

## شبیه سازی عددی اثر لقی نوک پره بر عملکرد

### کمپرسور جریان محوری

در این مقاله با استفاده از شبیه سازی عددی به اثرات لقی نوک پره روتور ۳۷ ناسا بر عملکرد کمپرسور جریان محوری و پارامترهای موثر، نمودار عملکرد و بازدهی کمپرسور در محدوده عملیاتی کمپرسور پرداخته شده است. در این تحقیق علاوه بر لقی استاندارد مربوط به طراحی پره اثرات مربوط به افزایش و کاهش اندازه لقی نوک پره نیز مورد بررسی قرار گرفته است. برای حل عددی از حالت پایدار، تراکم پذیر و برای شبیه سازی آشفتگی جریان از مدل توربولانسی  $k-\epsilon$  استفاده گردید. به منظور اعتبارسنجی استقلال حل عددی از مش از معیار شاخص همگرایی شبکه (GCI) استفاده شد. برای تعیین اعتبار شبیه سازی عددی انجام شده در این پژوهش نتایج به دست آمده از حل عددی با داده های تجربی موجود مقایسه شد. نتایج چگونگی تاثیر اندازه لقی نوک بر بازده، توان و عملکرد کلی کمپرسور محوری را به خوبی نشان می دهد. کاهش ۰/۳۵٪ در نسبت فشار حداکثر، افت راندمان ۰/۴۷٪ و کاهش ۰/۲٪ در توان خروجی کمپرسور نتایج لقی نوک ۰/۸ برابر است.

### میثم مفاخری<sup>۱</sup>

دانشجوی کارشناسی ارشد

### مصطفی محمودی<sup>۲</sup>

استادیار

### مهدی جهرمی<sup>۲</sup>

استادیار

واژه های راهنما : کمپرسور جریان محوری، لقی نوک پره، شبیه سازی عددی، روتور ۳۷ ناسا، نسبت فشار، بازده.

## ۱- مقدمه

استفاده از توربین های گازی و بالطبع کمپرسورهای موجود در آن و همچنین کمپرسورهای مستقل، در صنایع هوایی، صنعت برق و صنایع نفت و گاز و نیاز روزافزون به انرژی و توجه به افزایش راندمان با توجه به محدودیت های منابع سوختی، باعث شده است که راه کارهای مختلفی برای افزایش بازده و کاهش افت مورد بررسی و آزمایش قرار گرفته شود که افزایش نسبت فشار، دبی و بازده کمپرسور از آن جمله می باشد. یکی از دلایل افت در کمپرسور افت موجود در لقی نوک پره روتور کمپرسور است. در تمامی توربوماشین ها حضور پره های دوار مستلزم لقی نوک بین نوک پره و پوسته بیرونی است. این لقی، هرچند از نظر مکانیکی لازم است [۱] اما می تواند یکی از منابع افت بزرگ در توربوماشین ها از جمله کمپرسورها باشد.

<sup>۱</sup>دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

<sup>۲</sup> نویسنده مسئول، استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران mostafamahmoodi@engineer.com

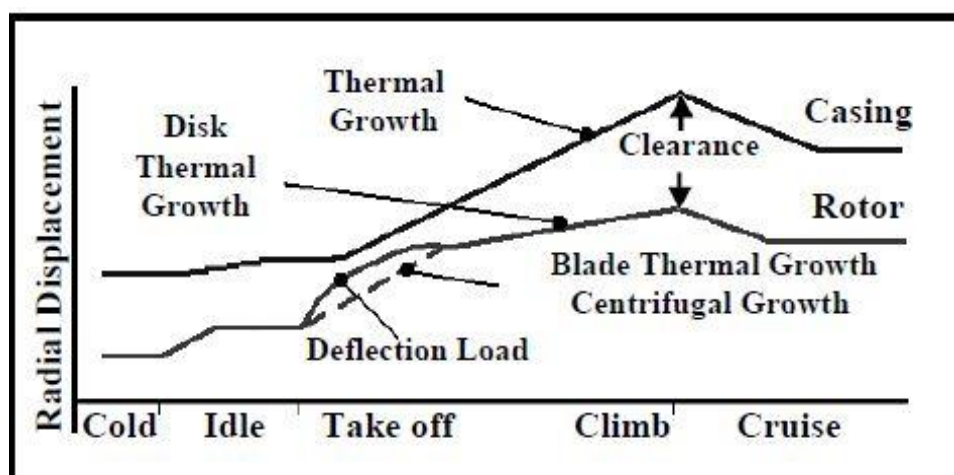
<sup>۲</sup> استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

تاریخ دریافت: ۹۵/۰۹/۰۷، تاریخ پذیرش: ۹۵/۱۱/۲۶

عملکرد کلی یک توربین گاز به شدت وابسته به عملکرد قطعات مجزای آن است که عوامل اصلی شامل کمپرسور، محفظه احتراق و توربین می باشد. در نقطه طراحی تمام اجزا معمولاً در بهترین بازه کار می کنند و همه چیز به خوبی هماهنگ است اما در شرایط عملیاتی نتایج متفاوت است. ماشین آلات دوار اغلب با یک لقی نوک بزرگتر از آیرودینامیک مطلوب به کار انداخته می شوند. با توجه به شکل (۱) این لقی نوک بیشتر به دلیل تغییرات ارتفاع لقی نوک در خلال شرایط عملیاتی مختلف و همچنین محدودیت های تولید و ساخت است [۲]. لقی نوک پره اغلب برای افزایش فشار، محدوده جریان و بازده کمپرسور محوری مضر و زیان آور شناخته می شود. دو ویژگی جریان لقی نوک مشکل ساز هستند؛ یکی از این ویژگی ها جنبه دینامیک سیال است و جنبه دیگر اتلاف و افت ها می باشند که یک اثر ترمودینامیکی است.

منابع مختلفی از اتلاف در توربین های گازی وجود دارد که اتلاف در لقی نوک پره کمپرسور و توربین کانون توجه و تمرکز است. این لقی هرچند از نظر مکانیکی لازم است، اما ممکن است سبب یک منبع اتلاف و افت بزرگ در کمپرسور باشد. ارتفاع شکاف را می توان کسری از یک میلی متر قرار داد اما این مقدار می تواند تأثیر بالای نامتناسبی بر راندمان ردیف پره ایجاد کند [۱]. نشستی های بزرگ و مخرب از نتایج یک فضای بزرگ بین پره ها و شروُد<sup>۱</sup> است، در حالی که تماس بین آن ها می تواند به پره آسیب برساند.

