

تأثیر خصوصیات جریان بر اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در لبه حمله پره توربین

کریم مظاهری^{۱*}، محمد هادی دهقان^۲، امین اردکانی^۳

۱- استاد، دانشگاه شریف، mazaheri@sharif.ir (نویسنده مخاطب)

۲و۳- دانشجوی دکتری، دانشگاه شریف، a.a.136992@gmail.com

چکیده

در این مطالعه یک روش محاسباتی نوین برای مطالعه خنک کاری لایه‌ای روی لبه حمله پره توربین استفاده شده است. مدل هندسی لبه حمله به شکل بیضوی بوده که مطابقت هندسی مناسبی برای شبیه‌سازی دقیق پره روتور دارد. سایر پارامترهای هندسی و جریانی در محدوده طراحی توربین‌های گازی هوایی قرار دارند. اعتبارسنجی حل با یک شبکه ۷،۰ میلیون سلولی به دست آمده است. مدل‌سازی آشفته‌گی با یک مدل آشفته‌گی جبری تنش رینولدز RSM بهبود یافته انجام شده است [۱]. نتایج مقاله مرجع و مطالعه حاضر نشان داد که مدل آشفته‌گی مذکور برای کاربرد خنک کاری لایه‌ای دقت نتایج را به شدت (تا ۳۰ درصد) بهبود می‌دهد. در ادامه با مطالعه پارامتری، رفتار چند معیار عملکردی (اثربخشی سطحی متوسط و افت فشار) نسبت به پارامترهای مختلف (نسبت‌های دمش، چگالی و مومنوم) ارزیابی شد. نتایج نشان دادند بهترین اثربخشی خنک کاری و کم‌ترین افت فشار برای حالت‌هایی است که جت خنک کاری به صورت متصل به سطح قرار دارد. بین مطالعات انجام شده حالتی که نسبت دمش ۰،۶۲۵ و نسبت چگالی ۱،۸ را دارد، بهترین رفتار خنک کاری لایه‌ای را نشان می‌دهد. ضمناً مطابق انتظار افت فشار و نسبت مومنوم جت خنک کننده و جریان اصلی رابطه‌ای خطی با هم دارند.

واژه‌های کلیدی: خنک کاری لایه‌ای - لبه حمله - پره توربین - مطالعه پارامتری

۱- مقدمه

در حالت ایده‌آل، چنانچه جریان خنک کاری تزریقی بدون جدا شدن از سطح و بدون پراکنده شدن در جریان اصلی، روی سطح دیواره قرار گیرد، دمای سیال نزدیک دیواره برابر دمای سیال خنک کننده شده و در نتیجه اثربخشی خنک کاری جریان برابر با ۱ می‌گردد. اما آنچه عمدتاً در واقعیت اتفاق می‌افتد این است که جریان جت تزریقی بلافاصله پس از ورود به جریان اصلی، با آن اختلاط شدیدی پیدا کرده و ضریب اثربخشی کاهش پیدا می‌کند. اثربخشی جریان خنک کاری تابعی از پارامترهای گوناگون است. پژوهشگران مختلف از جمله بوگارد و تول در پژوهش‌های متنوع خنک کاری لایه‌ای، عوامل تأثیرگذار بر ضریب اثربخشی را به صورت جدول ۱ دسته بندی کردند [۲-۵]. از میان پارامترهای معرفی شده در جدول زیر، پارامترهایی که با علامت * مشخص شده‌اند دارای اهمیت بیشتری در خنک کاری جریان هستند. این پارامترها لزوماً به یکدیگر وابسته نیستند؛ بنابراین ترکیب‌های گوناگون آن‌ها ممکن است در جریان خنک کاری لایه‌ای مورد استفاده قرار گیرد.

جدول ۱. پارامترهای مؤثر بر اثربخشی خنک کاری لایه‌ای [۲-۵]

شرایط جریان	پارامترهای هندسی	هندسه پره
نسبت دمش*	شکل سوراخ	محل سوراخ روی پره
نسبت شار مومنوم*	زاویه تزریق	انحنای پره*
نسبت چگالی*	زاویه تزریق معمولی یا مرکب*	زبری سطح دیواره پره
آشفته‌گی جریان اصلی	فاصله بین سوراخ‌ها	
چگونگی تشکیل لایه مرزی	طول سوراخ تزریق	
عدد ماخ جریان اصلی	تعداد سوراخ‌ها	
اثرات ناپایایی جریان		
چرخش جریان		

طبق جدول بالا سه پارامتر جریانی اصلی، یعنی نسبت دمش، نسبت چگالی و نسبت مومنوم که در جریان خنک کاری لایه‌ای نقش اساسی ایفا می‌کنند، به ترتیب به صورت روابط زیر تعریف می‌شوند:

$$BR = \frac{\rho_j v_j}{\rho_{\infty} v_{\infty}} \quad (1)$$

$$DR = \frac{\rho_j}{\rho_{\infty}} \quad (2)$$

$$I = \frac{\rho_j v_j^2}{\rho_{\infty} v_{\infty}^2} \quad (3)$$

در اواخر دهه ۶۰ میلادی، خنک کاری لایه‌ای با لوله‌ای استوانه‌ای با زاویه تزریق بهینه ۳۵ درجه نسبت به جریان عرضی با نسبت دمش $M=0.5$ رواج فراوان داشت [۶]. در نسبت دمش‌های پایین به دلیل کم بودن نرخ جرمی جت خنک کاری، خنک کاری لایه‌ای بازدهی کمتری دارد. در نسبت دمش‌های بالا که جریان جت مومنوم بالایی دارد، در جریان عرضی بیشتر نفوذ کرده و از دیواره جدا می‌شود. به این ترتیب تنها بخشی از جت خنک کاری، نزدیک دیواره باقی مانده و بازدهی پایینی نتیجه می‌دهد. در سال‌های اخیر، پژوهش‌های تجربی و عددی وسیعی برای بررسی میدان جریان شکل گرفته در خنک کاری لایه‌ای و پارامترهای مؤثر بر ضریب کارایی آن صورت گرفته است.

