

بررسی عددی تأثیر چرخش بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای پره توربین با جریان هوای خنک‌کننده نوسانی موج مربعی

سید مهدی حسینی بغدادآبادی^۱، سعادت زیرک^۲، مهران رجبی زرگرآبادی^۳

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه سمنان

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۱۰/۰۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۱/۲۴)

چکیده

در این مقاله اثر چرخش پره توربین بر توزیع دما و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای جریان سیال خنک‌کننده نوسانی موج مربعی به صورت عددی بررسی شده است. جریان هوای نوسانی مربعی در سه فرکانس ۲، ۵۰ و ۵۰۰ Hz جهت خنک‌کاری به سطح پره توربین تزریق می‌شود. چهار سرعت چرخش ۰، ۵۰۰، ۸۰۰ و ۱۰۰۰ rpm در دو جهت مثبت و منفی جهت ایجاد سطوح فشار و مکش در نظر گرفته شده است. مدل‌سازی هندسه در نرم‌افزار گمبیت و تحلیل عددی توسط نرم‌افزار فلونت انجام شد. جهت در نظر گرفتن اثرات آشفتگی از مدل توربولانسی $SST k - \omega$ استفاده شده است. چرخش باعث انحراف جریان خنک‌کننده از خط مرکزی می‌شود. با نوسانی کردن جریان خنک‌کننده به فرم مربعی، میزان اثربخشی خط مرکزی در هر گام زمانی یک سیکل تغییر می‌کند. نتایج نشان داد به طور کلی مقادیر اثربخشی در تمامی سرعت‌های چرخش در سمت فشار پره بیشتر از سمت مکش بود. با افزایش فرکانس میزان اثربخشی متوسط خط مرکزی افزایش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی، موج مربعی، چرخش، پره توربین، مدل توربولانسی $SST k - \omega$

Numerical Study of the Effect of Rotation on the Film Cooling Effectiveness of a Turbine Blade with Square Pulsating Cooling Flow

S.M. Hosseini Baghdad Abadi, S. Zirak and M.R. Zargar Abadi

Mechanical Engineering Department Semnan University

(Received: 20/Jan/2019; Accepted: 12/Apr/2018)

ABSTRACT

In this paper, the effect of the turbine blade rotation on the temperature distribution and film cooling effectiveness for a square pulsating cooling flow is numerically studied. The square pulsed cooling air flow is injected to the turbine blade at three frequencies of 2, 50 and 500 Hz. Four rotation speeds of 0, 500, 800 and 1000 rpm, clockwise and counter-clockwise, are considered. Geometry is modeled in Gambit and the numerical analysis is performed by Fluent software. SST k- ω turbulence model is used to apply the turbulence effects. The obtained results show that the rotation deviates the coolant flow from the centerline. Changing the coolant flow to square pulsating, centerline effectiveness changes with time in a cycle. The results showed that in general, the effectiveness at all speeds on the pressure side were greater than the suction side. Moreover, with increasing frequency, the average level of centerline effectiveness increases.

Keywords: Pulse Film Cooling, Square Wave, Rotating, Turbine Blade, SST k - ω Turbulence Model

۱- دانشجوی دکتری: baghdaba@gmail.com

۲- استادیار (نویسنده مسئول): s_zirak@semnan.ac.ir

۳- دانشیار: rajabi@semnan.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

علائم لاتین

C_p	ظرفیت گرمایی ویژه، $J/kg.k$
D	قطر سوراخ تزریق، m
f	فرکانس
k	ضریب رسانش هوا
L	طول سوراخ تزریق، m
p	دوره تناوب، s
P	فشار
St	عدد استروهمال
T	دما، k
t	زمان، s
U	سرعت جریان، m/s
x	فاصله از لبه سوراخ تزریق در راستای جریان اصلی، m
y	مختصات نرمال بر دیوار، m
z	مختصات جانبی، m

علائم یونانی

η	اثربخشی خنک کاری لایه‌ای
ω	فرکانس، Hz
ν	ویسکوزیته سینماتیک، m^2/s
ρ	دانسیته، kg/m^3
δ	دلتای کرونگر

زیرنویس

aw	آدیاباتیک دیواره
c	سیال تزریق یا خنک کننده
∞	جریان اصلی

۱- مقدمه

به منظور افزایش بازده کلی و توان خروجی توربین گازی مدرن، لازم است دمای ورودی توربین نیز افزایش یابد که در حال حاضر فراتر از دمای مجاز فلز پره است. در نتیجه، طرح‌های خنک کاری مؤثر بایستی در پره توربین به کار گرفته شود تا آن را از تنش‌های حرارتی حفظ کند. خنک کاری لایه‌ای یکی از روش‌های خنک کاری مهم است. در عمل، هوای نسبتاً خنک از مراحل کمپرسور به منظور محافظت سطح فلزی از جریان گاز داغ، در میان سوراخ‌ها در دیواره‌های ایرفویل‌های توخالی توربین تزریق می‌شود. خنک کاری لایه‌ای تقریباً در همه سطوح خارجی ایرفویل‌هایی که در معرض گازهای احتراق داغ نظیر لبه

حمله، نوک پره، بدنه‌های اصلی و انتهای دیواره‌ها قرار دارند، به کار گرفته می‌شود [۱]. عملکرد خنک کاری لایه‌ای تحت تأثیر خصوصیات جریان اصلی نظیر گرادیان فشار، جریان ثانویه و شدت توربولانس است [۲]. تحت شرایط استاتیک اثربخشی خنک کاری لایه‌ای در شرایط مختلف جریان بررسی می‌شود. نسبت دانسیته یک پارامتر مهم در تعیین عملکرد خنک کاری لایه‌ای است که توسط محققان مختلف برای هندسه‌های متنوع و شرایط متفاوت جریان به تفصیل بررسی شده است [۳-۶]. نسبت دم‌ش پارامتر مهم دیگری است که در عملکرد خنک کاری لایه‌ای مؤثر است. محققان مختلفی روی تأثیر این پارامتر بر روی سطوح مکش و فشار پره توربین آن را به صورت تجربی و عددی بررسی کرده‌اند. در راستای شبیه‌سازی عددی محققان بسیاری مدل‌های گوناگونی را برای پیش‌بینی خنک کاری لایه‌ای و اثربخشی آن به کار برده‌اند [۷-۱۰].

دولتی و همکاران [۱۱] تأثیر محرک پلاسما بر میدان جریان و دما در خنک کاری لایه‌ای روی مدل صفحه تخت را به صورت عددی بررسی کردند. جریان به صورت دو بعدی، آشفته، تراکم ناپذیر و پایدار در نظر گرفته شد و شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از یک شبکه سازمان‌یافته و مدل آشفتگی $k-\epsilon$ رینولدز پایین انجام شد. زاویه تزریق برابر ۳۵ درجه در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد، بهبود کارایی خنک کاری لایه‌ای با به کارگیری محرک پلاسما در نسبت دم‌ش‌های پایین تر رخ می‌دهد. حسینی و اجارگاه و همکاران [۱۲] مطالعه عددی خنک کاری لایه‌ای حول یک پره توربین گاز را با استفاده از رهیافت میانگین‌گیری جزئی از معادلات ناویر استوکس که یکی از موفق‌ترین رهیافت‌های شبیه‌سازی گردابه‌های بسیار بزرگ در جریان‌های آشفته می‌باشد، انجام دادند. نتایج تحلیل آن‌ها نشان داد روش $k-\omega$ توانایی خوبی در شبیه‌سازی جریان در رینولدزهای بالا دارد. اکثر کارهای انجام‌شده قبلی بر روی مطالعه عملکرد خنک کاری لایه‌ای حالت استاتیک صورت گرفته است. به دلیل محدودیت تجهیزات آزمایش و روش اندازه‌گیری، بررسی خنک کاری لایه‌ای در پره تحت چرخش کم است [۱۳-۲۲].

تائو^۱ و همکاران [۱۶] اثر چرخش را بر روی خنک کاری لایه‌ای روی دیواره تخت به صورت تجربی بررسی کردند. با

به دلیل اثر گریز از مرکز قوی هنگام افزایش عدد چرخش منحرف می‌شوند. گرایش انحرافی ضریب انتقال حرارت بی‌بعد بر روی سطح مکش واضح‌تر بود. روند مقادیر ضریب انتقال حرارت بی‌بعد به‌طور پیوسته بر روی هر دو سطح مکش و فشار با افزایش نسبت دانسیته کاهش می‌یابد. بر روی سطح فشار همه مقادیر ضریب انتقال حرارت بی‌بعد با افزایش عدد رینولدز افزایش می‌یابد در حالی که بر روی سطح مکش توزیعات ضریب انتقال حرارت بی‌بعد ابتدا کاهش می‌یابد اما سپس دوباره تقویت می‌شود.

جووکی‌نگ^۲ و همکاران [۲۱] عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای تحت شرایط چرخش را بر روی پره روتور توربین با استفاده از روش کریستال مایع ترموکرومیک بررسی کردند. سوراخ فیلم با زاویه تزریق ۲۸ درجه در سمت فشار و زاویه ۳۶ درجه در سمت مکش پره توربین قرار داشت. اندازه‌گیری‌ها در سرعت‌های چرخش و نسبت دمش مختلف انجام شد. پوشش فیلمی و اثربخشی خنک‌کاری به‌طور یکنواخت در سمت فشار افزایش یافت در حالی که روند در سمت مکش پره با افزایش نسبت دمش برعکس بود. عدد چرخش بالاتر و نسبت دمش کمتر منجر به انحراف بیشتر فیلم شد. به‌علاوه خصوصیات متفاوتی در سطح فشار و مکش دیده شد. افزایش نسبت دمش باعث پوشش لایه‌ای بهتر و اثربخشی بیشتر در هر دو سمت مکش و فشار می‌شود. پوشش سطح در سمت مکش کمتر از سطح فشار بود.

دنگ^۳ و همکاران [۲۲] خصوصیات انتقال حرارت خنک‌کاری برخورداری را با جریان خروجی فیلم بر روی لبه حمله پره توربین تحت چرخش مطالعه کردند. اعداد ناسلت متوسط با افزایش سرعت چرخش بر روی سطح فشار و مکش کاهش یافت. کاهش عدد ناسلت روی سطح فشار بیشتر از سطح مکش بود.

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 لایه‌ای-نوسانی برای کاهش مصرف هوای خنک‌کننده مصرفی، کنترل و بهبود عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای مطرح شد. دومین دلیل بررسی خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی این است که پدیده نوسانی شدن

ایجاد چرخش در جهت ساعت‌گرد و پادساعت‌گرد بخش فشار و مکش پره شبیه‌سازی شدند. با افزایش سرعت چرخش، بر روی سطح فشار مسیر فیلم ابتدا به سمت مرکز و سپس به سمت خارج از مرکز شیب‌دار می‌شد در حالی که بر روی سطح مکش مسیر فیلم به گریز از مرکز خم می‌شد. با افزایش سرعت چرخش اثر خنک‌کاری ابتدا بهبود یافت ولی در سرعت‌های بالاتر بر روی سطح فشار بدتر شد. در سمت مکش اثر خنک‌کاری به سرعت چرخش حساس نبود.

معینی و رجبی زرگرآبادی [۱۷] اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در یک پره توربین در حال چرخش، با استفاده از مجرای گسترش‌یافته جانبی به‌صورت عددی انجام شده است. نتایج به‌دست‌آمده نشان داد که انحراف جریان هوای خنک‌کننده باعث کاهش میزان اثربخشی خنک‌کاری در خط مرکزی پره به‌ویژه در پایین دست سوراخ تزریق شد.

