



## بررسی عددی تاثیر زبری ردیف پره کمپرسور توربین‌های گاز بر عملکرد پره

امیر صیادی فارمد، وحید نجاتی

دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی مشهد، amir\_farmad2010@yahoo.com  
استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی مشهد، vnejati@yahoo.com

### چکیده

در این مقاله به شبیه سازی عددی میدان جریان فضای بین پره-ای کمپرسور سرعت پایین با زبری های مختلف در چندین عدد رینولدز ورودی پرداخته شده است. بدلیل پیچیدگی و داشتن حالت گذرا در میدان جریان، از مدل مغشوش  $\gamma - Re_{\theta}$  استفاده شده است. همچنین از روش حجم محدود با گسسته سازی مرتبه دوم در مکان و زمان برای شبیه سازی میدان جریان بهره گردیده است. به منظور کوپلینگ معادلات سرعت و فشار، الگوریتم تکرار سیمپل به کار گرفته شده است. نتایج حاصل شده از این تحقیق توسط نرم افزار Star CCM+ بدست آمده است، همچنین شبکه های مورد استفاده توسط نرم افزار Pointwise 2.3 ایجاد شده اند. به منظور شبیه سازی زبری سطح از مدل موجود در نرم افزار Star CCM+ استفاده شده است. نتایج نشان می دهد که در ناحیه مکش پره، یک حباب جدایش تشکیل می شود که در نتایج تجربی هم نمایان شده است. این حباب جدایش با افزایش عدد رینولدز باریک شده و رفته رفته لایه مرزی به حالت کاملاً مغشوش تبدیل می شود. علاوه بر آن در یک زبری بحرانی، ما شاهد لایه مرزی کاملاً مغشوش خواهیم بود. همچنین نتایج نشان میدهد که با افزایش زبری عملکرد کمپرسور بشدت کاهش می یابد.

### واژه های کلیدی

کمپرسور سرعت پایین، ردیف پره، زبری سطح، مدل مغشوش  $\gamma - Re_{\theta}$ .

### مقدمه

توربین های گازی مقادیر قابل توجهی از هوا که شامل ذرات ریز معلق می باشد، در خود می مکد. این ذرات ریز با عبور از سیستم فیلتر و برخورد با پره کمپرسور، بر روی پره باعث ایجاد رسوب می شود که ضمن ایجاد تغییر در پروفیل پره، عملکرد تعمیرات موتور را نیز کاهش می هد. رسوب بر روی پره منجر به افزایش دماهای موتور و افزایش در مصرف سوخت، کاهش افت قدرت و همچنین کاهش عمر پره می شود. رسوب، فرسایش، خوردگی و خرابی های مکانیکی از منابع اصلی خرابی عملکرد کمپرسورها می باشد.

سودر و همکارانش [۱] افت عملکرد در نتیجه زبری سطح پره و تغییرات ضخامت ایرفویل در روتور کمپرسور محوری سرعت بالا گزارش کردند. نتایج نشان می دهند که زبری اضافه شده به قسمت لبه حمله پره باعث ضخیم تر شدن لایه مرزی پره می شود. حامد و همکارانش [۲] نتایج شبیه سازی کاهش عملکرد توربین به علت فرسایش پره ها بیان کردند. در این شبیه سازی هر دو اثر زبری سطح و فاصله باز نوک پره در دو حالت شرایط طرح و خارج از طرح مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج بدست آمده، افت مشخصی ناشی از فرسایش پره بر روی بازده آدیاباتیک کمپرسور و اثر کمتری را بر نسبت فشار نشان دادند.

در ۳۰ سال گذشته پیشرفت زیادی در تکنولوژی توربین های گاز بوجود آمده است. این رشد با پیشرفت تکنولوژی مواد، پوشش های جدید و روش های خنک کاری مدرن همراه بوده است. همچنین با افزایش نسبت فشار در کمپرسور، بازده گرمایی توربین گاز از حدود ۱۵٪ تا بیش از ۴۵٪ افزایش یافته است [۳]. خرابی کمپرسورهای محوری بدلیل نشت رسوب های رفع شدنی بر روی پره، یکی از نگرانی های اصلی در عملکرد توربین های گاز می باشند. به همین منظور فهم کامل مکانیزم های جریان و تمیز نگاه داشتن پره از اهمیت ویژه برخوردار می باشد. سیورون و بکن [۴] با اعمال زبری سطح و توزیع رسوب نمک در یک کمپرسور محوری در موتور جت GE J85-13 آزمایشی را طرح ریزی کردند. اطلاعات بدست آمده از این تست با کارهای منتشر شده قبلی در زمینه زبری سطح، مقایسه و تطابق قابل قبولی مشاهده گردید.

