



بررسی جدیدترین روش‌های مورد استفاده در زمینه مدل‌سازی عددی خنک‌کاری فیلمی-پالسی و اثر تغییر پارامترهای پالس بر کارایی خنک‌کاری

سعادت زیرک: استادیار مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه سمنان

سید مهدی حسینی بغدادآبادی: دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی دانشگاه سمنان

مهران رجبی زرگرآبادی: استادیار مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه سمنان

سمنان - دانشگاه سمنان - دانشکده مهندسی مکانیک

baghdaba@gmail.com

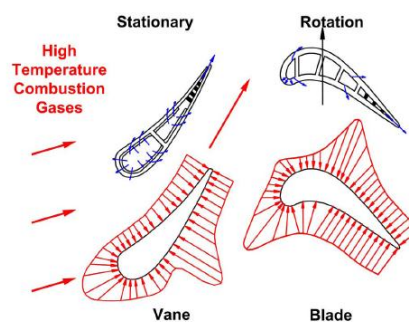
چکیده

دمای ورودی به توربین فشار بالا به طور عمده بر عملکرد توربین گاز موثر است. خنک‌کاری فیلمی یکی از موثرترین روش‌ها برای خنک‌کاری پره‌های توربین است. بازده موتور بالاتر با مینیمم‌سازی جریان جرمی خنک‌کننده با کارایی خنک‌کاری فیلمی مشابه یا بالاتر می‌تواند حاصل شود. جت و جریان پالسی به دلیل کاهش در مقدار هوای دفع شده از کمپرسور یک تکنیک نویدبخش است در حالی که به افزایش بازده توربین کمک می‌کند. خواه پالسی کردن کارایی خنک‌کاری فیلمی را افزایش دهد یا نه، حذف پالس القا شده بوسیله برهم کنش ناپایدار پریودیک روتور-استاتور یا نوسان جریان اصلی غیر ممکن است. بنابراین مهم است که اثرات خنک‌کاری فیلمی پالسی را بررسی کنیم. نتایج نشان می‌دهد در برخی نسبت‌های دمش، سیکل کاری و عدد استروهال کارایی خنک‌کاری فیلمی-پالسی افزایش و در برخی دیگر کاهش می‌یابد. در این مقاله کارهای انجام شده در زمینه مدل‌سازی خنک‌کاری فیلمی به همراه انواع پالس‌های ایجاد شده نظیر پالس‌های مربعی و سینوسی معرفی و مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

واژگان کلیدی: خنک‌کاری فیلمی-پالسی، سیکل کاری، عدد استروهال، کارایی خنک‌کاری، مدل توربولانسی

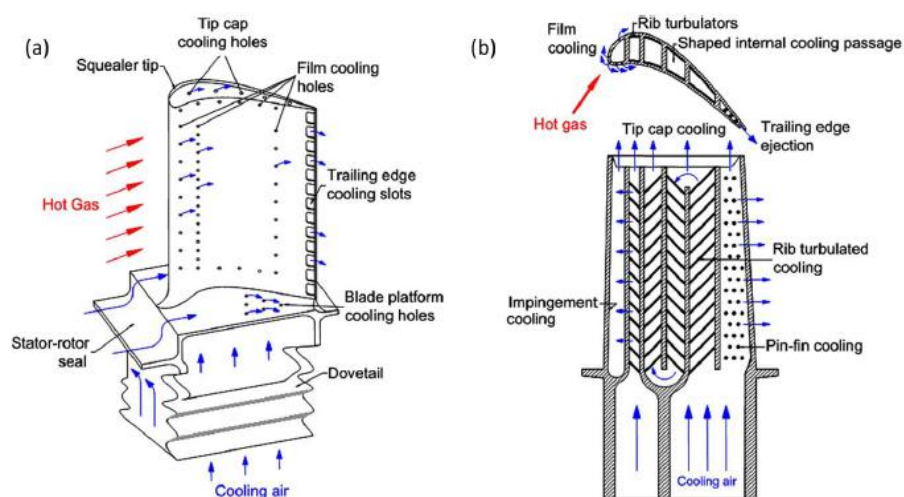
۱- مقدمه

توربین‌های مدرن امروزی به جهت افزایش توان خروجی، بازده حرارتی و عملکرد توربین، در دماهای خیلی بالا کار می‌کنند. اما دمای ذوب ماده تیغه‌های توربین ممکن است از فاکتور مجاز تجاوز کند. از این رو سیستم خنک‌کاری مخصوصی برای سرد کردن پره‌های توربین و افزایش عمرشان استفاده می‌شود [۱]. دیفرانسیل بالای دمای بین گاز داغ و سطح پره از بار حرارتی خیلی مهم نتیجه می‌شود که در شکل ۱ نشان داده شده است [۲].



شکل ۱- شماتیک توزیع بار حرارتی پره توربین گاز [۲]

تکنولوژی‌های خنک‌کاری پیشرفته شامل خنک‌کاری داخلی و خنک‌کاری خارجی پره است (شکل ۲). هوای ثانویه خنک‌کننده از یک مرحله کمپرسور توربین گرفته می‌شود. این هوا در اعداد رینولدز بالا در میان کانال‌های خنک‌کننده داخل پره/تیغه جاری می‌شود که به تیغه توربولانس کننده مجهز است که حرارت را از پره دفع می‌کند. خنک‌کاری خارجی پره توربین بوسیله خنک‌کاری فیلمی و فراهم کردن پوشش مانع حرارت شده به دست می‌آید [۲].



شکل ۲- الف) خنک‌کاری خارجی و ب) خنک‌کاری داخلی پره [۲]



هرچند که روش‌های خنک‌کاری متفاوت هستند اما همه آن‌ها بوسیله هوای خنک‌کننده که اغلب از کمپرسور گرفته می‌شود، کار می‌کنند تا حرارت را از پره‌های توربین دفع کنند [۳].

در خنک‌کاری فیلمی در واقع هوا از داخل سوراخ‌های ریزی از لبه پره عبور می‌کند و به بیرون پره می‌رسد و همین عمل به علت ایجاد فیلم عایق علاوه بر خنک‌کاری ضریب انتقال حرارت به پره را از سمت گاز داغ کم می‌کند [۴،۵]. یکی از ملاحظات خنک‌کاری فیلمی این است که تزریق هوای سردتر به جریان، راندمان توربین را کاهش می‌دهد. همچنین افت راندمان به وسیله افزایش جریان خنک‌کاری بیشتر نیز می‌شود [۶]. البته افت راندمان از طریق افزایش کارایی کلی ناشی از افزایش دمای توربین جبران می‌شود [۷].