جووکی‌نگ^۱ و همکاران [۱۸] از مدل‌های مختلف عددی برای پیش‌بینی خنک‌کاری لایه‌ای تحت شرایط چرخش استفاده کردند. جهت صحت‌گذاری نتایج حل عددی آزمایش ریگ طراحی و آزمایش تجربی برای خنک‌کاری لایه‌ای تحت چرخش انجام شد. چهار سرعت چرخش مورد بررسی قرار گرفتند. اثربخشی و انحراف فیلم خنک‌کننده از خط مرکزی به دلیل نیروهای کوریولیس و سانتریفیوژ تحت مختصات چرخش به‌خوبی توسط مدل دولایه‌ای TLVA پیش‌بینی شدند.

تائو و همکاران [۱۹] از سه مدل عددی $k - \omega$ ، $k - \epsilon$ و $SST k - \omega$ در پیش‌بینی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای پره در حال چرخش استفاده کردند. در میان مدل‌های به‌کار گرفته شده مدل $k - \omega$ و $SST k - \omega$ در مقایسه با نتایج تجربی انطباق بهتری داشت. به دلیل پیچیدگی بالای ایجاد تجهیزات تجربی چرخش، نتایج کمی درباره ثابت انتقال حرارت تحت شرایط چرخش در تحقیقات در دسترس هستند.

جووکی‌نگ و همکاران [۲۰] توزیع ثابت انتقال حرارت بر روی مدل پره تخت تحت شرایط کاری چرخش به‌صورت تجربی انجام دادند. چرخش تأثیر عمده‌ای بر روی توزیع ثابت انتقال حرارت دارد. پروفیل‌های ضریب انتقال حرارت به سمت مکان‌های با شعاع بالا بر روی سطح فشار و مکش

ژائو کینگ^۳ و همکارش [۲۳] خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی روی کل پره توربین شامل ۵ ردیف سوراخ خنک‌کاری لایه‌ای، سه ردیف در لبه حمله و دو ردیف دیگر در سمت فشار و مکش را به صورت عددی بررسی کردند.

امواج سینوسی و مربعی تزریق هوای خنک‌کاری نوسانی مورد توجه قرار گرفتند. عملکرد اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در سه نسبت دمش و چهار عدد استروهاال مختلف بررسی شد. در لبه حمله و سمت فشار، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای با افزایش نسبت دمش یا عدد استروهاال، کاهش می‌یافت اما در قسمت مکش روند برعکس بود. جریان نوسانی موج سینوسی نسبت به جریان مربعی منجر به فرو رفتن کمتر جریان اصلی به سوراخ فیلم می‌شد.

اکاد^۴ و همکاران [۲۶] اثر نوسان جت و چرخه کاری روی خنک‌کاری لایه‌ای یک جت منفرد واقع بر روی لبه حمله مدور بدنه پخ بررسی کردند. خصوصیات خنک‌کاری لایه‌ای برای چرخه کاری از ۰٫۱ تا ۱ در نسبت‌های دمش نامی از ۰٫۵ تا ۲ و فرکانس‌های نوسان از ۵ تا ۱۰ Hz آزمایش شدند. این بررسی نشان داد اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بالاتر در نرخ‌های دمشی کاهشی به دست می‌آید و اثر تغییر فرکانس نوسانی قابل صرف نظر است.

مولدون و آچاریا^۵ [۲۷] با استفاده از مدل شبیه‌سازی عددی مستقیم (DNS) خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی را بررسی کردند. هندسه شامل یک جت استوانه‌ای با شیب ۳۵ درجه نسبت به جریان اصلی بود. جت‌ها با چرخه‌های کاری مختلف از ۰٫۲۵ تا ۱، نرخ‌های دمش از ۰٫۳۷۵ تا ۱/۵ و اعداد استروهاال از ۰٫۰۸ تا ۰٫۳۲ نوسانی شدند. لوله مسیر انتقال خنک‌کننده به عنوان خط مبنا در محاسبات DNS به منظور دستیابی به شرایط خروجی جت مدل شدند. در فرکانس‌های بالا و نسبت دمش ۱/۵ به دلیل کاهش جهش جریان هوای خنک‌کننده در مقایسه با نمونه پایا، بهبود اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی حاصل شد.

ژائو کینگ و همکارش [۲۸] خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی با استفاده از انتقال حرارت همبسته بر روی پره کامل توربین به صورت عددی بررسی کردند. نه ردیف سوراخ روی پره شامل ۵ ردیف در لبه حمله، دو ردیف در بخش فشار و

به طور طبیعی به خاطر نوسان جریان اصلی و خنک‌کننده اتفاق می‌افتد [۲۳].

خواه نوسانی کردن اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را افزایش دهد یا نه، حذف نوسان القاشده به وسیله برهم‌کنش ناپایای نوسانی پره چرخان-پره ساکن یا نوسان جریان اصلی غیر ممکن است. بنابراین، مهم است که آثار خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی را بررسی کنیم. درصدی از هوای کمپرسور برای خنک‌کاری پره‌های توربین استفاده می‌شود. دلیل استفاده از موج مربعی این است که نوسان فشار جریان اصلی کمپرسور می‌تواند از خنک‌کاری لایه‌ای کاملاً باز یا کاملاً بسته گذرا نتیجه شود. در زمینه خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی کارهای مختلفی توسط محققان برای حالت بدون چرخش انجام شده است.

استنجر^۱ و همکاران [۲۴] 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 $k - \omega$ شبیه‌سازی شد. نتایج برای دو نوع شرایط دیواره به دست آمد: یکی دیواره آدیاباتیک و دیگری دیواره رسانا. دیواره آدیاباتیک اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را در ناحیه دور از 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 آزمایش‌ها شد. نتایج دیواره رسانا توافق نزدیک‌تری با داده‌های تجربی در مقایسه با دیواره آدیاباتیک داشت. خنک‌کاری نوسانی با فرکانس نوسان ۵ و ۱۰ Hz و چرخه کاری ۵۰ درصد بیشترین اثربخشی خنک‌کاری را نشان داد.

اولگا^۲ [۲۵] 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 $k - \varepsilon$ ، $k - \omega$ و مدل $\overline{v^2} - f$ با شبیه‌سازی نمونه‌های مختلف خنک‌کاری لایه‌ای برای صفحه‌های تخت مقایسه شدند.

3- Zhaoqing

4- Ekkad

5- Muldoon and Acharya

1- Stenger

2- Olga

از مرکز القاشده به وسیله نیروی شناوری همیشه در جهت گریز از مرکز عمل می‌کند زیرا دانسیته هوای خنک کاری بیشتر از دانسیته جریان اصلی است [۱۹].

معادلات پیوستگی و انتقال مومنتوم همراه با معادلات بسته تنش رینولدز و ترم‌های نیروهای کوریولیس $(\rho \bar{\omega}_{ikj} \Omega_k u_j)$ و گریز از مرکز القاشده به وسیله نیروی شناوری $(\rho \bar{\omega}_{ikj} \bar{\omega}_{jlm} \Omega_k \Omega_l X_m)$ و نیز معادله انرژی برای دامنه محاسباتی حل می‌شوند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial (\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \quad (۲)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u_i' u_j'} \right] \\ & - 2\rho \bar{\omega}_{ikj} \Omega_k u_j \\ & - \rho \bar{\omega}_{ikj} \bar{\omega}_{jlm} \Omega_k \Omega_l X_m \end{aligned}$$

$$\frac{\partial (\rho h)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_j h) = \quad (۳)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial h}{\partial x_j} - \rho C_p \overline{u_j' T'} \right)$$

جهت مدل‌سازی آشفتگی از مدل انتقال تنش برشی $SST k-\omega$ استفاده شده است که یک تابع امتزاج را به کار می‌گیرد که معادله ω نزدیک دیواره را حفظ می‌کند در حالی که به ε دور از دیواره سویچ می‌شود.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \\ & \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \bar{G}_k - Y_k + S_k \end{aligned} \quad (۴)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \\ & \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \bar{G}_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \end{aligned} \quad (۵)$$

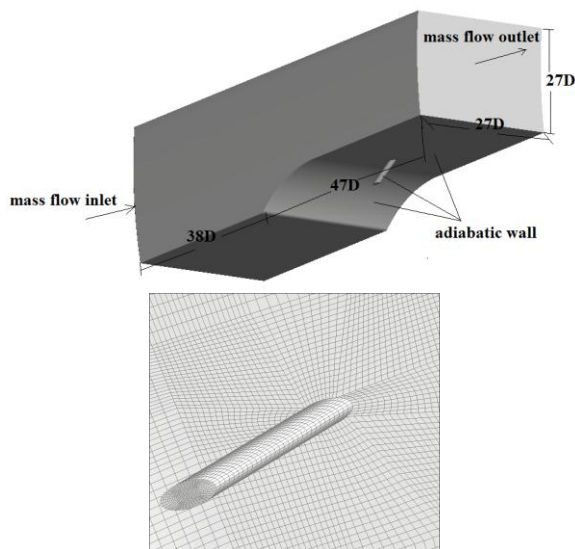
در این معادلات، \bar{G}_k تولید انرژی جنبشی توربولانس به دلیل گرادیان‌های سرعت متوسط را ارائه می‌دهد. G_ω تولید ω را بیان می‌کند. Γ_k, Γ_ω ضریب پخش k و ω را به ترتیب نشان می‌دهد. Y_k, Y_ω اتلاف k و ω به دلیل توربولانس را ارائه می‌دهد. D_ω ترم دیفیوژن عرضی را بیان

دو ردیف در بخش مکش پره در نظر گرفته شد. امواج سینوسی و مربعی مورد توجه قرار گرفتند. توزیع عدد ناسلت نرمال شده بر روی سطح پره محاسبه و در سه نسبت دمشی ۰/۷۸، ۱/۱۷ و ۱/۵۶ و چهار عدد استروهال ۰/۰۲۹، ۰/۰۵۸، ۰/۱۱۶ و ۰/۲۳۲ بررسی شدند. نتایج نشان داد در سمت مکش پره، عدد ناسلت نرمال شده با نسبت دمشی برای جریان نوسانی افزایش می‌یابد که مشخص‌کننده این است که خنک کاری لایه‌ای نوسانی با نسبت دمشی بالا نباید استفاده شود. در سمت فشار وقتی نسبت دمشی زیاد می‌شود، عدد ناسلت نرمال شده جریان نوسانی کوچک‌تر از جریان پایا می‌شود که نشان‌دهنده این است که خنک کاری نوسانی لایه‌ای با نسبت دمشی بالا مناسب‌تر است.

در مجموع خنک کاری لایه‌ای نوسانی در هر دو حالت تجربی و عددی صرفاً برای هندسه‌های مختلف و البته به صورت محدود برای هندسه پره در حالت بدون چرخش مورد بررسی قرار گرفته است. از طرف دیگر، خنک کاری لایه‌ای پره توربین همراه با چرخش نیز به صورت محدود و برای جریان پایا و بدون در نظر گرفتن اثرات نوسان مطالعه شده است. با توجه به اهمیت هر دو پارامتر چرخش و نوسان بر عملکرد خنک کاری لایه‌ای لازم است آثار توأم این دو پارامتر بر توزیع دمای سطح و در نتیجه اثربخشی خنک کاری لایه‌ای مورد بررسی قرار گیرد. این بررسی برای اولین بار در این مقاله برای جریان هوای تزریق همراه با نوسان موج مربعی بر روی پره توربین در حالت چرخش با سرعت زاویه‌ای مثبت و منفی جهت ایجاد بخش‌های فشار و مکش انجام می‌شود.