زبری سطح فاکتور مهمی در طراحی و عملکرد توربوماشین ها می باشد. مثال های مشترکی از زبری سطح شامل خوردگی در کمپرسورها و پمپ ها، افزایش رشد یخ زدگی بر روی سطح ایرفویل ها، رسوب و فرسایش در لوله کشی های صنعتی و فرسایش ناشی از پوشش های گرمایی در توربین ها، می توان نام برد. درک صحیح از تاثیر افزایش زبری سطح بر روی جریان سیال و انتقال حرارت به منظور تضمین کردن کارکردی با کیفیت در توربوماشین ها، بسیار حیاتی است [۵]. مورینی<sup>۱</sup> و همکاران [۶] از مدل مرحله به مرحله<sup>۲</sup>

<sup>1</sup> Morini

<sup>2</sup> Stage-by-stage

### شبیه سازی جریان مغشوش و زبری سطح

بدلیل پیچیدگی جریان عبوری از ردیف پره استاتور کمپرسور و وجود جریان گذرا در آن، مدل انتخاب شده برای شبیه سازی جریان مغشوش می بایست ملاحظات مربوط به جریان گذرا را در خود داشته باشد لذا در این بررسی از روش گذرای  $\gamma - \text{Re}_\theta$  جهت مدل سازی جریان مغشوش استفاده گردید که مدل تصحیح شده ای از روش SST  $k - \omega$  می باشد. در نتیجه معادلات انتقال تصحیح شده به قرار زیر می باشند [۸]:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \left[ \gamma_{\text{eff}} \mu_t S^2 - \rho k \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

$$- \min[\max(\gamma_{\text{eff}}, 0.1), 1] \rho \beta^* \omega k, \quad \rho \frac{D\omega}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \left[ \mu_t S^2 - \rho k \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right] - \rho \beta \omega^2 \quad (3)$$

$$+ 2\rho(1 - F_t) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\delta k}{\delta x_j} \frac{\delta \omega}{\delta x_j},$$

که S مدل تانسور نرخ کرنش و  $\gamma_{\text{eff}}$  تناسب<sup>۲</sup> موثر می باشد. ویسکوزیته توربولانس تعریف می شود به صورت:

$$\mu_t = \rho k T, \quad T = \min \left[ \frac{1}{\max[\omega, SF/a_1]}, \frac{0.6}{\sqrt{3}S} \right] \quad (4)$$

که  $\rho$  چگالی،  $u_j$  بردار سرعت،  $\mu$  ویسکوزیته مولکولی،  $\mu_t$  ویسکوزیته گردابه ای می باشد. قید مقیاس زمان در رابطه (۵) توسط دوربین [۹] بیان شده است. به منظور مطالعه جزئیات بیشتر در مورد این روش مدل سازی می توان به مرجع [۸] مراجعه کرد. ما در این مقاله از مدل تصحیح شده  $\gamma - \text{Re}_\theta$  استفاده کردیم که توسط لانگتری [۱۰] ارائه گردیده است.

به منظور شبیه سازی زبری سطح از مدل موجود در نرم افزار Star CCM+ جهت شبیه سازی اثر زبری در جریان استفاده شده است که به اختصار فرمول های مربوط به آن در این قسمت آورده شده است.

$$\text{Re}_{\theta} = \begin{cases} 1; & R^+ \leq R^+_{\text{smooth}} \\ B \left( \frac{R^+ - R^+_{\text{smooth}}}{R^+_{\text{rough}} - R^+_{\text{smooth}}} \right) + CR^+; & R^+_{\text{smooth}} < R^+ < R^+_{\text{rough}} \\ B + CR^+; & R^+ \geq R^+_{\text{rough}} \end{cases} \quad (5)$$