لقی نوک پره همچنان به عنوان یک دغدغه در طراحی و کنترل کمپرسور و توربین گاز می باشد [۴]. محققان در حال مطالعه و بررسی لقی نوک پره و تلاش برای به حداقل رساندن اثرات آن ها در توربوماشین ها هستند. نگرانی در مورد لقی نوک پره چیز جدیدی نیست؛ اسمیت<sup>۲</sup> و کامستی<sup>۳</sup> ۲۳ درصد کاهش در حداکثر افزایش فشار و یک افزایش ۱۵ درصدی در ضریب جریان نزدیک استال در یک کمپرسور بزرگ، سرعت پایین هنگامیکه لقی نوک از ۱ تا ۶ درصد وتر افزایش یافته بود را نشان داده اند [۵].



شکل ۱- تغییرات لقی نوک در طول شرایط عملیاتی [۳]

<sup>1</sup> Shroud

<sup>2</sup> Smith

اینلی<sup>۱</sup> و ماتیسون<sup>۲</sup> در سال (۱۹۵۱) یک مدل افت با در نظر گرفتن اثر لقی نوک پره توصیف کرده‌اند. چند اثر بهبود در روش اینلی و ماتیسون در نوشته‌های سالیان بعد گزارش شده است؛ برای مثال دانهام<sup>۳</sup> و کام<sup>۴</sup> در سال (۱۹۷۰)، کریگ<sup>۵</sup> و کاکس<sup>۶</sup> در سال (۱۹۷۱)، دنتون<sup>۷</sup> در سال (۱۹۷۸) و کاکر<sup>۸</sup> و آکاپو<sup>۹</sup> در سال (۱۹۸۱) تحقیقات گسترده‌ای در این خصوص انجام دادند [۱]. در دو دهه اخیر نیز پژوهش‌های در رابطه با اثرات لقی نوک بر روی عملکرد کمپرسور و توربین انجام شده است که می‌توان به گزارش خاویر ای. کای فرس<sup>۱۰</sup> و کوین جی. ملچر<sup>۱۱</sup> در سال (۲۰۰۳) که توسط ناسا منتشر شده و همچنین گزارش بهشتی و همکاران<sup>۱۲</sup> در سال (۲۰۰۵) اشاره نمود. هدف اصلی این مقاله شبیه‌سازی عددی اثر اندازه لقی نوک پره بر عملکرد کلی یک کمپرسور جریان محوری ترانسونیک<sup>۱۳</sup> و بررسی نتایج است.

در این مقاله با استفاده از شبیه‌سازی عددی اثرات اندازه لقی نوک پره کمپرسور روتور ۳۷ ناسا بر عملکرد کمپرسور جریان محوری اندازه‌گیری شده و با نتایج تجربی موجود مقایسه شد. در این پژوهش علاوه بر لقی استاندارد مربوط به طراحی پره اثرات مربوط به افزایش و کاهش اندازه لقی نوک پره بر روی پارامترهای مهم کمپرسور نیز مورد بررسی قرار گرفت. برای دستیابی به این اهداف از مجموعه نرم‌افزاری شرکت انسیس<sup>۱۴</sup> نسخه ۱۶ استفاده گردید و برای بخش تولید هندسه و شبکه بندی از نرم‌افزار توربوگرید<sup>۱۵</sup> استفاده شد که طبق دستورالعمل ارائه شده از طرف شرکت سازنده آن فراخوانی هندسه از پیش تولید شده ناسا روتور ۳۷ انجام شده و اعمال تغییرات مورد نیاز صورت گرفت و در نهایت با نرم‌افزار سی اف ایکس<sup>۱۶</sup> حل گردید. برای پیوند و ارتباط میان این نرم‌افزارها از محیط ورک‌بنچ<sup>۱۷</sup> (میز کار) مجموعه انسیس استفاده شده است.

المان محدود سه بعدی براساس روش حجم محدود حلگر سی اف ایکس استفاده شده است. برای حل عددی از حالت پایدار، تراکم پذیر، و معادلات آشفته جرم، اندازه حرکت و نگهداری انرژی استفاده گردید. برای شبیه‌سازی جریان حول پره کمپرسور روتور ۳۷ از مدل توربولانسی k-ε برای شبیه‌سازی آشفتگی استفاده شده است. به منظور اعتبارسنجی استقلال حل عددی از شبکه بندی از معیار شاخص همگرایی شبکه (GCI)<sup>۱۸</sup> استفاده شده است برای این کار، طبق معیار شاخص همگرایی شبکه، سه شبکه بندی با شبکه درشت، متوسط و ریز با معیار روش GCI استفاده گردید.