۲- معادلات حاکم

تحت شرایط چرخش، اثربخشی خنک کاری نه تنها به وسیله پخش جانبی هوای خنک‌کننده تعیین می‌شود، بلکه تحت تأثیر مسیرهای فیلم که به وسیله نیروی کوریولیس و گریز از مرکز القاشده توسط نیروی شناوری معین می‌شود، است. در نمونه‌های چرخشی نیروهای کوریولیس و شناوری نه فقط حرکت جریان اصلی را تغییر می‌دهد بلکه جریان ثانویه قوی تولید می‌کند که نوسانی شدن جریان تزریق، میدان جریان را پیچیده‌تر می‌سازد [۱۸]. از آنجا که نیروی گریز از مرکز یک نیروی پایستار است و فقط تحت تأثیر گرادیان فشار استاتیک در جهت شعاعی است، مسیر فیلم به وسیله دو نیروی غیر اینرسی تعیین می‌شود: نیروی کوریولیس و گریز

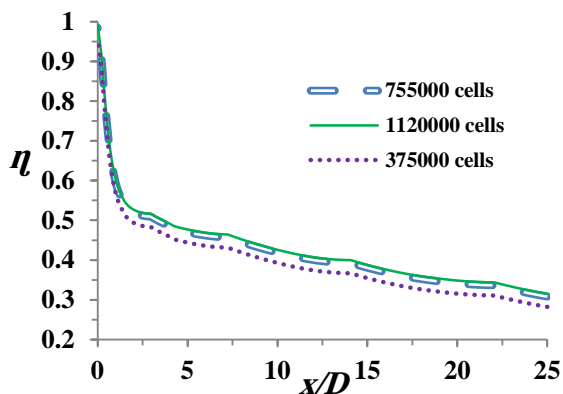


شکل (۲): شبکه ناحیه محاسباتی.

اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای به صورت زیر تعریف می‌شود:

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

همان‌طور که مشاهده می‌شود، تفاوت مقادیر اثر بخشی برای هندسه‌های با تعداد سلول‌های محاسباتی ۷۵۵۰۰۰ و ۱۱۲۰۰۰۰ در فواصل مختلف کمتر از یک و نیم درصد است، در نتیجه مش با تعداد سلول‌های ۷۵۵۰۰۰ جهت تحلیل‌های بعدی استفاده گردید.



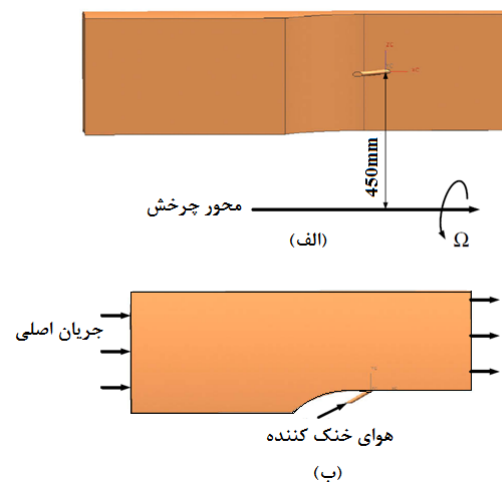
شکل (۳): اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای خط مرکزی برای سه شبکه مختلف.

با توجه به این‌که مساله اصلی جریان نوسانی و در نتیجه ناپایاست، لازم است ایستگاهی شدن جریان بعد از طی چند چرخه و تمام شدن مرحله گذرای اولیه برای نتایج شبیه‌سازی انجام شود. برای مساله جریان نوسانی مربعی، تعداد چرخه یا تناوب زمانی آنقدر ادامه یافت تا نتایج تحلیل

می‌کند. S_k, S_{ω} ترم‌های چشمه تعریف‌شده توسط کاربر هستند. جزئیات بیشتر مدل به وسیله منتر^۱ بیان شده است [۲۹].

۳- هندسه، شبکه و مدل محاسباتی

هندسه مساله شامل پره با لبه حمله انحنادار و سطح تخت (مکش یا فشار) با سوراخ تزریق به قطر ۴ mm، $\frac{L}{D} = 5/75$ و زاویه تزریق ۳۰ درجه است که به داکت جریان اصلی متصل است. شکل ۱ شبکه هندسه مساله و محور چرخش و سیستم مختصات را نشان می‌دهد. به دلیل خصوصیت هندسی این مدل، داده‌ها بر روی سطح فشار و مکش به وسیله تغییر جهت چرخش به دست می‌آید. چهار سرعت چرخش ۰، ۵۰۰، ۸۰۰ و ۱۰۰۰ rpm بررسی شدند. مقطع بررسی‌شده در فاصله ۴۵۰ mm میلی‌متر از محور که همان ریشه پره است قرار گرفته است.



شکل (۱): هندسه مساله و سیستم مختصات.

جهت المان‌بندی هندسه از شبکه مربعی ساختاریافته استفاده شده است. شکل ۲ شبکه ناحیه محاسباتی و مش اطراف سوراخ تزریق را نشان می‌دهد. جهت بررسی استقلال شبکه سه شبکه مختلف با تعداد ۳۷۵۰۰۰، ۷۵۵۰۰۰ و ۱۱۲۰۰۰۰ سلول محاسباتی در نظر گرفته شد. اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای خط مرکزی در حالت پایا برای سه شبکه مذکور در شکل ۳ نشان داده شده است.

۰/۵۴۶ و نسبت مومنتوم ۰/۲۸۵ بود. عدد رینولدز بر مبنای قطر سوراخ تزریق برابر ۳۴۸۶ است. دمای جریان اصلی ۳۲۱/۱۵k و دمای سیال خنک‌کننده ۳۱۱/۱۵k بود. نسبت دانسیته ۱/۰۲۶ بود. شدت توربولانس برای هر دو جریان اصلی و خنک‌کننده ۵ درصد در نظر گرفته شد. مدل‌ها و مقادیر پارامترهای به کار رفته در حل عددی در جدول ۱ آمده است. هوای خنک‌کننده در سه عدد استروهال ۰/۰۰۳۳، ۰/۰۸۳ و ۰/۸۳ به داخل سوراخ تزریق شد.

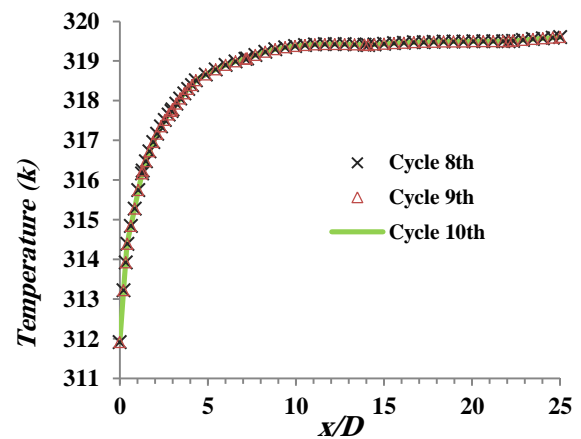
چرخه کاری برای جریان نوسانی مربعی و به صورت نسبت مدت زمانی که در یک سیکل جریان باز است به دوره تناوب تعریف می‌شود.

شرط مرزی سرعت نوسانی موج مربعی به صورت کد UDF در نرم‌افزار فلونت اعمال شده است.

جدول (۱): مدل‌ها و پارامترهای حل عددی.

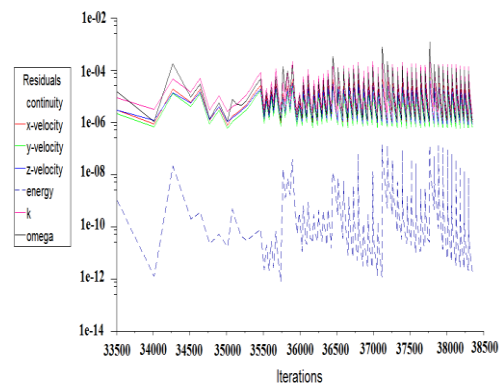
پارامترها و شرایط	روش‌ها، مدل و مقادیر
بعد	۳D
حل‌کننده	Pressure Based
روش فرمول‌بندی	Implicit
الگوریتم کوپلینگ سرعت فشار	Simple C
مدل توربولانسی	SST k - ω
گسسته‌سازی فشار	Standard, Second Order
گسسته‌سازی مومنتوم، توربولانس و انرژی	Second Order Upwind
زمان	Unsteady
جریان مورد بررسی	Steady, Square pulse
تعداد گام زمانی برای یک دوره تناوب	۲Time Step
فرکانس جریان هوای تزریق	۲, ۵۰, ۵۰۰ Hz
چرخه کاری	۰/۵

برای یک تناوب با نتایج تناوب قبل از آن تفاوت نداشته باشد. شکل ۴ توزیع دمای خط مرکزی را برای جریان نوسانی مربعی فرکانس ۵۰Hz نشان می‌دهد. تفاوت بین توزیع دمای چرخه هشتم و نهم کمتر از ۰/۰۰۱ درصد است. بین چرخه نهم و دهم میزان تفاوت برابر صفر است.



شکل (۴): توزیع دمای خط مرکزی جریان نوسانی مربعی در سه تناوب متوالی.

لازم به ذکر است که اولین نقطه شبکه در نزدیکی همه سطوح محدود به دیواره، جهت لحاظ نمودن خصوصیات فیزیک جریان و انتقال گرما در لایه مرزی، در y^+ کمتر از ۱ قرار گرفتند. معیار همگرایی بر اساس مقادیر باقیمانده ریشه متوسط مربع برای همه پارامترهای جریان به جز انرژی 1×10^{-5} در نظر گرفته شد. برای پارامتر انرژی این مقدار برابر 1×10^{-6} بود. شکل ۵ خطای پارامترهای جریان را برحسب تعداد تکرار حل نشان می‌دهد.