مقاله پیترزیک و بوگارد [۷] که پیشگام در مطالعات تجربی در این زمینه است در اولین پژوهش خود که در محدوده نسبت دمش‌های ۰،۲۵ تا ۱ و روی صفحه تخت انجام شد، درک کمی و کیفی نسبتاً جامعی پیرامون توزیع میدان سرعت در تمامی ناحیه مورد مطالعه، اعم از قسمت ورودی، منطقه تداخل جت تزریقی و جریان اصلی و فعل و انفعالات ناحیه پایین دست سوراخ تزریق، ارائه داد. نتایج حاکی از ایجاد یک منطقه کم مومنوم در داخل لوله تزریق است که منجر به افزایش شدت آشفته‌گی جریان جت در ورود به جریان اصلی می‌گردد. این ناحیه بر اثر گذر جریان از داخل پلنوم به لوله تزریق به وجود آمده و منشأ تولید ساختارهای منسجم در ناحیه برخورد جریان اصلی با جت تزریقی به شمار می‌رود. هم چنین مطالعه شدت آشفته‌گی و تنش‌های رینولدز در محدوده جریان حاکی از آن است که تزریق جت منجر به تشدید اغتشاشات هیدرودینامیکی لایه مرزی آشفته شده و در نتیجه مقادیر آشفته‌گی در ناحیه تزریق و برخورد جریان اصلی و تزریقی به یکباره بالا می‌رود.

در پژوهش بعدی این گروه [۸] که با تکیه بر کار قبل انجام شده است، اثر نسبت چگالی بر شکل‌گیری میدان جریان بررسی شده است. نتایج حاکی از تأثیر شدید نسبت چگالی بر شکل‌گیری میدان جریان هستند. در پایین دست جریان با افزایش نسبت چگالی، سرعت القایی در ناحیه نزدیک سوراخ تزریق مقادیر کمتری را دارا خواهد بود. اما با دور شدن از سوراخ تزریق در پایین دست، برای نسبت‌های چگالی گوناگون در یک نسبت دمش، پروفیل‌های سرعت مشابه یکدیگر خواهند بود. در

➤ در تعداد قابل توجهی از مقالات در مورد رابطه متقابل نسبت دمیدن، نسبت چگالی و نسبت شار مومنوم سردرگمی وجود داشته و این پارامترها به طور کلی مستقل نیستند.

بنابر مطالعات پیشین و اهداف این مطالعه که بر بررسی خواص و رفتار جریان خنک کاری لایه‌ای متمرکز است، ۳ پارامتر نسبت دمش، چگالی و مومنوم انتخاب شده و در ادامه مورد بررسی قرار می‌گیرند. اگر هدف بهینه سازی یک مساله مهندسی واقعی باشد، باید پارامترهای دیگر جریان و پارامترهای هندسی مورد بررسی پارمتری قرار گیرد.

۲- روش حل عددی جریان و مدل آشفتگی

در مطالعه حاضر با توجه به مدل توسعه داده شده توسط مظاهری و همکاران [۱]، از نرم افزار تجاری انسیس فلوئنت نسخه ۲۰۲۲ به عنوان حل گر استفاده گردید. برای بهبود پایداری عددی و نرخ همگرایی حل در گام‌های زمانی بزرگ، حل گر فشار پایه جفت شده^۲ به کار برده شد. برای دیده شدن اثرات نایزوتروپی هیدرودینامیکی و همچنین تعیین اجزای شار حرارت آشفتگی از مدل GL-RSM [۱۶] استفاده شد. علاوه بر این برای گسترش کاربرد مدل GL-RSM در سراسر ناحیه نزدیک دیوار تقریب بهبود دیوار تقویت شده^۳ نرم افزار فلوئنت انتخاب گردید.

برای تخمین میدان حرارت از مدل شار حرارت اصلاح شده معادله (۴) که توسط مظاهری و همکاران [۱] پیشنهاد گردیده است در حل گر به کار گرفته شد. این مدل توانایی کنار آمدن با چند پدیده پیچیده مانند نایزوتروپی آشفتگی هیدرو/حرارتی، خواص غیرتعدالی، بلند شدن جت و اختلاط آشفتگی برای خنک کاری لایه‌ای با نسبت دمش بالا را دارد [۱۷، ۱۵، ۳]. توجه شود که بر اساس پیشنهاد مطالعه [۱۷] برای پره‌های متوالی توربین^۴ به جای استفاده از مدل شار حرارت باید از عدد پرنتل ثابت و برابر با ۰.۸۵ در حل گر استفاده کرد.

$$\overline{u_i \theta} = -C'_\theta \frac{2}{2C_{1\theta} + \left(\frac{p}{\varepsilon} - 1\right)} f_t^{-1} \left(\frac{k}{\varepsilon}\right) \left(\sigma_{ij} + \frac{2}{2C_{1\theta} + \left(\frac{p}{\varepsilon} - 1\right)} \alpha_{ij}\right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (4)$$

که C'_θ به صورت معادله ۲ بیان می‌شود.

$$C'_\theta = \frac{1.14 + 0.4 \exp(-|P/\varepsilon|^3)}{(1 - \exp(-\frac{R_t}{110}))^{1/4}} \quad (5)$$

ثوابت مدل و توابع مرتبط با آن در مرجع [۱۷، ۱] معرفی شده است.

۳- هندسه و شرایط مرزی نمونه آزمایشگاهی لبه حمله پره توربین

یکی از اهداف مطالعه حاضر، کاربرد مدل جبری RSM بهبود یافته بر سطوح خمیده است. بدین منظور مدل آشفتگی مورد استفاده باید با دقت مناسبی بتواند فیزیکی خنک کاری لایه ای روی سطوح خمیده را شبیه سازی کند. سطوح خمیده می تواند از نوع محدب^۵ یا مقعر^۶ باشد. محدب مثل هندسه سطح مکش^۷ و مقعر مثل سطح فشار^۸ پره توربین. متأسفانه تاکنون آزمایش تجربی معتبری جهت مطالعه حفره های پادگردابی بر سطوح خمیده (که انحنای قابل توجهی دارند) صورت نپذیرفته است. لذا هندسه لبه حمله کروس که دارای دو ردیف حفره است برای بررسی عملکرد مدل آشفتگی و انتقال حرارت انتخاب شده است (شکل ۱ مشاهده شود) [۱۸]. این مسأله از لحاظ پدیده های فیزیکی بسیار با اهمیت است. زیرا پدیده های پیچیده ای