<sup>1</sup> Ainley

<sup>2</sup> Mathieson

<sup>3</sup> Dunham

<sup>4</sup> Came

<sup>5</sup> Craig

<sup>6</sup> Cox

<sup>7</sup> Denton

<sup>8</sup> Kacker

<sup>9</sup> Okapuu

<sup>10</sup> Javier A.Kypuros

<sup>11</sup> Kevin J.Melcher

<sup>12</sup> B.H.Beheshti et al

<sup>13</sup> Axial Transonic Compressor

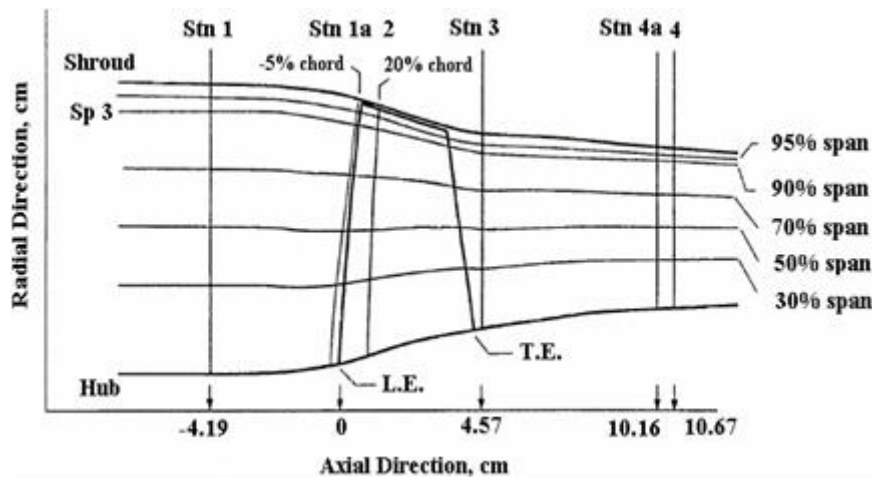
<sup>14</sup> Ansys

<sup>15</sup> TorboGrid

<sup>16</sup> CFX

<sup>17</sup> Workbench

<sup>18</sup> Grid Convergence Index



شکل ۲- کانال نصف النهاری و ایستگاه های اندازه گیری روتور [۳۷]۲

برای تعیین اعتبار شبیه سازی، کمپرسور و نقشه های بازدهی و همچنین پارامترهای جریان در نقاط مختلف در شکل (۲) برای لقی نوک ۰/۳۵۶ میلی متر ( $\approx 0.05$  اسپین) با داده های تجربی نشان داده شده است. اعتبار سنجی نتایج نشان می دهد که کار انجام گرفته در این مقاله صحیح است. برای درک بهتر تاثیر اندازه فاصله نوک پره بر روی ویژگی های جریان و ویژگی های کمپرسور، همان پره همچنین در اندازه های لقی نوک بزرگتر و کوچکتر از مقدار طراحی یعنی ۰/۱ اسپین (دوبرابر مقدار طراحی)، ۰/۲ اسپین (چهار برابر مقدار طراحی) و ۰/۴ اسپین (برابر طراحی) شبیه سازی شده است و نتایج با یکدیگر مقایسه شده است.

## ۲- تشریح مدل لقی

اجزای اصلی تشکیل دهنده لقی نوک پره شامل سه المان اصلی یعنی شروُد، روتور (یا دیسک) و پره می باشد. همانطور که در معادله (۱) نشان داده شده، تغییر نسبی در هندسه متغیر با زمان هر مدل فرعی است و سپس برای محاسبه تغییر کلی در لقی نوک پره استفاده شده است [۴].

$$\begin{aligned} \delta(t) &= r_{shroud}(t) - [r_{rotor}(t) + l_{blade}(t)] \\ &= (r_a + u_{s1} + u_{s2}) - [(r_0 + u_{r1} + u_{r2}) + (L + u_{b1} + u_{b2})] \end{aligned} \quad (1)$$

که در این جا،  $\delta(t)$ ،  $r_{shroud}$ ،  $r_{rotor}$ ،  $l_{blade}$ ، به ترتیب لقی کلی نوک پره، شعاع داخلی شروُد، شعاع خارجی روتور و طول پره که همگی به عنوان تابعی از زمان هستند. در این رابطه  $r_a$ ،  $r_0$ ،  $L$ ، به ترتیب حالت هندسی اولیه (اصلی) شروُد، روتور، و پره هستند؛ در حالی که زیر نویس  $u$  نشان دهنده تغییر شکل به دلیل نیروهای حرارتی و مکانیکی است. معادله (۱)، معادله کلی و نهایی برای محاسبه لقی نوک پره با توجه به اجزا و قسمت های تأثیرگذار در لقی نوک پره است.

### ۳- هندسه پره

پره مورد مطالعه در این مقاله روتور ۳۷ ناسا است که یکی از معروفترین پره های مطالعاتی در زمینه کمپرسور می باشد. ناسا روتور ۳۷ یک روتور کمپرسور جریان محوری ایزوله<sup>۱</sup> شده است [۶] که ابتدا در مرکز تحقیقات لوئیس ناسا<sup>۲</sup> طراحی و تست شده است [۷]. از مزیت های این روتور نسبت به روتورهای دیگر، می توان به عملکرد بهتر این روتور در شوک های ایجاد شده و ایجاد نسبت فشار بالا در نزدیکی پدیده استال اشاره کرد. بسیاری از کدهای محاسباتی با استفاده از نتایج این روتور نسبت دما و فشار خود را پیش بینی کردند. روتور ۳۷ متشکل از ۳۶ عدد پره است که طبق قانون دست راست، حول محور Z- می چرخد. ایرفویل به کار رفته در مقاطع مختلف این روتور در شکل (۳) آمده است [۸]. نسبت فشار طراحی روتور ۲/۱۰۶ در دبی جرمی ۲۰/۱۹ Kg/s می باشد. مقدار ماخ نسبی ورودی در ریشه ۱/۱۳ و در نوک پره ۱/۴۸ می باشد. همچنین سرعت طراحی نوک پره ۴۵۴ m/sec است. از دیگر مشخصات این روتور می توان به نسبت منظری ۱/۱۹ و نسبت شعاع ریشه به نوک ۰/۷ اشاره کرد. همچنین دبی حالت خفگی<sup>۳</sup> این روتور ۲۰/۹۳ می باشد. لقی نوک پره های این روتور ۰/۳۵۶ mm می باشد که تقریباً برابر ۰/۵٪ از طول پره است. مقادیر نقطه طراحی برای روتور ۳۷ ناسا در محاسبات طراحی به صورت زیر برآورد شده است [۷]:

سرعت دورانی معادل است با:

$$N \sqrt{\frac{T_{ref}}{T_{t1}}} = 17188.7 \text{rpm} (1800 \text{ rad/s}) \quad (2)$$

که در آن:

$T_{ref}=288.15 \text{ k}$  (اتمسفر استاندارد سطح دریا)

$T_{t1}$ =دمای کل ورودی

سرعت نوک روتور معادل (برابر) است با:

$$U_t \sqrt{\frac{T_{ref}}{T_{t1}}} = 454.1 \text{ m/s} \quad (3)$$

معادل جریان جرمی در هر ناحیه (منطقه) حلقوی واحد:

$$\frac{\dot{m}}{A_{an}} \frac{P_{ref}}{P_{t1}} \sqrt{\frac{T_{t1}}{T_{ref}}} = 200.5 \text{ k/s/m}^2 \quad (4)$$

که در رابطه (۴):

$P_{t1}$ =فشار کل ورودی

$P_{ref}=101.33 \text{ kN/m}^2$  (اتمسفر استاندارد سطح دریا)

$A_{an}$ =مساحت آنولوس<sup>۴</sup> (بین دواير متحدالمرکز)