جهت بهبود بخشیدن الگوی عملکرد توربین و کمپرسور که بدلیل معیوب شدگی پره دچار کاهش عملکرد شده بودند، استفاده کردند. نتایج بدست آمده از شبیه سازی تعدادی از دلایل مشترک خرابی پره از قبیل رسوب زدگی کمپرسور، خرابی مکانیکی کمپرسور، رسوب زدگی توربین و فرسایش توربین که در یک یا چند مرحله بطور همزمان اتفاق می افتد، در این مطالعه گزارش شده است. اثر رسوب بر روی یک مرحله کمپرسور با شبیه سازی عددی سه بعدی از طریق یک کد تجاری توسط مورینی و همکارانش [۷] مورد بررسی قرار گرفت. آنها پس از بررسی اعتبار سنجی نقشه های عملکرد محاسبه شده و میدان جریان اصلی با نتایج تجربی موجود، به مطالعه ترکیبات مختلف ضخامت اضافه شده و سطوح زبری اعمال شده در نتیجه وقوع رسوب پرداختند.

در این مقاله سعی شده است که اثرات زبری سطح در ردیف پره کمپرسور سرعت پایین توربین گاز بر عملکرد و میدان جریان آن بصورت عددی شبیه سازی گردد.

### معادلات حاکم

معادله های حاکم برای جریان سیال تراکم ناپذیر در اطراف کمپرسور سرعت پایین در دستگاه مختصات اینرسی شامل معادله بقای جرم و بقای مومنوم می باشد که عبارتند از:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} \quad (1)$$

که در آن بردار  $Q$  بردار متغیرهای اولیه و  $F, G$  شارهای غیر لزج جریان هستند. بردارهای  $F_v$  و  $G_v$  شارهای لزج حاصل از تنش های برشی ناشی از لایه های لزج سیال هستند که در جریان های لزج در معادلات ناویر-استوکس تولید می شوند.

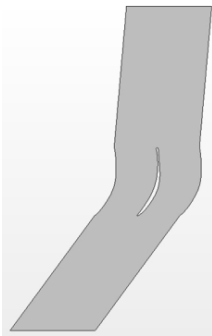
### روش حل و شرایط مرزی

روش عددی در نظر گرفته شده، روش حجم محدود است. جهت دقت بیشتر در حل عددی، از گسسته سازی مرتبه دوم در مکان و زمان استفاده شده است. به منظور کوپلینگ معادلات سرعت و فشار، الگوریتم تکرار سیمپل<sup>۱</sup> به کار گرفته شده است.

در این جا به منظور گسسته سازی و حل معادلات حاکم بر جریان سیال، از نرم افزار Star CCM+ استفاده شده است. شرط مرزی ورودی و خروجی به ترتیب شرایط مرزی جریان آزاد (که در آن عدد رینولدز ورودی به عنوان ورودی داده می شود) و فشار خروجی اعمال شده است. همچنین بر روی دیواره (پره کمپرسور) از شرط مرزی عدم لغزش ( $u = 0$ ) استفاده شده است. ناحیه های فیزیکی باقیمانده از طریق شرایط مرزی پرئودیک در میدان جریان شبیه سازی شده لحاظ خواهند شد.

<sup>2</sup> intermittency

<sup>1</sup> Simple algorithm



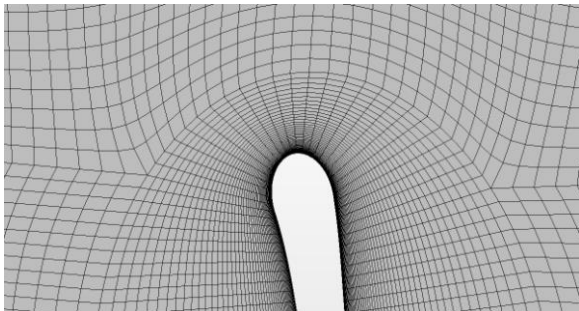
شکل ۳: ناحیه فیزیکی ردیف پره استاتور کمپرسور سرعت پایین