یکی دیگر از مطالعات این گروه تأثیر نسبت دمیدن و نسبت چگالی بر خنک کاری لایه‌ای توسط سینها و همکاران بررسی شد [۹]. آن‌ها نشان دادند که در نسبت‌های دمش کم (یعنی نسبت‌های شار جرم موضعی کم)، جت به سطح متصل شده و اثر بخشی خنک کاری در درجه اول تابعی از نسبت دمش است. برای نسبت‌های دمش بالاتر، جت جدا شده (و به طور بالقوه دوباره متصل می‌شود) و اثر بخشی خنک کاری نیز به شدت به نسبت چگالی (به دلیل تأثیر آن بر نسبت مومنوم) وابسته می‌شود. هاس و همکاران [۱۰] عنوان کردند که نفوذ یک جت عمده‌تاً تابعی از نسبت شار تکانه و زاویه تزریق است (مطالعه آنها شامل هندسه‌های مختلف بود). تول و همکاران [۱۱] محدوده فیزیکی برای نسبت مومنوم تعریف کردند. مطالعه ایشان برای یک ردیف جت استوانه‌ای (با زاویه شیب ۳۵ درجه) بود. آن‌ها دریافتند که جدا شدن جت کامل برای نسبت مومنوم $I > 0.8$ رخ می‌دهد، در حالی که جت کاملاً متصل برای $I < 0.4$ وجود دارد. در محدوده $0.4 < I < 0.8$ ، جت های خنک کاری جدا و سپس دوباره متصل می‌شوند. پدرس و همکاران [۱۲] اثر بخشی خنک کاری را در پایین دست ردیفی از جت‌های استوانه‌ای برای نسبت‌های چگالی مختلف اندازه گیری کردند. در $BR = 0.2$ ، آن‌ها دریافتند که اثر بخشی خنک کاری تقریباً برای نسبت چگالی در محدوده $DR = 0.8 - 4$ ثابت است. نتیجه این بود که در این BR ، جت‌ها به خوبی به دیوار چسبیده بودند و اثر بخشی فیلم در درجه اول تابعی از BR است. در BR بالاتر، آن‌ها نشان دادند که اثر بخشی خنک کاری بهتری برای DR بالاتر، در BR ثابت حاصل شد. این به کاهش تمایل جت‌ها به جدا شدن، به دلیل نسبت مومنوم کمتر مرتبط با نسبت چگالی بالاتر نسبت داده شد. در واقع اگر بخواهیم در BR ثابت نسبت چگالی افزایش یابد، باید سرعت جت کاهش یابد. بنابراین نسبت مومنوم کاهش می‌یابد که باعث کاهش تمایل به جد شدن جت خواهد شد.

راتلج و پولانکا [۱۳] اهمیت نسبت تکانه را برای پیش بینی مسیر جریان خنک کاری، و نسبت ظرفیت حرارتی را برای اثر بخشی سطحی توصیف کردند. گرینر و همکاران [۱۴] به صورت محاسباتی پارامترهای بدون بعد مهم را هنگام مقیاس بندی^۱ از دمای محیط به موتور بررسی کرد. آن‌ها دریافتند که علاوه بر نسبت دمش، نسبت مومنوم و نسبت چگالی، اعداد رینولدز جریان اصلی و جریان خنک کاری باید برای مقیاس بندی دقیق عملکرد مطابقت داشته باشد. با این حال، هنگام تطبیق BR ، I ، DR و Pr ، بین شرایط آزمایشگاهی محیط و دمای موتور، تطبیق همزمان اعداد رینولدز جریان اصلی و سیال خنک کننده ممکن نبود. ایشان دریافتند که تطبیق عدد رینولدز خنک کننده منجر به تطابق بهتر بین این دو موقعیت می‌شود.

آرنانو و همکاران [۴] در مطالعه جامع خود ناحیه خنک کاری لایه‌ای را مطابق شکل ۵ به ۳ ناحیه مختلف تقسیم کرده و اثر هر یک از پارامترهای خنک کاری و مقدار اهمیت هر یک را مورد بررسی قرار دادند. ایشان این مفهوم را معرفی کردند که اهمیت نسبی هر پارامتر مربوط به منطقه خاصی است. یعنی پارامترهای خنک کاری غالب به محل مورد بررسی بستگی دارند. بنابراین ایشان نواحی منطقه باینری (نزدیک سوراخ)، ناحیه میانی و منطقه مخلوط شده را معرفی کردند. ایشان به این نتیجه رسیدند که در ناحیه اولیه binary و ناحیه میانی (به صورت میانگین)، نسبت مومنوم مهم ترین پارامتر است.

به طور خلاصه، از بررسی مطالعات پیشین، آرنانو و همکاران [۴] در این زمینه به موارد زیر دست یافتند:

➤ توافق خوبی در مورد اهمیت و اهمیت فیزیکی نسبت مومنوم به عنوان پارامتر غالب برای آیرودینامیک و مسیر جت در ناحیه نزدیک سوراخ وجود دارد.

⁵ Convex

⁶ Concave

⁷ Pressure side

⁸ Suction side

¹ Scaling

² Coupled Pressure-based

³ Enhanced wall treatment

⁴ Turbine cascade

استفاده می‌شود. از مهم‌ترین این پارامترها می‌توان به اثربخشی سطحی و افت فشار نام برد.

جدول ۲. معیارهای مهم در تحلیل نتایج.

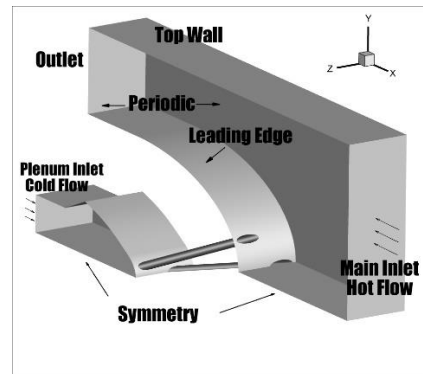
پارامترهای مورد مطالعه	بیان ریاضی
اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای	$\eta = \frac{T_H - T_{aw}}{T_H - T_C}$
متوسط اثر بخشی در عرض صفحه	$\bar{\eta} = \frac{1}{l_{ref}} \int_0^l \frac{T_H - T_{aw}}{T_H - T_C} dz$
متوسط اثربخشی سطحی	$\bar{\eta} = \frac{1}{S_{ref}} \iint \frac{T_H - T_{aw}}{T_H - T_C} dS$
افت فشار	$\xi = \frac{(\dot{m}_H P_{0H} + \dot{m}_C P_{0C}) - \dot{m}_{exit} P_{0exit}}{\dot{m}_H P_{0H} + \dot{m}_C P_{0C}}$
یکنواختی خنک کاری سطحی	$\gamma = 1 - \sum_{i=1}^n [(\eta_i - \bar{\eta}) S_i] / 2 \bar{\eta} \sum_{i=1}^n S_i$

برای هر یک از موارد ذکر شده نسبت مومنوم نیز محاسبه شده‌است. در واقع در این مطالعه با ثابت گرفتن جریان عبوری از لایه حمله با نسبت دم‌ش اثر دبی جریان خنک‌کاری مطالعه شده و با نسبت چگالی اثر دمای جریان خنک‌کاری مطالعه می‌شود. موارد انتخاب شده به طوری‌اند که با شرایط کاری توربین‌های گاز صنعتی هم‌خوانی داشته باشند. در جدول ۳ تمامی شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان داده شده‌اند.