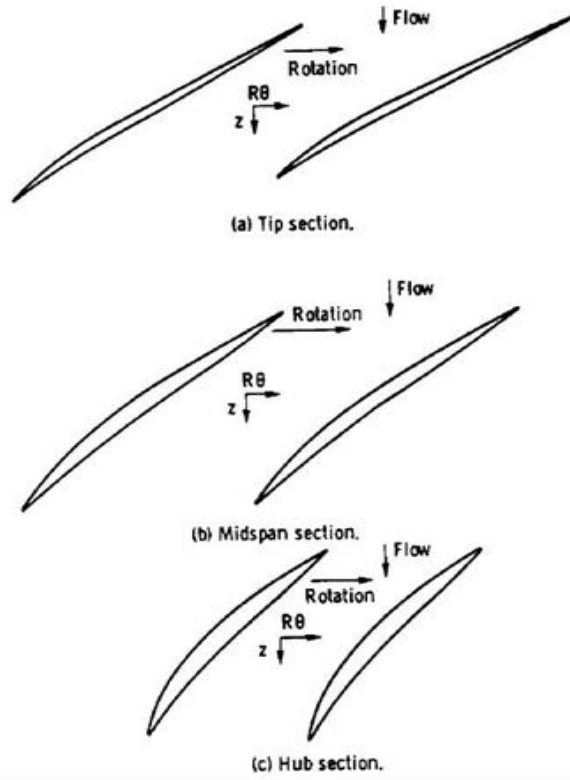
مقادیر طراحی این پره در جدول (۱) داده شده است. شکل (۴) نمایی از مختصات پره و مسیر جریان روتور ۳۷ را نشان می دهد.

<sup>1</sup> Isolate

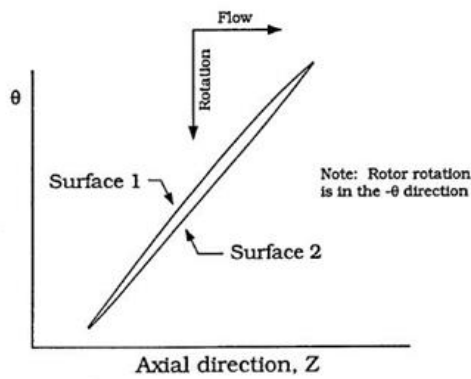
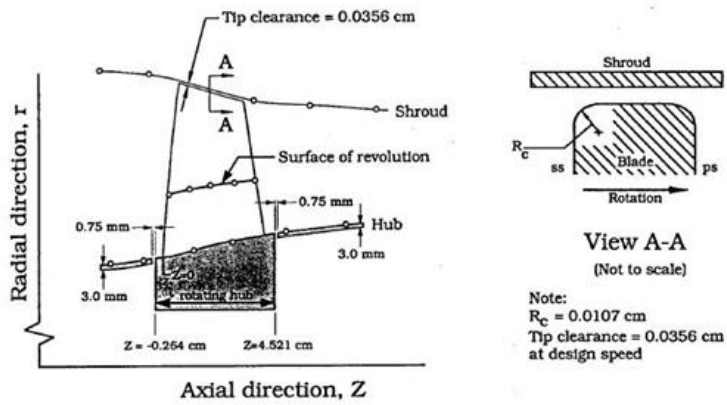
<sup>2</sup> NASA Lewis Research Center

<sup>3</sup> Choking Mass Flow Rate

<sup>4</sup> Annulus Area



شکل ۳- ایرفویل به کار رفته در مقاطع مختلف روتور ۳۷ ناسا [۸]



شکل ۴- مختصات پره و مسیر جریان روتور ۳۷ [۷]

جدول ۱- مقادیر طراحی روتور ۳۷ ناسا [۷]

Number of rotor blades	36
Rotor Tip solidity	1.288
Rotor inlet hub-to-tip diameter ratio	0.7
Rotor blade aspect ratio	1.19
Rotor tip relative inlet Mach number	1.48
Rotor hub relative inlet Mach number	1.13
Design tip clearance (mm)	0.356
Choking mass flow rate (Kg/s)	20.93
Design wheel speed (rad/s)	1800
Tip speed (m/s)	454.136
Reference temperature (k)	288.15
Reference pressur (KN/m <sup>2</sup> )	101.33
Rotor total pressure ratio	2.106
Rotor polytropic efficiency	0.889

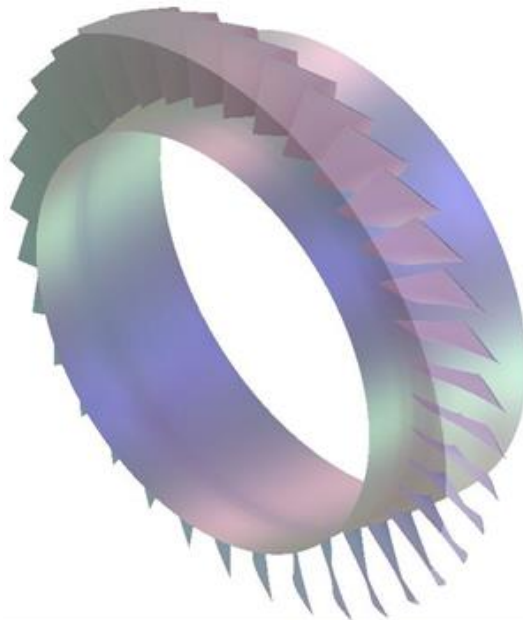
#### ۴- جزئیات حل عددی

##### ۴-۱- مدل سازی هندسه روتور ۳۷ ناسا

مدل سازی سه بعدی هندسه روتور ۳۷ ناسا توسط نرم افزار بلیدجن<sup>۱</sup> (نسخه ۱۶) از مجموعه نرم افزارهای انسیس (نسخه ۱۶) انجام شده است. برای بهینه سازی شبیه سازی هندسه روتور ۳۷ ناسا از نرم افزار توربوگرید استفاده شده است. برای این کار کافی است که هندسه از پیش تولید شده پره روتور ۳۷ ناسا در نرم افزار بلیدجن طبق دستورالعمل ارائه شده از طرف شرکت سازنده نرم افزار فراخوانی شود [۹].