#### شبکه بندی

شبکه بندی ناحیه فیزیکی باید دارای دو ویژگی مهم باشد: (۱) بدلیل شبیه سازی بهتر جریان توربولانس، می بایست  $y^+$  نزدیکترین گره به سطح پره کمتر از ۱ باشد. (۲) جهت واگرا نشدن محاسبات می بایست خطوط شبکه در نزدیکی پره عمود بر سطح باشند. بنابراین به منظور شبکه بندی ناحیه فیزیکی از نرم افزار Pointwise 2.3 استفاده شده است. نزدیکترین گره به دیوار  $5 \times 10^{-6}$  m در نظر گرفته شد و از شبکه بندی لایه مرزی در نزدیک دیوار استفاده گردید. در شبکه بندی لایه مرزی خطوط شبکه در نزدیکی سطح پره، عمود می باشند. در لایه مرزی شبکه ۲۰ گره لحاظ گردید. شکل های ۴ و ۵ نمایی از شبکه بندی حول ردیف پره کمپرسور نشاد داده شده است.



شکل ۴: شبکه سازمان یافته ناحیه فیزیکی فضای بین پره ای و مش بندی لایه مرزی



شکل ۵: بزرگنمایی شبکه بندی در قسمت لبه فرار

که در آن  $a$  به صورت زیر تعریف می شود:

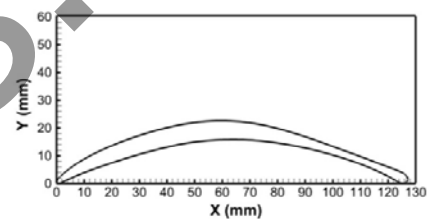
$$a = \sin \left[ \frac{\pi}{2} \frac{\log(R^+ / R_{smooth}^+)}{\log(R_{rough}^+ / R_{smooth}^+)} \right] \quad (6)$$

و مقادیر پیش فرض ضرایب عبارتند از [۱۱]:

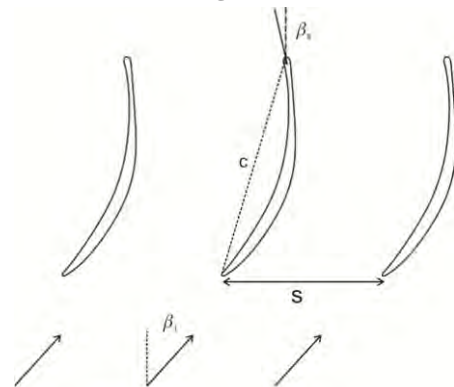
$$B = 0, \quad C = 0.253, \\ R_{smooth}^+ = 2.25, \quad R_{rough}^+ = 90. \quad (7)$$

#### ناحیه فیزیکی مورد مطالعه

در این مقاله، حل میدان جریان بر روی ردیف پره استاتور 67B CD انجام شده است. این پره توسط آزمایشگاه NPS در ردیف پره خطی کمپرسور سرعت پایین به طور تجربی مورد بررسی آیرودینامیکی قرار گرفت [۱۲]. شکل ۱ پروفیل پره و دستگاه مختصات مربوط به آن را نشان می دهد. شکل ۲ شمایتهی از جهت ورودی جریان و زاویه انحراف جریان نشان می دهد. مشخصات پره در جدول ۱ آمده است. همچنین در شکل ۳ ناحیه فیزیکی مورد مطالعه، نشان داده شده است.



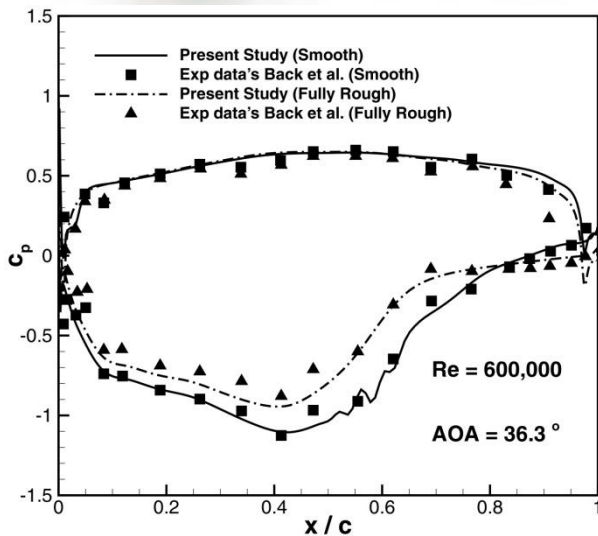
شکل ۱: مختصات هندسی ایرفویل مورد استفاده



