأثیرات شدت آشفته‌گی جریان آزاد را بر روی جریان‌های منحنی محدب ارائه نمودند. آنها ذکر کردند که (a) تأثیر انحنای کمتر بر روی تأثیر شدت آشفته‌گی حکمفرما است. (b) تأثیر انحنای بر روی ضریب اصطکاک پوست بیش‌تر از عدد استانتون است و (C) شدت آشفته‌گی در جهت جریان مشابه و پروفیل‌های تنش برش در پایان منحنی بر خلاف پروفیل‌های متفاوت در جهت مخالف جریان منحنی‌ها اندازه‌گیری شدند. Kim و Simon (۱۹۸۷) تأثیرات انحنای محدب در جهت جریان، بازیافت، و شدت آشفته‌گی جریان آزاد (تا 2%) بر روی انتقال آشفته‌گی حرارت و اندازه حرکت در یک لایه مرزی آشفته را بررسی کرد. اطلاعات درباره تأثیرات آشفته‌گی جریان آزاد بالا بر روی لایه‌های مرزی آشفته با انحنای مقعر خیلی محدود هستند. Kime لایه‌های مرزی با انحنای مقعر را برای شدت‌های آشفته تا ۸.۶٪ را بررسی کرد. آنها انتقال عرضی اندازه حرکت را توسط بررسی مرزی در هسته جریان بر روی یک دیوار مقعر گزارش کردند هنگامی که شدت آشفته‌گی تا ۸.۶٪ بالا رفت. Simon و Kestoras (۱۹۹۵-۱۹۹۷) تأثیرات شدت آشفته‌گی بر روی لایه مرزی دیوار و انتقال حرارت را بررسی کردند. شکل ۲-۹۳ تغییرات در ساختار آشفته‌گی تحت تأثیر ورود منحنی مقعر با شرایط آشفته‌گی جریان آزاد بالا را نشان می‌دهد آشفته‌گی جریان آزاد زیاد جریان‌های سرگردان با اندازه حرکت زیاد و در مقیاس وسیع را در جهت جریان از جریان هسته تا لایه مرزی ایجاد می‌کند. در ناحیه داخلی، تأثیرات انحناء بر تأثیر آشفته‌گی جریان آزاد



حکمرما است. آگاهی‌های بیشتر درباره‌ی لایه‌ی مرزی دیوار منحنی مقعر می‌تواند از مقاله‌ی Kim و Kestoras و Simon بدست آید.

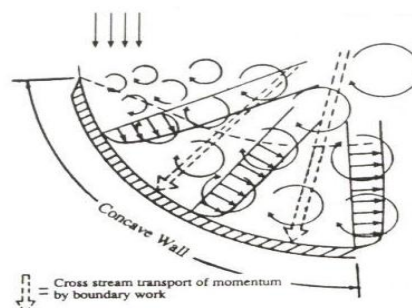


Figure 2.93

2.8.5- تأثیرات زبری سطح:

زبری توسط عدد رینولدز زبری مشخص می‌شود $K^+ = \int U \frac{F}{V}$ که U_I سرعت اصطکاک و K ارتفاع جزء در المان زبری است.

Blair (۱۹۹۴) روابط مختلف را برای پیش‌بینی‌های انتقال حرارت بر روی دیوارهای زبر نمایش داد. Kadar و Yaglom (۱۹۷۲) اطلاعات خودشان را بر اساس آزمایشات صفحه‌ی

$$st = \frac{\sqrt{C_F} \text{Pr}^{-1}}{4.3 \ln(\text{Re} \times C_f) + 3.8} \quad (2-15) \quad \text{تخت به صورت زیر نشان دادند.}$$

Bogard (۱۹۹۶) یک بررسی بر روی شبیه‌سازی آزمایشگاهی زبری سطح ایرفویل توربین ارائه کرد. آنها خصوصیات فیزیکی زبری سطح مشاهده شده بر روی اولین استیج را شبیه‌سازی کردند (پره‌های فشار بالا بر روی یک سطح تخت).

شکل ۲-۹۴ یک مقایسه از پره نمونه و مسیرهای پروفیلومتر سطح-زبر را نشان می‌دهد.

