



بررسی عددی تاثیر تزریق هوای خنک‌کننده نوسانی سینوسی بر خنک‌کاری لایه‌ای لبه حمله،
سطح فشار و مکش یک پره توربین

سید مهدی حسینی بغدادآبادی^۱، سعادت زیرک^{۲*} و مهران رجبی زرگرآبادی^۳

^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

^۲ استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

^۳ استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۱۰/۱۸، تاریخ بازنگری: ۱۳۹۸/۰۲/۲۸، تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۵/۰۵

چکیده

خنک‌کاری لایه‌ای یکی از موثرترین روش‌ها برای حفظ پره‌های توربین از داغ شدگی بیش از حد است. برای جریان گاز پایا، خنک‌کاری لایه‌ای به طور گسترده بررسی شده است؛ اما دانش کمی درباره تاثیر نوسان بر عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای وجود دارد. در این تحقیق، اثر نوسانی کردن تزریق هوای خنک‌کننده پره توربین با نوسان سینوسی بر توزیع دما و اثربخشی خنک‌کاری سطوح مختلف یک پره توربین، به صورت عددی بررسی می‌شود. سیال خنک‌کاری از طریق سه پلنوم و در پنج نسبت دمشی ۰/۵، ۰/۷۵، ۱، ۱/۵، ۲ و ۲/۵ در فرکانس ۵۰ هرتز به لبه حمله، سطح فشار و مکش پره تزریق می‌شود؛ همچنین تاثیر عدد رینولدز جریان اصلی بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای مطالعه می‌شود. از روش حجم محدود برای حل معادلات جریان استفاده گردید. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که نوسانی بودن دبی خنک‌کننده، سبب تغییر اندازه جفت ورتکس ناهمسان‌گرد می‌گردد و در نتیجه تغییر توزیع دمای سطح در هر گام زمانی را در پی دارد. متوسط توزیع اثربخشی خط مرکزی در حالت نوسانی، روی سطح پایین‌دست سوراخ تزریق لبه حمله، سطح فشار و سطح مکش به ترتیب در نسبت دمشی‌های ۰/۷۵، ۰/۵ و ۱ بیشترین مقدار را خواهد داشت.

کلمات کلیدی: خنک‌کاری لایه‌ای؛ نوسان سینوسی؛ مدل توربولانسی $SST k - \omega$ ؛ نسبت دمشی؛ پره توربین.

Numerical Investigation of the Effect of Sinusoidal Pulsating Cooling Air on Film Cooling Effectiveness of Leading Edge, Pressure and Suction Side of a Turbine Blade

S. M. Hosseini Baghdad Abadi¹, S. Zirak^{2*}, M. Rajabi Zargarabadi³

¹ Ph.D. Student, Mech. Eng., Semnan Univ., Semnan, Iran.

² Assoc. Prof., Mech. Eng., Semnan Univ., Semnan, Iran.

³ Assoc. Prof., Mech. Eng., Semnan Univ., Semnan, Iran.

Abstract

Film cooling is one of the most effective methods for protecting turbine blades from thermal overheating. For steady gas flow, the film cooling has been extensively investigated, but there is insufficient knowledge of how the pulsation affects the film cooling performance. In this study, the effects of air coolant injection with sinusoidal pulsations on temperature distribution and film cooling effectiveness of a turbine blade is numerically investigated. Cooling air is injected through the three plenums to leading edge, pressure and suction sides of the blade at five blowing ratios of 0.5, 0.75, 1, 1.5, 2, and 2.5 with frequency of 50Hz. Also, the effect of main flow Reynolds number on cooling performance is studied. Finite volume method was used to solve flow governing equations. Obtained results show that pulsating the blade cooling mass flow rate causes the size of counter vortex rotating pair to be varied, resulting in change of temperature distribution of the surface at each time steps. The averaged centerline pulsed film cooling effectiveness distribution is maximized on downstream of the injection hole of leading edge, pressure side and suction side at blowing ratio of 0.75, 0.5 and 1, respectively.

Keywords: Film Cooling; Sinusoidal Pulse; $SST k - \omega$ Turbulent Model; Blowing Ratio; Turbine Blade.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۲۳۳۱۵۳۳۳۵۰؛ فکس: ۰۲۳۳۳۶۵۴۱۲۲

آدرس پست الکترونیک: s_zirak@semnan.ac.ir

۱- مقدمه

امروزه توربین‌های گازی به یکی از پیچیده‌ترین و کارآمدترین ماشین‌های دنیا تبدیل شده است. تولید قدرت خروجی در توربین‌های گازی، به شدت تحت تأثیر پره و ساختار آیرودینامیکی آن است [۱].

با پیشرفت موتور توربین‌های گازی، بازده حرارتی نیز به طور پیوسته با افزایش دمای ورودی توربین، افزایش یافته است. افزایش دما برای استحکام و عمر پره‌های توربین و محافظه احتراق خطرناک است. دستیابی به توربین‌های گازی با بازده بالا به دلیل بهبود و کاربرد تکنیک‌های خنک‌کاری مدرن و پیشرفته است [۲]. با استفاده از مکانیزم‌های خنک‌کاری پره-ها، می‌توان شرایط افزایش دمای ورودی توربین را فراهم کرده و در راستای افزایش بازدهی و توان تولیدی توربین گام برداشت [۱].

خنک‌کاری لایه‌ای به عنوان یک استراتژی خنک‌کاری فعال، به طور وسیعی در توربین‌های گازی استفاده می‌شود تا انتقال حرارت بین گازهای واکنشی داغ و اجزای خنک‌کننده را مدیریت کند [۳]. پارامترهای حاکم بر جریان‌های خنک‌کاری لایه‌ای، نسبت دمزش، زاویه تزریق و توربولانس جریان آزاد هستند [۴]. مطالعات مختلفی در زمینه خصوصیات، مشخصه-ها و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای انجام شده است [۱۳-۱۱].

هوای خنک خروجی از کمپرسور در میان سوراخ‌های فیلمی گسسته روی سطح پره، به جریان اصلی تزریق می‌شود و لایه جداکننده پره از گاز داغ را تشکیل می‌دهد. از آنجا که خنک‌کاری لایه‌ای در ایرفویل‌های واقعی استفاده می‌شود، تأثیر جریان اصلی و متغیرهای سطح بر عملکرد خنک‌کاری بایستی مورد توجه قرار گیرد [۱۱-۱۳]. شرایط جریان اصلی و خنک‌کننده، هندسه سوراخ و آرایش آن و هندسه ایرفویل بر عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای مؤثرند. در بسیاری کاربردهای صنعتی جریان متناوب به دلیل حرکت بخش‌های مختلفی مانند پمپ‌ها یا توربین‌ها یا بوسیله ارتعاشات یا نوسانات جریان اتفاق می‌افتد. هنوز واضح نیست که چه مکانیسمی سبب این اتفاق می‌شود و انتقال حرارت چگونه تحت تأثیر این پدیده قرار می‌گیرد [۱۴]. در جریان‌های نوسانی اندازه و شکل ساختارهای منسجم تحت تأثیر دامنه و فرکانس است. ساختارهای منسجم بزرگ جریان، از لایه‌های برشی تشکیل شده بین جریان آزاد و سیال احاطه‌کننده ایجاد

می‌شود. تشکیل و برهم‌کنش ساختارهای جریان می‌تواند از اختلاط بین لایه مرزی و افزایش مشخص در شدت توربولانس ثبت شده بوسیله جریان‌های نوسانی تأثیر پذیرد [۱۵].

توسعه توربین‌های گازی صنعتی به علت هزینه بالای تست و کارهای آزمایشگاهی، نیازمند به سرمایه‌گذاری زیادی است؛ لذا با توجه به نیاز روز افزون به افزایش بهره‌وری توربین‌های گازی، موجود بودن مدلی که قادر به تخمین واقع‌گرایانه‌ای از عملکرد توربین‌های گازی باشد، بسیار مورد توجه است [۱۶].

پارک^۱ و همکاران [۷] اثربخشی و انتقال حرارت خنک-کاری لایه‌ای را روی نوک پره توربین به صورت تجربی بررسی کردند. نسبت دمزش در عدد ۱/۵ ثابت شده بود. جریان نشستی داغ به دلیل اختلاف فشار زیادی که بین سطوح مکش و فشار پره وجود دارد، شتاب می‌گیرد که منجر به لایه مرزی نازک و نرخ انتقال حرارت بالا می‌شود. نرخ‌های انتقال حرارت بالا نزدیک لبه حمله روی نوک سطح به دلیل جریان دوباره متصل شده مشاهده شد.

لوتوم^۲ و همکارانش [۸] عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای روی یک سطح محدب در معرض جریان آزاد شتاب داده شده (گرادیان فشار) بررسی کردند. نتایج بررسی آن‌ها نشان داد، گرادیان فشار جریان آزاد اثر عمده‌ای روی عملکرد خنک-کاری لایه‌ای روی سطوح تخت ندارد.

کین^۳ و همکاران [۹] اثرات گرادیان فشار و انحنای دیواره بر خنک‌کاری لایه‌ای را بررسی کردند. یافته‌هایشان نشان داد عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای با انحنای دیواره، کاملاً با دیواره تخت متفاوت است. کولبان^۴ و همکاران [۱۱] اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را برای پره توربین با سوراخ‌های خنک‌کاری لایه‌ای فن-شکل تحت شرایط سرعت پایین مطالعه کردند. مقادیر اثربخشی آدیاباتیک نشان داد، در نواحی با انحنای محدب، جت از سطح جدا شده و در نواحی با تقعر بالا به سطح برخورد می‌کند. جائو^۵ و همکاران [۱۲]،

¹ Park

² Lutum

³ Qin

⁴ Colban

⁵ Gao

پایین دست برای نسبت‌های دمش کم، بیشتر پیش‌بینی می‌کرد؛ همچنین در مجاورت سوراخ خنک‌کننده، افزایش نسبت دمش منجر به اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بالاتر نسبت به آزمایشات شد. نتایج دیواره رسانا، توافق نزدیکتری با داده‌های تجربی در مقایسه با دیواره آدیاباتیک داشت. خنک‌کاری نوسانی با فرکانس نوسان ۵ و ۱۰ هرتز، بیشترین اثربخشی خنک‌کاری را نشان داد.

اگا^۳ و همکاران [۱۷] به کارگیری نوسانات جت در کنترل جریان و خنک‌کاری لایه‌ای توربین گاز را به صورت عددی مورد بررسی قرار داد. در شبیه‌سازی خود مدل‌های توربولانسی مختلف را به کار گرفت. مدل‌های $k-\omega$ ، ϵ ، $k-\epsilon$ ، $realizable k-\epsilon$ مدل استاندارد $k-\omega$ و مدل $f-v^2$ با شبیه‌سازی نمونه‌های مختلف خنک‌کاری لایه‌ای برای صفحه‌های تخت مقایسه شدند.