شکل ۲: پارامترهای پره محاسباتی

جدول ۱: مشخصات ردیف پره

علامت اختصاری	نوع و مقدار	مشخصه
	استاتور 67B CD	نوع ردیف پره
$B$	۱۰	تعداد پره ها
$s$	۱۵۲,۴۰	فاصله پره ها
$c$	۱۲۷,۱۴ mm	طول وتر پره ها
$\beta_s$	۱۶,۳ deg	زاویه فرارگیری

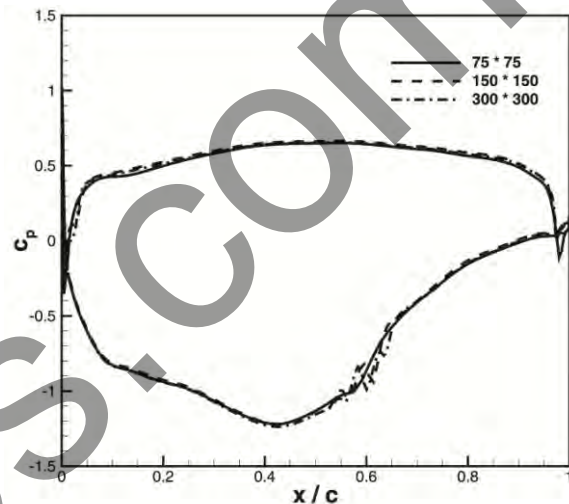


شکل ۷: صحت سنجی نتایج عددی در دو حالت کاملاً صاف و کاملاً زبر با نتایج تجربی بک و همکارانش [۱۳]

مشاهدات تجربی نشان داد [۱۲] که در اعداد رینولدز متوسط یک حباب جدایش بر روی طرف مکش پره مشاهده خواهد شد که این موضوع در نمودار توزیع فشار بر روی پره به وضوح دیده می شود. در شکل ۸ ناحیه مکش پره در  $x/c \approx 0.6$  ما با نوسانات ناگهانی در ضریب فشار مواجهیم که وجود حباب جدایش را نشان می دهد. این پدیده در نتایج تجربی هابسون و همکارانش [۱۲] اشاره شده است. جریان با رسیدن به این مکان بر روی سطح مکش، از سطح جدا شده و دوباره پس از طی مسافتی به سطح پره می چسبد. در این حباب ایجاد شده، پدیده برگشت جریان مشاهده می شود که در شکل ۸ این برگشت جریان به صورت نوسانات فشار در ناحیه حباب جدایش در ناحیه مکش پره در رینولدزهای مختلف نشان داده شده است. اما با اعمال زبری به پره، علاوه بر کاهش ضریب فشار و افت عملکرد آن، حباب جدایش رفته رفته مستهلک می شود و لایه مرزی آرام به مغشوش تبدیل می شود. با بررسی انجام شده مشاهده گردید که در یک ارتفاع زبری خاص در هر عدد رینولدز حباب جدایش از بین می رود و بعد از آن زبری دیگر حباب جدایش (نوسانات فشار در قسمت مکش پره) وجود نخواهد داشت. شکل ۹ مقدار ارتفاع زبری بحرانی  $k_{scr}$  را در اعداد رینولدز مختلف نشان می دهد. همانطور که مشخص است با افزایش عدد رینولدز مقدار زبری بحرانی که باعث می شود لایه مرزی به حالت کاملاً مغشوش تبدیل شود کاهش می یابد.

### بررسی استقلال از شبکه

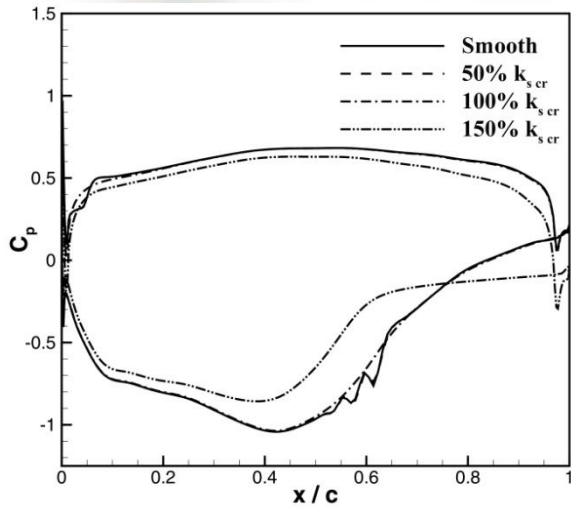
شکل ۶ نمودار ضریب فشار  $c_p = (p_{01} - p) / (p_{01} - p_2)$  را برای سه شبکه (شبکه ۱:  $75 \times 75$ )، (شبکه ۲:  $150 \times 150$ ) و (شبکه ۳:  $300 \times 300$ ) مورد مقایسه قرار داده است. این اعداد تعداد گره بر روی دو طرف پره می باشد. با توجه به شکل می توان دریافت که شبکه ۲ و شبکه ۳ تطابق قابل قبولی با یکدیگر دارند بنابراین از شبکه شماره ۲ به عنوان شبکه محاسباتی استفاده خواهد شد.