۲- معایب خنک‌کاری فیلمی

مشکلات عمده خنک‌کاری فیلمی شامل پوشش ضعیف، تلفات آیرودینامیکی و افزایش ثابت انتقال حرارت به خاطر اختلاط شدید جریان است. برای بهبود عملکرد خنک‌کاری فیلمی از پاشش یا تزریق برگشتنی یا پسرده همراه با آن استفاده می‌کنند. مشاهده می‌شود که در خنک‌کاری فیلمی همراه با تزریق پسرده، پوشش خنک‌کننده یکنواخت‌تری را تحت شرایط مختلف می‌تواند ایجاد نماید. همچنین تزریق پسرده در انحنای پره بهتر انجام می‌شود [۸].

اثر نسبت دمش خنک‌کننده-جریان اصلی، اثر نسبت دانسیته خنک‌کننده-جریان اصلی، اثر آرایش سوراخ، خنک‌کاری فیلمی با ردیف چندگانه و اثر توربولانس جریان اصلی، مواردی است که بایستی در روند طراحی مد نظر قرار گیرند [۲].

۳- خنک‌کاری فیلمی-پالسی

در بسیاری کاربردهای صنعتی جریان متناوب به دلیل حرکت بخش‌ها مانند پمپ‌ها یا توربین‌ها یا بوسیله ارتعاشات یا نوسانات جریان اتفاق می‌افتد. هنوز واضح نیست که چه مکانیسمی واقع می‌شود و انتقال حرارت چگونه تحت تاثیر این پدیده قرار می‌گیرد [۹]. در جریان‌های پالسی اندازه و شکل ساختارهای منسجم تحت تاثیر دامنه و فرکانس است. ساختارهای جریان منسجم بزرگ از لایه‌های برشی تشکیل شده بین جریان آزاد و سیال احاطه کننده ایجاد می‌شود. تشکیل و برهم‌کنش ساختارهای جریان می‌تواند از اختلاط بین لایه مرزی و افزایش مشخص در شدت توربولانس ثبت شده بوسیله جریان‌های پالسی تاثیر پذیرد [۱۰].

دمای ورودی به توربین فشار بالا به طور عمده بر عملکرد توربین گاز موثر است. خنک‌کاری فیلمی یکی از موثرترین روش‌ها برای خنک‌کاری پره‌های توربین است. این تکنیک به کارگیری هوای خنک تخلیه شده از ردیفی از سوراخ‌ها به داخل جریان داغ است. استفاده از جت‌های پالسی با هدف خنک‌کاری فیلمی می‌تواند به بهبود کارایی کمک کند [۱۱].

۴- گاز خارجی و اثر توربولانس

در خنک‌کاری فیلمی توربین‌ها ماده خنک‌کننده به طور عمده سردتر از جریان اصلی است. در نتیجه خنک‌کننده دانسیته بالاتری دارد و نقش مهمی در تعیین میدان جریان دارد. در تجارب آزمایشگاهی با اختلاف دمای کم این اختلاف دانسیته بوسیله گاز خارجی متراکم شبیه‌سازی می‌شود. گاز خارجی در جریان‌های ماده خنک‌کننده به دلایل زیر استفاده می‌شود:

(۱) به عنوان گاز اثر کننده جهت تعیین توزیع خنک‌کننده عمل می‌کند.

(۲) قادر می‌سازد تا خنک‌کننده‌های با دانسیته متفاوت تزریق شوند در حین اینکه در همان زمان به عنوان گاز اثر کننده عمل می‌کند.

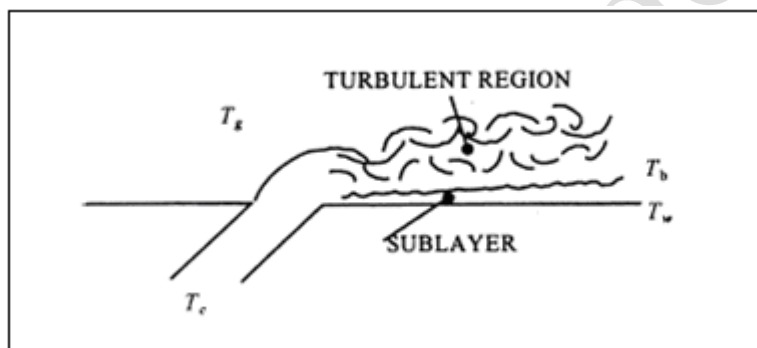
(۳) جهت شبیه‌سازی خنک‌کننده‌ها با دانسیته‌های مختلف در آزمایشات انتقال حرارت.

(۴) برای شبیه‌سازی خنک‌کننده‌ها با دانسیته‌های مختلف در آزمایشات آیرودینامیک.

دانسیته از خصوصیات وابسته به دماست و اختلاف دما بین خنک‌کننده و جریان آزاد است که منجر به اختلاف دانسیته می‌شود.

میدان جریان لایه مرزی در خنک‌کاری فیلمی توربین گاز به میزان زیادی آشفته است. انتقال اجزا، مومنتوم و انتالپی به میدان جریان توربولانس ایجاد شده بوسیله تزریق خنک‌کننده وابسته است. نقش ویسکوزیته به غیر از زیرلایه سطح و شاید داخل هندسه تزریق در بقیه موارد در درجه دوم اهمیت قرار دارد. ثابت‌های تخلیه سوراخ‌های خنک‌کننده پره در نرخ‌های جریان پایین فقط به عدد رینولدز وابسته هستند. همچنین ضخامت زیرلایه لزج لایه مرزی توربولانس روی صفحه تخت به عدد رینولدز به توان یک دهم وابسته است [۱۲].

شکل ۳ شماتیکی از ناحیه توربولانس و زیر لایه آن را نشان می‌دهد.