حسینی بغدادآبادی و همکاران [۱۸] اثر تغییر زاویه تزریق بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای با نوسان موج سینوسی در فرکانس‌های مختلف را بررسی کردند. چهار زاویه تزریق ۲۰، ۲۵، ۳۰ و ۳۵ درجه انتخاب شدند. جریان نوسانی در سه فرکانس ۲، ۵۰ و ۵۰۰ هرتز، مورد بررسی قرار گرفت. مدل‌سازی هندسه در نرم‌افزار گمبیت و تحلیل عددی توسط نرم‌افزار فلونت انجام شد. از مدل $SST k-\omega$ جهت مدل‌سازی آشفتگی استفاده گردید. نتایج نشان داد، زاویه تزریق بین ۲۰ تا ۲۵ درجه در سه فرکانس مورد بررسی بیشترین اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای خط مرکزی و جانبی را به خصوص در نواحی دور از لبه سوراخ تزریق داشت.

اکاد^۴ و همکاران [۱۹] اثر نوسان جت و سیکل کاری روی خنک‌کاری لایه‌ای یک جت منفرد واقع روی لبه حمله مدور بدنه پخ بررسی کردند. خصوصیات خنک‌کاری لایه‌ای برای سیکل کاری از ۰/۱ تا ۱ در نسبت‌های دمش نامی از ۰/۵ تا ۲ و فرکانس‌های نوسان از ۵ تا ۱۰ هرتز تست شدند. این بررسی نشان داد، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بالاتر در نسبت‌های دمشی کاهشی به دست می‌آید و اثر تغییر فرکانس نوسانی قابل صرف‌نظر است.

اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای سوراخ‌های فن-شکل با زاویه مرکب را روی یک پره توربین اندازه گرفتند. نتایج تحقیقاتشان نشان داد، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای روی سطوح مکش و فشار متفاوت است. مسیرهای سیال خنک‌کننده روی سطح مکش، بلندتر از سطح فشار بود و پوشش لایه‌ای روی سطح مکش بهتر از سطح فشار صورت می‌گرفت [۱۳ و ۱۲]. لی^۱ و همکاران [۱۴]، عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای در یک کسکید سرعت پایین را به صورت تجربی بررسی کردند. خصوصیات جریان روی سطوح مکش و فشار متفاوت و وابسته به طراحی آیرودینامیکی بود.

برای حفظ بازده حرارتی بالا و کسب ایمنی پره لازم است تا راهی برای مینیمم کردن هوای خنک‌کاری مصرفی و همزمان راهی برای فراهم کردن حفاظت مناسب اجزای در معرض دماهای بالا پیدا کنیم. در این وضعیت خنک‌کاری لایه‌ای-نوسانی برای کاهش مصرف هوای خنک‌کننده، کنترل و بهبود عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای مطرح شد. دومین دلیل بررسی خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی این است که پدیده نوسانی، به طور طبیعی به خاطر نوسان جریان اصلی و برهم‌کنش پرپودیک بین روتور و استاتور اتفاق می‌افتد [۱۵].

خواه نوسانی کردن اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را افزایش دهد یا نه، حذف نوسان القا شده بوسیله برهم‌کنش ناپایدار پرپودیک روتور-استاتور یا نوسان جریان اصلی غیر ممکن است؛ بنابراین مهم است که آثار خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی را بررسی کنیم. در شرایط واقعی جریان، برهم‌کنش روتور-استاتور، منجر به تغییر تدریجی تزریق هوای خنک‌کننده می‌شود که شباهت بیشتری به موج سینوسی دارد [۱۵].

استنجر^۲ و همکاران [۱۶] اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای لبه حمله پره توربین به صورت عددی سه بعدی بررسی کردند. شبیه‌سازی‌ها برای نسبت‌های دمش از ۰/۷۵ تا ۲ انجام شدند. توربولانس با استفاده از مدل انتقال تنش برشی $SST k-\omega$ شبیه‌سازی شد. نتایج برای دو نوع شرایط دیواره به دست آمد: دیواره آدیاباتیک و دیواره رسانا. دیواره آدیاباتیک، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را در ناحیه دور از

^۳ Aga

^۴ Ekkad

^۱ Li

^۲ Stenger

بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای لبه حمله و سطوح فشار و مکش یک پره کامل توربین پرداخته می‌شود.

۲- معادلات حاکم

معادلات پیوستگی و انتقال مومنوم همراه با معادلات بسته تنش رینولدز و نیز معادله انرژی برای دامنه محاسباتی حل می‌شوند:

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{DU_i}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(v \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \overline{u_i u_j} \right) \quad (2)$$

جایی که مدل‌های ویسکوزیته ادی یک نسبت تنش- کرنش را به کار می‌گیرد:

$$\overline{u_i u_j} = 2/3 k \delta_{ij} - v_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

$$\rho U_i \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} - \rho \overline{u_i T} \right) \quad (4)$$

جهت مدل‌سازی آشفتگی، از مدل انتقال تنش برشی $k - \omega$ استفاده شده است که یک تابع ترکیبی را به کار می‌گیرد که معادله ω نزدیک دیواره را حفظ می‌کند، در حالی که با معادله ε دور از دیواره جفت می‌شود. جزئیات بیشتر مدل به وسیله منتر^۳ بیان شده است [۲۲].

۳- هندسه، مش و مدل محاسباتی

هندسه مساله شامل پره NACA C3X است که شامل، یک ردیف سوراخ تزریق در لبه حمله و یک ردیف سوراخ روی هریک از سطوح مکش و فشار پره است. قطر سوراخ‌های تزریق یکسان و برابر ۲ میلی‌متر است. نسبت طول به قطر برای لبه حمله، سطح فشار و مکش به ترتیب برابر ۵/۵، ۶/۵ و ۶/۱ است. زاویه تزریق نسبت به سطح برای لبه حمله برابر ۹۰ درجه و برای سطوح فشار و مکش، برابر ۲۵ درجه در نظر گرفته شده است. سه پلنوم جهت تزریق هوای خنک‌کننده هر بخش، در نظر گرفته شده است. شکل ۱ هندسه پره، ناحیه محاسباتی و ابعاد آن و شرایط مرزی را برحسب ضریبی از قطر سوراخ تزریق هوای خنک‌کننده (D) نشان می‌دهد.

ماک^۱ و همکاران [۲۰] مزایای عملکرد دمش نوسانی با فرکانس‌های تا ۱۰ کیلوهرتز را روی پره توربین کم فشار به صورت تجربی بررسی کردند. اثر مکان دمش و فرکانس آن روی لایه مرزی و افت‌ها مطالعه شدند. اندازه‌گیری‌های توزیع پروفیل فشار و گردش‌های جریان حلقوی وسط دهانه برای تعیین آثار لایه مرزی تحت دامنه وسیعی از اعداد رینولدز از ۵۰۰۰۰ تا ۲۰۰۰۰۰ و برای شرایط یکنواخت و جریان داخلی غیر یکنواخت پیرویدیک استفاده شدند. نتایج نشان داد که دمش نوسانی با نوسانگر سیالی به طور عمده‌ای پروفیل افت‌های پره توربین کم فشار را با مقدار متوسط هوای استفاده شده در دامنه وسیعی از اعداد رینولدز تحت شرایط جریان ورودی یکنواخت و غیر یکنواخت کاهش می‌دهد.

مولدون و آچاریا^۲ [۲۱] با استفاده از مدل شبیه‌سازی عددی مستقیم، خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی را بررسی کردند. هندسه شامل، یک جت استوانه‌ای با شیب ۳۵ درجه نسبت به جریان اصلی بود. جت‌ها با سیکل‌های کاری مختلف از ۰/۲۵ تا ۱، نرخ‌های دمش از ۰/۳۷۵ تا ۱/۵ و اعداد استروهمال از ۰/۰۸ تا ۰/۳۲ نوسانی شدند. در فرکانس بالاتر از ۰/۵ و نسبت دمش ۱/۵، بهبود اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی به دلیل کاهش جهش در مقایسه با نمونه پایا در نسبت دمش ۱/۵ حاصل شد.

پیشینه مطالعات محققان بیشتر روی هندسه تخت یا پره کامل در حالت بدون نوسان یا صفحه تخت با نوسان در نسبت‌های دمش محدود متمرکز بوده است. تأثیر انحنای سطح بر عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای و تفاوت اثربخشی خنک-کاری در سطوح لبه حمله، فشار و مکش پره از یک طرف و وجود ذاتی نوسان جریان هوای تزریق از طرف دیگر، اهمیت بررسی اثر نوسان بر توزیع دما و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای پره کامل توربین را مشخص می‌سازد؛ لذا با توجه به تفاوت عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای در هندسه پره کامل و صفحه تخت و همچنین لزوم بررسی نوسان بر آن، در این مقاله به بررسی تأثیر نوسان موج سینوسی جریان هوای خنک‌کننده

¹ Mack

² Muldoon and Acharya

³ Menter

رابطه اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c}$$

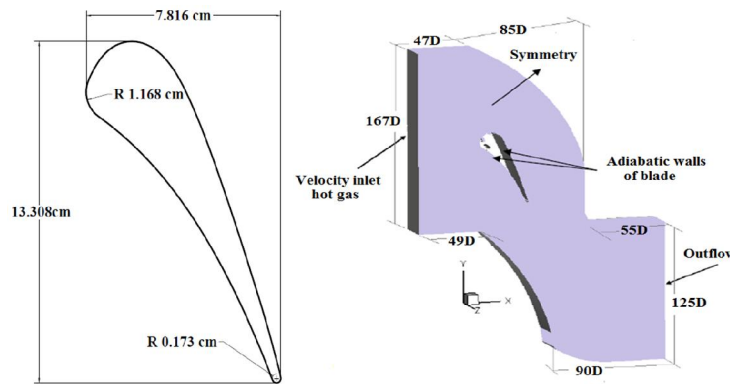
که در این رابطه η اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای، T_{∞} دمای هوای جریان اصلی، T_{aw} دمای آدیاباتیک دیواره که از شبیه‌سازی یا اندازه‌گیری به دست می‌آید و T_c نیز، دمای سیال تزریق است. دمای آدیاباتیک دیواره دمای دیواره پره توربین است؛ در حالتی که شار حرارتی دیواره صفر باشد. این دما مربوط به دیواره است و رابطه اثربخشی بر مبنای آن تعریف می‌شود.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، تفاوت مقادیر اثربخشی برای هندسه‌های با تعداد سلول‌های محاسباتی ۴۳۴۵۷۰۰ و ۶۶۵۴۹۰۰ در فواصل مختلف کمتر از دو درصد است، در نتیجه مش با تعداد سلول‌های ۴۳۴۵۷۰۰ جهت تحلیل‌های بعدی استفاده گردید.

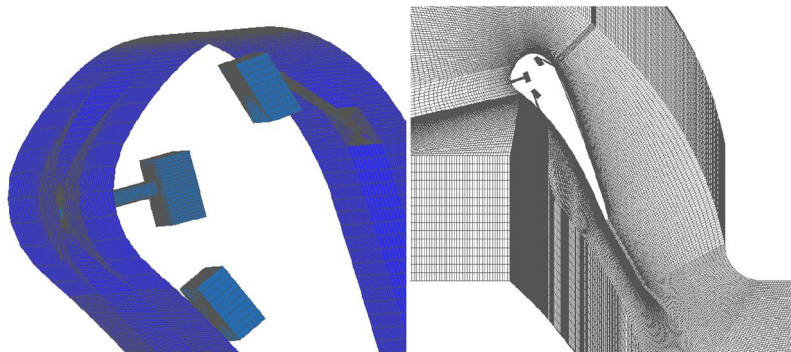
جهت المان‌بندی هندسه از مش با سلول‌های شش‌وجهی ساختاریافته استفاده شده است. شکل ۲ مش ناحیه محاسباتی و نواحی نزدیک به سوراخ‌های تزریق پره را نشان می‌دهد.