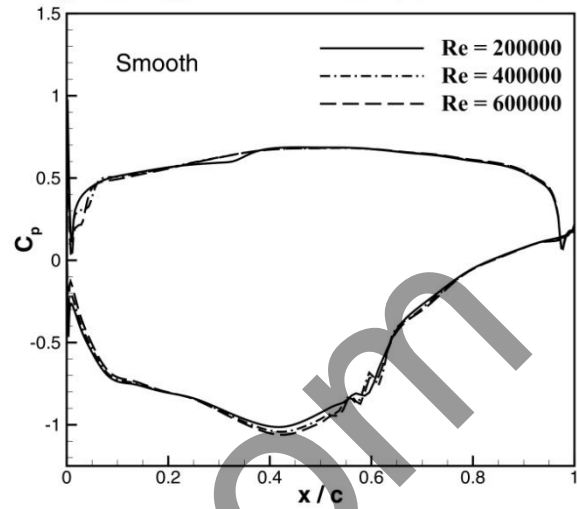
شکل ۶: بررسی استقلال از شبکه با سه شبکه مختلف

### بحث و نتایج

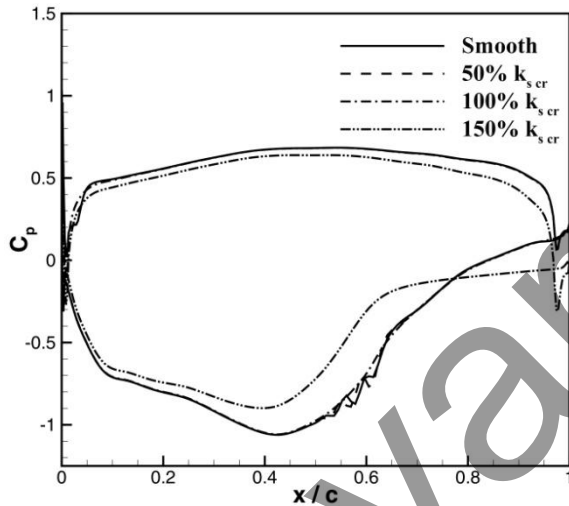
در مسایل دینامیک سیالات محاسباتی بررسی صحت سنجی حل مسئله یکی از ارکان اصلی اعتماد به نتایج می باشد. در این بخش، بررسی صحت سنجی حل میدان جریان فضای بین پره‌ای برای سطوح صاف و کاملاً زبر پره انجام می گردد. لازم به ذکر است که بدلیل استفاده از اعداد رینولدز پایین در این مطالعه می توان با فرض بسیار بالایی از بعد سوم جریان در جهت spanwise صرفه نظر کرد [۱۲]. به همین منظور، نتایج برای زاویه ورودی  $36.3^\circ$  درجه و عدد رینولدز  $600,000$  برای دو حالت پره صاف و کاملاً زبر، ضریب فشار بر روی سطح پره محاسبه و با نتایج بک و همکارانش [۱۳] مقایسه گردیده است. با توجه به شکل ۷ می توان دریافت که نزدیکی قابل قبولی بین نتایج تجربی و کار حاضر وجود دارد.