شکل ۳- ناحیه توربولانس و زیر لایه آن در خنک‌کاری فیلمی [۱۲]

۵- پارامترهای نرخ جریان خنک‌کاری فیلمی

کاهش در دمای کل سیال در میان بخش توربین مربوط به انرژی استخراجی بوسیله توربین است. ورود خنک‌کننده به توربین دمای کل حجمی سیال کاری را کاهش می‌دهد. چالش مهندسی استفاده از خنک‌کننده کم تا حد ممکن و به کارگیری آن در بخش توربین است. ما تمایل داریم تا اجزا را خنک کنیم و از اختلاط خنک‌کننده با جریان آزاد اجتناب کنیم. طرح‌های خنک‌کاری فیلمی در کنترل لایه مرزی استفاده می‌شوند. جت‌های مولد ورتکس پایا همراه با زاویه تزریق مرکب در لایه مرزی توربولانس برای تولید ورتکس‌های streamwise توسط کامپتون و جانستون ارائه شدند. مک مانوس نشان داد قابلیت یک جت مولد ورتکس در تاخیر انداختن جدایش لایه مرزی برای جت پالسی می‌تواند بزرگتر از جت پایا با نرخ جریان گرمی متوسط مشابه باشد.

طراحان موتور باید به مقدار خنک‌کننده مورد استفاده توجه کنند. نسبت دانسیته خنک‌کننده به جریان آزاد در یک موتور واقعی می‌تواند بزرگتر از ۲ باشد. نسبت شار گرمی یا نسبت دمش برابر نسبت شارهای گرمی خنک‌کننده به جریان آزاد تعریف می‌شود:



$$M \equiv \frac{\rho_c U_j}{\rho_\infty U_\infty}$$

روش دیگر توصیف نرخ دمش نسبت سرعت است. نسبت سرعت به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$VR \equiv \frac{U_j}{U_\infty}$$

اماری استفاده از نسبت سرعت برای مشخصه‌سازی رفتار انتقال حرارت جت‌های شیب‌دار در نسبت‌های دانسیته غیر واقعی پیشنهاد نمود. دیگر روش توصیف نرخ جریان خنک‌کننده نسبت شار مومنتوم است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$I \equiv \frac{\rho_c U_j^2}{\rho_\infty U_\infty^2}$$

اکاد پیشنهاد نمود که کارایی آدیاباتیک و ثابت انتقال حرارت در ناحیه لبه حمله توسط نسبت شار مومنتوم به خوبی مقیاس‌دهی می‌شود.

دمای دیواره آدیاباتیک دمای لبه فیلم است و یکنواخت نیست، به دلیل اینکه خنک‌کننده فیلمی همه جا یکنواخت نیست و خنک‌کننده با گاز داغ جریان آزاد مخلوط می‌شود [۱۳].

۶- روش‌های عددی و مدل‌های توربولانسی

بازدید تهران و همکاری تحلیل میدان جریان در خنک‌کاری فیلمی سوراخ منفرد با استفاده از روش المان محدود را انجام دادند. در این روش هوای خنک‌کننده از یک سوراخ به جریان اصلی تزریق می‌شود و بنابراین جریان طبیعتاً سه بعدی است. معادلات ناویر-استوکس و انرژی بر روی صفحه تخت بوسیله روش المان محدود با استفاده از المان‌های brick حل شدند. معادلات حاکم گذرا و جریان تراکم‌ناپذیر و توربولانس در نظر گرفته شد. مدل توربولانسی در ناحیه نزدیک دیواره روش تابع دیواره و در ناحیه کاملاً توربولانس مدل $k-\epsilon$ استفاده شد. زاویه تزریق خنک‌کننده و نرخ دمش پارامترهای مورد بررسی بودند. عملکرد بهینه در زاویه تزریق خنک‌کننده ۳۵ درجه و نرخ دمش بهینه ۰.۵ به دست آمد [۱۴].

لاکهار و همکارانش کارایی خنک‌کاری فیلمی سه بعدی یک صفحه تخت با ردیفی از جت‌های تزریق جانبی با استفاده از حل‌کننده معادله ناویر-استوکس که روش حجم محدود با تکنیک چند بلوکی را به کار می‌گرفت، بررسی کردند. آن‌ها میدان سرعت و دمای اندازه‌گیری شده و محاسبه شده را که با مدل استاندارد $k-\epsilon$ و مدل توربولانسی دو لایه‌ای بر پایه $k-\epsilon$ و برای نرخ‌های دمش مختلف مقایسه کردند. دقت و نتیجه ناحیه تحت تاثیر ویسکوزیته نزدیک دیواره با مدل توربولانسی یک معادله‌ای، بهبود قابل توجهی در پیش‌بینی کارایی خنک‌کاری فیلمی در مقایسه با نتایج به دست آمده از قانون دیواره را نشان داد. محاسبات بر نیاز به دقت مکانیزم‌های انتقال حرارت و جریان ثانویه در لایه تحت تاثیر ویسکوزیته نزدیک دیواره تاکید نمود. قبلاً مدل $k-\epsilon$ با توابع دیواره بررسی و کنترل بسیاری از الگوهای پیچیده جریان، مانند رفتار نامتقارن به دلیل ورتکس جریان ثانویه القا شده تزریق بر روی سمت چپ و فقدان آن در طرف راست جت و شدت اولیه و کاهش دما در هسته جت را مستعد معرفی کرده بود، ولی انتشار جت جانبی با این مدل به میزان قابل توجهی پایین‌تر پیش‌بینی شدند همی‌طور در مورد قدرت ورتکس. حل ناحیه تحت تاثیر ویسکوزیته نزدیک دیواره با مدل یک معادله‌ای با روش دو لایه‌ای قدرت ورتکس و انتشار جانبی را افزایش می‌دهد اما در زمان مشابه پخش عمودی را کاهش می‌دهد. این ممکن است به دلیل استفاده از ویسکوزیته ادی و ضریب پخش یکسان برای شارهای حرارتی و مومنتوم نرمال و جانبی باشد [۱۵].