جهت بررسی استقلال شبکه، سه مش مختلف با تعداد ۲۵۰۲۵۰۰، ۴۳۴۵۷۰۰ و ۶۶۵۴۹۰۰ سلول محاسباتی در نظر گرفته شد.

اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای خط مرکزی در حالت پایا برای سه شبکه مذکور، در شکل ۳ نشان داده شده است. اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای نسبت "اختلاف دمای جریان اصلی و دمای دیواره" به "اختلاف دمای جریان اصلی و جریان خنک‌کننده" است که هرچه این مقدار به ۱ نزدیک‌تر باشد، نشان دهنده آن است که فیلم خنک‌کننده بهتر سطح را پوشانده و دمای دیواره پره کاهش بیشتری داشته است.



شکل ۱- هندسه پره، ناحیه محاسباتی و شرایط مرزی



شکل ۲- شبکه محاسباتی اطراف پره و نزدیک به سوراخ‌های تزریق سطوح پره

جریان موج سینوسی به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$u_{coolant} = u_a + Au_a \sin(\omega t)$$

که در این رابطه u_a سرعت متوسط و Au_a دامنه نوسان است. سرعت متوسط و دامنه نوسان در نسبت‌های دمشی مختلف در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱- دامنه و سرعت متوسط جریان نوسانی سینوسی

نسبت دمش	دامنه	سرعت متوسط ($\frac{m}{s}$)
۰/۵	۱۰	۱۰
۰/۷۵	۱۵	۱۵
۱	۲۰	۲۰
۱/۵	۳۰	۳۰
۲	۴۰	۴۰
۲/۵	۵۰	۵۰

با توجه به این‌که مساله اصلی، جریان نوسانی و در نتیجه ناپایاست، لازم است استقلال از گام زمانی برای نتایج شبیه‌سازی انجام شود. برای مساله جریان نوسانی سینوسی، تعداد سیکل یا تناوب زمانی آن‌قدر ادامه یافت تا نتایج تحلیل برای یک تناوب، با نتایج تناوب قبل از آن تفاوت نداشته باشد. تفاوت بین توزیع اثربخشی سطح پره در سیکل هشتم و نهم، کمتر از ۰/۰۰۵ درصد بود. بین سیکل نهم و دهم، میزان تفاوت برابر صفر بود.

برای جریان اصلی، سرعت جریان برابر 20 m/s در نظر گرفته شد و سرعت جریان هوای خنک‌کننده بر اساس نسبت‌های دمش ۰/۵، ۰/۷۵، ۱، ۱/۵، ۲ و ۲/۵ تغییر می‌کرد. دمای جریان اصلی $350/15 \text{ K}$ و دمای سیال خنک‌کننده $300/15 \text{ K}$ بود. نسبت دانسیته $1/166$ بود. شدت توربولانس برای هر دو جریان اصلی و خنک‌کننده ۵ درصد در نظر گرفته شد.

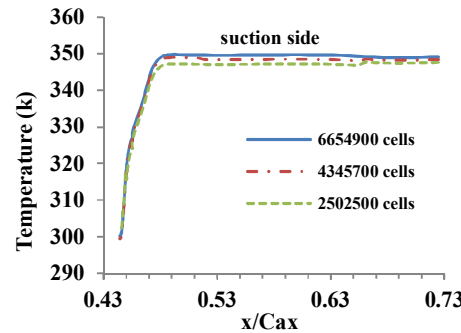
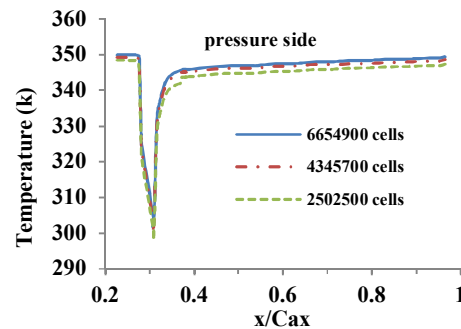
شرط مرزی پروفیل سرعت نوسانی سینوسی به صورت کدنویسی UDF در نرم‌افزار فلوئنت انجام شده است. مدل‌ها و مقادیر پارامترهای به کار رفته در حل عددی در جدول ۲ آمده است.

۴- تحلیل نتایج

در شکل ۴، توزیع فشار روی سطح پره و همچنین توزیع دمای سطح برای حالت پایا با نتایج تجربی هیلتون و همکاران [۲۳] و تحلیل عددی ژائوکینگ و ونگ [۱۵] مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج مدل عددی به کار گرفته شده در مطالعه حاضر، مطابقت خوبی با نتایج تجربی و عددی محققان دارد. حداکثر تفاوت متوسط توزیع فشار سطح پره با داده‌های تجربی هیلتون و همکاران [۲۳]، برابر $1.3/8\%$ و با نتایج عددی ژائوکینگ و ونگ [۱۵] برابر $8/4\%$ است؛ همچنین حداکثر تفاوت توزیع دمای سطح در مطالعه حاضر با نتایج تجربی هیلتون و همکاران [۲۳] برابر $3/7\%$ و با نتایج عددی ژائوکینگ و ونگ [۱۵] $3/2\%$ است.

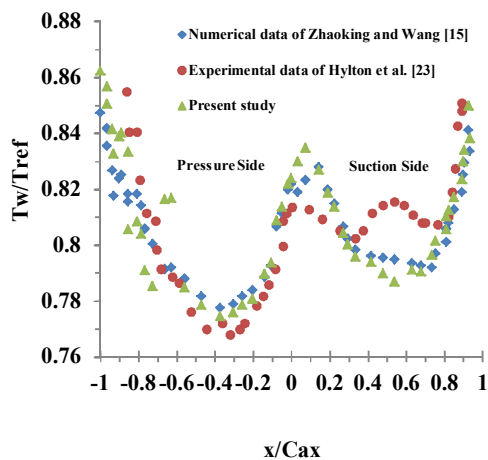
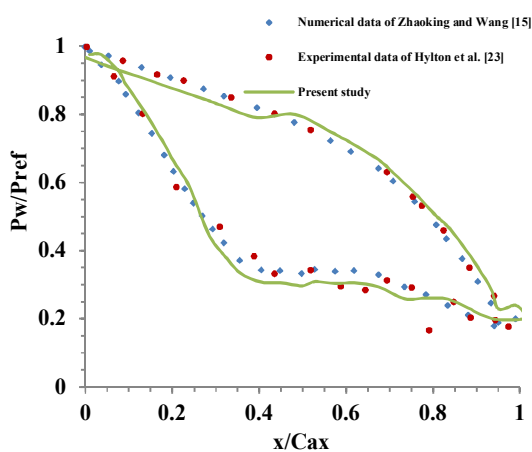
۴-۱- جریان پایا

در شکل ۵ کانتورهای توزیع دمای پره برای حالت جریان پایا در نسبت‌های دمش مختلف نشان داده شده است. ابعاد



شکل ۳- توزیع دمای سطوح فشار و مکش برای سه شبکه مختلف

نتیجه متوسط اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در این نسبت دم‌ش، بیشتر از دیگر نسبت دم‌ش‌هاست. برای سطح مکش در نسبت دم‌ش ۱، هوای خنک‌کننده ناحیه وسیع‌تری از پایین‌دست سوراخ تزریق را نسبت به نسبت دم‌ش‌های دیگر تحت پوشش قرار می‌دهد و مقادیر متوسط اثربخشی نیز در این ناحیه برای نسبت دم‌ش ۱ بیشتر است. در نسبت‌های دم‌ش بالا مقدار متوسط اثربخشی سطوح مختلف در مقایسه با نسبت‌های دم‌ش پایین و متوسط، کاهش می‌یابد.



شکل ۴- مقایسه توزیع دما و فشار سطوح فشار و مکش پره با نتایج مراجع

شکل ۶- خطوط جریان هوای اصلی و خنک‌کننده را روی سطح پره برای دو نسبت دم‌ش ۰/۵ و ۲ نشان می‌-

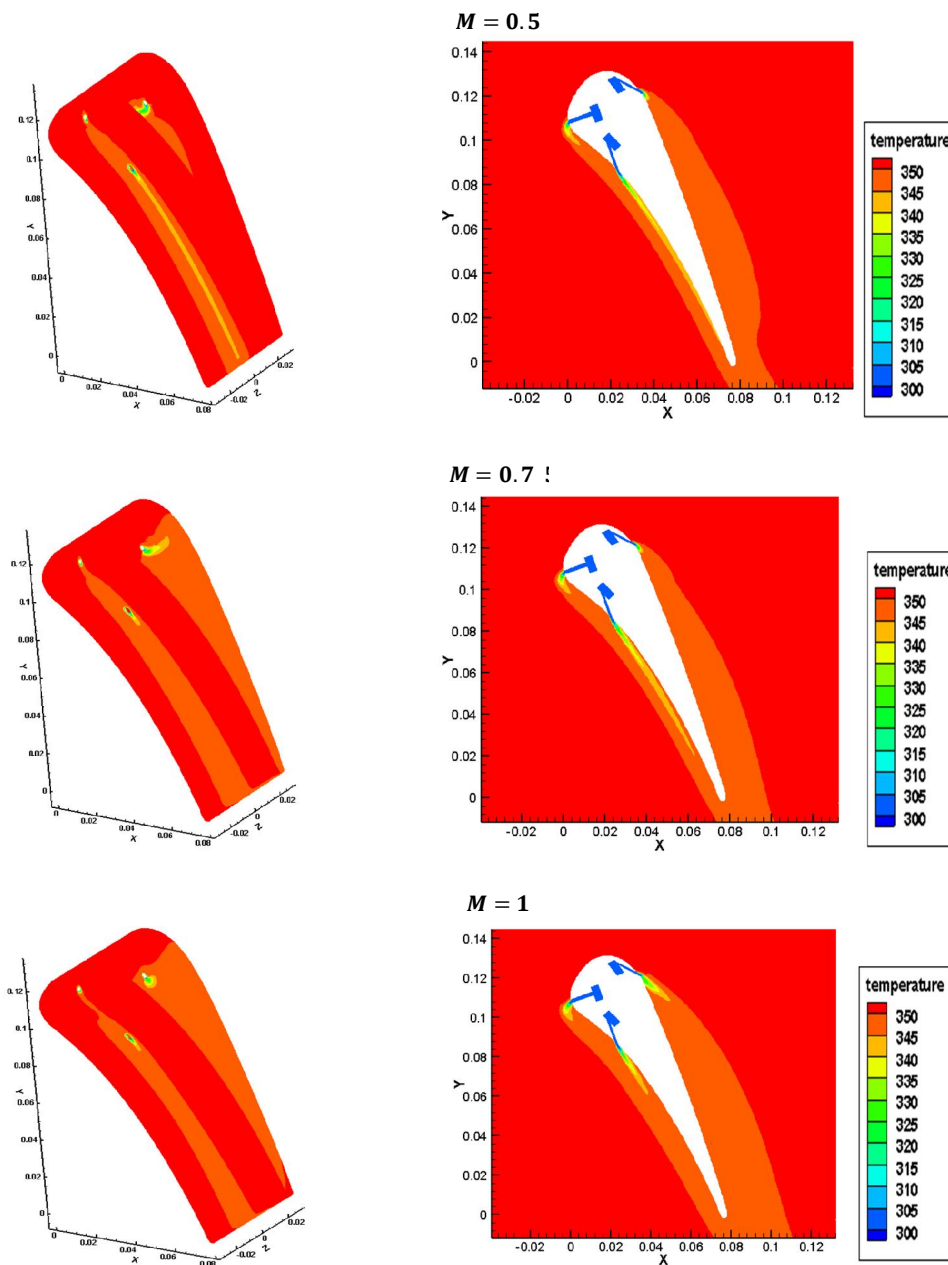
جدول ۲- مدل‌ها و مقادیر پارامترهای به کار رفته در حل