پس از فراخوانی هندسه تغییرات مورد نیاز صورت گرفت. با توجه به اینکه در کار پیش رو روتور ۳۷ ناسا که نیم استیج از یک کمپرسور جریان محوری که شامل ۳۶ پره است شبیه سازی می شود بنابراین تغییرات مورد نیاز پس از فراخوان هندسه شامل تعیین تعداد پره و نوع ماشین می باشد. در شکل (۵) نمای ایزومتریک استیج کمپرسور روتور ۳۷ ناسا در نرم افزار بلیدجن نشان داده شده است.

<sup>۱</sup>BladeGen 16.0



شکل ۵- نمای ایزومتریک استیج کمپرسور روتور ۳۷ ناسا در نرم افزار BladeGen

#### ۴-۲- شبکه بندی

برای انجام مدل سازی عددی دامنه حل باید به تعدادی از حجم‌های محدود گسسته سازی شوند و برای تحقق این امر باید شبکه بندی مناسبی روی هندسه ایجاد گردد. برای ایجاد شبکه برای حل هندسه مورد نظر از نرم‌افزار انسیس توربوگرید<sup>۱</sup> (نسخه ۱۶) استفاده گردیده است. نرم‌افزار انسیس توربوگرید یکی از نرم‌افزارهای با قابلیت بالا برای شبکه بندی اجسام چرخان می‌باشد. یکی از ویژگی‌های این نرم‌افزار استفاده از ماهیت پرئودیک جریان در مسائلی چون حل جریان در کسکیدهاست که به جای شبکه‌بندی کل کسکید، اقدام به شبکه بندی میدان جریان حول یک پره می‌کند. با توجه به ویژگی‌های قابل توجه این نرم افزار، برای ایجاد شبکه محاسباتی در این تحقیق از این نرم افزار استفاده شده است.

به منظور پرداختن به اندازه های مختلف شکاف نوک پره و آسان تر شدن حل از دو شبکه ساخت یافته بلوک شده استفاده شده است. به علت پیچیدگی که در هندسه وجود دارد دو لایه<sup>۲</sup> مش بین هاب و شروود، در  $42/3\%$  از طول اسپین و  $75/7\%$  از طول اسپین ایجاد شد تا از در هم پیچیده شدن شبکه جلوگیری شود. برای شبکه بندی اطراف پره و نیز میدان حل از شبکه ساخت یافته نوع J استفاده شده است. طبق فایل آموزشی شرکت سازنده نرم افزار این روش شبکه بندی نسبت به سایر روش‌ها، شبکه‌های با کیفیت تری را تولید می‌کند [۹]. برای بهبود اسکیموننس<sup>۳</sup> (چولگی، عدم تقارن) از فاکتور عرض  $0/5$  همراه با شبکه نوع O برای شبکه بندی استفاده شده است. در این حالت ضخامت لایه بوجود آمده در اطراف پره حدود نصف ضخامت پره خواهد بود. برای بخش بین نوک پره و شروود از توپولوژی نامنطبق<sup>۴</sup> نوع H استفاده شده است.

<sup>۱</sup>ANSYS TurboGrid

<sup>۲</sup> Layer

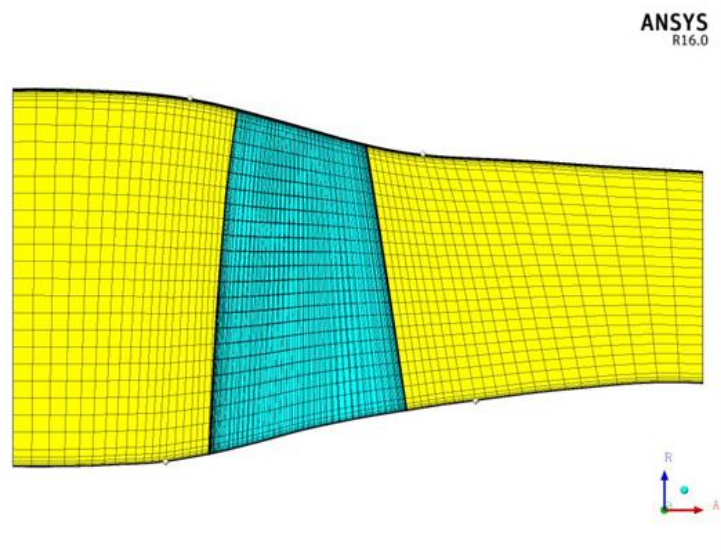
<sup>۳</sup> Skewness

<sup>۴</sup>Not Matching

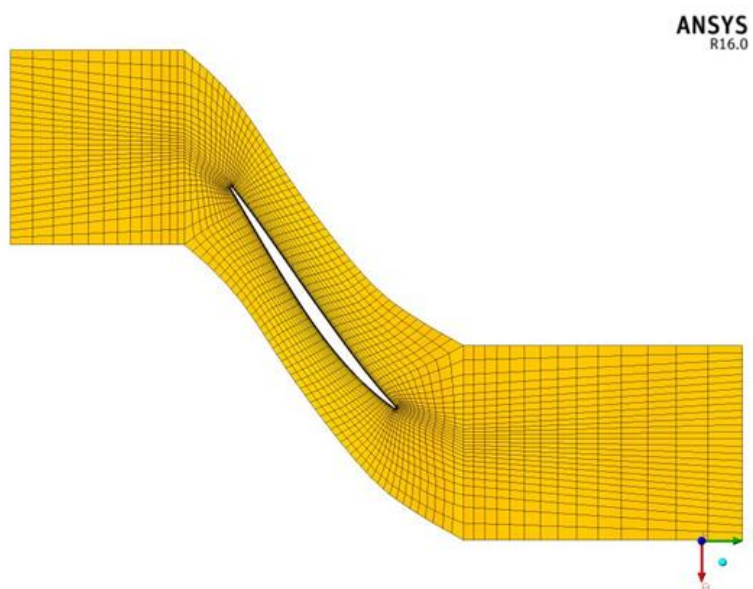


برای کنترل پالایش لایه مرزی<sup>۱</sup> و محاسبات در نزدیکی دیوار از روش نرمال شده<sup>۲</sup> به عنوان مشخصه اندازه المان در نزدیکی دیوار<sup>۳</sup> استفاده شده است.