جدول ۳. شبیه‌سازی‌های مختلف برای مطالعه پارامتری

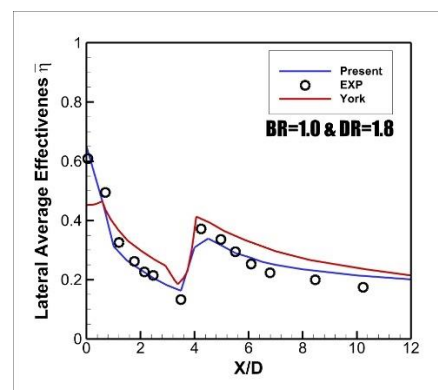
Run Number	BR	DR	I	$\bar{\eta}$	$\bar{\eta}/BR$	درصد افت فشار کل
Run 1	0.5	1.8	0.138	0.177	0.355	2.94
Run 2	0.625	1.8	0.217	0.202	0.347	1.873
Run 3	0.75	1.8	0.312	0.205	0.274	2.03
Run 4	0.888	1.6	0.493	0.188	0.212	2.22
Run 5	1	1.6	0.625	0.180	0.180	2.46
Run 6	1	1.8	0.555	0.192	0.192	2.43
Run 7	1	2	0.50	0.210	0.210	2.32
Run 8	1.111	2	0.617	0.196	0.176	2.47
Run 9	1.333	1.6	1.105	0.148	0.111	3.33
Run 10	1.5	1.6	1.406	0.147	0.098	3.95
Run 11	1.5	1.8	1.25	0.153	0.102	3.70
Run 12	1.5	2	1.125	0.161	0.107	3.49

چون جریان برخوردی در نقطه سکون، شتاب‌گیری جریان لایه مرزی به علت وجود انحنای سطح و برهمکنش جت‌های سرد در آن رخ می‌دهد. در شکل ۱ شرایط مرزی مورد استفاده در شبیه‌سازی این مسأله به تصویر کشیده شده‌است. هندسه لایه حمله مورد نظر یک ربع بیضی با قطر کوچک ۶۶ میلی‌متر و قطر بزرگ ۱۳۲ میلی‌متر است. سایر پارامترهای مهم برای شبیه‌سازی این مسأله در مراجع [۱۸] ارائه شده‌است. حفره‌ها دارای دو زاویه در دو صفحه متفاوت هستند که زاویه در صفحه موازی با جهت جریان اصلی زاویه تزریق و زاویه در صفحه عمود بر جریان اصلی زاویه ترکیبی نام دارد.



شکل ۱. مسأله خنک‌کاری لایه ای لایه حمله پره توربین [۱۸]

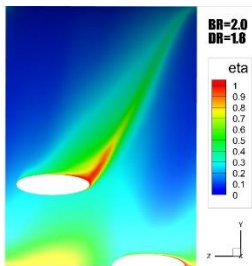
برای اطمینان از صحت نتایج، یک مورد خاص با مرجع آزمایشگاهی مقایسه شده‌است. تصویر ۲ نتایج اثربخشی سطحی را برای نسبت دم‌ش و نسبت چگالی ۱٫۸ نشان می‌دهد. نتایج حاکی از بهبود خیلی خوب (تا ۳۰ درصد) دقت نتایج است.



شکل ۲. اعتبارسنجی نتایج مطالعه حاضر با نتایج مدل یورک [۱۹] و نتایج آزمایشگاهی [۱۸]

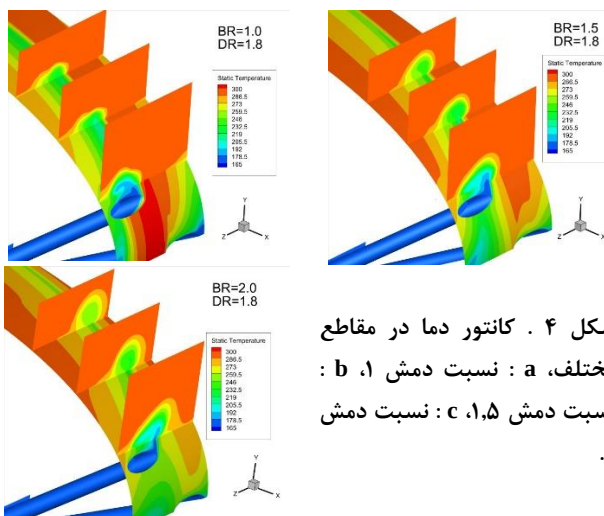
۴-مطالعه پارامتری

بنابر اطلاعات فوق باید با مطالعه پارامتری ضریب حساسیت چند پارامتر عملکردی ارزیابی شوند. در این مطالعه پارامترهای عملکردی نسبت دم‌ش و نسبت چگالی انتخاب شده‌اند. ضمناً نسبت مومنوم نیز به عنوان تابعی از این دو پارامتر مورد بررسی قرار گرفته‌است. بر اساس مطالعات گوناگون [۳، ۴، ۷] این ۳ پارامتر مهم‌ترین پارامترهای مشخص‌کننده خنک‌کاری لایه‌ای‌اند. مقادیر انتخاب شده اصلی برای نسبت دم‌ش BR برابر 1، 1.5، 2 هستند. برای نسبت چگالی DR نیز مقادیر 1.6، 1.8، 2 انتخاب شده‌اند. این پارامترها در محدوده طراحی توربین‌های گازی هوایی قرار دارند [۲۰]. در این مطالعه پارامتری، برای تحلیل داده‌های استخراج شده از شبیه‌سازی‌های عددی صورت گرفته از پارامترهای خروجی موجود در جدول ۲



شکل ۳. کانتور اثربخشی خنک کاری
در ۳ نسبت دمش مختلف، a: نسبت
دمش ۱، b: نسبت دمش ۱.۵، نسبت
دمش ۲.