لی لک و همکارش آنالیز محاسباتی مقیاس بزرگ در مقایسه با نتایج تجربی را برای درک برهم‌کنش جریان عرضی و جت خنک‌کننده در خنک‌کاری فیلمی جت گسسته انجام دادند. حل سه‌بعدی معادلات ناوراستوکس بیضوی با مدل توربولانسی مرتبه بالا با استفاده از مدلی جدید که قادر به حل همزمان جریان کاملاً کوپل شده در پلنوم، سوراخ فیلمی و نواحی جریان عرضی بود، صورت گرفت. نتایج نشان داد ایجاد ساختار ورتکسی با چرخش متقابل بهبود جریان پیچیده در میان سوراخ فیلمی را در مجموع در پی خواهد داشت. منشا توربولانس از لایه برشی بالای جت خنک‌کننده در جریان عرضی در نرخ‌های دمش پایین به لایه بین نواحی تزریق و گردابه در میان سوراخ فیلمی در نرخ‌های دمش بالا شیف‌ت پیدا می‌کرد [۱۶].

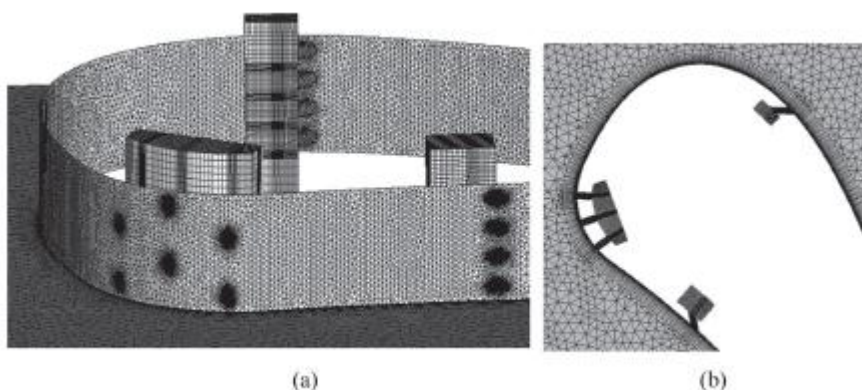
لی لک و همکارانش تحلیل با جزییات فیزیک خنک‌کاری فیلمی را برای چهار حالت تزریق به داخل جریان با سوراخ‌های استوانه‌ای، تزریق زاویه مرکب با سوراخ‌های استوانه‌ای، تزریق داخل جریان با سوراخ‌های شکل داده شده و تزریق زاویه مرکب با سوراخ‌های شکل داده شده به صورت عددی ارایه کردند. از نرم‌افزار I-DEAS برای تولید مش با کیفیت بالا استفاده گردید. تحلیل CFD بوسیله نرم‌افزار Fluent/UNS انجام شد. تحلیل‌ها بر پایه تصحیح فشار، بلوک چندگانه، چند شبکه‌ای، حل‌کننده تطبیقی بی ساختار انجام شد. مدل‌سازی توربولانس با استفاده از مدل استاندارد $K - \epsilon$ همراه با توابع دیواره تعمیم یافته صورت گرفت [۲۰، ۱۹، ۱۸، ۱۷].

لین و همکارش خنک‌کاری فیلمی لبه حمله استوانه‌ای با تزریق درمیان ردیفی از سوراخ‌های زاویه مرکب را به صورت عددی بررسی کردند. محاسبات بر اساس مدل توربولانس انتقال تنش برشی $k - \omega$ (SST) انجام شد تا جریان سه‌بعدی و انتقال حرارت اطراف لبه حمله نیم استوانه با ادامه بدنه صاف بررسی شود. خنک‌کاری بوسیله جت‌های خنک‌کاری فیلمی که از یک پلنوم به میان سه ردیف متناوب از سوراخ‌های با زاویه مرکب تزریق می‌شد، صورت می‌گرفت. نتایج برای کارایی آدیاباتیکی سطح، توزیع دمای نرمال شده، میدان برداری سرعت و فشار سطح ارایه شدند. مدل SST پخش عمودی ۲۰ تا ۵۰ درصد پایین‌تر پیش‌بینی شد. پخش جانبی بالای سطح بیشتر از مقدار پیش‌بینی شده و روی سطح کمتر از مقدار پیش‌بینی شده بود. کارایی سطح متوسط جانبی به خوبی پیش‌بینی شده بود. محاسبات به وسیله کد CFL3D انجام شد [۲۱].

مارتینی و شولز خنک‌کاری فیلمی لبه فرار پره توربین پیشرفته را به صورت عددی و تجربی مورد مطالعه قرار دادند. برای حل عددی مطالعات CFD پایدار و ناپایدار برای دستیابی به بینش عمیق‌تر نسبت به میدان جریان انجام شد. برای بررسی عددی از نرم‌افزار فلوئنت ۶ و برای مدل‌سازی شبکه از نرم‌افزار گمبیت ۲.۰۴ استفاده گردید. برای مدل‌سازی توربولانس از مدل $RNG K - \epsilon$ به دلیل عملکرد بهترش نسبت به مدل $K - \epsilon$ استاندارد روی جریان‌های برشی شامل جت‌ها، لایه‌های مخلوط و جدایش جریان استفاده گردید [۲۲].

تیاگی و همکارش جریان خنک‌کاری فیلمی روی جت استوانه‌ای شبیدار را بوسیله شبیه‌سازی گردابه بزرگ انجام دادند. مدل‌های دو معادله‌ای در حل دینامیک و ناهمسانگردی میدان جریان خیلی پیچیده ایجاد شده بوسیله برهم‌کنش جریان عرضی جت ناموفقند. پیش‌بینی دقیق‌تر میدان جریان از شبیه‌سازی‌های گردابه بزرگ (LES) به دست می‌آید که دینامیک مقیاس‌های بزرگتر در جریان مستقیماً حل می‌شود. میدان جریان سه بعدی ناپایا بوسیله بسته‌های گردابه‌های سنجاقی شکل حکمفرماست. دینامیک گردابه‌های سنجاقی شکل و در ناحیه جریان حلقوی (wake) جت تزریق و تاثیرشان بر انتقال حرارت ناپایای دیواره بررسی شده است. توزیع میدان اسکالر روی صفحات تصویری مختلف میدان محاسباتی مطابقت با ساختارهای منسجم با مقیاس بزرگ را آشکار کرد. جزییات گرادیان‌های میدان اسکالر اطراف ساختار منسجم سنجاقی، اهمیت دینامیکی گردابه‌های مقیاس بزرگ بر روی فرایند اختلاط را نشان می‌دهد [۲۳].