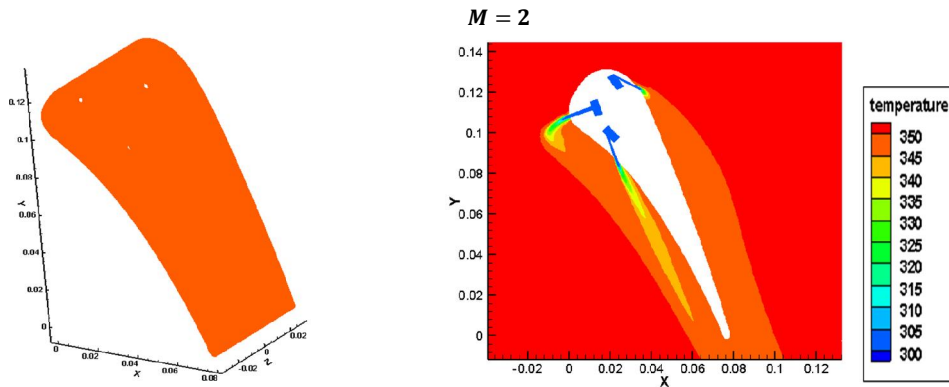
عددی	
3D	بعد (Dimension)
Pressure Based	حل کننده
Implicit	روش فرمول بندی
Simple C	الگوریتم کوپلینگ سرعت فشار
$SST k - \omega$	مدل توربولانسی
Standard, Second Order	گسسته سازی فشار
Second Order Upwind	گسسته سازی مومنتوم، توربولانس و انرژی
Unsteady	زمان
جریان پایا و نوسانی سینوسی	جریان‌های مورد بررسی
20 Time Step	تعداد گام زمانی در یک دوره تناوب
50 Hz	فرکانس
0/5, 0/75, 1, 1/5, 2, 2/5	نسبت دم‌ش
Adiabatic Wall	شرط مرزی دیواره‌ها

نشان داده شده در شکل به متر است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش نسبت دم‌ش، به دلیل جدا شدن فیلم خنک‌کننده از روی سطوح مختلف پره، دمای سطح پره در بخش‌های لبه حمله و سطوح فشار و مکش افزایش می‌یابد و همچنین با افزایش نسبت دم‌ش به دلیل نفوذ جریان خنک‌کننده به داخل جریان هوای اصلی، دمای جریان اصلی کاهش می‌یابد. پوشش فیلم خنک‌کاری روی سطح فشار نسبت به لبه حمله و سطح مکش بیشتر است. در بخش لبه حمله، نزدیک به نقطه سکون، سرعت جریان اصلی نزدیک به صفر است، بنابراین تشکیل لایه خنک‌کننده در این بخش آسان نیست [۱۵]. برای نسبت دم‌ش ۰/۵، دمای سطح پایین‌دست سوراخ تزریق در لبه حمله و سطح فشار نسبت به نسبت‌های دم‌ش دیگر کمتر و در

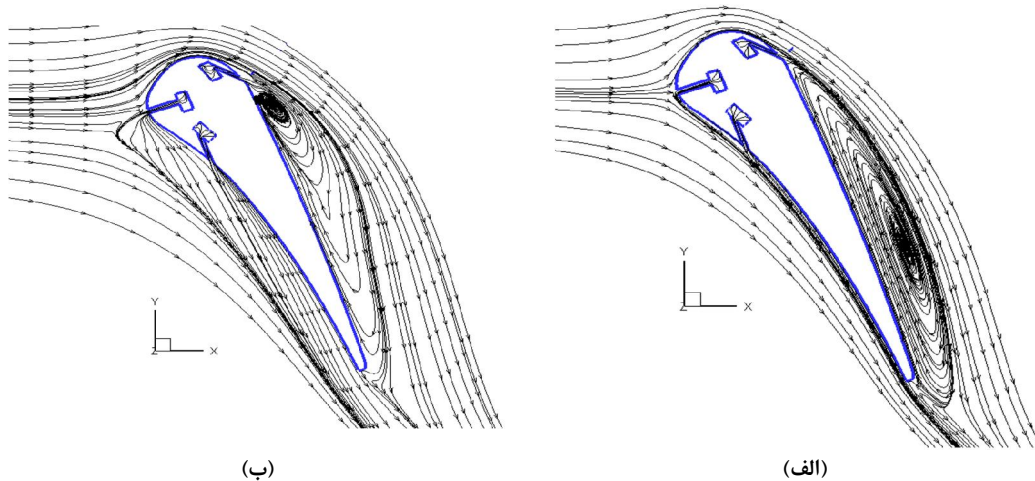
ثانویه‌ای ایجاد می‌شود که هسته اصلی آن در نسبت دم‌ش ۲ در مقایسه با نسبت دم‌ش ۰/۵ به سوراخ تزریق نزدیک‌تر است و باعث اختلاط بیشتر جریان هوای اصلی و خنک-کننده شده و به همین دلیل، بازده خنک‌کاری لایه‌ای در سطح مکش نیز برای نسبت دم‌ش ۲ کم‌تر است.

دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، برای نسبت دم‌ش ۰/۵ در مقایسه با نسبت دم‌ش ۲ روی سطوح لبه حمله و بخش فشار خطوط جریان هوای تزریق به سطح چسبیده، لذا اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در نسبت دم‌ش ۰/۵ بیشتر است. در سطح مکش در پایین‌دست سوراخ تزریق جریان





شکل ۵- توزیع دمای سطح و اطراف پره در نسبت‌های دمشی مختلف



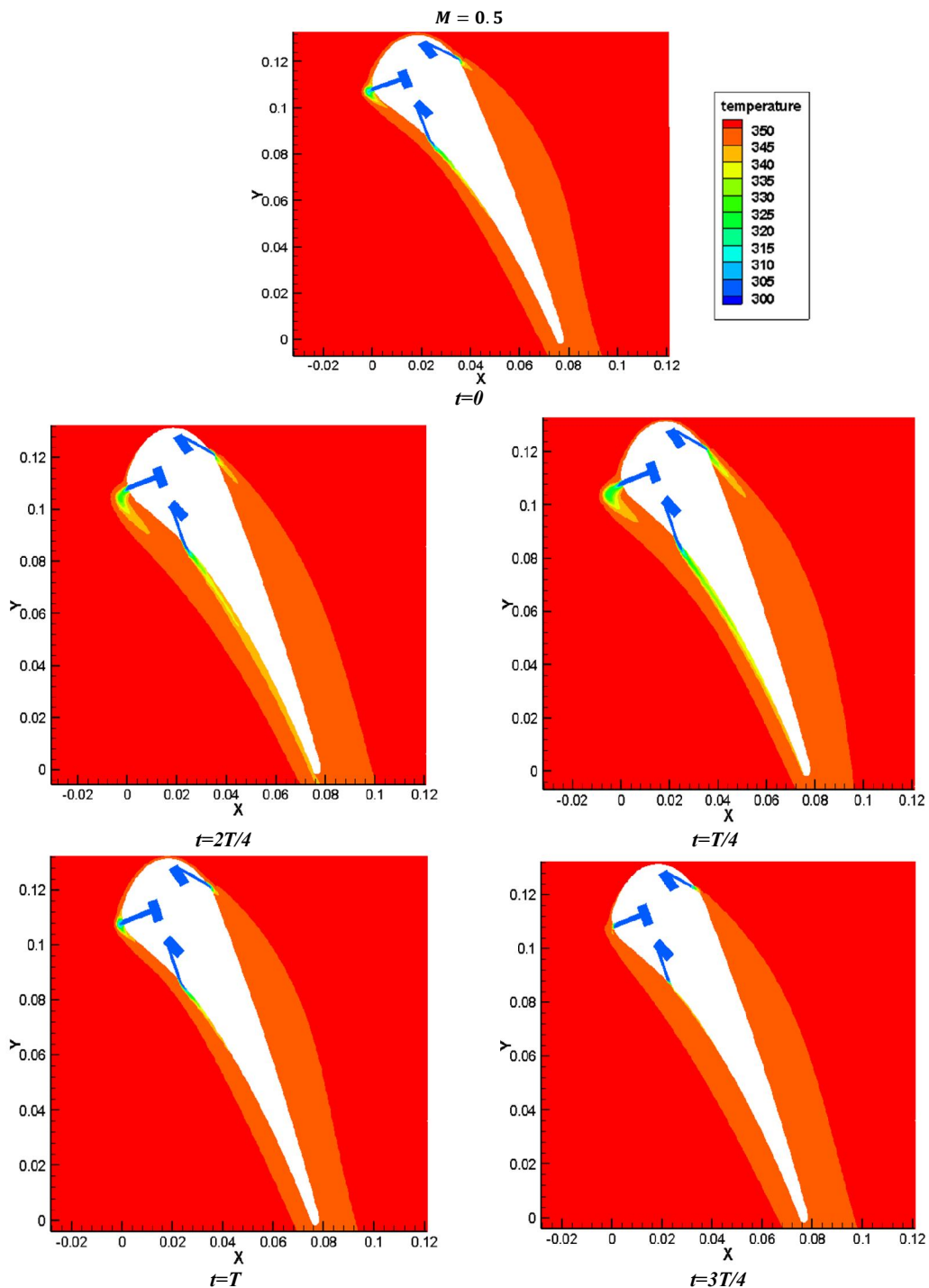
شکل ۶- خطوط جریان هوای اصلی و خنک‌کننده روی سطح پره الف) نسبت دمشی ۰/۵ و ب) نسبت دمشی ۲