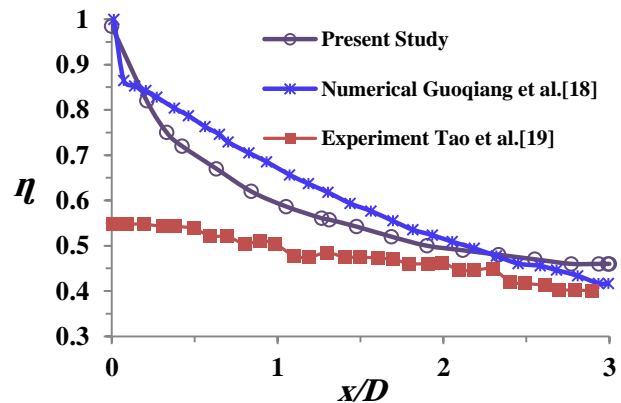
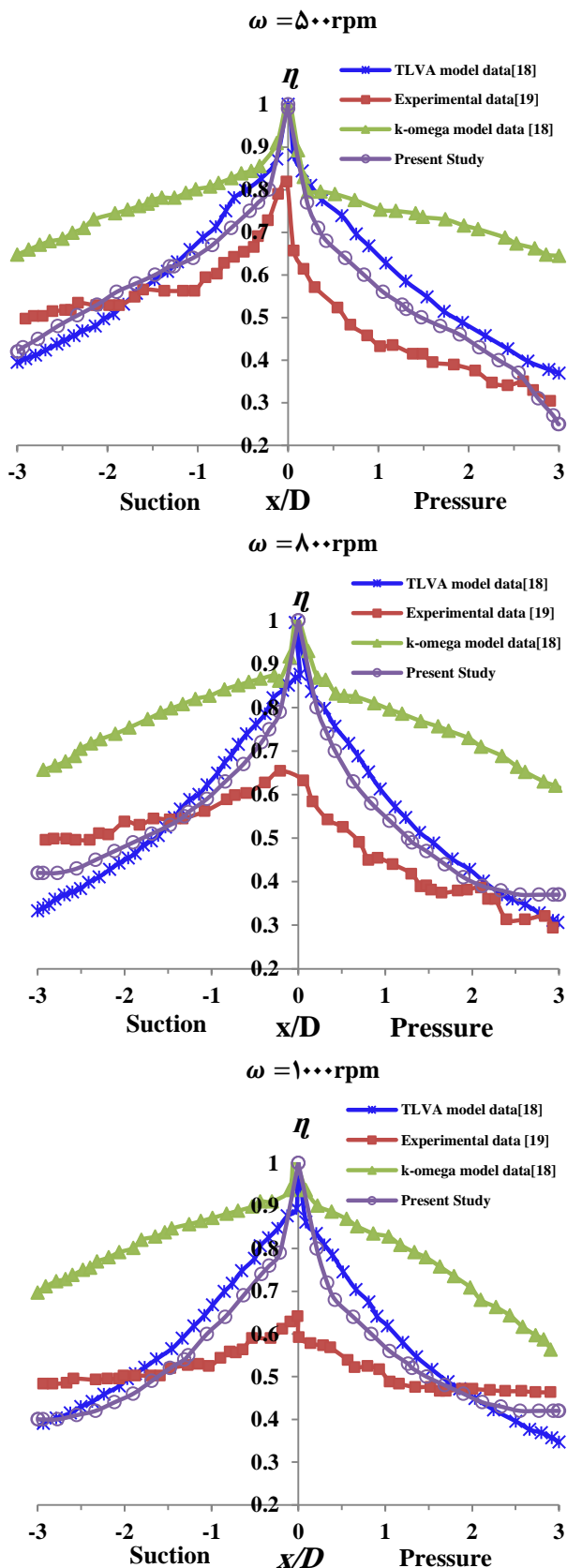


شکل (۵): خطای پارامترهای جریان با تعداد تکرار حل.

برای جریان اصلی، دبی جریان جرمی $0/۲ \text{ kg/s}$ و نرخ جریان جرمی خنک‌کننده $0/۰۰۰۱۹۰۶ \text{ kg/s}$ ، نسبت دمش

۴- تحلیل نتایج

در شکل ۶ توزیع اثربخشی خنک‌کاری خط مرکزی برای حالت پایا و پره ساکن بر حسب فاصله از لبه سوراخ تزریق رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مدل عددی به کار گرفته‌شده در مطالعه حاضر مطابقت خوبی با مدل عددی جووکیانگ و همکاران [۱۸] دارد. در فواصل میانی نتایج مدل به کار گرفته‌شده در تحقیق حاضر نسبت به مدل جووکیانگ و همکاران [۱۸] انطباق بهتری با نتایج تجربی تائو و همکاران [۱۹] دارد. دلیل اختلاف نتایج عددی و تجربی در نواحی نزدیک لبه سوراخ تزریق ناتوانی مدل‌های آشفتگی در پیش‌بینی جریان نزدیک سوراخ تزریق و پیچیدگی اندازه‌گیری دقیق در فواصل نزدیک سوراخ تزریق است.



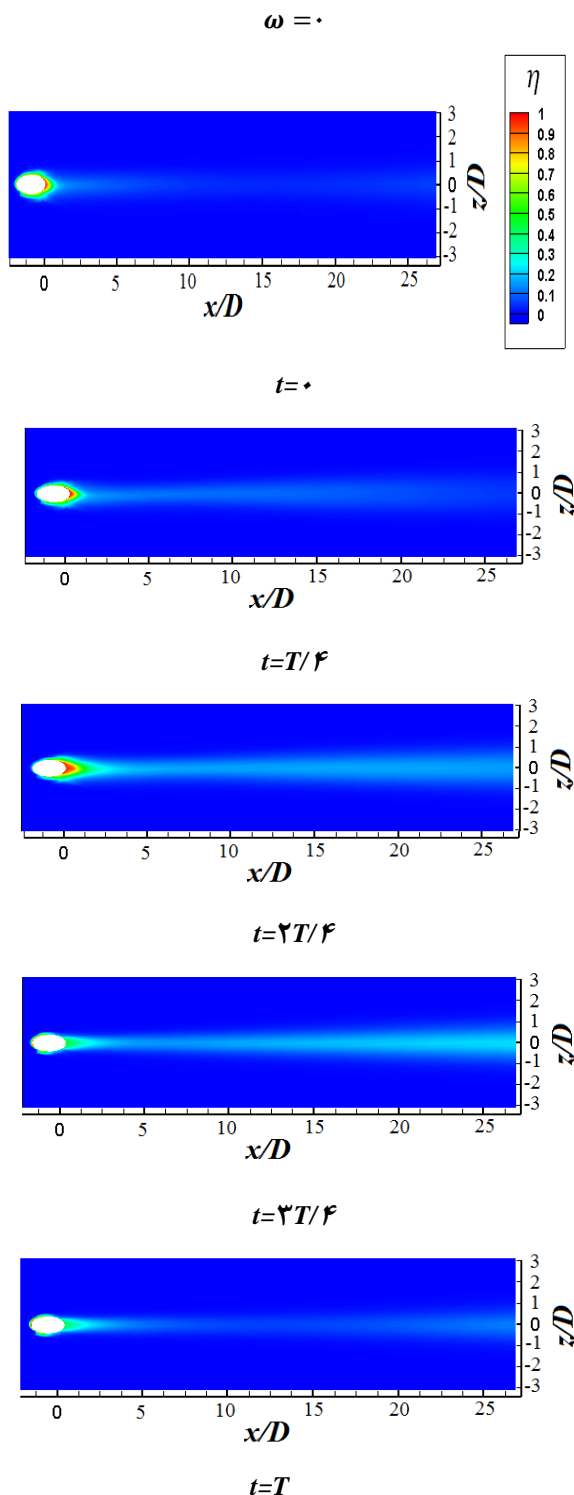
شکل (۶): مقایسه اثربخشی خط مرکزی با نتایج مراجع.

۱-۴- جریان پایا

در شکل ۷ نمودار توزیع اثربخشی خنک‌کاری برای حالت جریان پایا در سرعت‌های زاویه‌ای مختلف مثبت (فشار) و منفی (مکش) در مقایسه با نتایج آزمایش تجربی تائو و همکاران [۱۹] و مدل‌های عددی به کار گرفته‌شده توسط جووکیانگ و همکاران [۱۸] نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مدل عددی مطالعه حاضر نسبت به مدل $k-\omega$ به کار گرفته‌شده توسط جووکیانگ و همکاران در مقایسه با نتایج تجربی تائو و همکاران دقت بیشتری دارد. همچنین نتایج مدل حاضر در مقایسه با مدل پهنه TLVA به کار گرفته‌شده توسط همین محققان از دقت قابل قبولی برخوردار است.

شکل (۷): اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای سطح مکش و فشار برای حالت جریان پایای تحت چرخش در مقایسه با نتایج مراجع.

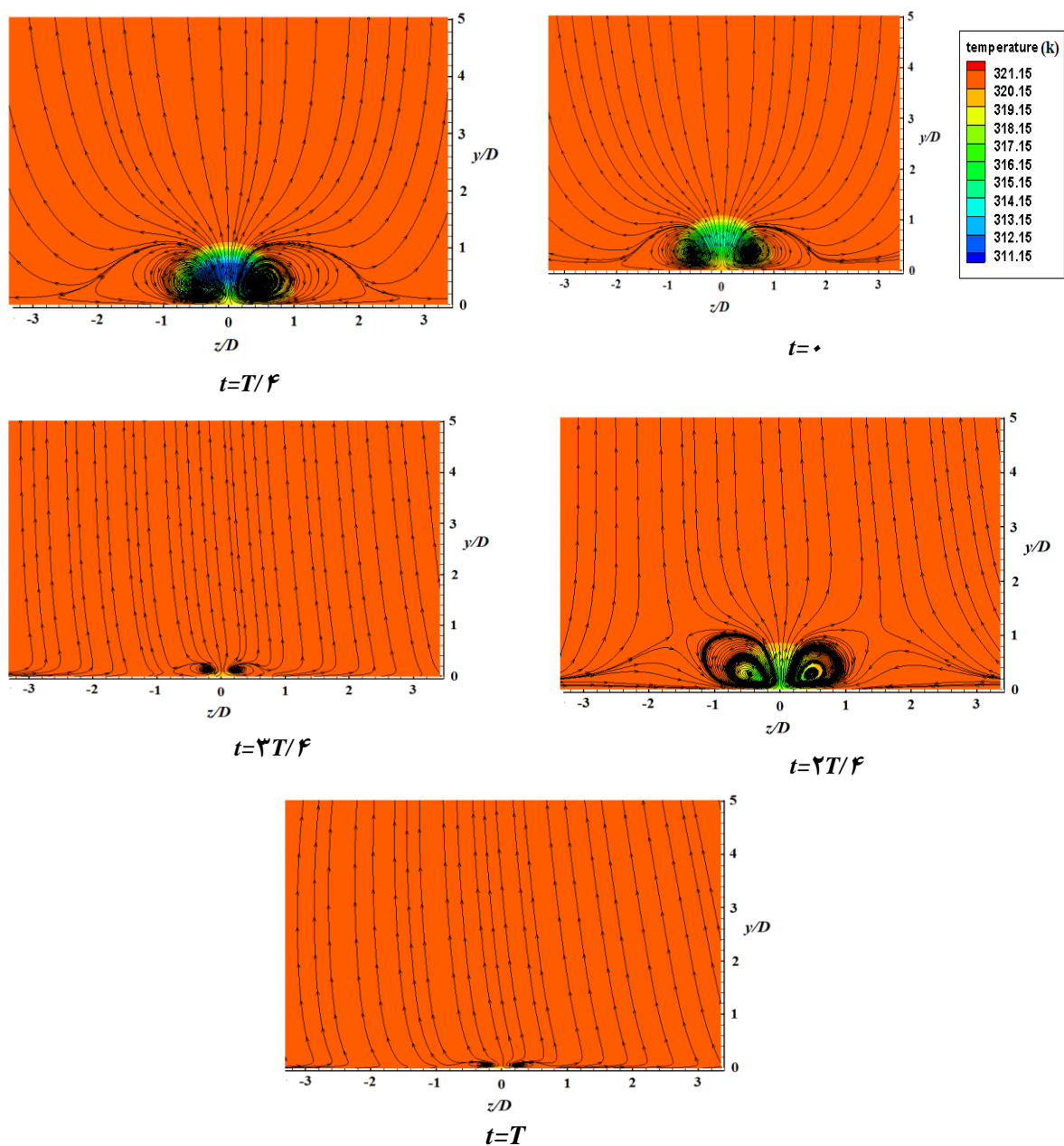
۲-۴- جریان موج مربعی



شکل (۸): توزیع اثربخشی در گام‌های مختلف زمانی برای یک تناوب کامل جریان موج مربعی فرکانس ۵۰ Hz و حالت پره ساکن.