ژائوکینگ و همکاری خنک‌کاری فیلمی پالسی روی کل پره توربین شامل ۵ ردیف سوراخ خنک‌کاری فیلمی، سه ردیف در لبه حمله و دو ردیف دیگر در سمت فشار و مکش را به صورت عددی بررسی کردند. شکل ۴ شبکه سطح مدل را نشان می‌دهد.



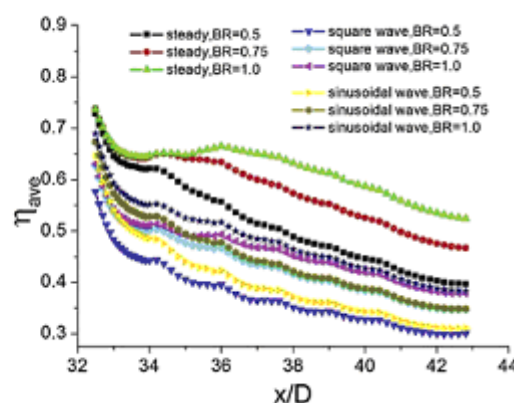
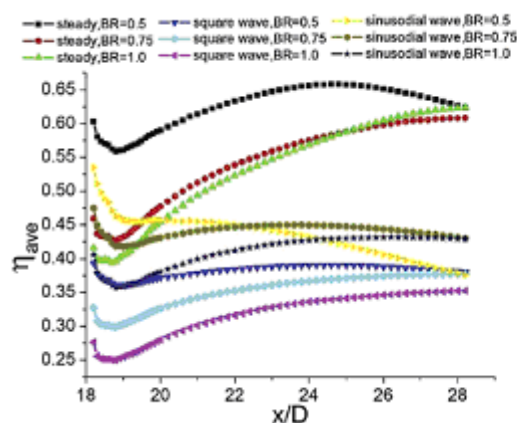
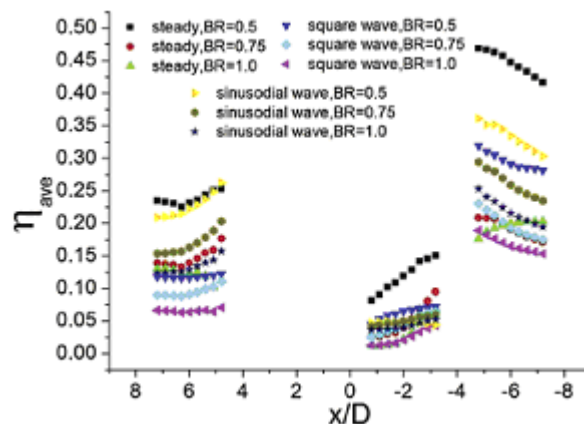
شکل ۴- مش محاسباتی سطح [۲۴]

امواج سینوسی و مربعی تزریق هوای خنک‌کاری پالسی مورد توجه قرار گرفتند. عملکرد کارایی خنک‌کاری فیلمی در سه نسبت دمش و چهار عدد استروهال مختلف بررسی شد. در لبه حمله و سمت فشار، کارایی خنک‌کاری فیلمی وقتی نسبت دمش یا عدد استروهال افزایش می‌یابد، کاهش می‌یابد اما در قسمت مکش روند برعکس است. جریان پالسی موج سینوسی نسبت به جریان مربعی منجر به فرو رفتن کمتر جریان اصلی به سوراخ فیلم می‌شود. در ناحیه لبه حمله، جریان پالسی موج سینوسی کارایی خنک‌کاری فیلمی بالاتری نسبت به جریان پایا در نسبت‌های دمش بالا ارائه می‌دهد.

دمای ورودی توربین گاز به طور مستمر در حال افزایش است تا بازده حرارتی بالاتر را به دست دهد. برای حفاظت پره توربین از دمای ورودی بالا خنک‌کاری فیلمی در طراحی پره‌های توربین استفاده می‌شود. هنگامیکه بخشی از هوای متراکم شده از کمپرسور برای خنک‌کردن اجزای دما بالا استخراج می‌شود، بازده حرارتی توربین کاهش می‌یابد. برای حفظ بازده حرارتی بالا و کسب ایمنی پره لازم است تا راهی برای مینیمم کردن هوای خنک‌کاری مصرفی و همزمان فراهم کردن حفاظت مناسب از اجزای دما بالا پیدا کنیم. در این وضعیت خنک‌کاری فیلمی پالسی برای کاهش مصرف هوای خنک‌کننده مصرفی، کنترل و بهبود عملکرد خنک‌کاری فیلمی مطرح شد. دومین دلیل بررسی خنک‌کاری فیلمی پالسی این است که پدیده پالسی شدن به طور طبیعی به خاطر نوسان جریان اصلی و برهم‌کنش پرئودیک بین روتور و استاتور اتفاق می‌افتد [۲۴].

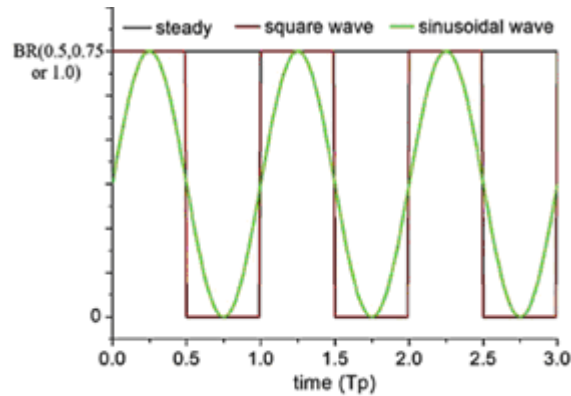
خواه پالسی کردن کارایی خنک‌کاری فیلمی را افزایش دهد یا نه، حذف پالس القا شده بوسیله برهم‌کنش ناپایدار پرئودیک روتور-استاتور یا نوسان جریان اصلی غیر ممکن است. بنابراین مهم است که اثرات خنک‌کاری فیلمی پالسی را بررسی کنیم.

از نرم‌افزار ANSYS CFX بر اساس روش حجم محدود جهت تحلیل استفاده گردید. معادلات پایا و ناپایای ناویر استوکس متوسط گیری شده رینولدز با استفاده از مدل توربولانسی انتقال تنش برشی $k-\omega$ (SST) حل شدند. شکل ۵ مقایسه کارایی فیلمی متوسط زمانی را در نسبت دمش‌های مختلف در لبه حمله و پایین دست ردیف چهارم و پنجم در سه حالت پایا و موج مربعی و سینوسی نشان می‌دهد.