۴-۲- جریان موج سینوسی

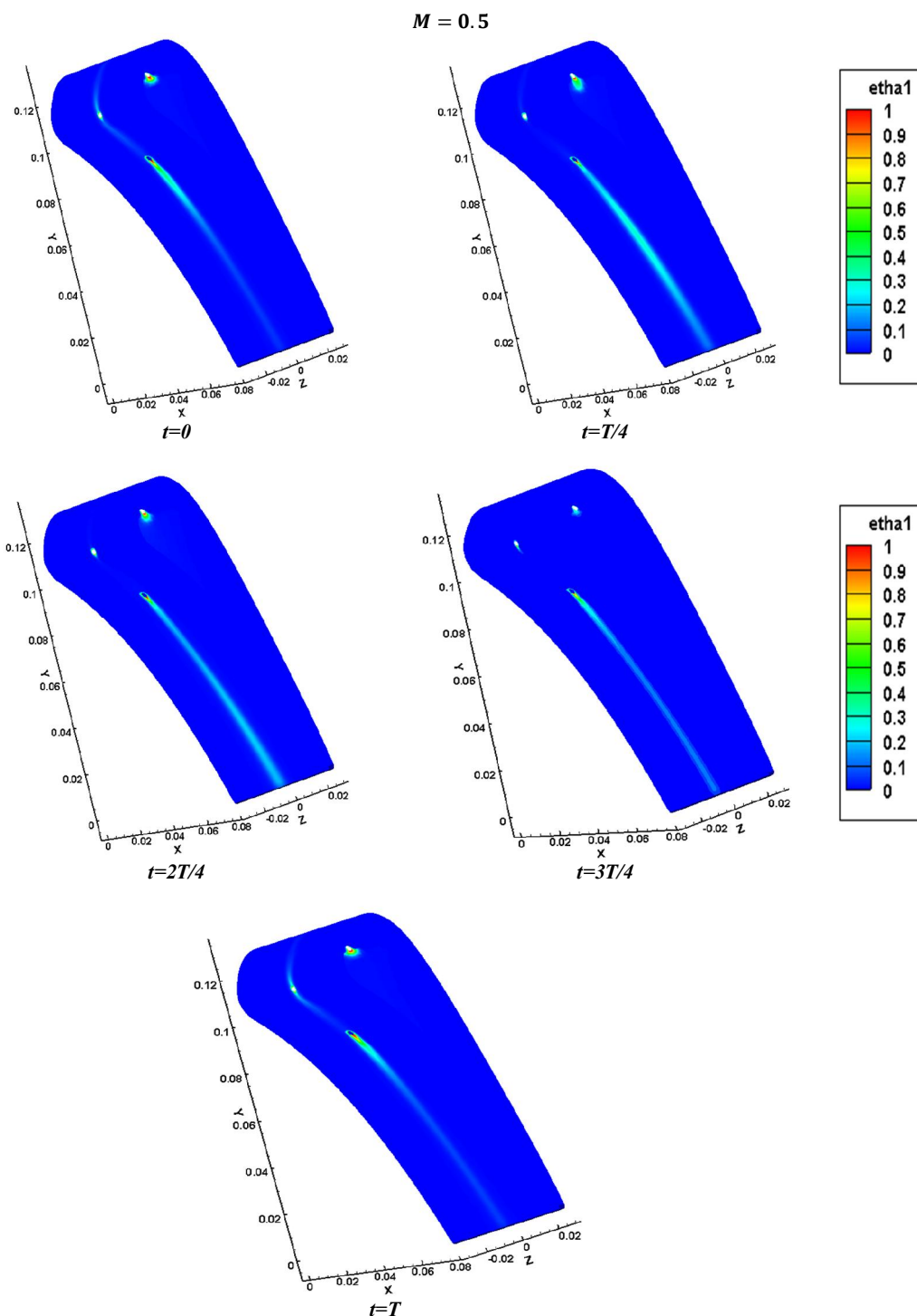
برای جریان موج سینوسی توزیع دمای سطح پره در گام-های مختلف زمانی برای یک تناوب کامل موج سینوسی برای نسبت دمشی ۰/۵ در شکل ۷ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، توزیع دما در فواصل زمانی مختلف در پایین‌دست سوراخ تزریق، برای بخش‌های لبه حمله و سطوح مکش و فشار پره، تغییر می‌کند. به دلیل اینکه جریان اصلی در سمت فشار شتاب می‌گیرد، هوای خنک‌کاری در پایین‌دست سوراخ تزریق، بلند می‌شود و در بخش‌های پایین‌تر بوسیله جریان اصلی به روی سطح هل داده می‌شود، شکل مقعر بخش فشار این اثر را تقویت می‌کند [۱۵-۱۲]. همان‌طور که از شکل ۷ مشاهده می‌شود، در

ابتدای سیکل ($t=0$) جریان تزریق به دلیل تغییرات تدریجی از گام زمانی قبل روی سطح وجود دارد. در ادامه با افزایش دبی خنک‌کننده سطح خنک‌تر شده و با تشکیل لایه خنک‌کننده روی سطوح پره میزان دمای سطح در ادامه سیکل، به کمترین مقدار خود می‌رسد. با کاهش دبی جریان در نیم سیکل دوم تناوب، دمای سطح شروع به افزایش می‌کند و این فرایند در تناوب‌های بعدی تکرار می‌شود.

در شکل ۸ توزیع اثربخشی روی سطح پره برای نسبت دمشی ۰/۵ نشان داده شده است. تغییرات توزیع اثربخشی به تغییرات دبی جریان سیال خنک‌کننده در یک سیکل زمانی مرتبط است. تغییر دبی سیال خنک‌کننده در یک



شکل ۷- توزیع دمای سطوح مختلف پره در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰Hz و نسبت دمش ۰/۵



شکل ۸- توزیع اثربخشی پره در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰ Hz و نسبت دمشی ۰/۵

اصلی و عدم تشکیل مناسب لایه خنک‌کننده روی سطح، در مقایسه با نسبت دمشی ۰/۵ کاهش پیدا می‌کند.

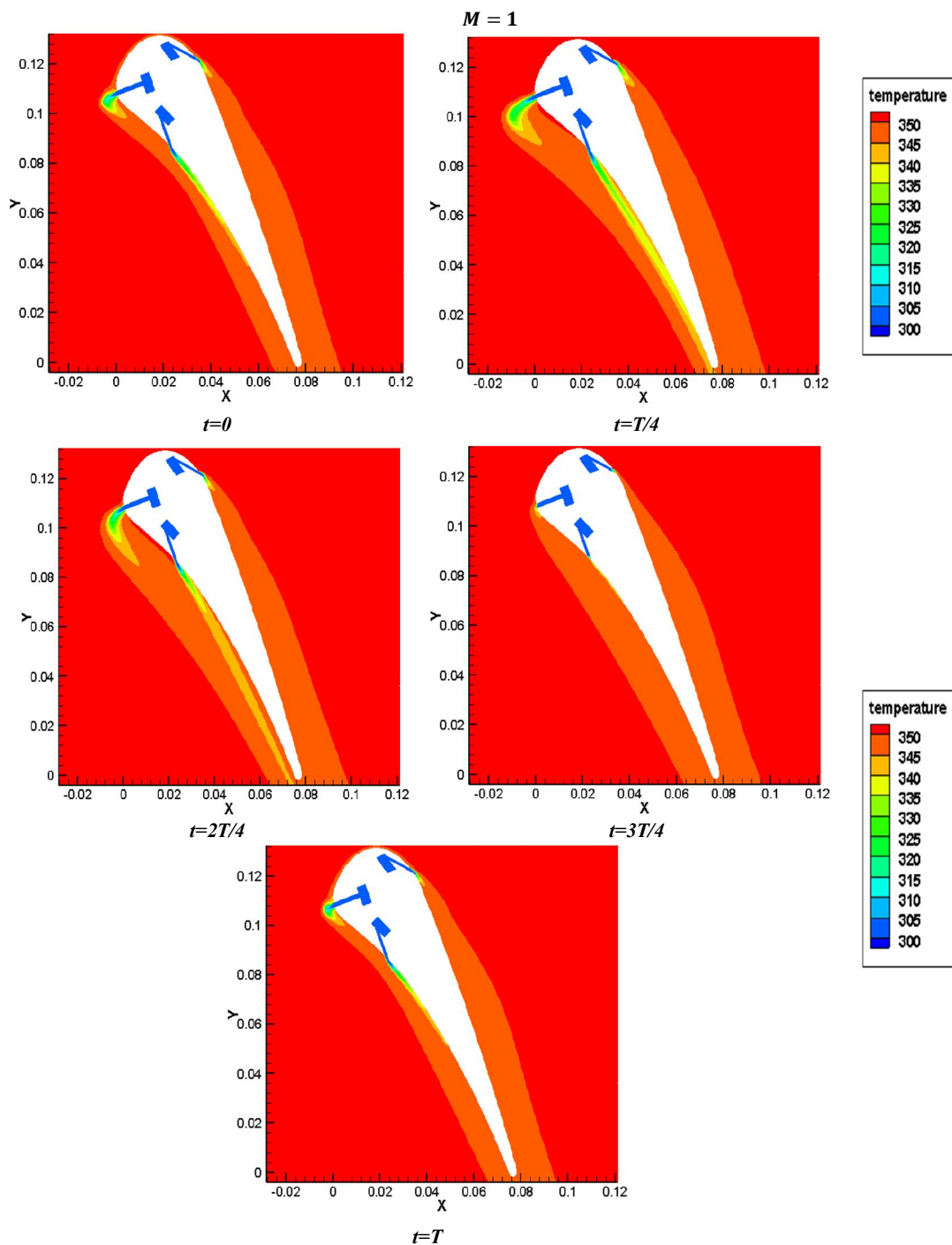
برای جریان موج سینوسی، توزیع دمای سطح پره در گام‌های مختلف زمانی برای یک تناوب کامل موج سینوسی برای نسبت دمشی ۲/۵ در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل مشخص است، در این نسبت دمشی، هوای خنک‌کننده کاملاً به داخل جریان اصلی نفوذ کرده، نه تنها پوشش خنک‌کاری سطح در بخش‌های لبه حمله و سطوح مکش و فشار به خوبی تشکیل نمی‌شود، بلکه دیفیوژن هوای سرد به جریان اصلی باعث کاهش دمای هوای جریان اصلی و به تبع آن کاهش بازده حرارتی توربین می‌شود. البته پایین‌دست بخش مکش پره برخلاف سطوح لبه حمله و فشار برای نسبت دمشی ۲/۵، پوشش هوای خنک‌کننده روی سطح در مقایسه با نسبت دمشی-های کمتر، بیشتر است.

علت این پدیده این است که در بخش مکش، سرعت جریان اصلی از بخش‌های لبه حمله و بخش فشار بیشتر است و نسبت دمشی محلی روی این سطح، کمتر از دو بخش دیگر است. در نسبت‌های دمشی پایین، در بخش مکش همه هوای خنک‌کننده به دیواره می‌چسبد و با افزایش نسبت دمشی، خنک‌کننده بیشتری به دیواره می‌چسبد؛ بنابراین اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بهبود می‌یابد. در شکل ۱۲، توزیع اثربخشی روی سطح پره برای نسبت دمشی ۲/۵ نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است، توزیع اثربخشی روی سطح فشار نسبت به دو سطح دیگر بیشتر است. مقادیر اثربخشی روی سطوح لبه حمله، سطح فشار و فواصل ابتدایی پایین‌دست سطح مکش در نسبت دمشی ۲/۵ در مقایسه با نسبت‌های دمشی دیگر، کمتر است. در فواصل دوردست پایین‌دست بخش مکش مقدار اثربخشی در نسبت دمشی ۲/۵ در مقایسه با دیگر نسبت‌های دمشی، بیشتر است. در نسبت‌های دمشی بالا، به دلیل جدایش جریان هوای خنک‌کننده، مقدار اثربخشی در فواصل ابتدایی پایین‌دست سوراخ تزریق، کاهش می‌یابد؛ ولی در فواصل دورتر به دلیل تغییر انحنای سطح، امکان اتصال دوباره فیلم خنک‌کننده به سطح وجود دارد؛ لذا در فواصل دورتر پایین‌دست سوراخ تزریق در بخش مکش، مقدار اثربخشی برای نسبت دمشی ۲/۵ بیشتر است.