همان‌طور که در شکل بالا مشاهده می‌شود با افزایش BR در نسبت چگالی ثابت شاهد افزایش نسبت مومنوم I جریان خنک کاری از ۰.۵۵۵ به ۱.۲۵ و ۲.۲۲۲ بوده و این امر باعث نفوذ جت خنک کاری در جریان اصلی شده است. نفوذ جت باعث افزایش اختلاط و در نتیجه کاهش اثربخشی می‌شود. این اتفاق در انتقال نسبت دمش ۱ به ۱.۵ مشهود تر است. به طوری که باعث کاهش ۰.۲۵ درصدی اثربخشی می‌شود. نکته‌ای که با مطلب فوق همخوانی ندارد کمتر بودن اثربخشی نسبت دمش ۱.۵ نسبت به ۲ است. برای بررسی این موضوع باید جدایش جت نیز مورد بررسی قرار گیرد. در شکل ۴ نتایج مقاطع مختلف کانتور دما برای ۳ نسبت دمش مذکور مشاهده می‌شود. نتایج حاکی از این است که جدایش جریان برای نسبت دمش ۲ رخ داده اما سرعت و افزایش دبی جریان خنک کننده در نسبت دمش ۲ بر جدایش جریان غلبه می‌کند. این دلیل بهتر بودن اثربخشی سطحی برای نسبت دمش ۲ است.



شکل ۴. کانتور دما در مقاطع
مختلف، a: نسبت دمش ۱، b:
نسبت دمش ۱.۵، c: نسبت دمش
۲.

موضوع دیگری که باید در طراحی مورد ارزیابی قرار گیرد افت فشار به وجود آمده در هر یک نسبت چگالی‌های مختلف است. مشاهده شد که در نسبت چگالی ثابت با افزایش نسبت دمش متوسط سطحی کاهش می‌یابد. به دلایل ذکر شده در بالا با افزایش نسبت دمش (سرعت جت) شاهد افت فشار بیشتر هستیم. به این صورت که با در نسبت دمش ۱، ۱.۵ و ۲ (نسبت چگالی ثابت ۱.۸) افت فشار روند صعودی داشته و به ترتیب برابر ۲.۴۳، ۳.۷۰ و ۵.۹۳ است. برای مشخص شدن جدایش و عدم جدایش خطوط جریان مورد بررسی قرار گرفته است (شکل ۵). همان‌طور که مشاهده می‌شود در نسبت دمش ۱ جریان کاملاً چسبیده Attached به سطح دیواره است. این موضوع باعث بهبود خنک کاری شده و باعث شده که اثربخشی نسبت به سایر نسبت دمش‌ها مقدار به شدت بیشتری داشته باشد. ضمناً در نسبت دمش ۱.۵ و ۲ همان‌طور که انتظار می‌رفت جریان تنها اندکی پایین دست لوله جدا شده که باعث افت اثربخشی خنک کاری و افت فشار بیشتر جریان شده است. در نسبت دمش ۲ سرعت بالای جت (مومنوم جت

Run 13	1.667	2	1.387	0.161	0.096	4.08
Run 14	2	1.8	2.222	0.163	0.081	5.93

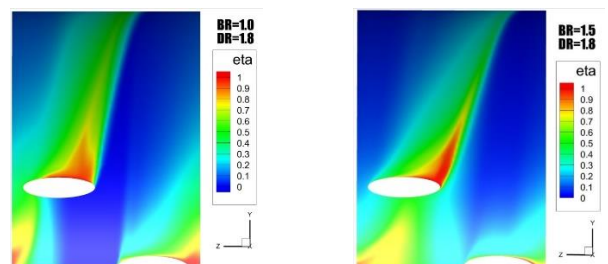
با توجه به اینکه در این پژوهش کلیه سطوح خنک کاری لایه ای آدیاباتیک در نظر گرفته می‌شوند، پارامتر اثربخشی آدیاباتیک خنک کاری لایه‌ای^۱ مهم‌ترین معیار در تحلیل نتایج است. اگر فرض دما ثابت برای دیواره استفاده شود پارامتر مهم ضریب انتقال حرارت h می‌شود.

ترسیم کانتورهای اثربخشی خنک کاری (η) روی سطح می‌تواند تصویر خوبی از پخش سیال سرد روی سطح ارائه دهد در حالی که ترسیم این پارامتر در مقاطع عرضی شکل جت‌های سرد و برهمکنش آن‌ها را با کیفیت قابل قبولی نشان می‌دهد. همچنین ترسیم منحنی‌های پارامتر متوسط عرضی اثربخشی^۲ ($\bar{\eta}$) در طول مسیر خنک کاری، کیفیت متوسط‌گیری شده اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را در هر فاصله از محل قرارگیری حفره نشان می‌دهد. پارامتر متوسط اثربخشی سطحی ($\bar{\eta}_s$) در فرآیند مطالعه پارامتری بسیار مفید است چرا که خروجی آن تنها یک عدد است و قضاوت در مورد کیفیت یک نوع چیدمان را تسهیل می‌نماید؛ شایان ذکر است که در انجام هر مطالعه پارامتری می‌توان پارامترهای متعددی را لحاظ کرد در این مطالعه به علت سادگی از پارامتر $\bar{\eta}$ به عنوان مهم‌ترین معیار مقایسه استفاده می‌شود.

۵-نتایج

۵-۱- اثر نسبت دمش BR

هوای خنک کاری مورد استفاده در خنک کاری لایه‌ای از کمپرسور استخراج شده و از درون پره عبور می‌کند. با این حال، گرفتن هوا از کمپرسور باعث کاستن از بازدهی سیکل می‌شود. نسبت دمش پارامتری است که مقدار هوای خنک کاری مورد استفاده در خنک کاری را کمی می‌کند. به عنوان نسبت شار جرمی بین خنک کاری و جریان اصلی تعریف می‌شود. در این مطالعه تقریباً مشابه مراجع [۱۸، ۱۹، ۲۱] با ثابت گرفتن نسبت چگالی ۱.۸ اثر نسبت دمش مورد مطالعه قرار گرفته است. با افزایش نسبت دمش سرعت جت خنک کننده افزوده شده و این تمایل جت به بلند شدن از روی صفحه را بیشتر می‌کند. این اتفاق در نسبت دمش‌های بالا باعث افزایش اختلاط بین جت سرد و گرم شده و اثربخشی متوسط صفحه را کاهش می‌دهد. بنابراین انتظار می‌رود در نسبت دمش‌های پایین‌تر متوسط سطحی خنک کاری بهتری را شاهد باشیم. نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد با افزایش نسبت دمش از ۱ به ۲ در اثربخشی سطحی رفتاری خطی وجود ندارد. به این صورت که در از ۱ تا ۱.۵ کاهش اثر بخشی سطحی رخ داده و سپس اثربخشی سطحی افزایش می‌یابد. در شکل ۳ کانتورهای اثربخشی برای ۳ نسبت دمش مختلف مشاهده می‌شود.