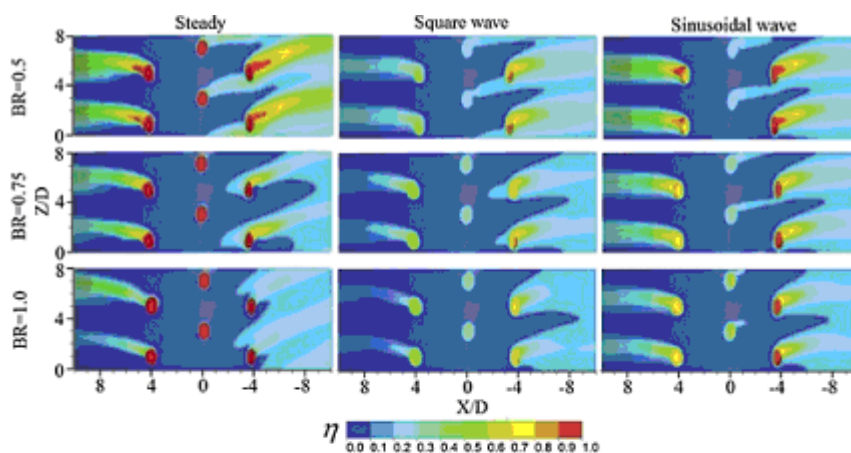
شکل ۵- مقایسه کارایی فیلمی متوسط زمانی در نسبت دمش‌های مختلف در لبه حمله و پایین دست ردیف چهارم و پنجم در سه حالت پایا و موج مربعی و سینوسی [۲۴]

دلیل استفاده از موج مربعی این است که نوسان فشار جریان اصلی می‌تواند از خنک‌کاری فیلمی کاملاً باز یا کاملاً بسته گذرا نتیجه شود. در شرایط واقعی جریان، برهم‌کنش روتور-استاتور منجر به تغییر تدریجی تزریق هوای خنک‌کننده می‌شود که شباهت بیشتری به موج سینوسی دارد. شکل ۶ سیگنال‌های نسبت دمش برای سه حالت مورد بررسی را نشان می‌دهد.

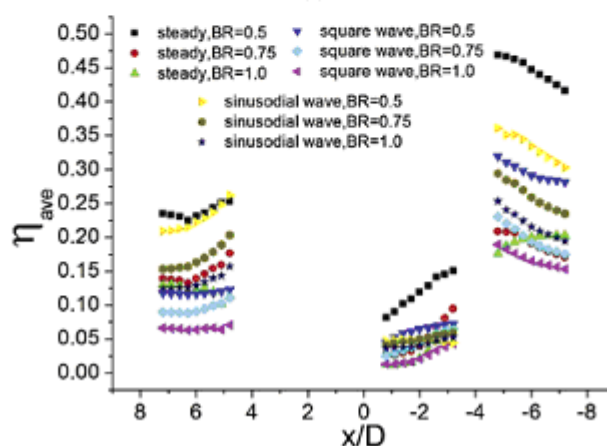


شکل ۶- سیگنال‌های نسبت دمزش برای سه حالت پایا و موج مربعی و سینوسی [۲۴]

کارایی خنک‌کاری فیلمی و سطح پوشش فیلمی لبه حمله با افزایش نسبت دمزش از ۰.۵ به ۱ کاهش می‌یابد زیرا افزایش نیروی نفوذ هوای خنک‌کننده به جریان اصلی را در پی دارد. به دلیل تغییرات فشار و سرعت جریان اصلی در لبه حمله اثرات خنک‌کاری سه ردیف سوراخ ایجاد شده در لبه حمله کاملاً متفاوت است که در شکل ۷ نشان داده شده است.



(a)

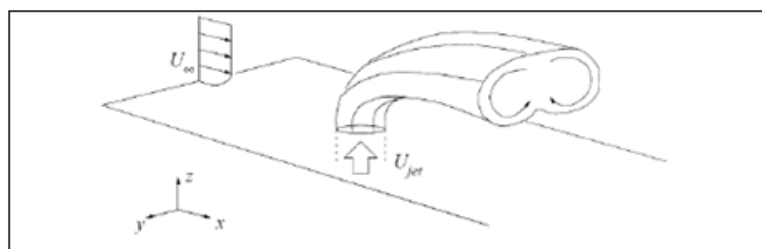


(b)

شکل ۷- اثرات خنک‌کاری سه ردیف سوراخ ایجاد شده در لبه حمله [۲۴]

تأثیرات جفت ورتکس با چرخش متقابل القا شده بوسیله جت و نفوذ جت به جریان اصلی نزدیک پایین دست سوراخ غالب است و لذا نرخ کاهش کارایی خنک‌کاری فیلمی متوسط زمانی متوسط spanwise در ناحیه نزدیک سوراخ نسبت به پایین دست آن بیشتر است [۲۴].

کرتلزی و همکارش تشکیل جفت ورتکس چرخان متقابل (CVP) را بررسی کردند که شکل ۸ شماتیکی از آن را نشان می‌دهد.



شکل ۸- شماتیکی از تشکیل جفت ورتکس چرخان متقابل [۲۵]



آن‌ها چرخش رینگ ورتکس، برهم‌کنش‌ها، واژگونی و چین خوردگی را مشاهده نمودند که منجر به شروع CVP شد [۲۵]. برای جریان پالسی موج مربعی کارایی خنک‌کاری فیلمی متوسط زمانی متوسط spanwise در بخش مکش ایرفویل حدود ۱۵.۹ درصد افزایش می‌یابد وقتی نسبت دمش از ۰.۵ تا ۰.۷۵ افزایش می‌یابد و فقط حدود ۵.۹ درصد از نسبت دمش ۰.۷۵ تا ۱ بهبود می‌یابد. برای جریان پالسی موج سینوسی نسبت بهبود حدود ۱۱.۱ درصد است وقتی نسبت دمش از ۰.۵ تا ۰.۷۵ تغییر می‌کند و فقط حدود ۷.۸ درصد از ۰.۷۵ تا ۱ افزایش می‌یابد. در نسبت دمش مشابه جریان پالسی موج سینوسی کارایی خنک‌کاری بیشتری را در مقایسه با جریان پالسی موج مربعی نتیجه می‌دهد اما نسبت به جریان پایا کمتر است [۲۴].