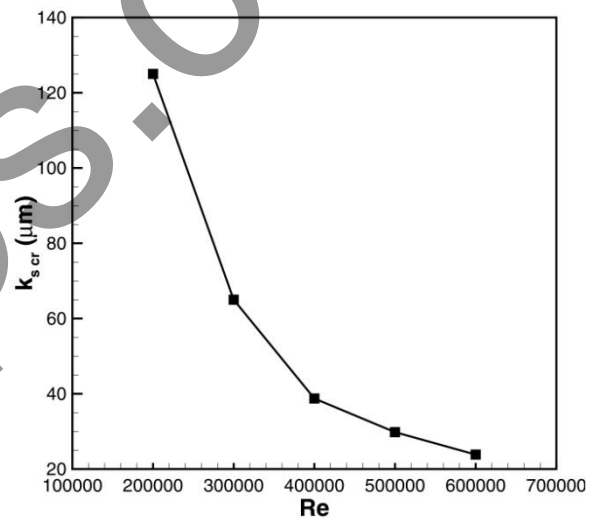
شکل ۱۱: ضریب فشار در ارتفاع های زبری مختلف در  $Re=400000$



شکل ۸: ضریب فشار بر روی سطح پره در سه رینولدز مختلف

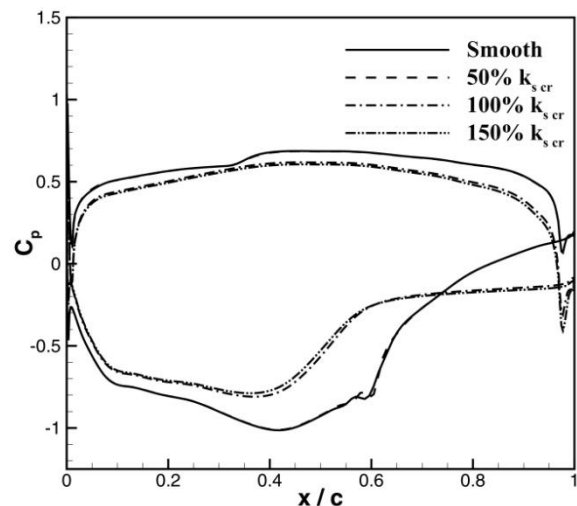


شکل ۱۲: ضریب فشار در ارتفاع های زبری مختلف در  $Re=600000$



شکل ۹: ارتفاع زبری بحرانی در سه عدد رینولدز مختلف

در شکل های ۱۰ تا ۱۲ در درصد هایی از ارتفاع زبری بحرانی مربوط به هر عدد رینولدز که در شکل ۹ تعیین شده است، تغییرات ضریب فشار برحسب طول بی بعد پره آورده شده است. همانطور که در این شکل ها دیده می شود، در ارتفاع زبری کمتر از مقدار بحرانی اش ضریب فشار در قسمت مکش ناحیه حباب جدایش را به خوبی نشان می دهد که با افزایش زبری این حباب ناپدید شده و لایه مرزی به حالت کاملاً مغشوش تبدیل می شود. همچنین می توان نتیجه گرفت که از یک ارتفاع زبری به بعد (که بین ارتفاع زبری ۵۰٪ و ۱۰۰٪ زبری بحرانی قرار می گیرد) با افزایش زبری، مساحت محصور شده در نمودار ضریب فشار کاهش یافته که در نتیجه آن با افت عملکرد کمپرسور همراه خواهد بود. با مقایسه شکل های ۱۰، ۱۱ و ۱۲، واضح است که نوسانات فشار در ناحیه مکش در حباب جدایش در رینولدز ۴۰۰۰۰۰ بیشتر می باشد تا جایی که با اعمال زبری ۵۰٪ زبری بحرانی تغییر چندانی در ضریب فشار نسبت به حالت پره صاف