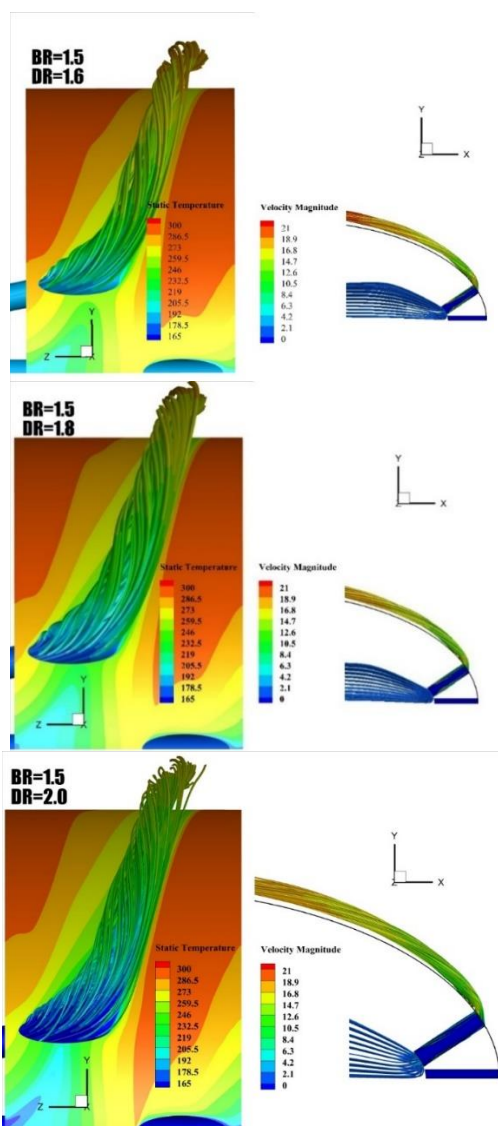


² Spanwise averaged effectiveness

¹ Adiabatic film cooling effectiveness

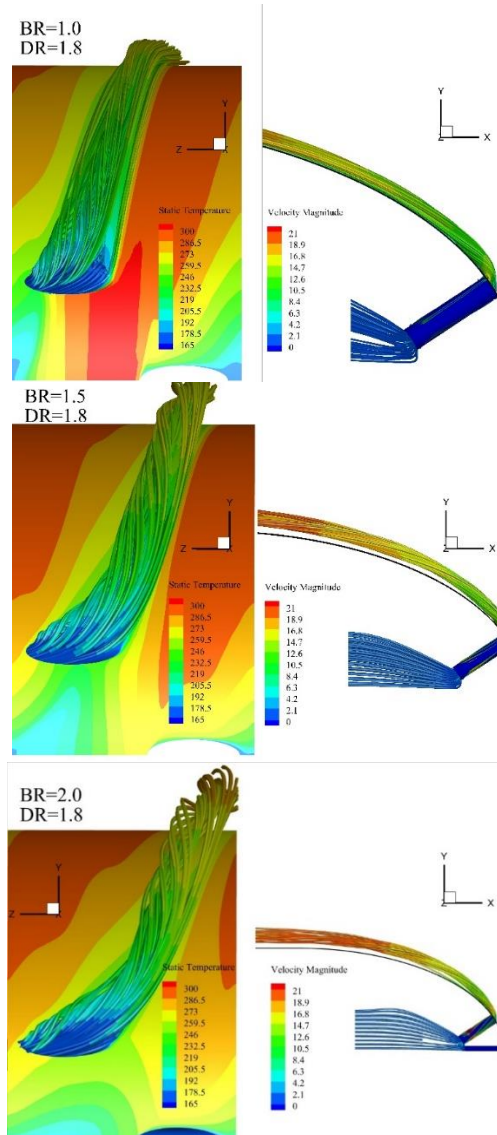
می‌آید. در نتایج نیز همین مساله مشاهده شد. به این صورت که در نسبت دمشی ۱٫۵ با افزایش نسبت چگالی از ۱٫۶ به ۱٫۸ و ۲ به ترتیب اثربخشی متوسط سطحی از ۰٫۱۴۷ به ۰٫۱۵۳ و ۰٫۱۶۱ رسیده است. لازم به ذکر است در هر کدام از این مسائل اثربخشی به صورت مجزا تعریف شده و خروجی گرفته شده است. زیرا در نسبت چگالی‌های ذکر شده، دمای هوای خنک‌کاری به ترتیب برابر ۱۶۶٫۵ و ۱۵۰ کلوین بوده و این تغییر در تعریف اثربخشی باید دیده شود. ضمناً همین اتفاق در نسبت دمشی ۱ و ۲ نیز رخ داده است.

برای بررسی اثر جدایش در تغییر نسبت چگالی در شکل ۶ خطوط جریان رسم شده‌اند. در این ۳ نسبت چگالی که به ترتیب برابر ۱٫۶، ۱٫۸ و ۲ هستند، نسبت دمشی ثابت و برابر ۱٫۵ بوده و نسبت مومنوم این ۳ حالت به ترتیب برابر ۱٫۴۰۶، ۱٫۲۵ و ۱٫۱۲۵ است. مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت چگالی کاهش نسبت مومنوم رخ داده است. اما این کاهش به اندازه‌ای نیست که باعث جلوگیری از جدایش جت خنک‌کاری شود. بنابراین با افزایش نسبت چگالی اثربخشی خنک‌کاری با شدت کم‌تر از انتظار افزایش پیدا کرده است. ضمناً افت فشار نیز با افزایش نسبت چگالی کاهش پیدا کرده است، اما این کاهش افت فشار نیز به دلیل یکسان بودن جدایش در ۳ حالت مختلف مورد بررسی مقدار کمی دارد. مقدار افت فشار در ۳ کیس با نسبت چگالی ۱٫۶، ۱٫۸ و ۲ به ترتیب برابر ۳٫۹۵، ۳٫۷۰۵ و ۳٫۴۹ درصد است.