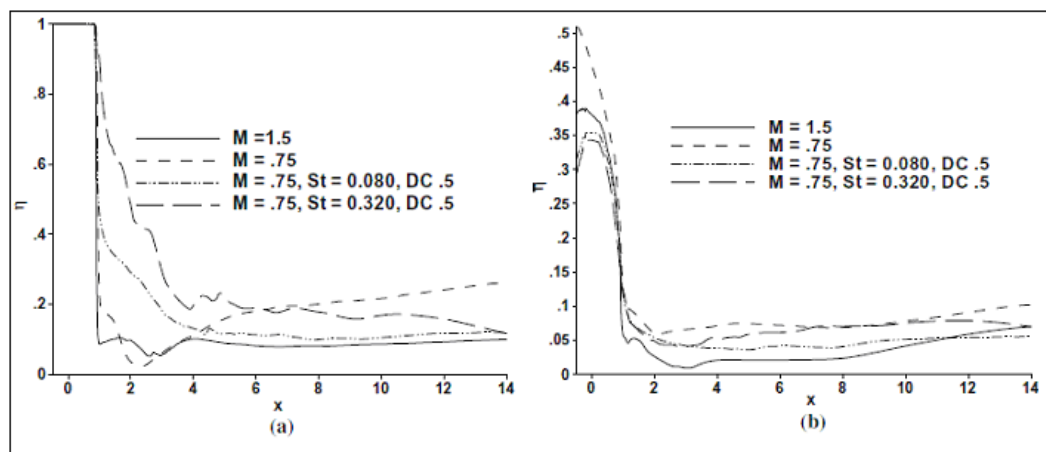
مولدون و همکارش شبیه‌سازی عددی مستقیم (DNS) جت خنک‌کاری فیلمی را جهت بررسی اینکه پالس‌های جت خنک‌کننده کارایی خنک‌کاری فیلمی را افزایش می‌دهد یا نه، ازایه کردند. محاسبات برای جت استوانه‌ای با زاویه شیب ۳۰ درجه انجام شدند. پالس جت بوسیله سیکل کاری (DC) و عدد استروهال که هر دو تغییر می‌کردند، تعریف شدند. سوراخ‌های خنک‌کاری فیلمی باید به گونه‌ای طراحی شوند که جت خنک‌کننده پوشش دهد و نزدیک سطح پره باقی بماند و به جریان عرضی در حد زیاد نفوذ نکند. جت‌های خنک‌کاری فیلمی هوای فرایند را مصرف می‌کنند و بنابراین یک هدف طراحی ماکزیمم کردن خنک‌کاری و مینیمم کردن جریان جرمی در میان جت‌هاست.

با تزریق خنک‌کننده، ساختارهای مقیاس بزرگ از برهم‌کنش جت خنک‌کاری فیلمی با جریان عرضی نتیجه می‌شود. این ساختارهای مقیاس بزرگ همراه با ناپایداری‌های جریان به سختی جریان و انتقال حرارت را با استفاده از معادلات ناویر استوکس متوسط‌گیری شده رینولدز پیش‌بینی می‌کند. مدل $k-\varepsilon$ فاصله نفوذ جت به جریان عرضی را بالا و نرخ پخش جت را پایین‌تر از میزان اصلی پیش‌بینی می‌کند.

پالس بوسیله دو متغیر سیکل کاری (DC) و عدد استروهال کنترل شد. سیکل کاری به صورت نسبت زمانی که جت روشن است به کل زمان تعریف می‌شود. عدد استروهال به صورت $\frac{kd}{U_0}$ تعریف می‌شود که k فرکانس بر حسب هرتز، d قطر سوراخ خنک‌کننده و U_0 سرعت جریان عرضی است. سرعت در خروجی جت بر اساس معادله زیر تغییر می‌کند که u_{ib} جز Δm سرعت در صفحه خروجی جت است و a تابع پله‌ای است.

$$u_{ib} = u_i^b a$$

بهبود در کارایی خنک‌کاری فیلمی کلی در حالت پالسی نسبت به جریان بدون پالس در نسبت دمش ۱.۵ به دست آمد. دامنه فرکانس‌های پالسی بدون بعد از ۰.۰۰۴ تا ۰.۳۲ تغییر می‌کرد و بهترین نتیجه در ۰.۳۲ به دست آمد. نمودارهای شکل ۹ افزایش کارایی خنک‌کاری را در هنگام پالسی شدن جریان نسبت به حالت بدون پالس نشان می‌دهد.



شکل ۹- افزایش کارایی خنک‌کاری در هنگام پالسی شدن جریان نسبت به حالت بدون پالس [۲۶]

در مقایسه با نمونه پایا در نرخ جریان موثر خنک‌کننده مشابه (یا نسبت دمش متوسط) مبدل، پالسی کردن در سیکل کاری ۰.۵ اثربخشی قابل‌قیاسی را نشان داد و در سیکل کاری ۰.۲۵ کاهش اثر بخشی نتیجه شد. باید ذکر شود که در وضعیت‌های واقعی کاهش نسبت دمش ممکن نیست و پالسی کردن ممکن است تنها راه موثر برای افزایش کارایی خنک‌کاری فیلمی باشد. ناحیه دوباره گردش پشت جت با استفاده از پالسی کردن به میزان زیادی کاهش یافت که منجر به بهبود کارایی خنک‌کاری فیلمی شد [۲۶].

۷- نتیجه‌گیری

استفاده از جت‌های پالسی با هدف خنک‌کاری فیلمی می‌تواند به بهبود کارایی کمک کند و بنابراین دمای ورودی به توربین بالاتر را بدون تاثیر بر عمر پره در پی خواهد داشت. بنابراین قیمت موتور با فراهم کردن ظرفیت مشابه کوچک‌تر و موتورهای سبک‌تر کاهش خواهد یافت. مصرف سوخت کمتر خواهد شد و نتیجتاً قیمت سوخت پایین‌تر را به دنبال دارد. در این مقاله جدیدترین کارهای عددی در زمینه شبیه‌سازی خنک‌کاری فیلمی به همراه پالس جریان اصلی و خنک‌کننده مورد بررسی قرار گرفت.