کلیه نتایج ارائه‌شده جریان جت نوسانی همراه با چرخش مربوط به فرکانس ۵۰ Hz است. در ابتدای چرخه ($t=0$) جریان تزریق وصل می‌شود (شکل ۸) ولی هنوز فرصت کافی برای تشکیل فیلم خنک‌کاری روی سطح را پیدا نکرده و لذا مقادیر اثربخشی پایین است. در ادامه سطح خنک شده و با تشکیل لایه خنک‌کننده میزان اثر بخشی در نیم چرخه ابتدایی که جریان تزریق وصل است، به ماکزیمم مقدار خود می‌رسد. با قطع جریان در نیم چرخه دوم تناوب دمای سطح شروع به افزایش می‌کند و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای نیز کاهش می‌یابد و این فرایند در تناوب‌های بعدی تکرار می‌شود.

تغییر دبی سیال خنک‌کننده در یک چرخه نیز همان‌طور که از شکل ۹ مشخص است باعث تغییر اندازه جفت گردابه ناهمسانگرد می‌گردد و در نتیجه تغییر توزیع دمای سطح در هر گام زمانی را در پی دارد. شکل ۹ خطوط جریان را برای یک تناوب موج مربعی در زمان‌های مختلف به همراه توزیع دما در همان گام زمانی نشان می‌دهد. همچنین جفت گردابه ناهمسانگرد تشکیل‌شده در مقطع عمود بر جریان اصلی و برای فاصله $\frac{x}{D}=1$ نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل ۹ مشخص است، در نیم چرخه اول با وصل جریان سیال خنک‌کاری اندازه جفت گردابه ناهمسانگرد نیز افزایش یافته و به تبع آن جریان سیال خنک‌کننده به میزان بیشتری به جریان اصلی وارد می‌شود. در ادامه با قطع دبی سیال خنک‌کننده در نیم چرخه دوم تناوب اندازه جفت گردابه نیز کاهش یافته و در نیم چرخه دوم به کوچک‌ترین مقدار خود می‌رسد. باید توجه داشت به دلیل تغییرات ناگهانی دبی جریان سیال خنک‌کننده در جریان موج مربعی، اندازه جفت گردابه ناهمسانگرد نیز به سرعت تغییر کرده و توزیع دمای سطح را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

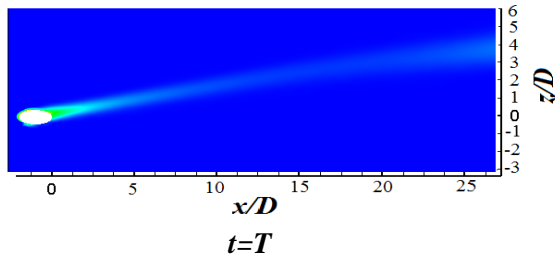


شکل (۹): خطوط جریان برای یک تناوب موج مربعی جریان بدون چرخش به همراه توزیع دما.

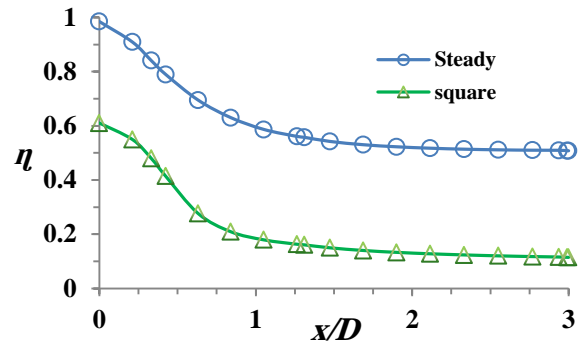
چرخش باعث انحراف جریان خنک‌کننده از خط مرکزی شده و هم‌زمان با قطع و وصل جریان خنک‌کننده، میزان اثربخشی خط مرکزی در هر گام زمانی تغییر می‌کند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در زمان $2T/4$ ، مقدار اثربخشی به بیشترین مقدار خود و در زمان T به کمترین مقدار خود می‌رسد. انحراف مسیر فیلم می‌تواند به وسیله اثرات نیروهای کوریولیس و شناوری بر جت خنک‌کننده توضیح داده شود. تحت شرایط چرخش، این نیروها اثر عمده‌ای بر عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای دارند [۱۷].

شکل ۱۰ توزیع اثربخشی خط مرکزی را برای یک تناوب کامل جریان مربعی حالت بدون چرخش در مقایسه با حالت پایا نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در حالت مربعی مقادیر اثربخشی همواره کمتر از مقادیر حالت پایاست.

شکل ۱۱ توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را برای جریان موج مربعی و سرعت زاویه‌ای $\omega = 50 \text{ rpm}$ در گام-های زمانی مختلف یک تناوب نشان می‌دهد. در این حالت



شکل (۱۱): توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای جریان موج مربعی فرکانس ۵۰ Hz و سرعت زاویه‌ای ۵۰۰ rpm در طول یک تناوب.



شکل (۱۰): توزیع اثربخشی خط مرکزی برای یک تناوب کامل جریان مربعی حالت بدون چرخش در مقایسه با حالت پایا.

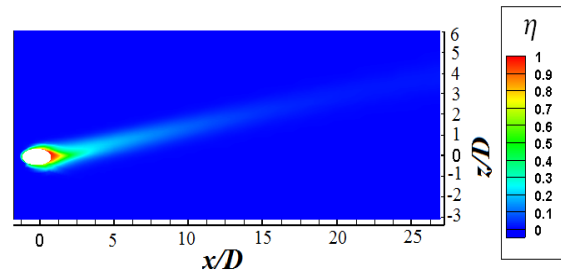
شکل ۱۲ توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را برای جریان موج مربعی و سرعت زاویه‌ای $\omega = -500 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب نشان می‌دهد. در این حالت نیز چرخش باعث انحراف جریان خنک کننده از خط مرکزی اما در جهت مخالف حالت قبل و به سمت پایین شده است. در این حالت سیال خنک کننده نسبت به $\omega = 500 \text{ rpm}$ بخش مشابهی از پایین دست جریان را البته در جهت مخالف تحت تأثیر قرار می‌دهد.

با دور شدن از لبه سوراخ تزریق، در یک سرعت چرخش، به علت پخش هوای خنک کاری بر روی سطح پره و همچنین انحراف آن از روی سطح، میزان اثربخشی خنک کاری خط مرکزی کاهش می‌یابد.

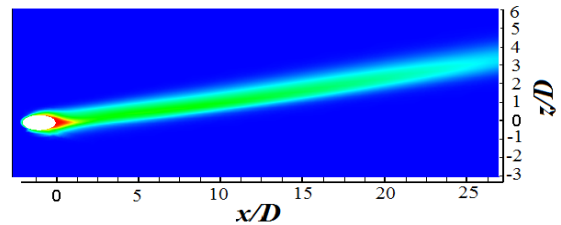
همان طور که از شکل مشخص است، مقدار اثربخشی فواصل ابتدایی پایین دست سوراخ تزریق در سطح فشار و مکش اختلاف کمی دارند. اما با فاصله گرفتن از لبه سوراخ مقدار اثربخشی در سمت فشار بیشتر از سمت مکش است. در این حالت بیشترین تفاوت اثربخشی متوسط خط مرکزی بین حالت مکش و فشار ۴۳/۲٪ است.

شکل ۱۳ توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را برای جریان موج مربعی و سرعت زاویه‌ای $\omega = 800 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب نشان می‌دهد. با افزایش سرعت چرخش، انحراف فیلم به دلیل افزایش نیروهای کوریولیس افزایش می‌یابد [۱۹-۱۷]. در این حالت میزان انحراف جریان خنک کننده از خط مرکزی خصوصاً در فواصل ابتدایی پایین دست سوراخ تزریق نسبت به حالت $\omega = 500 \text{ rpm}$ افزایش یافته و هم‌زمان با تغییر ناگهانی جریان خنک کننده به صورت مربعی، میزان اثربخشی خط مرکزی در هر گام زمانی در این حالت نیز تغییر می‌کند.