شکل ۱۰: ضریب فشار در ارتفاع های زبری مختلف در  $Re=200000$

- [2] A. Hamed, W. Tabakoff, D. Singh, Modeling of Compressor Performance Deterioration Due to Erosion, *International Journal of Rotating Machinery*, Vol. 4, No. 4, pp. 243-248, 1998 .
- [3] J. P. Bons, R. P. Taylor, S. T. McClain, R. B. Rivir, The Many Faces of Turbine Surface Roughness, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 123, No. 4, pp. 739-748, 2001 .
- [4] E. Syverud, L. E. Bakken, The Impact of Surface Roughness on Axial Compressor Performance Deterioration, in *Proceeding of, ASME*, pp. 491-501 .
- [5] J. P. Bons, S. T. McClain, Z. J. Wang, X. Chi, T. I. Shih, A Comparison of Approximate Versus Exact Geometrical Representations of Roughness for CFD Calculations of cf and St, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, No. 2, pp. 021024-021024, 2008 .
- [6] M. Morini, M. Pinelli, P. R. Spina, M. Venturini, Influence of Blade Deterioration on Compressor and Turbine Performance, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 132, No. 3, pp. 032401-032401, 2009 .
- [7] M. Morini, M. Pinelli, P. R. Spina, M. Venturini, Computational Fluid Dynamics Simulation of Fouling on Axial Compressor Stages, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 132, No. 7, pp. 072401-072401, 2010 .
- [8] P. Malan, K. Suluksna, E. Juntasaro, Calibrating the  $\gamma$ -Re $\theta$  Transition Model for Commercial CFD, in *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2009 .
- [9] P. A. Durbin, On the k-3 stagnation point anomaly, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 17, No. 1, pp. 89-90, 2//, 1996 .
- [11] R. B. Langtry, *A Correlation-based Transition Model Using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Codes*, Ph.D Thesis, Institute of Thermal Turbomachinery and Machinery Laboratory, University of Stuttgart, 2006 .
- [11] T. Cebeci, P. Bradshaw, *Momentum Transfer in Boundary Layers*, pp. 176-180: McGraw-Hill, 1977 .
- [12] G. V. Hobson, D. J. Hansen, D. G. Schnorenberg, D. V. Grove, Effect of Reynolds Number on Separation Bubbles on Compressor Blades in Cascade, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 1, pp. 154-162, 2001/01/01, 2001 .
- [13] S. C. Back, I. C. Jeong, J. L. Sohn, S. J. Song, Influence of surface roughness on the performance of a compressor blade in a linear cascade – Experiment and Modeling, *ASME Paper No. GT2009-59703*, pp. 239-247, 2009 .

دیده نمی شود. این نشان می دهد که عدد رینولدز هم به عنوان یک عامل اصلی دارای مقدار بحرانی می باشد که می تواند عملکرد کمپرسور را در زبری مشخصی مینیمم کند. جدول ۲ نشان می دهد که در عدد رینولدز کم میزان حساسیت به ارتفاع زبری در ضریب نیروی عمود بر ردیف پره  $C_N = \int_0^1 (C_{ps} - C_{pp}) d(x/c)$  بیشتر بوده و با افزایش ارتفاع زبری این ضریب به شدت کاهش می یابد.

جدول ۲: ضریب نیروی نرمال بر پره  $C_N$

	Re=200000	Re=600000
smooth	1.119	1.125
50% $k_{s,cr}$	1.117	1.124
50% $k_{s,cr}$	0.928	1.022
50% $k_{s,cr}$	0.907	0.963

#### نتیجه گیری و جمع بندی

در این مقاله سعی شده است که با استفاده از مناسب ترین روش عددی و مدل سازی جریان مغشوش، میدان جریان فضای بین پره ای کمپرسور سرعت پایین شبیه سازی گردد. بدلیل استفاده از اعداد رینولدز پایین در این مطالعه می توان با فرض بسیار بالایی از بعد سوم جریان در جهت spanwise صرفه نظر کرد. این جریان یک جریان گذرا به جریان مغشوش می باشد که باید از مدل مغشوشی بهره گرفت که پیچیده گیهای این نوع جریان در آن لحاظ شده باشد. به همین سبب از مدل تصحیح شده  $\gamma - Re_\theta$  استفاده شده است. نتایج بدست آمده با دقت بالایی هم در حالت صاف و هم در حالت کاملا زبر ردیف پره با نتایج آزمایشگاهی هم خوانی دارد. نتایج نشان می دهد که در قسمت مکش پره، با پدیده حباب جدایش مواجه هستیم که با افزایش زبری تا میزان مشخصی (ارتفاع زبری بحرانی) برای هر عدد رینولدز این حباب به تدریج مستهلک شده و پس از آن لایه مرزی کاملا مغشوش می شود. همچنین با افزایش زبری، عملکرد کمپرسور و میزان نیروی عمود بر ردیف پره به میزان قابل توجهی کاهش می یابد.

#### مراجع

- [1] K. L. Suder, R. V. Cima, A. J. Strazisar, W. B. Roberts, The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 117, pp. 491-505, 1995 .