سیکل، باعث تغییر اندازه جفت ورتکس ناهمسان‌گرد می‌شود؛ در نتیجه تغییر توزیع دمای سطح در هر گام زمانی را در پی دارد. همان‌طور که از شکل ۸ مشخص است، در نیم سیکل اول با افزایش دبی سیال خنک‌کاری اندازه جفت ورتکس ناهمسان‌گرد نیز افزایش یافته و به تبع آن جریان سیال خنک‌کننده به میزان بیشتری به جریان اصلی وارد می‌شود. در ادامه با کاهش دبی سیال خنک‌کننده، اندازه جفت ورتکس نیز کاهش یافته، در اواسط نیم سیکل دوم به کوچکترین مقدار خود می‌رسد. در ادامه با افزایش دبی سیال خنک‌کاری اندازه جفت ورتکس نیز بزرگ‌تر شده و توزیع دما محدوده وسیعتری را تحت تأثیر قرار می‌دهد. باید توجه داشت، به دلیل تغییرات تدریجی دبی جریان سیال خنک‌کننده در جریان موج سینوسی، اندازه جفت ورتکس ناهمسان‌گرد نیز به صورت تدریجی تغییر کرده و توزیع دمای سطح و به تبع آن توزیع اثربخشی روی لبه حمله و سطوح مکش و فشار را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

برای جریان موج سینوسی، توزیع دمای سطح پره در گام‌های مختلف زمانی برای یک تناوب کامل موج سینوسی برای نسبت دمشی ۱ در شکل ۹ نشان داده شده است. با افزایش نسبت دمشی به ۱ جریان هوای خنک‌کننده بیشتری به داخل جریان اصلی نفوذ کرده، لذا ناحیه وسیع‌تری از جریان اصلی در مقایسه با نسبت دمشی ۰/۵ تحت تأثیر جریان هوای خنک‌کننده قرار می‌گیرد. با افزایش نسبت دمشی و جدایش هوای خنک‌کننده از سطح در نواحی نزدیک به پایین‌دست سوراخ تزریق در بخش فشار، سیال خنک‌کننده در ناحیه دور از سوراخ دوباره به سطح چسبیده و این سطوح را خنک می‌نماید. همان‌طور که از شکل مشخص است، برای بخش‌های لبه حمله و سطح مکش، جدایش جریان هوای خنک‌کننده در نواحی پایین‌تر سوراخ تزریق دوباره به سطح نمی‌چسبد و جریان تزریق وارد جریان اصلی شده و با آن مخلوط می‌شود.

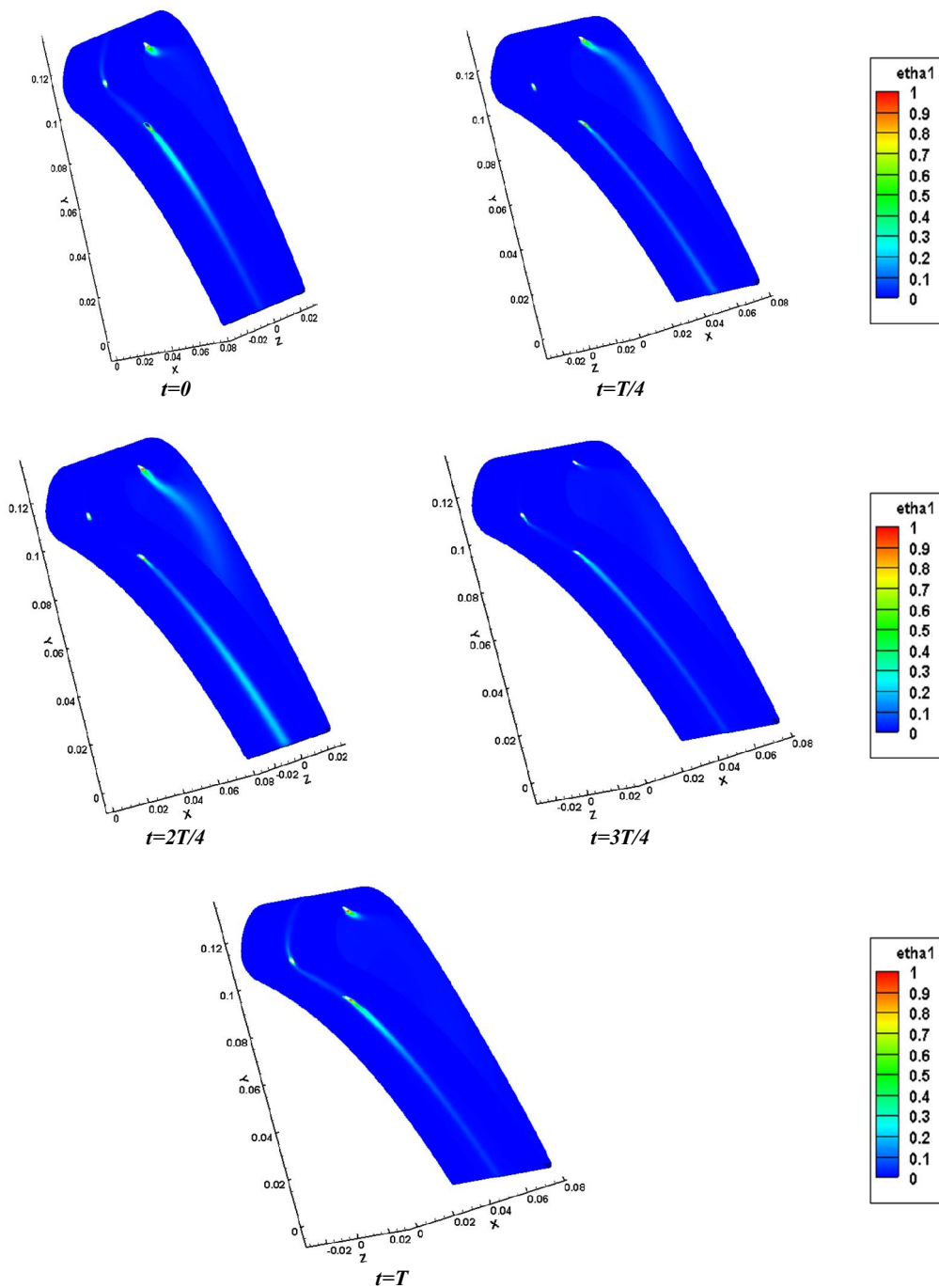
در شکل ۱۰ توزیع اثربخشی روی سطح پره برای نسبت دمشی ۱ نشان داده شده است. در این حالت میزان اثربخشی در بخش‌های مختلف پره در یک تناوب مرتباً تغییر می‌کند. اثربخشی در پایین‌دست سوراخ تزریق لبه حمله به دلیل ورود جریان هوای خنک‌کننده به جریان



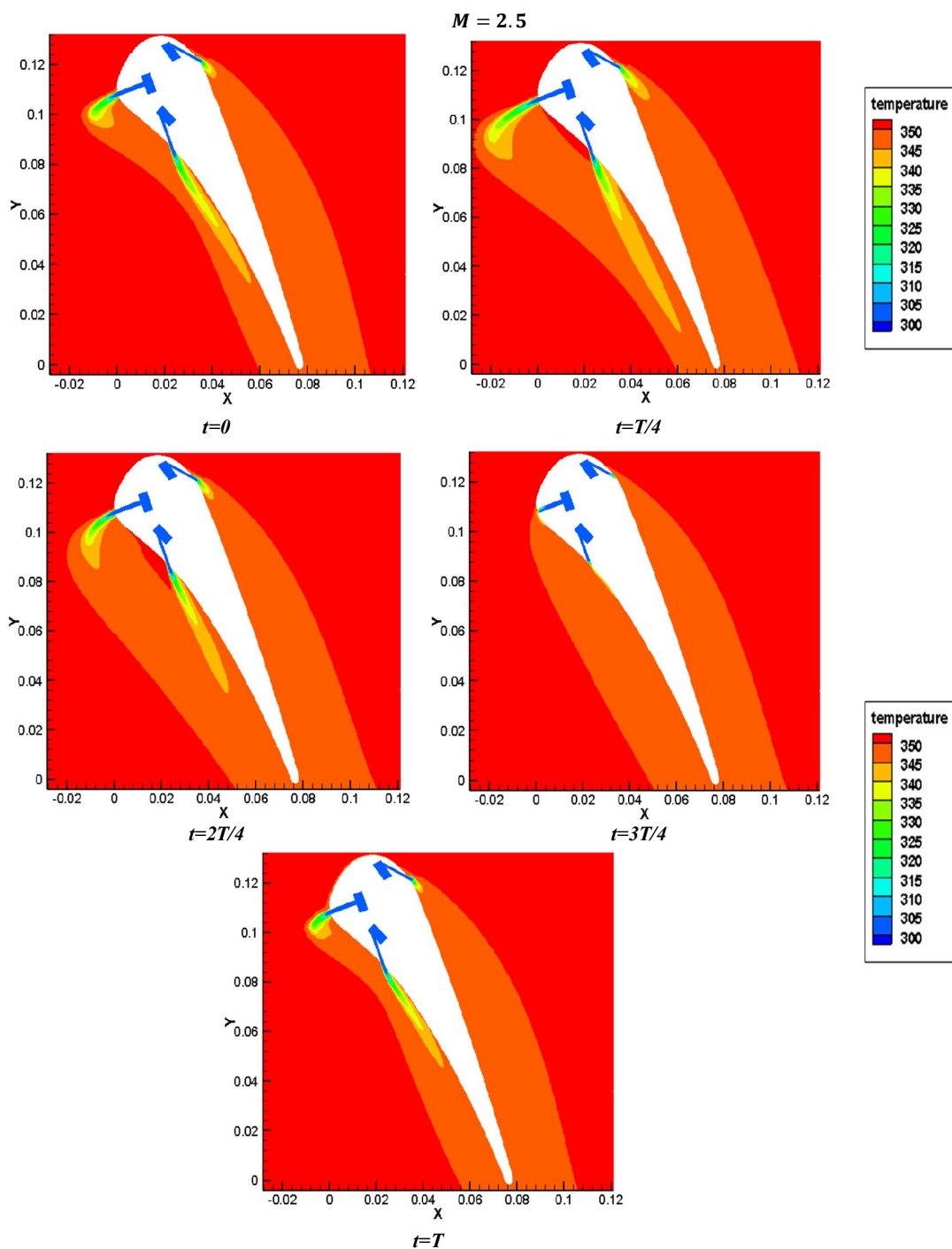
شکل ۹- توزیع دمای سطوح مختلف پره در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰Hz و