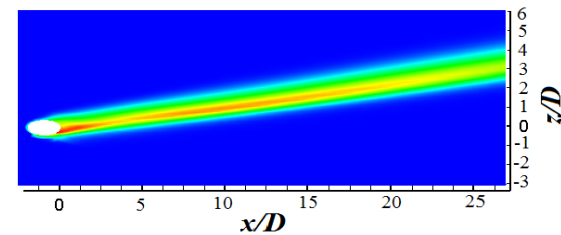
$\omega = 500 \text{ rpm}$



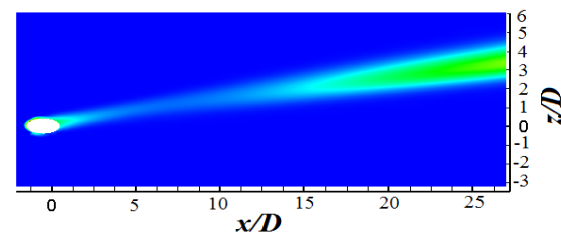
$t=0$



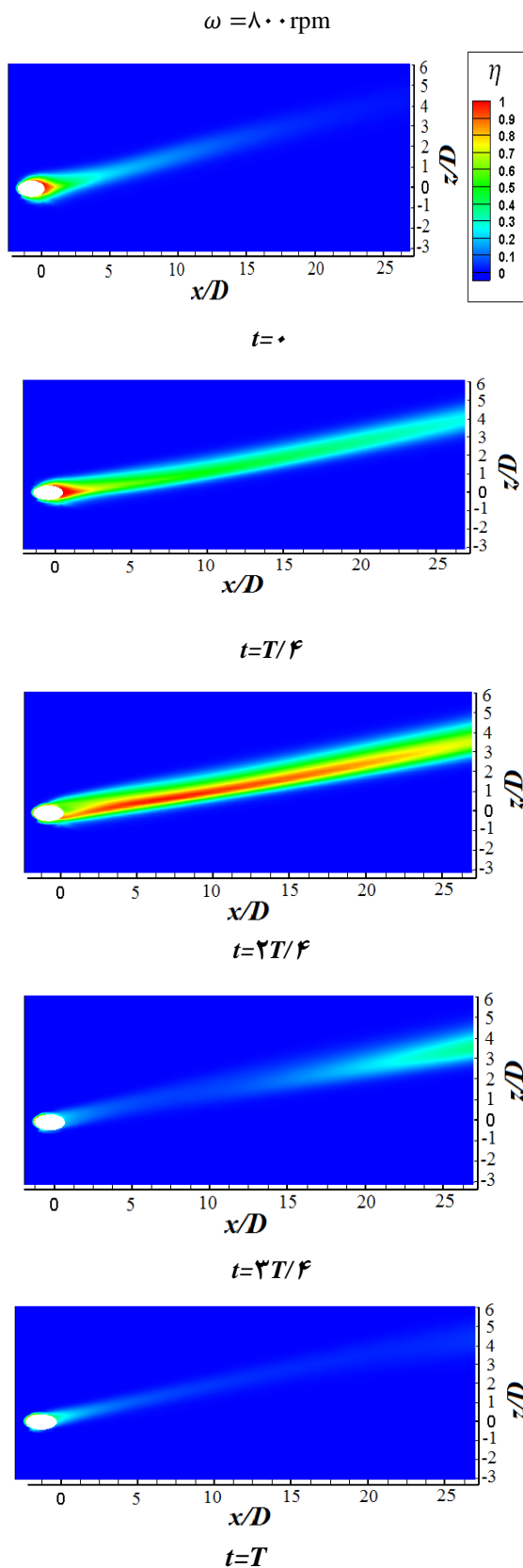
$t=T/4$



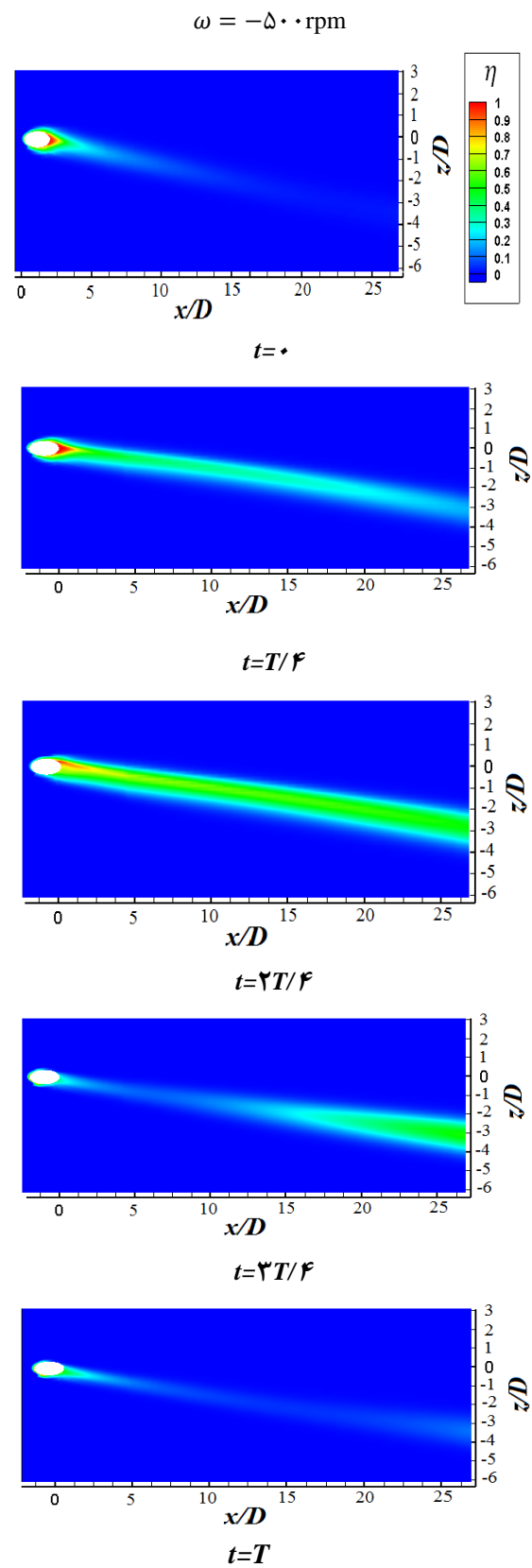
$t=2T/4$



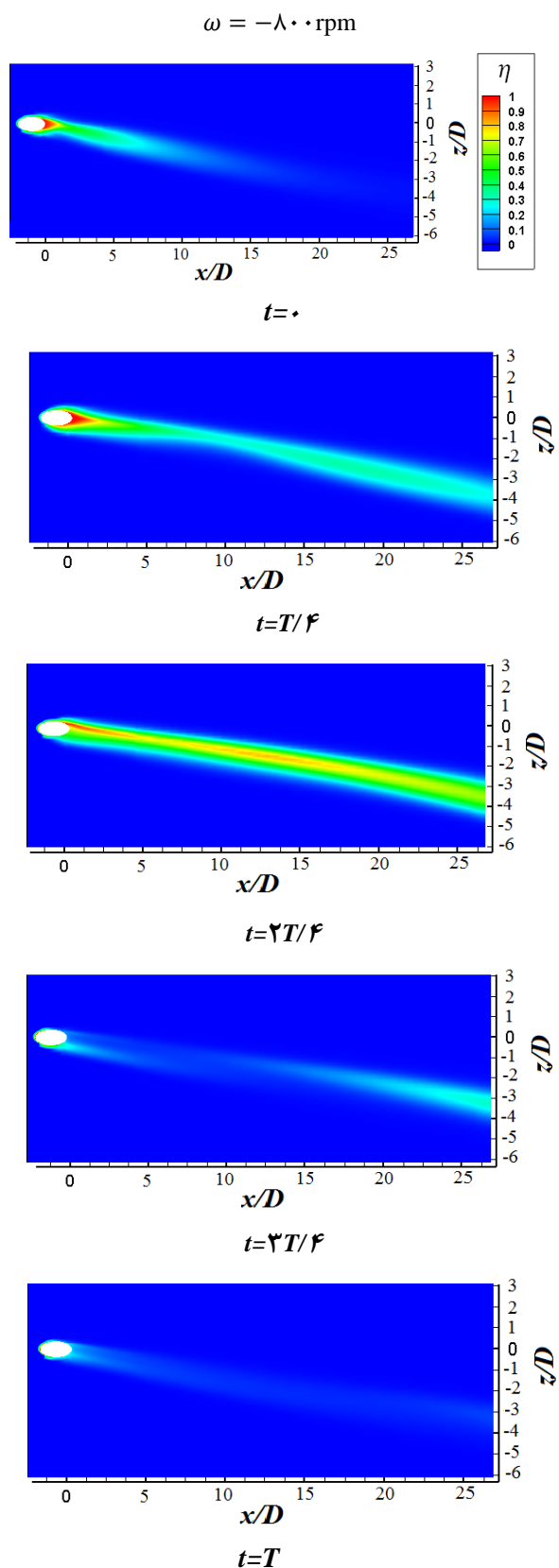
$t=3T/4$



شکل (۱۳): توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای جریان موج مربعی در فرکانس 50 Hz و سرعت زاویه‌ای $\omega = 800 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب.

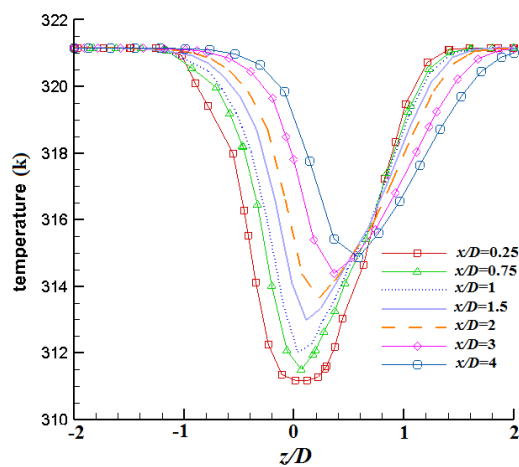


شکل (۱۴): توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای جریان موج مربعی در فرکانس 50 Hz و سرعت زاویه‌ای $\omega = -500 \text{ rpm}$ در طول یک تناوب.



شکل (۱۵): توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای برای جریان موج مربعی و سرعت زاویه‌ای $\omega = -800 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب.

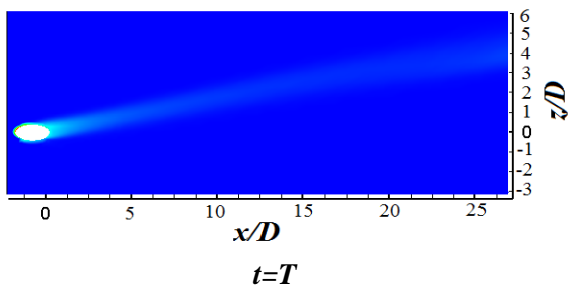
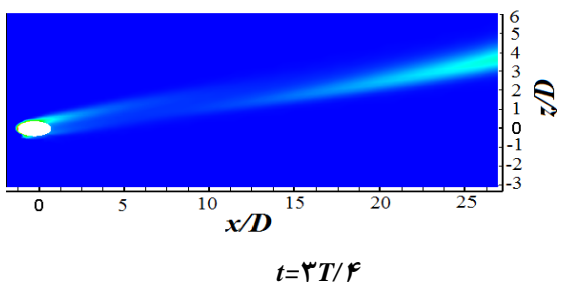
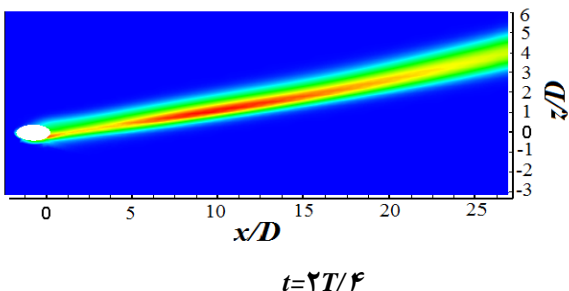
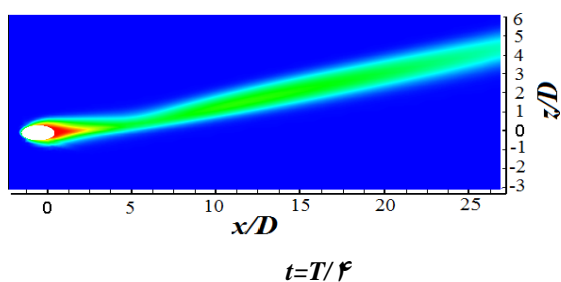
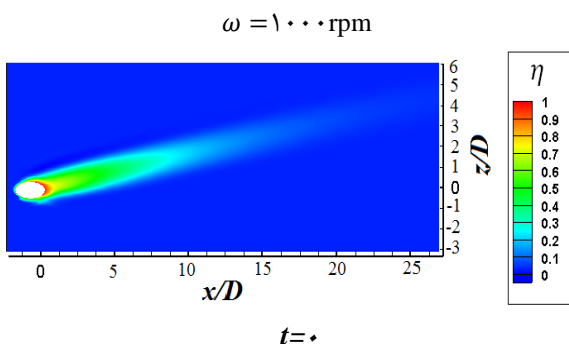
شکل ۱۴ توزیع دمای جهت جانبی را در فواصل مختلف پایین دست سوراخ تزریق در زمان $2T/4$ برای سرعت چرخشی $\omega = 800 \text{ rpm}$ نشان می‌دهد. در اینجا هم توزیع دمای جانبی نسبت به خط مرکز نامتقارن است. میدان جریان خنک کاری لایه‌ای در نواحی پایین دست سوراخ تزریق ناهمسان گرد است. اختلاط آشفته جریان اصلی و جت سه بعدی است و جفت گردابه ناهمسان گرد در پایین دست سوراخ تزریق ایجاد می‌شود. در حالت چرخش عمل نیروهای کوریولیس و شناوری نه تنها حرکت جریان اصلی را تغییر می‌دهد بلکه جریان ثانویه قوی ایجاد می‌کند که گردابه‌های ناهمسان گرد را نامتقارن می‌سازد. همان طور که مشاهده می‌شود با فاصله گرفتن از لبه سوراخ تزریق دما شروع به افزایش می‌نماید. همچنین شکل نشان می‌دهد با فاصله گرفتن از لبه سوراخ تزریق زاویه انحراف جریان خنک کننده از خط مرکزی بیشتر می‌شود. این پدیده سبب می‌شود دمای بخش سمت چپ پایین دست سوراخ تزریق نسبت به سمت راست کمتر باشد.



شکل (۱۴): توزیع دمای جهت جانبی در فواصل مختلف پایین دست سوراخ در زمان $2T/4$ برای سرعت زاویه‌ای $\omega = 800 \text{ rpm}$.

شکل ۱۵ توزیع اثربخشی خنک کاری لایه‌ای را برای جریان موج مربعی و سرعت زاویه‌ای $\omega = -800 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب نشان می‌دهد. در این حالت نیز میزان انحراف جریان خنک کننده از خط مرکزی در فواصل ابتدایی پایین دست سوراخ تزریق نسبت به حالت $\omega = -500 \text{ rpm}$ افزایش می‌یابد.