شبکه بندی محاسباتی به کار گرفته شده در این شبیه سازی در شکل (۶) و (۷) نشان داده شده است. شکل (۶) نمایی از صفحه نصف النهری و شکل (۷) نمای پره به پره شبکه بندی مقاله حاضر را نشان می دهد.



شکل ۶- نمای صفحه نصف النهری شبکه بندی محاسباتی



شکل ۷- نمای پره به پره شبکه بندی محاسباتی

<sup>1</sup> Boundary Layer Refinement Control

<sup>2</sup> Normalized Method

<sup>3</sup> Near Wall Element Size

برای رسیدن به یک حل قابل اطمینان نیاز است که بحث استقلال از شبکه در مورد تحلیل دامنه حل جریان صورت بگیرد. برای بررسی استقلال از شبکه از روش  $GCI^1$  استفاده شد که طبق این روش در میدان حل سه نوع شبکه بندی مختلف با ابعاد درشت<sup>۲</sup>، متوسط<sup>۳</sup> و ریز<sup>۴</sup> ایجاد گردید. ابعاد شبکه‌ها در هر مرحله ریزتر شدن، باید از قاعده ای که در این روش وجود دارد، پیروی کند. طبق این روش ابعاد شبکه‌ها در هر مرحله توسط رابطه (۵) تعیین می‌شوند [۱۰]:

$$h_i = \left[ \frac{1}{N_i} \sum_{i=1}^n V_i \right]^{\frac{1}{3}} \quad (5)$$

طبق این روش ابعاد مش‌ها در هر مرحله باید به گونه‌ای باشد که رابطه (۶) برقرار باشد:

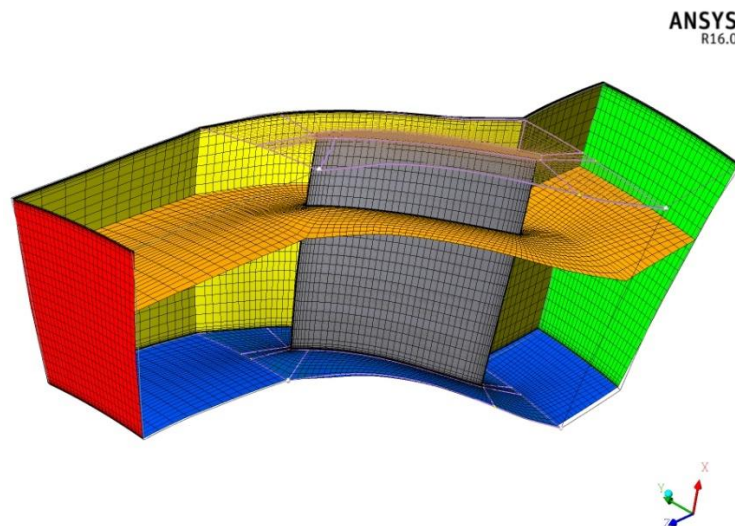
$$\frac{h_i}{h_{i+1}} > 1.3 \quad (6)$$

با توجه به رابطه فوق، با مشخص بودن تعداد مش‌های درشت، می‌توان تعداد مش‌های با ابعاد متوسط و ریز را با استفاده از رابطه (۷) تعیین کرد:

$$N_{i+1} > N_i \times 1.3^3 \quad (7)$$

با در نظر گرفتن رابطه فوق تعداد مش‌های ۷۹۷۰۸ (شبکه بندی درشت)، ۱۶۰۳۷۸ (شبکه بندی متوسط) و ۳۶۴۹۷۰ (شبکه بندی ریز) برای حالت لقی نوک استاندارد ایجاد شده است.

در شکل (۸) تصویری از شبکه بندی میدان حل پره روتور ۳۷ ناسا و در شکل (۹) نمای شبکه بندی از یک استیج پره روتور ۳۷ ناسا نشان داده شده است.



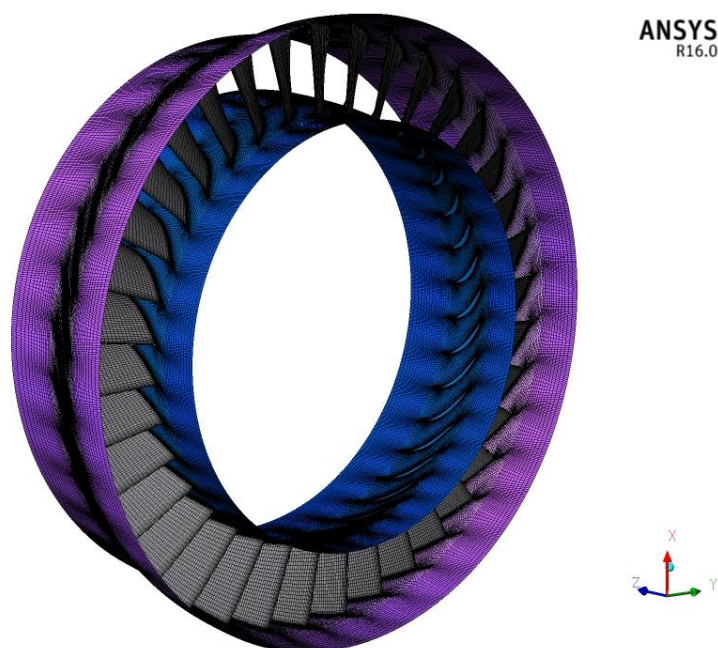
شکل ۸-نمایی از شبکه بندی میدان حل پره روتور ۳۷ ناسا در نرم افزار TurboGrid

<sup>1</sup> Grid Convergence Index

<sup>2</sup> Coarse

<sup>3</sup> Medium

<sup>4</sup> Fine



شکل ۹- نمای شبکه بندی از یک استیج پره روتور ۳۷ ناسا در نرم افزار TurboGird

علاوه بر این برای توصیف لقی‌های نوک مختلف از شبکه بندی متوسط با تعداد مش های ۱۶۷۱۰۴ برای لقی نوک ۰/۴٪، ۱۶۹۹۴۴ برای لقی نوک ۱٪ و ۱۷۲۷۸۴ برای لقی نوک ۲٪ استفاده گردید. تعداد نودها<sup>۱</sup> (گره ها) در مش- سه بعدی<sup>۲</sup> برای کل دامنه، گذرگاه، ورودی و خروجی شبکه بندی های ایجاد شده برای مقاله حاضر در جدول (۲) و تعداد المان<sup>۳</sup> (عنصر) در مش-سه بعدی برای کل دامنه، گذرگاه، ورودی و خروجی شبکه بندی های ایجاد شده برای مقاله حاضر در جدول (۳) مشخص شده است.