شکل ۶. خطوط جریان در ۳ نسبت چگالی مختلف

خنک‌کننده) مشهود بوده و به اندازه‌ای است که کاملاً به داخل جریان اصلی نفوذ کرده و موجب افت فشار ۵٫۹۳ درصدی شده است.



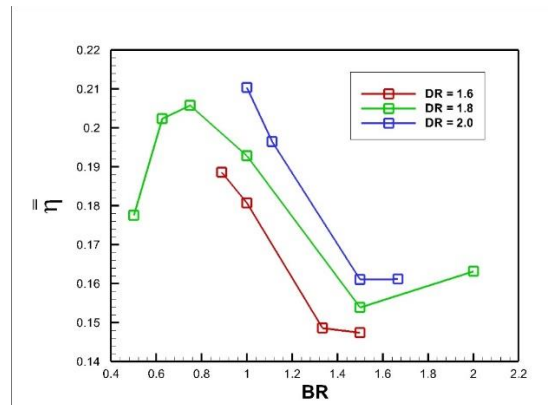
شکل ۵. خطوط جریان با کانتور دما و سرعت: a: نسبت دمشی ۱٫۵، b: نسبت دمشی ۱٫۵، c: نسبت دمشی ۲.

۵-۲- اثر نسبت چگالی DR

در شرایط اغلب توربین‌های گاز، شرایط دمایی هوای خروجی از کمپرسور و ورودی توربین به گونه‌ای است که نسبت چگالی‌ای در محدوده ۱٫۵ تا ۲٫۰ ایجاد می‌شود [۲۰]. در مطالعه حاضر اثر خنک‌کاری لایه‌ای در ۳ نسبت چگالی مختلف، بررسی شده است. به علت اینکه نسبت چگالی در مقاله اصلی [۱۸] اصلی برابر ۱٫۸ بوده است، ۲ نسبت چگالی ۱٫۶ و ۲ نیز مورد بررسی قرار گرفته‌اند. از لحاظ تئوریک در نسبت دمشی ثابت با افزایش نسبت چگالی، تکانه هوای خنک‌کاری (مومنوم جت) کاهش می‌یابد. نکته حائز اهمیت این است که در نسبت دمشی ثابت با افزایش نسبت چگالی سرعت جت کاهش می‌یابد. که این امر باعث کاهش نسبت مومنوم می‌شود. نسبت مومنوم کیس مورد بررسی به ترتیب افزایش نسبت چگالی ۱٫۴۰۶، ۱٫۲۵ و ۱٫۱۲۵ است. تکانه کمتر جت خنک‌کاری باعث کم شدن احتمال بلند شدن جت Jet Lift-off می‌شود. در نتیجه، زمانی که نسبت چگالی افزایش می‌یابد، بهبود قابل توجهی در اثربخشی خنک‌کاری، هم از نظر طول، عرض، و میانگین به وجود

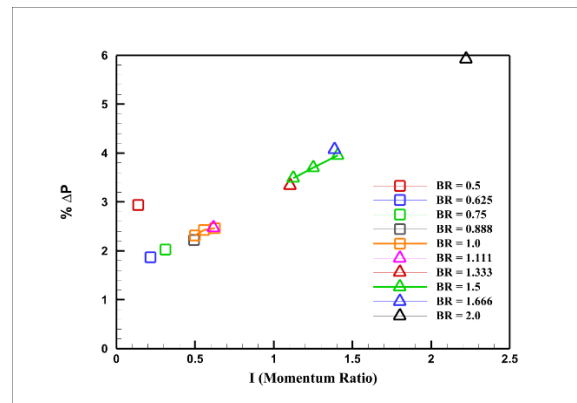
۶- تحلیل نتایج

در این قسمت به جمع‌بندی نتایج کلی در قالب نمودار پرداخته می‌شود. در شکل ۷ نمودار اثربخشی بر اساس نسبت دمشی در نسبت چگالی‌های مختلف رسم شده است. نتایج حاکی از آن است که افزایش نسبت چگالی با افزایش اثربخشی رابطه‌ای تقریباً خطی دارد. ضمناً اثربخشی در حالتی خاص بیشینه است مثلاً این مقدار بیشینه برای نسبت چگالی ۱,۸ برابر ۰,۷۵ است.



شکل ۷. تغییرات اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در نسبت دمشی‌های مختلف

در شکل ۸ تابع هدف به افت فشار تغییر کرده و این پارامتر مهم خنک‌کاری برای نسبت مومنوم‌های گوناگون رسم شده است. به جز حالت نسبت دمشی ۰,۵ برای بقیه حالت‌ها افزایش افت فشار با افزایش نسبت مومنوم رفتاری خطی دارد.



شکل ۸. تغییرات افت فشار بر اساس افزایش نسبت مومنوم

۷- نتیجه‌گیری

در مطالعه حاضر یک روش عددی بهینه برای مطالعه خنک‌کاری لایه‌ای روی لبه حمله پره توربین استفاده شد. در این روش نوین مدل‌سازی آشفتگی با یک مدل آشفتگی تنش رینولدز RSM بهبود یافته انجام شد [۱]. استفاده از این روش باعث بهبود دقت چشمگیری در نتایج گردید. در ادامه با مطالعه پارامتری، رفتار چند معیار عملکردی نسبت به پارامترهای مختلف ارزیابی شد. نتایج به شرح زیر است:

- نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد با افزایش نسبت دمشی از 1 به 2 در اثربخشی سطحی رفتاری خطی وجود ندارد. به این صورت که در از 1 تا 1.5 کاهش اثر بخشی رخ داده و سپس اثربخشی افزایش می‌یابد. ضمناً برعکس همین اتفاق برای نسبت دمشی ۰,۵ تا ۱ صادق است.
- نتایج حاکی از کاهش اثربخشی خنک‌کاری با افزایش نسبت مومنوم است. در نسبت دمشی‌های ثابت با کاهش نسبت چگالی شاهد افزایش

نسبت مومنوم بوده که باعث کاهش اثربخشی شده است. این کاهش در نسبت دمشی‌های کم‌تر مثل ۱,۰ بیشتر از نسبت دمشی‌های بالاتر مثل ۰,۵ است. این اتفاق به این دلیل است که در نسبت دمشی‌های بالا مثل ۱,۵ جت کاملاً جداسده و افزایش بیشتر نسبت مومنوم باعث تفاوت چشم‌گیری نمی‌شود.