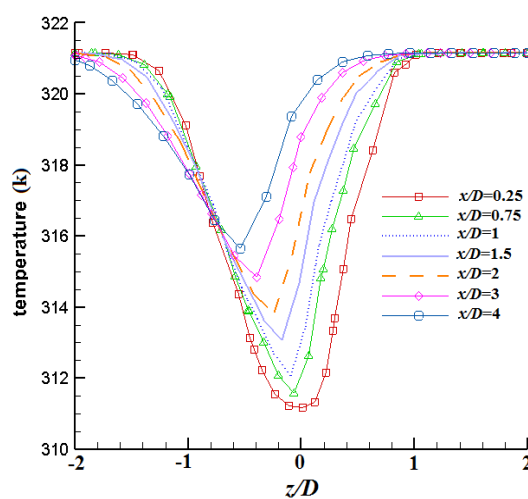
چرخش، میزان اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای نوسانی خط مرکزی کاهش می‌یابد.



شکل (۱۷): توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای جریان

موج مربعی با فرکانس 50 Hz و سرعت زاویه‌ای $\omega = 1000 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب.

شکل ۱۶ توزیع دمای جهت جانبی را در فواصل مختلف پایین‌دست سوراخ تزریق برای زمان $2T/4$ و برای سرعت چرخشی $\omega = -800 \text{ rpm}$ نشان می‌دهد. در این حالت نیز به علت چرخش توزیع دمای جانبی نسبت به خط مرکز نامتقارن است. همچنین در این حالت هم با فاصله گرفتن از لبه سوراخ تزریق زاویه انحراف جریان خنک‌کننده از خط مرکزی بیشتر می‌شود. این پدیده سبب می‌شود دمای بخش سمت راست پایین‌دست سوراخ تزریق نسبت به سمت چپ بیشتر کاهش یابد.

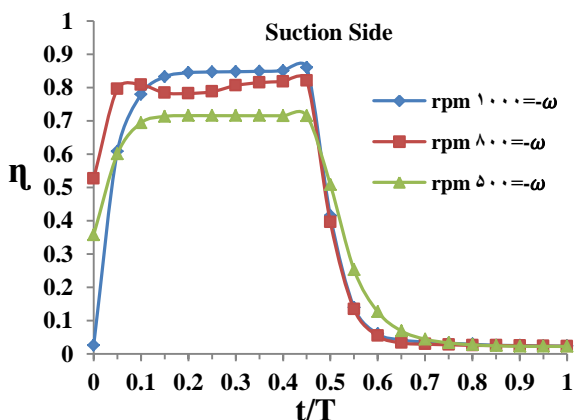
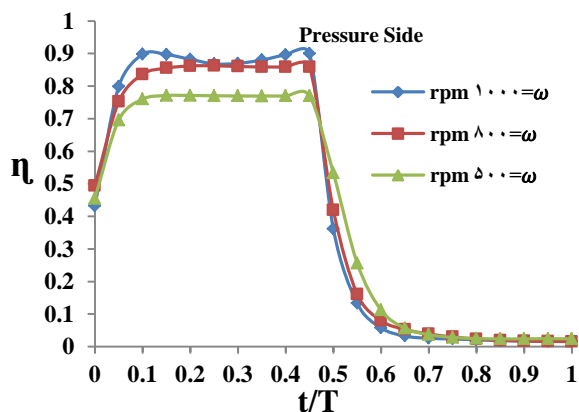


شکل (۱۶): توزیع دمای جهت جانبی در فواصل مختلف پایین‌دست سوراخ در زمان $2T/4$ برای سرعت زاویه‌ای $\omega = -800 \text{ rpm}$

همان‌طور که از شکل ۱۵ و ۱۶ مشخص است، در این حالت نیز مقدار اثربخشی در سطح فشار بیشتر از سطح مکش است. در این حالت بیشترین تفاوت اثربخشی متوسط خط مرکزی بین حالت مکش و فشار برابر $7/35\%$ است.

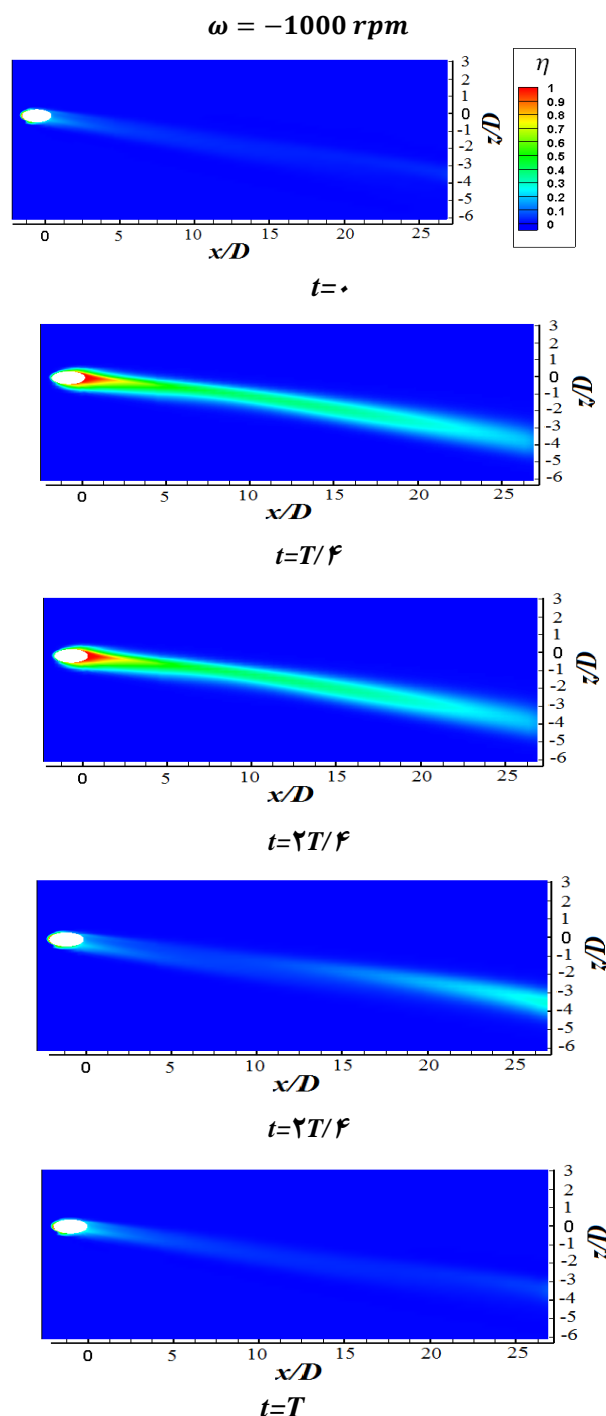
شکل ۱۷ توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را برای جریان موج مربعی و سرعت زاویه‌ای $\omega = 1000 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش سرعت چرخش، میزان انحراف جریان خنک‌کننده از خط مرکزی بیشتر می‌شود. در پایین‌دست سوراخ تزریق، به دلیل اختلاط لایه هوای خنک‌کننده با هوای گرم اطراف پره توربین در اثر نوسان و

شکل ۱۹ توزیع اثربخشی با زمان را در فاصله $x/D = 1$ در طول یک تناوب در سرعت‌های چرخش مختلف برای بخش‌های فشار و مکش نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در زمان‌های ابتدایی تناوب به دلیل قطع جریان هوای خنک‌کننده از انتهای تناوب قبل، دمای سطح بالاست و لذا مقدار اثربخشی پایین است در ادامه سیکل با وصل جریان هوای خنک‌کاری مقدار اثربخشی به بیشترین مقدار خود می‌رسد و تا زمان $t = 2T/4$ این روند حفظ می‌شود. در فاصله زمانی $t = 2T/4$ تا $t = T$ با قطع جریان هوای خنک‌کننده، دمای سطح به سرعت افزایش یافته و به همین دلیل مقدار اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای به سرعت کاهش می‌یابد. برای هر دو سطح فشار و مکش، از لحظه ۰ تا زمان $t = 2T/4$ با افزایش سرعت چرخش، مقدار اثربخشی افزایش و در فاصله زمانی $t = 2T/4$ تا $t = T$ با افزایش سرعت چرخش اثربخشی لحظه‌ای کاهش می‌یابد. مقادیر اثربخشی لحظه‌ای به‌طور کلی برای سطح فشار بیشتر از سطح مکش است.



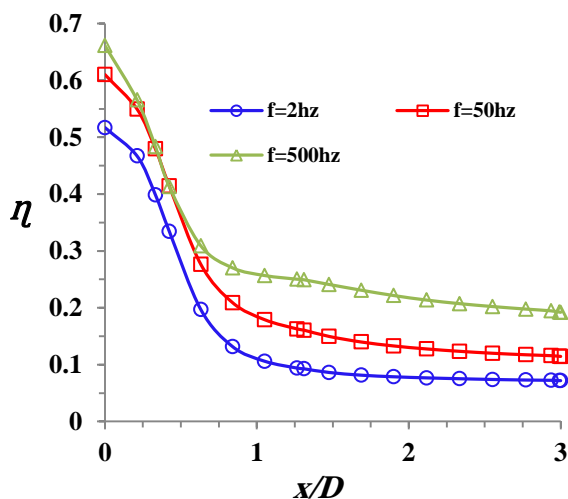
شکل (۱۹): توزیع اثربخشی با زمان برای بخش فشار و مکش یک سیکل جریان موج مربعی در سرعت‌های چرخش مختلف و فرکانس ۵۰ Hz.

شکل ۱۸ توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را برای جریان موج مربعی و سرعت زاویه‌ای $\omega = -1000 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب نشان می‌دهد. در این حالت میزان انحراف جریان خنک‌کننده از خط مرکزی نسبت به حالت $\omega = -800 \text{ rpm}$ تغییر بیشتری دارد.



شکل (۱۸): توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای جریان موج مربعی با فرکانس ۵۰ Hz و سرعت زاویه‌ای $\omega = -1000 \text{ rpm}$ در گام‌های زمانی مختلف یک تناوب.

در این بخش اثر تغییر فرکانس روی متوسط زمانی یک سیکل جریان مربعی برای حالت بدون چرخش نشان داده شده است. همان‌طور که از شکل ۲۱ مشخص است با افزایش فرکانس میزان اثربخشی متوسط خط مرکزی هم افزایش می‌یابد. بیشترین تفاوت میزان متوسط اثربخشی در طول پایین دست خط مرکزی بین فرکانس ۲ و ۵۰۰ Hz مشاهده می‌شود و مقدار آن برابر ۱۴/۷۹٪ است.



شکل (۲۱): اثر تغییر فرکانس بر متوسط زمانی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای یک سیکل جریان نوسانی مربعی.