جدول ۲- تعداد نودها در مش-۳ بعدی برای اندازه های لقی نوک مختلف پره

اندازه لقی نوک بر اساس اسپین	نوع شبکه بندی	تعداد شبکه هدف	تمام دامنه جریان	گذرگاه جریان	ورودی جریان	خروجی جریان
0.5%	Coarse	65000	88961	64736	11628	12597
0.5%	Medium	145000	174364	136200	18424	19740
0.5%	Fine	320000	388924	312186	38369	38369
0.4%	Medium	145000	181508	141720	19208	20580
1%	Medium	145000	184388	144600	19208	20580
2%	Medium	145000	187268	147480	19208	20580

<sup>1</sup> Noods

<sup>2</sup> 3D-Mesh

<sup>3</sup> Element

جدول ۳- تعداد المان در مش-۳ بعدی برای اندازه های لقی نوک مختلف پره

اندازه لقی نوک بر اساس اسپین	نوع شبکه بندی	تعداد شبکه هدف	تمام دامنه جریان	گذرگاه جریان	ورودی جریان	خروجی جریان
0.5%	Coarse	65000	79708	59008	9900	10800
0.5%	Medium	145000	160378	126844	16146	17388
0.5%	Fine	320000	364970	295850	34560	34560
0.4%	Medium	145000	167104	132112	16848	18144
1%	Medium	145000	169944	13452	16848	18144
2%	Medium	145000	172784	137792	16848	18144

#### ۳-۴- روش تحلیل عددی و روابط حاکم

مدل سازی فیزیک جریان برای ردیف پره های کمپرسور شامل انتخاب یک مجموعه از معادلات حاکم و تخصیص شرایط مرزی مناسب و برای جریان ویسکوز آشفته، انتخاب مدل آشفته مناسب برای انجام معادلات حاکم می باشد.

جهت تحلیل رفتار جریان برای تمام جریان ها، معادلات بقای جرم و مومنتم حل می شود. برای جریان های تراکم پذیر یا شامل انتقال حرارت، معادلات بقای انرژی نیز حل می شوند. معادلات مدل سازی اغتشاشی نیز زمانی که جریان آشفته باشد، استفاده می شوند. در مقاله حاضر، علاوه بر معادلات مومنتم، بقای جرم و انرژی، با توجه به مغشوش بودن جریان، معادلات اغتشاش نیز حل شده است. در این راستا، حل عددی سه بعدی میدان جریان کمپرسور با استفاده از کد تجاری نرم افزار ANSYS-CFX(V16.0) و به روش حجم محدود انجام شده است. این کد قابلیت حل جریانات تراکم پذیر سه بعدی با در نظر گرفتن همه ملاحظات مانند مدل های مختلف توربولانس و اعمال شرایط مرزی دلخواه و ... را دارا می باشد.

#### ۳-۴-۱- مدل سازی آشفته گی جریان

برای شبیه سازی جریان حول پره روتور ۳۷ در این گزارش از مدل توربولانسی  $k-\varepsilon$  برای شبیه سازی آشفته گی استفاده شده است. یکی از متداول ترین مدل های دو معادله ای در حل جریان آشفته مدل  $k-\varepsilon$  می باشد. مدل  $k-\varepsilon$  معروفترین مدل دو معادله ای می باشد زیرا درک آن آسانتر و استفاده از آن در برنامه نویسی ساده تر می باشد. مدل  $k-\varepsilon$  استاندارد، یک مدل نیمه تجربی است که بر مبنای معادلات انتقالی مدل شده انرژی جنبشی آشفته گی  $k$  و نرخ اضمحلال آن،  $\varepsilon$  بیان شده است. در مسیر توسعه مدل  $k-\varepsilon$  استاندارد، فرض بر این است که جریان تماماً آشفته می باشد و از تأثیرات ویسکوزیته مولکولی چشم پوشی شده است.

k انرژی جنبشی آشفتگی است و به عنوان واریانس نوسانات<sup>۱</sup> در سرعت تعریف شده است. مدل k-ε دو متغیر جدید را به سیستم معادلات معرفی می کند. معادله پیوستگی عبارت است از:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad (8)$$

و معادله مومنتوم از رابطه زیر به دست می آید:

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = -\frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu_{eff} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_M \quad (9)$$

که در آن  $S_M$  مجموع نیروهای بدنه (جسم) است،  $\mu_{eff}$  ویسکوزیته مؤثر مختص آشفتگی است، و  $p'$  فشار اصلاح شده است که در رابطه (۱۰) زیر تعریف می شود:

$$p' = p + \frac{2}{3} \rho k + \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \quad (10)$$

که ترم آخر در معادله (۱۰) یعنی  $\frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial U_k}{\partial x_k}$ ، در برگیرنده اختلاف سرعت است. این ترم در نرم افزار ANSYS CFX نادیده گرفته شده است، اگرچه این فرض تنها برای سیالات تراکم ناپذیر به شدت درست است. مدل k-ε، شبیه مدل صفر معادله ای، بر اساس مفهوم ویسکوزیته اِدی (گردابی) است، به طوری که:

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (11)$$

که در آن  $\mu_t$  ویسکوزیته آشفتگی است. مدل k-ε فرض می کند که ویسکوزیته توربولانس به انرژی جنبشی آشفتگی و اضمحلال از طریق رابطه (۱۲) مرتبط شده است:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (12)$$

که در آن  $C_\mu$  ثابت و مقدار آن برابر با ۰/۰۹ است.

معادله انتقالی مدل شده انرژی جنبشی آشفتگی k و نرخ اضمحلال آن ε به صورت دو معادله انتقالی تعریف می شود. مقادیر k و ε به طور مستقیم از معادلات دیفرانسیلی انتقال برای انرژی جنبشی توربولانس و نرخ اضمحلال آشفتگی آمده است به صورت معادله های (۱۳) و (۱۴) بیان می شوند:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \varepsilon + P_{kb} \quad (13)$$

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon + C_{\varepsilon 1} P_{\varepsilon b}) \quad (14)$$

در این معادلات  $C_{\varepsilon 1}$ ،  $C_{\varepsilon 2}$  و  $\sigma_\varepsilon$  ثابت های مدل آشفتگی k-ε و  $\sigma_k$  ثابت مدل آشفتگی برای معادله k است. این ثابت ها و ضرایب آخر یا همان پنج ثابت تجربی در این روابط در جدول (۴) آورده شده است.