نسبت دمش ۱

$M = 1$



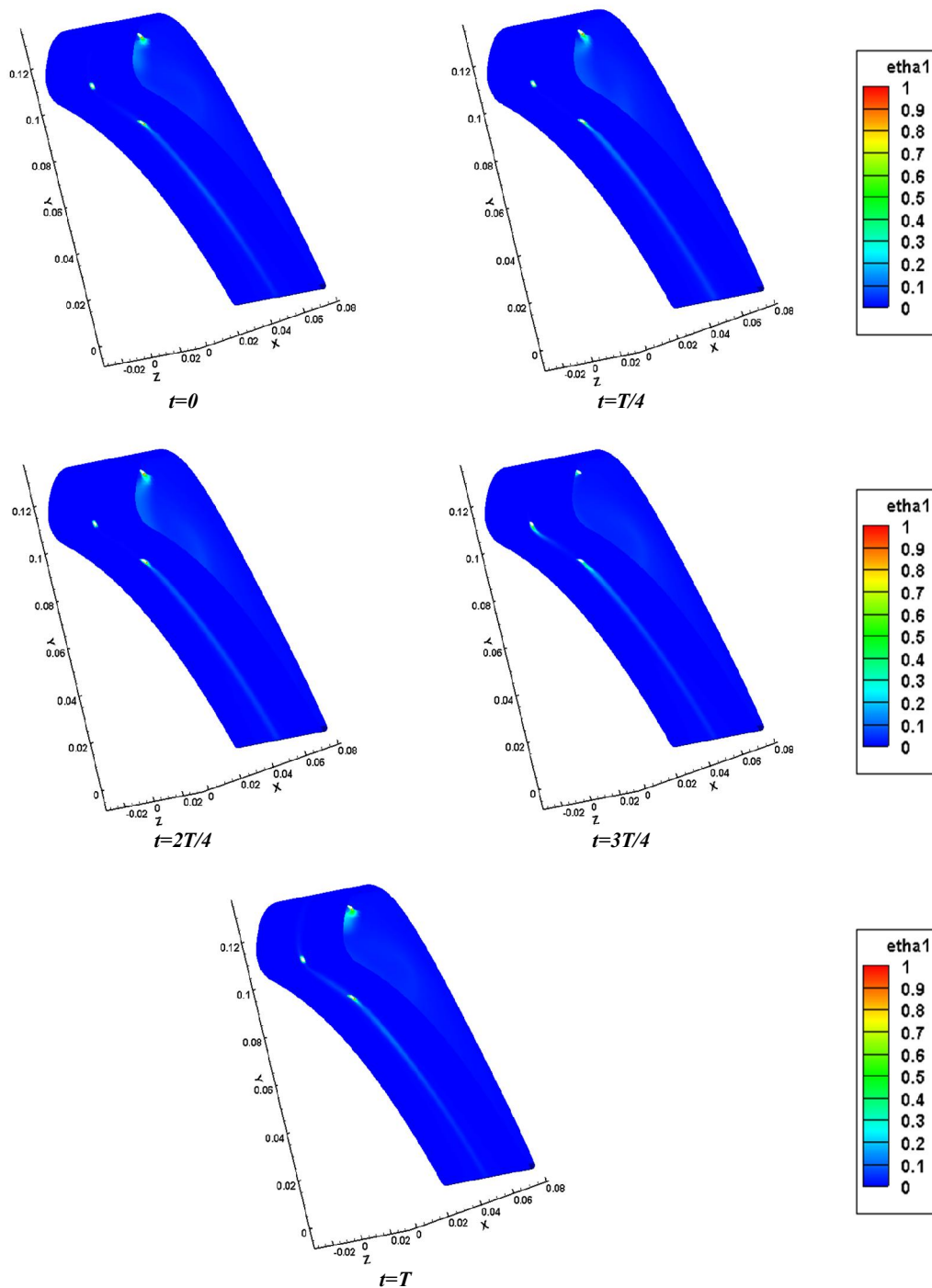
شکل ۱۰- توزیع اثربخشی پره در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰Hz و نسبت دمشی ۱



شکل ۱۱- توزیع دمای سطوح مختلف پره در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس 50Hz و

نسبت دمش $2/5$

$M = 2.5$



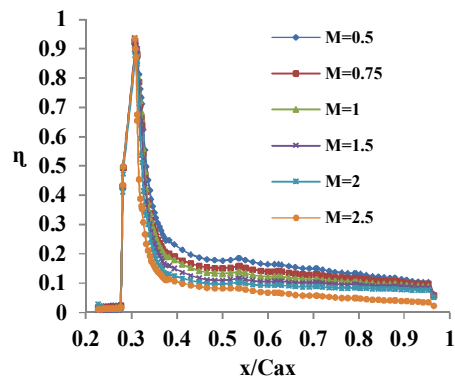
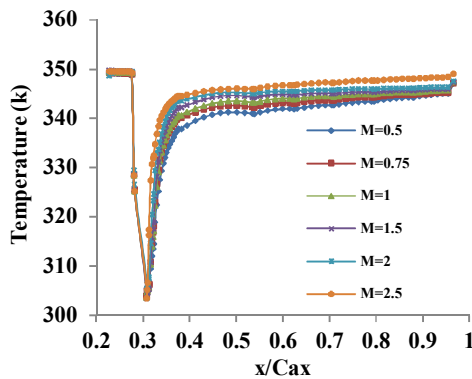
شکل ۱۲- توزیع اثربخشی پره در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰Hz و نسبت دم‌ش ۲/۵

دمش مختلف روی پایین دست سطح فشار پره نشان می‌دهد.

همان‌طور که مشخص است، روی سطح فشار با افزایش نسبت دمش، دمای سطح افزایش و به دنبال آن اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد.

در لبه سوراخ تزریق، مقدار متوسط اثربخشی برابر ۰/۹۴ است، اما در فاصله $0.3 < x/C_{ax} < 0.4$ ، مقدار اثربخشی به سرعت کاهش می‌یابد و بیشترین مقدار آن در $x/C_{ax} = 0.4$ برای نسبت دمش ۰/۵ و برابر ۰/۲۲ است. در بازه $0.4 < x/C_{ax} < 0.97$ ، مقدار متوسط اثربخشی با شیب ملایمی کاهش می‌یابد.

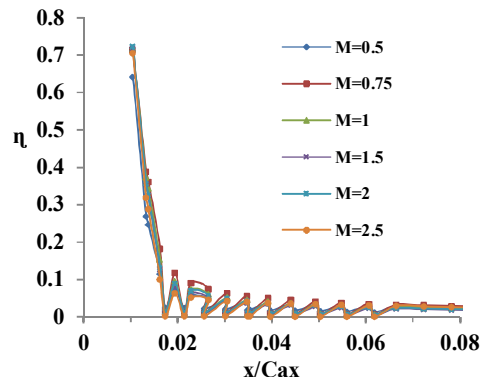
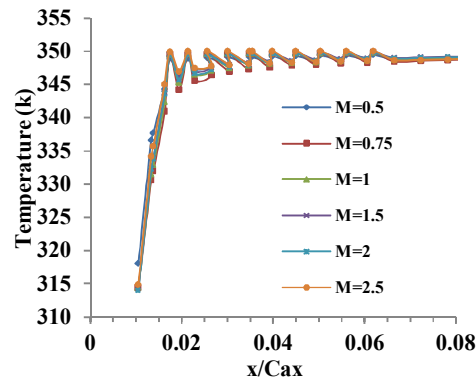
در این حالت بیشترین مقدار متوسط اثربخشی خط مرکزی در نسبت دمش ۰/۵ و کمترین مقدار آن در نسبت دمش ۲/۵ به دست آمد. اختلاف بین کمترین و بیشترین مقدار متوسط اثربخشی روی سطح فشار برابر ۷۵/۵٪ است.



شکل ۱۴- توزیع دما و اثربخشی بخش فشار پره در نسبت‌های دمش مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰Hz

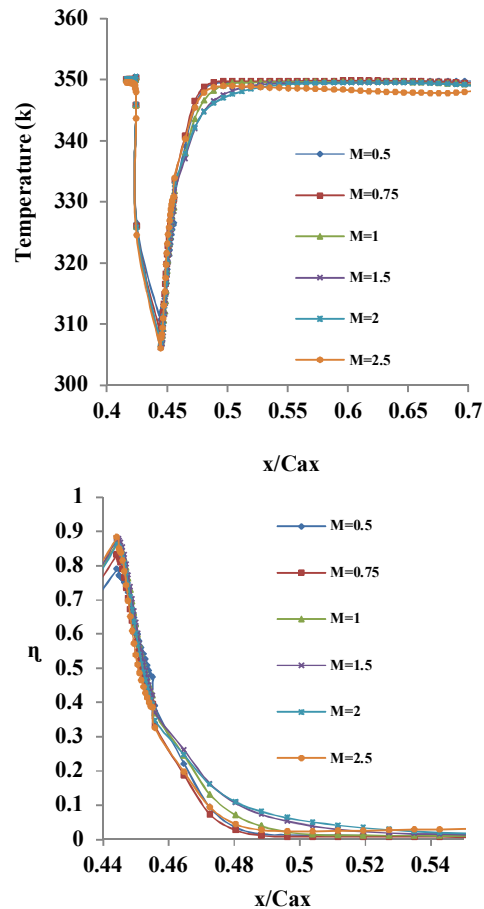
شکل ۱۳ مقایسه توزیع دما و اثربخشی خط مرکزی را برای یک تناوب کامل جریان سینوسی برای نسبت‌های دمش مختلف روی پایین دست لبه حمله پره نشان می‌دهد. در لبه سوراخ تزریق، مقدار متوسط اثربخشی برابر ۰/۷۲ است؛ اما در فاصله $0.01 < x/C_{ax} < 0.02$ ، مقدار اثربخشی با شیب زیادی کاهش می‌یابد و به حدود ۰/۱ می‌رسد. در بازه $0.02 < x/C_{ax} < 0.08$ ، مقدار متوسط اثربخشی تغییرات اندکی دارد. متوسط توزیع اثربخشی خط مرکزی روی سطح پایین دست سوراخ تزریق لبه حمله در نسبت دمش ۰/۷۵، بیشترین مقدار و در نسبت دمش ۲/۵ کمترین مقدار را دارد. تفاوت متوسط اثربخشی در این دو نسبت دمش برابر ۲۶/۱٪ است.

شکل ۱۴ مقایسه توزیع دما و اثربخشی خط مرکزی را برای یک تناوب کامل جریان سینوسی برای نسبت‌های



شکل ۱۳- توزیع دما و اثربخشی لبه حمله پره در نسبت‌های دمش مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰Hz

شکل ۱۵ مقایسه توزیع دما و اثربخشی خط مرکزی را برای یک تناوب کامل جریان سینوسی برای نسبت‌های دمشی مختلف روی پایین‌دست سطح مکش پره نشان می‌دهد. برای سطح مکش، دمای سطح و به تبع آن توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای جریان نوسانی سینوسی، تغییرات کمتری را نسبت به سطح فشار در نسبت‌های دمشی مختلف دارد.