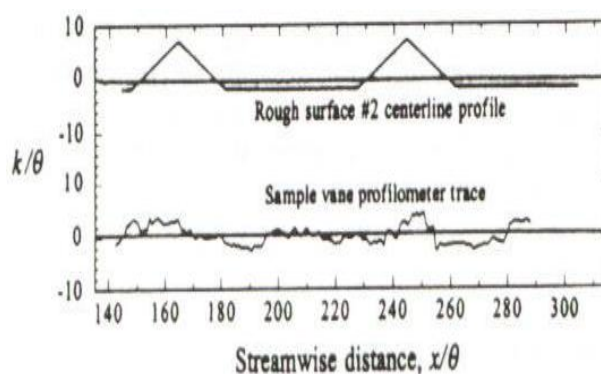


Figure 2.94

شکل ۹۵-۲ نتایج انتقال حرارت را برای سطوح نرم و زبر نشان می‌دهد. اطلاعات سطح زبر با رابطه Kays و Crawford (۱۹۸۰) برای جریان‌های کامل زبر خشن مقایسه گردیدند (جریان‌های کاملاً زبر برای $Re_{ks} > 70$).

$$St = \frac{C_f}{2} \left(Pr_t + \frac{\left(\frac{C_f}{2} \right)^{0.5}}{St_{ks}} \right)^{-1} \quad (2-16)$$

در جایی که عدد استانتون زبری (St_{ks}) چنین است.

$$St_{ks} = C Re_{ks}^{-0.2} Pr^{-0.4} \quad (2-17)$$

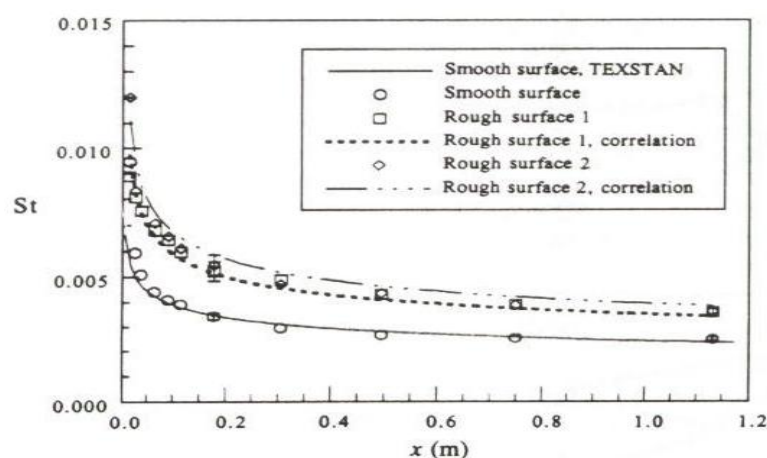


Figure 2.95

نتایج یک افزایش بیش از ۵۰٪ را برای سطوح زبر و خشن نشان می‌دهد. رابطه یک افزایش از سطح زبر ۱ به سطح زبر ۲ را نشان دادند. در حالیکه سنجش‌ها هیچ تأثیر بعدی در مقادیر زبری را نشان ندادند. نتایج برای تأثیرات زبری سطح بر روی سطوح تخت اهمیت در نظر گرفتن زبری

سطح را برای طراحان بصورت یک ضریب افزایش انتقال حرارت نشان می‌دهند که ممکن است مستقیماً بر روی عمر عملیاتی مولفه موثر تأثیر بگذارد.

2-9 - خاتمه :

طراحان ایرفویل توربین لازم است هر کدام از تأثیرات فوق را در طراحی خودشان در نظر بگیرند. بستگی به نیازهای عملیاتی ایرفویل‌ها در شرایط متغیر عمل می‌کنند که ممکن است باعث یک ترکیب آمیخته از هر کدام از تأثیرات شود. شبیه‌سازی یک ترکیب از تمام پارامترها و آزمایشات تحت شرایط واقعی امری دشوار است. نیاز به در نظر گرفتن روابط CFD برای کاهش زحمت بر روی روابط بدست آمده تجربی وجود دارد. با این حال محاسبات CFD لازم است تا با بعضی نتایج آزمایشی موجود سازگار باشد. پیش‌بینی‌های دقیق توسط کدهای CFD هنوز با انطباق نیازهای طراحان ایرفویل فاصله دارد.