➤ زمانی که نسبت چگالی افزایش می‌یابد، بهبود قابل‌توجهی در اثربخشی خنک‌کاری، هم از نظر طول، عرض، و میانگین به وجود می‌آید. به این صورت که در نسبت دمشی ۱,۵ با افزایش نسبت چگالی از ۱,۶ به ۱,۸ و ۲ به ترتیب اثربخشی متوسط سطحی از ۰,۱۴۷ به ۰,۱۵۳ و ۰,۱۶۱ رسیده است. ضمناً همین اتفاق در نسبت دمشی ۱ و ۲ نیز رخ داده است.

➤ افت فشار و نسبت مومنوم جت خنک‌کننده و جریان اصلی رفتاری خطی با هم دارند.

➤ اگر قرار باشد بین کیس‌های مطالعه شده یک حالت برگزیده شود باید به تمامی عوامل توجه شود. در خنک‌کاری هدف بهبود اثربخشی سطحی است. هزینه‌ای که برای بهبود اثربخشی داده می‌شود، دبی جرمی جریان خنک‌کاری است. بنابراین طراحان سامانه‌های خنک‌کاری به دنبال بیشینه اثربخشی در کمینه دبی جرمی خنک‌کاری اند. با این اوصاف در موارد بررسی شده بهترین حالت برای نسبت دمشی ۰,۶۲۵ رخ داده که باعث کمینه شدن افت فشار نیز شده است. اگر دبی جرمی مورد استفاده خیلی بحرانی نباشد، نسبت دمشی ۱ و نسبت چگالی ۲ در رتبه بعدی قرار می‌گیرد.

➤ مطالعه رفتار $\frac{\eta}{BR}$ یا $\frac{\eta}{m}$ نشان می‌دهد این پارامتر در اثر افزایش نسبت مومنوم رفتاری نمایی و کاهشی دارد.

۸- تشکر و قدردانی

این پژوهش توسط مرکز گرنت دانشگاه شریف و شرکت مپنا پشتیبانی شده‌است. نویسندگان کمال تشکر و قدردانی را به عمل آورده و از ایشان به دلیل حمایت مالی و معنوی از پروژه و اجازه انتشار مقاله تشکر می‌کنند.

۹- منابع

- [1] K. Mazaheri, K. C. Kiani, and M. Karimi, "Application of a modified algebraic heat-flux model and second-moment-closure to high blowing-ratio film-cooling and corrugated heat-exchanger simulations," *Applied Thermal Engineering*, vol. 124, pp. 948-966, 2017.
- [2] D. G. Bogard and K. A. Thole, "Gas turbine film cooling," *Journal of propulsion and power*, vol. 22, no. 2, pp. 249-270, 2006.
- [3] K. C. Kiani, "Numerical Simulation and Optimization of Anti-Vortex Film-Cooling method(in persian) " Phd Thesis, Aerospace Department, Sharif University of Technology, 2019.
- [4] F. Ormano and T. Povey, "Theory of Non-Dimensional Groups in Film Effectiveness Studies," *Journal of Turbomachinery*, vol. 142, no. 4, p. 041002, 2020.
- [5] ل. ریحانی، "اشکارسازی و کمی سازی ساختارهای منسجم جریان آشفته در خنک‌کاری لایه‌ای پره توربین مدل،" پایان نامه کارشناسی ارشد، پایان نامه کارشناسی ارشد دانشگاه علم و صنعت، ۱۳۹۵.
- [6] R. J. Goldstein, "Film cooling," in *Advances in heat transfer*, vol. 7: Elsevier, 1971, pp. 321-379.
- [7] J. Pietrzyk, D. G. Bogard, and M. E. Crawford, "Hydrodynamic measurements of jets in crossflow for gas turbine film cooling applications," 1989.
- [8] J. Pietrzyk, D. Bogard, and M. Crawford, "Effects of density ratio on the hydrodynamics of film cooling," 1990.

- [9] A. Sinha, D. Bogard, and M. Crawford, "Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio," 1991.
- [10] W. Haas, W. Rodi, and B. Schöning, "The influence of density difference between hot and coolant gas on film cooling by a row of holes: predictions and experiments," 1992.
- [11] K. Thole, A. Sinha, D. Bogard, and M. Crawford, "Mean temperature measurements of jets with a crossflow for gas turbine film cooling application," *Rotating Machinery-Transport Phenomena*, pp. 69-85, 1992.
- [12] D. Pedersen, E. R. Eckert, and R. J. Goldstein, "Film cooling with large density differences between the mainstream and the secondary fluid measured by the heat-mass transfer analogy," 1977.
- [13] J. L. Rutledge and M. D. Polanka, "Computational fluid dynamics evaluations of unconventional film cooling scaling parameters on a simulated turbine blade leading edge," *Journal of Turbomachinery*, vol. 136, no. 10, p. 101006, 2014.
- [14] N. J. Greiner, M. D. Polanka, and J. L. Rutledge, "Scaling of Film Cooling Performance From Ambient to Engine Temperatures," *Journal of Turbomachinery*, vol. 137, no. 7, p. 071007, 2015.
- [15] K. Mazaheri, K. C. Kiani, and M. Karimi, "A modified turbulent heat-flux model for predicting heat transfer in separating-reattaching flows and film cooling applications," *Applied Thermal Engineering*, vol. 110, pp. 1609-1623, 2017.
- [16] M. Gibson and B. Launder, "Ground effects on pressure fluctuations in the atmospheric boundary layer," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 86, no. 3, pp. 491-511, 1978.
- [17] K. C. Kiani and K. Mazaheri, "A broad reconsideration of anti-vortex film cooling method using numerical optimization and an improved heat-flux model," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 89, p. 108815, 2021.
- [18] M. W. Cruse, "A study of film cooling adiabatic effectiveness for turbine blade leading edges," University of Texas at Austin, 1997.
- [19] W. D. York and J. H. Leylek, "Leading-edge film-cooling physics: Part I—Adiabatic effectiveness," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2002, vol. 36088, pp. 1-10.
- [20] K. Liu, "Parametric Study of Gas Turbine Film-Cooling," Texas A & M University, 2012.
- [21] W. D. York and J. H. Leylek, "Leading-edge film-cooling physics—Part III: diffused hole effectiveness," *J. Turbomach.*, vol. 125, no. 2, pp. 252-259, 2003.