شکل ۱۵- توزیع دما و اثربخشی بخش مکش پره در نسبت‌های دمشی مختلف یک تناوب زمانی جریان نوسانی سینوسی با فرکانس ۵۰Hz

در این بخش، اثر عدد رینولدز جریان اصلی روی اثربخشی خط مرکزی برای جریان نوسانی موج سینوسی، بررسی می‌شود. سه عدد رینولدز ۳۷۳۲۶، ۷۴۶۵۲ و ۱۱۱۹۷۸ مورد بررسی قرار گرفتند. شکل ۱۶ توزیع اثربخشی روی لبه حمله و سطوح فشار و مکش پره در اعداد رینولدز مختلف برای نسبت دمشی ۱ را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در بخش فشار پره، تغییر عدد رینولدز جریان اصلی بیشترین تأثیر را روی توزیع اثربخشی دارد. در بخش‌های لبه حمله و سطح مکش متوسط اثربخشی خط مرکزی در عدد رینولدز ۷۴۶۵۲ بیشترین مقدار را دارد؛ ولی در سطح فشار برای عدد رینولدز ۱۱۱۹۷۸، بیشترین مقدار متوسط اثربخشی خط مرکزی به دست آمد.

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، تأثیر تزریق هوای خنک‌کننده نوسانی موج سینوسی بر خنک‌کاری لایه‌ای لبه حمله، سطح فشار و مکش یک پره توربین به صورت عددی بررسی شد. از روش حجم محدود برای حل معادلات جریان و از مدل توربولانسی $k-\omega$ SST جهت در نظر گرفتن اثرات آشفتگی استفاده گردید.

نتایج نشان داد، در حالت جریان پایا برای نسبت دمشی ۰/۵، دمای سطح پایین‌دست سوراخ تزریق در لبه حمله و سطح فشار نسبت به نسبت‌های دمشی دیگر کمتر و در نتیجه متوسط اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در این نسبت دمشی بیشتر از دیگر نسبت دمشی‌هاست. برای سطح مکش،

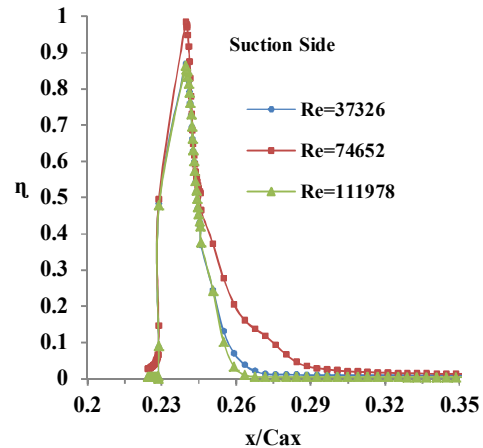
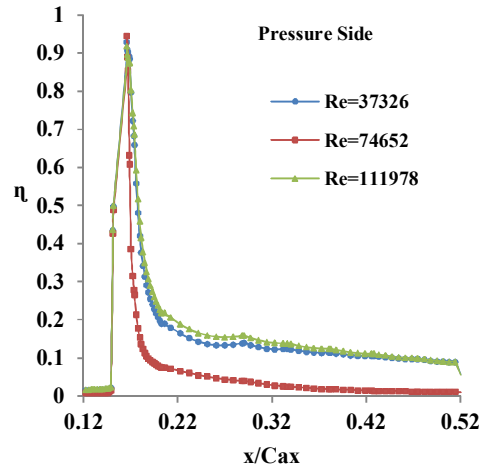
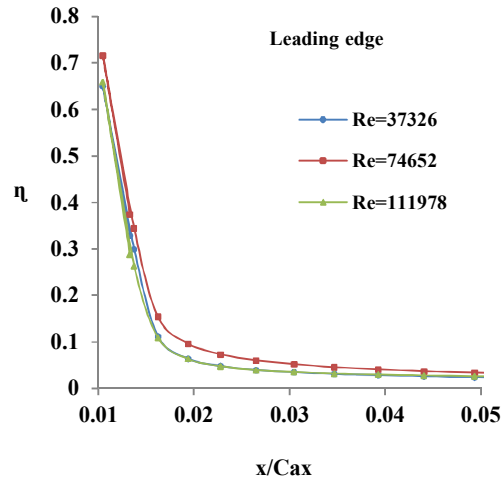
در لبه سوراخ تزریق، مقدار متوسط اثربخشی برابر ۰/۸۴ است؛ اما در فاصله $0.44 < x/C_{ax} < 0.48$ ، مقدار اثربخشی به سرعت کاهش می‌یابد و بیشترین مقدار آن در

مقادیر متوسط اثربخشی در این ناحیه برای نسبت دمش ۱ بیشتر است. در نسبت‌های دمش بالا، مقدار متوسط اثربخشی سطوح مختلف در مقایسه با نسبت‌های دمش پایین و متوسط، کاهش می‌یابد.

تغییر دبی سیال خنک‌کننده در یک سیکل جریان نوسانی موج سینوسی، سبب تغییر اندازه جفت ورتکس ناهمسان‌گرد می‌شود؛ در نتیجه تغییر توزیع دمای سطح و به تبع آن توزیع اثربخشی در هر گام زمانی را در پی دارد. متوسط توزیع اثربخشی خط مرکزی خنک‌کاری لایه‌ای در حالت نوسانی روی سطح پایین‌دست سوراخ تزریق لبه حمله در نسبت دمش ۰/۷۵، برای سطح فشار در نسبت دمش ۰/۵ و برای سطح مکش در نسبت دمش ۱ بیشترین مقدار را داشت. تغییر عدد رینولدز جریان اصلی در بخش فشار پره، بیشترین تاثیر را روی توزیع اثربخشی داشت و بخش‌های لبه حمله و سطح مکش تغییرات اندکی با تغییر عدد رینولدز داشتند.

۵- علائم، نشانه‌ها و ارقام

قطر سوراخ، m	D
ضریب رسانش هوا، J/kg k	k
طول سوراخ، m	L
فشار، Pa	P
زمان، s	t
دما، K	T
سرعت، m/s	u
فاصله از لبه سوراخ تزریق در راستای جریان اصلی، m	x
مختصات نرمال بر دیوار، m	y
مختصات جانبی، m	z



شکل ۱۶- تاثیر عدد رینولدز بر اثربخشی خنک‌کاری لایه-ای بخش‌های لبه حمله، فشار و مکش پره

- [5] Ochrymiuk T (2016) Numerical prediction of film cooling effectiveness over flat plate using variable turbulent prandtl number closures. *J Therm Sci* 25(3): 280-286.
- [۶] تجلی س م، محمدی ا، منتظری م (۱۳۹۲) مدل‌سازی و شبیه‌سازی توربین گازی دو محوره با در نظرگیری اثرات خنک کاری پره‌های توربین. *مجله علمی و پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شماره‌ها* ۱۰۱-۸۹-۳(۴).
- [7] Park JS, Lee DH, Rhee DH, Kang SH, Cho HH (2014) Heat transfer and film cooling effectiveness on the squealer tip of a turbine blade. *Energy* 72: 331-343.
- [8] Lutum E, Von Wolfersdorf J, Semmler K, Dittmar J, Weigand B (2001) An experimental investigation of film cooling on a convex surface subjected to favourable pressure gradient flow. *Int J Heat Mass Tran* 44(5): 939-951.
- [9] Guo X, Schröder W, Meinke M (2016) Large-eddy simulations of film cooling flows. *Comput Fluids* 35(6):587-606.
- [10] Qin Y, Chen P, Ren J, Jiang H (2016) Effects of wall curvature and streamwise pressure gradient on film cooling effectiveness. *App Therm Eng* 107: 776-784.
- [11] Colban W, Gratton A, Thole KA, Haendler M (2006) Heat transfer and film-cooling measurements on a stator vane with fan-shaped cooling holes. *J Turbomach* 128(1): 53-61.
- [12] Gao Z, Narzary DP, Han JC (2009) Film-cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with compound angle shaped holes. *J Turbomach* 131(1): 11-19.
- [13] Liu K, Yang SF, Han JC (2012) Influence of coolant density on turbine blade film-cooling with axial shaped holes. *Asme Turbo Expo* 757-767.
- [14] Li G, Deng H (2011) Experimental investigation on film cooling performance of pressure side in annular cascades. *J Therm Sci* 20(2): 119.
- [15] Zhaoqing K, Wang J (2015) Numerical investigations of pulsed film cooling on an entire turbine vane. *App Therm Eng* 87: 117-126.
- [16] Stenger D, Ghia U, Ou S, Thornburg H (2010) numerical simulation of continuous and pulsed film cooling on a turbine-blade leading-edge model, including surface conductance. In48th AIAA Aero Sciences 1474.
- [17] Aga V, Mansour M, Abhari RS (2009) aerothermal performance of streamwise and compound angled pulsating film cooling jets. *J Turbomach* 131(4): 041015.
- [۱۸] حسینی بغدادآبادی س م، زیرک س، رجبی زرگرآبادی م (۱۳۹۷) شبیه‌سازی عددی اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای نوسانی موج سینوسی با توجه به تغییر پارامترهای تزریق خنک کننده. *مهندسی مکانیک مدرس* ۲۰۰-۱۹۱-۱(۱): ۱۹۱.
- علایم یونانی
- η اثر بخشی
- ν ویسکوزیته سینماتیک، m^2/s
- ϕ فاز
- ρ دانسیته، kg/m^3
- ω فرکانس، Hz
- δ دلتای کرونگر
- ∞ جریان اصلی
- زیر نویس‌ها
- a دامنه
- aw آدیاباتیک دیواره
- C سیال تزریق
- $coolant$ خنک کننده
- ۶- مراجع
- [۱] حسینعلی پور س م، شهبازیان ح، قبادی م، نوروزی م ص (۱۳۹۷) آنالیز سیالاتی حرارتی اثرات دوران و بویانسی دورانی در خنک کاری داخلی پره‌های توربین گاز. *مطالعه آزمایشگاهی مجله علمی و پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شماره‌ها* ۲۸۸-۲۷۷-۸(۳).
- [2] Tan X, Zhou X, Shan Y, Zhang J (2019) Analysis of heat transfer on film cooling performance in a flat plate. *Energy Proced* 158: 4154-4159.
- [3] Silieti M, Kassab AJ, Divo E (2009) Film cooling effectiveness: comparison of adiabatic and conjugate heat transfer CFD models. *Int J Therm Sci* 48(12): 2237-2248.
- [4] Karcz MI (2006) Mean and turbulent thermal fields due to film cooling via an eddy heat diffusivity closure. *Task Quarterly* 10(4): 377-390.

- [22] Menter FR, Kuntz M, Langtry R (2003) Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Turbulence Heat Mass Trans* 4(1): 625-632.
- [23] Hylton LD, Mihelc MS, Turner ER, Nealy DA, York RE (1983) Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surfaces of turbine vanes. NACA, Report No. CR-168015.
- [19] Ekkad SV, Ou S, Rivir RB (2004) A transient infrared thermography method for simultaneous film cooling effectiveness and heat transfer coefficient measurements from a single test. *J Turbomach* 126(4): 597-603.
- [20] Mack M, Niehuis R, Fiala A, Guendogdu Y (2013) Boundary layer control on a low pressure turbine blade by means of pulsed blowing. *J Turbomach* 135(5): 051023.
- [21] Muldoon F, Acharya S (2010) Direct numerical simulation of pulsed jets-in-crossflow. *Comput Fluids* 39(10): 1745-1773.