مراجع

1. Priyanka Singh, O P Shukla, "Heat Transfer Analysis of Gas Turbine Rotor Blade Cooling Through Staggered Holes using CFD", International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), ISSN: 2278-0181, Vol. 4 Issue 07, July-2015.
2. Je-Chin Han and Akhilesh P. Rallabandi, "TURBINE BLADE FILM COOLING USING PSP TECHNIQUE", Frontiers in Heat and Mass Transfer (FHMT), 1, 013001, 2010.
3. Flack, Ronald D. "Chapter 8: Axial Flow Turbines". Fundamentals of Jet Propulsion with Applications. Cambridge Aerospace Series. New York, NY: Cambridge University Press. ISBN 978-0-521-81983-1 p.428,2005.
4. What is Film Cooling? (<http://www.me.umn.edu/labs/tcht/measurements/what.html>)



5. Martinez, Isidoro. "Aircraft propulsion. Thermal and mechanical limitations in jet engines (<http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/bk3/c17/Aircraft%20propulsion.pdf>)" page 19. *Technical University of Madrid, School of Aeronautical Engineering*, 2015.

6. *The Jet Engine* (6 ed.). Rolls-Royce plc. ISBN 0902121235, Rolls-Royce plc ,2005.

7. Boyce, Meherwan P. "Chapter 9: Axial Flow Turbines and Chapter 11: Materials". *Gas Turbine Engineering Handbook* (3rd ed.). Oxford: Elsevier. ISBN 978-0-7506-7846-9, p. 379-80.

8. X. C. Li, G. Subbuswamy, J. Zhou, "Performance of Gas Turbine Film Cooling with Backward Injection" , *Energy and Power Engineering*, 132-137, 2013.

9. Hofmann, Herbert Martin, et al. "Influence of a pulsation on heat transfer and flow structure in submerged impinging jets." *International Journal of Heat and Mass Transfer* 50.17 (2007): 3638-3648.

10. Rozli Zulkifli, Kamaruzzaman Sopian, Shahrir Abdullah and Mohd Sobri Takriff, " *Effect of Pulsating Circular Hot Air Jet Frequencies on Local and Average Nusselt Number*", *American J. of Engineering and Applied Sciences* 1 (1): 58-62, 2008.

11. Kartuzova, Olga V. "A Computational Study for the Utilization of Jet Pulsations in Gas Turbine Film Cooling and Flow Control." (2012).

12. Jones, T. V. "Theory for the use of foreign gas in simulating film cooling." *International Journal of Heat and Fluid Flow* 20.3 (1999): 349-354.

13. Rutledge, James L. *Pulsed Film Cooling on a Turbine Blade Leading Edge*. No. AFIT/DS/ENY/09-S03. AIR FORCE INST OF TECH WRIGHT-PATTERSON AFB OH GRADUATE SCHOOL OF ENGINEERING AND MANAGEMENT, 2009.

14. BAZDIDI - TEHRANI, F., and A. A. Mahmoodi. "Finite Element Analysis of Flowfield in the Single Hole Film Cooling Technique." *Annals of the New York Academy of Sciences* 934.1 (2001): 393-400.

15. Lakehal, D., G. S. Theodoridis, and W. Rodi. "Computation of film cooling of a flat plate by lateral injection from a row of holes." *International journal of heat and fluid flow* 19.5 (1998): 418-430.

16. Leylek, J. H., and R. D. Zerkle. "Discrete-jet film cooling: a comparison of computational results with experiments." *ASME 1993 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*. American Society of Mechanical Engineers, 1993.

17. Walters, Dibbon K., and James H. Leylek. "A detailed analysis of film-cooling physics: Part i—streamwise injection with cylindrical holes." *ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*. American Society of Mechanical Engineers, 1997.

18. McGovern, K. T., and J. H. Leylek. "A detailed analysis of film cooling physics: Part II—Compound-angle injection with cylindrical holes." *Journal of Turbomachinery* 122.1 (2000): 113-121.

19. Hyams, Daniel G., and James H. Leylek. "A detailed analysis of film cooling physics: Part III—streamwise injection with shaped holes." *ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*. American Society of Mechanical Engineers, 1997.

20. Brittingham, Robert A., and James H. Leylek. "A Detailed Analysis of Film Cooling Physics: Part IV—Compound—Angle Injection With Shaped Holes." *ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*. American Society of Mechanical Engineers, 1997.

21. Lin, Y-L., and TI-P. Shih. "Film cooling of a cylindrical leading edge with injection through rows of compound-angle holes." *Journal of Heat Transfer* 123.4 (2001): 645-654.

مجموعه مقالات هشتمین همایش ملی مبدل گرمایی

دوم دی ماه ۱۳۹۵، ایران، تهران، مرکز همایش‌های صدا و سیما

۰۹۱۹۷۵۵۶۴۲۴ - (۰۲۱) ۸۸۶۷۱۶۷۶

مجریان: انجمن علمی مهندسی حرارتی و برودتی ایران و دانشگاه بین الملل امام خمینی قزوین

ثبت شده در پایگاه استنادی جهان اسلام ISC

www.Mobadel.ir



22. Schulz, A. "Experimental and Numerical Investigation of Trailing Edge Film Cooling by Circular Coolant Wall Jets Ejected From a Slot With Internal Rib Arrays." (2004).

23. Tyagi, Mayank, and Sumanta Acharya. "Large eddy simulation of film cooling flow from an inclined cylindrical jet." *Journal of Turbomachinery* 125.4 (2003): 734-742.

24. Ke, Zhaoqing, and Jianhua Wang. "Numerical investigations of pulsed film cooling on an entire turbine vane." *Applied Thermal Engineering* 87 (2015): 117-126.

25. Christopher M. Minton, "Wake Filling Techniques for Reducing Rotor-Stator Interaction Noise", the faculty of Virginia Polytechnic Institute, Blacksburg, VA, 2005.

26. Muldoon, Frank, and Sumanta Acharya. "DNS study of pulsed film cooling for enhanced cooling effectiveness." *International Journal of Heat and Mass Transfer* 52.13 (2009): 3118-3127.

www.Mobadel.ir