۵- نتیجه‌گیری

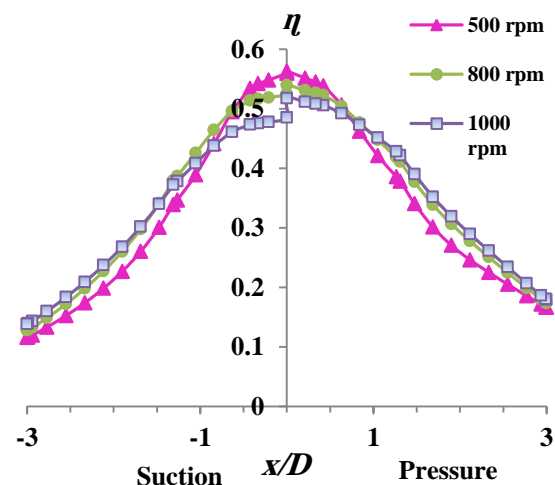
در این مقاله برای جریان سیال خنک‌کننده نوسانی موج مربعی، اثر چرخش پره توربین با ایجاد حالت فشار و مکش بر توزیع دما و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بررسی شد. جریان هوای نوسانی مربعی در سه فرکانس‌ها و سرعت‌های چرخش مختلف در دو جهت مثبت و منفی جهت ایجاد سطوح فشار و مکش در نظر گرفته شده است. از روش حجم محدود برای حل معادلات جریان استفاده گردید. تحلیل عددی توسط نرم‌افزار فلوئنت انجام شد. نتایج عمده به‌دست‌آمده به‌صورت زیر است:

(۱) در حالت جریان موج مربعی با توجه به قطع و وصل جریان در یک تناوب، با تغییر دبی سیال خنک‌کننده اندازه جفت گردابه ناهمسانگرد در هر گام زمانی تناوب تغییر و به‌تبع آن توزیع دمای سطح و اثربخشی لحظه‌ای خنک‌کاری لایه‌ای نیز دستخوش تغییر می‌شود.

(۲) با افزایش سرعت چرخش میزان اثربخشی در بخش فشار و مکش تا فاصله حدود ۱D کاهش می‌یابد ولی در

در شکل ۲۰ مقایسه متوسط زمانی توزیع اثربخشی در طول پایین دست سوراخ تزریق را برای بخش مکش و فشار جریان موج مربعی برای سرعت‌های مختلف چرخش در فرکانس ۵۰ Hz نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش سرعت چرخش میزان اثربخشی در بخش فشار تا فاصله حدود ۱D کاهش می‌یابد ولی بعد از این فاصله میزان اثربخشی با افزایش سرعت افزایش می‌یابد. بیشترین مقدار اختلاف اثربخشی متوسط خط مرکزی سمت فشار بین $\omega = 500 \text{ rpm}$ و $\omega = 1000 \text{ rpm}$ بوده و حداکثر مقدار آن برابر ۱۴/۶٪ است. در سمت مکش نیز با افزایش سرعت چرخش میزان اثربخشی تا فاصله تقریباً ۱D کاهش می‌یابد ولی بعد از این فاصله با افزایش سرعت چرخش اثربخشی افزایش دارد. در این حالت بیشترین اختلاف توزیع اثربخشی بین دو سرعت زاویه‌ای $\omega = 500 \text{ rpm}$ و $\omega = 1000 \text{ rpm}$ مشاهده می‌شود و مقدار آن برابر ۱۵/۴٪ است.

در سمت فشار، نیروی شناوری و نیروی کوریولیس در جهت‌های معکوس عمل می‌کنند در حالی که در جهت مکش، هر دو نیروی شناوری و نیروی کوریولیس در جهت مشابه عمل می‌کنند. بنابراین انحراف هوای خنک‌کاری از خط مرکزی در سمت فشار کمتر از سطح مکش است و در نتیجه اثربخشی خنک‌کاری خط مرکزی در سمت فشار به‌طور کلی بیشتر از سمت مکش است.



شکل (۲۰): مقایسه متوسط زمانی توزیع اثربخشی خط مرکزی بخش مکش و فشار یک سیکل جریان موج مربعی برای سرعت‌های مختلف چرخش و فرکانس ۵۰ Hz.

7. Shin, S. and Kwak, J. S. "Effect of Hole Shape on the Heat Transfer in a Rectangular Duct with Perforated Blockage Walls", *J. Mech. Sci. Technol.*, Vol. 22, No. 10, pp. 1945-1951, 2008.
 8. Wang, K., Guoqiang, X., Sun, J., and Tao, Z. "Effect of Combined Impingement Cooling and Film Cooling on Hybrid Cooling Effectiveness", *J. Beijing Univ. Aeronaut. Astronaut.*, Vol. 34, No. 7, pp. 751-754, 2008.
 9. Wang, K., Guoqiang, X., Sun, J., and Tao, Z. "Effect of Plenum Feed Configurations on the Cooling Effectiveness in the Hybrid Cooling Configuration", *J. Eng. Thermophys.*, Vol. 29, No. 7, pp. 1185-1188, 2008.
 10. Taslim, M. E. and Pan, Y. "An Experimental Study of Impingement on Roughened Airfoil Leading Edge Walls with Film Holes", *ASME J.*, Vol. 123, No. 4, pp. 767-773, 2001.
 11. Dolati, S., Amanifard, N., and Deilami, H. M. "Numerical Analysis of the Effect of Plasma Stimulator on Film Cooling Effectiveness on the Flat Plate Model", *Amirkabir J. Mech. Eng.*, Vol. 49, No. 3, pp. 605-616, 2016 (In Persian).
 12. Vajargah, N. H., Salimi, M. R., and Tayebi Rahni, M. "Numerical Simulation of Film Cooling Around the Gas Turbine Blade by Partial Averaging Method of Navier-Stokes Equations", *Amirkabir J. Mech. Eng.*, Vol. 48, No. 3, pp. 267-280, 2016 (In Persian).
 13. Taslim, M. E., Bakhtari, K., and Liu, H. "Experimental and Numerical Investigations of Impingement on a Rib Roughened Leading Edge Wall", *ASME J.*, Vol. 125, No. 4, pp. 682-691, 2003.
 14. Taslim, M. E. and Khanicheh, A. "Experimental and Numerical Study of Impingement on an Airfoil Leading Edge with and without Showerhead and Gill Film Holes", *ASME J.*, Vol. 128, No. 2, pp. 310-320, 2006.
 15. Taslim, M. E. and Bethka, D. "Experimental and Numerical Impingement Heat Transfer in an Airfoil Leading-Edge Cooling Channel with Cross-Flow", *ASME J.*, Vol. 131, No. 1, pp. 1-7, 2009.
 16. Tao, Z., Yang, X., Ding, S., Guoqiang, X., Wu, H., Deng, H., and Xiang, L. "Experimental Study of Rotation Effect on Film Cooling over the Flat wall with a Single Hole", *Exp. Thermal Fluid Sc.*, Vol. 32, No. 5, pp. 1081-1089, 2008.
 17. Moeini, A. H. and Rajabi Zargar Abadi, M. "Numerical Analysis of Film-Cooling over the Rotating Turbine Blade Using Laterally
- فواصل دوردست سرعت چرخش بالاتر اثربخشی بیشتری دارد. مقادیر اثربخشی در فواصل یکسان برای حالت فشار بیشتر از حالت مکش است.
- ۳) به علت چرخش توزیع دمای جانبی نسبت به خط مرکز نامتقارن است. با فاصله گرفتن از لبه سوراخ تزریق دما شروع به افزایش می‌نماید. همچنین با فاصله گرفتن از لبه سوراخ تزریق زاویه انحراف جریان خنک‌کننده از خط مرکزی در حالت چرخش بیشتر می‌شود.
- ۴) به‌طور کلی مقادیر اثربخشی در تمامی سرعت‌های چرخش برای جریان مربعی در سمت فشار بیشتر از سمت مکش بود.
- ۵) در حالت بدون چرخش با افزایش فرکانس میزان اثربخشی متوسط خط مرکزی هم افزایش می‌یابد.
- ۶) به‌طور کلی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای جریان مربعی در همه سرعت‌های چرخش و فرکانس‌های مختلف نسبت به حالت پایا کمتر است.

۷- مراجع

1. Gao, W. J., Yue, Z.F., Li, L., Zhao, Z. N., and Tong, F. J. "Numerical Simulation on Film Cooling with Compound Angle of Blade Leading Edge Model for Gas Turbine", *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol. 115, No. 12, pp. 839-855, 2017.
2. Li, Y., Zhang, Y., Su, X., and Yuan, X. "Experimental and Numerical Investigations of Shaped Hole Film Cooling with the Influence of Endwall Cross Flow", *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol. 120, No. 1, pp. 42-55, 2018.
3. Calvin, W.E. "Turbine Cooling: USA"; US Patent 3,963,368, 1976.
4. John, W.J. "Cooling of Aerofoil Shaped Blades: USA"; US Patent 3,620,643, 1971.
5. Bunker, R. S. and Metzger, D.E. "Local Heat Transfer in Internally Cooled Turbine Airfoil Leading Edge Regions. Part I: Impingement Cooling without Film Coolant Extraction", *J. Turbomach.*, Vol. 112, No. 3, pp. 451-458, 1990.
6. Bunker, R. S. and Metzger, D. E. "Local Heat Transfer in Internally Cooled Turbine Airfoil Leading Edge Regions. Part II: Impingement Cooling with Film Coolant Extraction", *J. Turbomach.*, Vol. 112, No. 3, pp. 459-466, 1990.

24. Stenger, D. "Numerical Simulation of Continuous and Pulsed Film Cooling on a Turbine-Blade Leading-Edge Model, including Surface Conductance", 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, USA, 2010.
25. Olga, K. V. "A Computational Study for the Utilization of Jet Pulsations in Gas Turbine Film Cooling and Flow Control", PhD Dissertation, Cleveland State University, Faculty of Mechanical Engineering, 2012 .
26. Ekkad, S. V., Shichuan, O., and Richard, B. R. "Effect of Jet Pulsation and Duty Cycle on Film Cooling from a Single Jet on a Leading Edge Model", *J. Turbomach.*, Vol. 128, No. 3, pp. 564-571, 2006.
27. Muldoon, F. and Acharya, S. "DNS Study of Pulsed Film Cooling for Enhanced Cooling Effectiveness", *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol. 52, No. 13-14, pp. 3118-3127, 2009.
28. Zhaoqing, K. and Wang, J. "Conjugate Heat Transfer Simulations of Pulsed Film Cooling on an Entire Turbine Vane", *Appl. Therm. Eng.*, Vol. 109, pp. 600-609, 2016.
29. Menter, F. R. "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", *American Inst. Aeronautics Astronautics J. (AIAA)*, Vol.32, No.8, pp.1598-1605, 1994.
18. Guoqiang, X., Jianqin, Z., and Tao, Z. "Application of the TLVA Model for Predicting Film Cooling under Rotating Frames", *Int. J. of Heat Mass Transf.*, Vol. 53, No. 15-16, pp. 3013-3022, 2010.
19. Tao, Z., Zhenming, Z., Ding S., Guoqiang, X., and Wu, H. "Suitability of Three Different Two-Equation Turbulence Models in Predicting Film Cooling Performance over a Rotating Blade", *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol. 52, No. 5-6, pp. 1268-1275, 2009.
20. Guoqiang, X., Yang, B., Tao, Z., Zhao, Z., and Wu, H. "Local Heat Transfer Measurements on a Rotating Flat Blade Model with a Single Film Hole", *Progg. Natu. Sci.*, Vol. 19, No. 3, pp. 321-330, 2009.
21. Guoqing, L., Junqiang, Z., Deng, H., Tao, Z., and Haiwang, L. "Experimental Investigation of Rotating Film Cooling Performance in a Low Speed 1.5-Stage Turbine", *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol. 61, No. 1, pp. 18-27, 2013.
22. Deng, H., Zhenpeng, G., Jianqin, Z., and Tao, Z. "Experiments on Impingement Heat Transfer with Film Extraction Flow on the Leading Edge of Rotating Blades", *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol. 55, No. 21-22, pp. 5425-5435, 2012.
23. Zhaoqing, K. and Wang, J. "Numerical Investigations of Pulsed Film Cooling on an Entire Turbine Vane", *Appl. Therm. Eng.*, Vol. 87, pp. 117-126, 2015.