<sup>1</sup>Variance of the Fluctuations

در این معادلات  $P_{kb}$  و  $P_{eb}$  بیانگر نفوذ (تأثیر) نیروهای شناوری هستند که در زیر توضیح داده شده‌اند.  $P_k$  نیز بیانگر تولید توربولانس تحت تأثیر نیروهای ویسکوز است که با استفاده از رابطه (۱۵) مدل شده است:

$$P_k = \mu_t \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left( 3\mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (15)$$

برای جریان تراکم ناپذیر،  $(\partial U_k / \partial x_k)$  کوچک است و ترم دوم در سمت راست معادله (۱۵) کمک قابل توجهی به تولید نمی‌کند. برای جریان تراکم پذیر،  $(\partial U_k / \partial x_k)$  تنها در مناطق با واگرایی سرعت بالا، به عنوان مثال در شوک‌ها، بزرگ است. ترم  $3\mu_t$  در معادله (۱۵) براساس فرض "استرس منجمد"<sup>۱</sup> است [۱۱]. این فرض از این‌که مقادیر  $k$  و  $\varepsilon$  از طریق شوک‌ها بیش از حد بزرگ شوند جلوگیری می‌کند، موقعیتی که به تدریج بدتر می‌شود به عنوان مش در شوک‌ها تصفیه شده است. پارامتر تولید تراکم می‌تواند برای مجموع مقدار فاکتور در مقابل  $\mu_t'$  مورد استفاده قرار گیرد، همان‌طور که نشان داده شده مقدار پیش فرض ۳ است. مقدار ۱ رفتاری مشابه CFX-4 را ارائه خواهد داد. به منظور جلوگیری از تجمع انرژی جنبشی اغتشاش در مناطق ایستا، دو محدود کننده تولید در نرم افزار CFX در دسترس هستند که به دلیل اینکه خارج از موضوع این مقاله می‌باشد به آن پرداخته نشده است.

#### ۴-۳-۲- بازده آیزنتروپیک کمپرسور

بازده آیزنتروپیک کمپرسور با توجه به دبی جرمی به صورت معادله (۱۶) تعریف شده است [۱۲]:

$$\eta = \frac{(Rpi)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{(Rti) - 1} \quad (16)$$

که در این معادله  $Rpi$ ، نسبت فشار توتال،  $Rti$ ، نسبت دمای توتال و  $\gamma$  نسبت گرمای ویژه و برابر با ۱٫۴ است.

#### ۴-۳-۳- روش تحلیل عددی و شرایط مرزی

برای حل عددی از نرم افزار Ansys CFX که مناسب توربوماشین‌ها است استفاده گردید. نوع آنالیز در این پژوهش حل پایدار (دائمی)<sup>۲</sup> می‌باشد. سرعت از نوع دورانی (چرخشی) و مقدار آن برابر با ۱۷۱۸۸/۶۵- دور بر دقیقه تعیین گردید. برای شرایط مرزی که در این شبیه سازی استفاده شده است، به این صورت می‌باشد که در ورودی کمپرسور مقادیر دما و فشار توتال وارد می‌شوند. همچنین جهت جریان در ورودی به صورت عمود بر سطح ورودی و بدون پیش چرخش فرض شده است.

#### جدول ۴- ضرایب ثابت مدل آشفتگی k-ε [۹]

پارامتر	$\sigma_k$	$\sigma_\varepsilon$	$C_\mu$	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$
مقدار	1.0	1.3	0.09	1.44	1.92

<sup>1</sup> Frozen Stress

<sup>2</sup> Steady State

در شرط مرزی خروجی نیز فشار استاتیکی تعیین می‌گردد. شرط مرزی دیواره های ثابت و چرخان به صورت آدیاباتیکی و شرط عدم لغزش برای سرعت بر روی سطوح فرض شده است. نکته قابل توجه اینکه چون کمپرسور تقارن محوری دارد، برای شبیه سازی ردیف پره کافی است یکی از پره ها مدل شده و پس از حل میدان جریان برای آن، این حل را به وسیله شرط مرزی Periodic به سایر پره ها تعمیم داد. سیال عامل در این تحقیق گاز ایده آل انتخاب شد. فشار مرجع صفر و فشار توتال جریان ورودی ۱ اتمسفر و دمای توتال جریان ورودی ۲۸۸/۱۵ درجه کلوین و جهت جریان طبیعی به مرز انتخاب گردید. در ورودی جریان شدت آشفتگی متوسط انتخاب گردید. شدت آشفتگی متوسط در نرم افزار ANSYS CFX برابر با ۰.۵٪ است. در شدت آشفتگی متوسط شدت آشفتگی ۰.۵٪ و نسبت ویسکوزیته  $\mu_t/\mu$  برابر با ۱۰ است. طبق راهنمای نرم افزار گزینه شدت آشفتگی متوسط زمانی که هیچ گونه اطلاعاتی در مورد توربولانس ورودی در دسترس نباشد توصیه می‌شود [۹].

فشار استاتیکی جریان خروجی نیز در هر نوبت برای دسترسی به نتایج متفاوت مورد تغییر واقع شد. در جدول (۵) شرایط مرزی استفاده شده برای شبیه سازی در این مقاله داده شده است.

#### ۴-۳-۱- همگرایی حل

از آن جا که حل عددی معادلات جبری استخراج شده توسط روش‌های مبتنی بر تکرار انجام می‌پذیرد، میزان تکرار مورد نظر برای همگرایی بایستی مشخص شود. در این صورت نرم افزار با تعداد تکرار مورد نظر حل را متوقف می‌نماید. میزان تکرار مورد نظر برای همگرایی بایستی مشخص شود. در این صورت نرم افزار با تعداد تکرار مورد نظر حل را متوقف می‌نماید. شایان ذکر است در صورتیکه قبل از میزان تکرار مورد نظر، پاسخ‌ها با دقت مورد نظر به دست آیند، روند حل متوقف خواهد شد. در این تحقیق کنترل همگرایی، ماکزیمم تکرار ۷۰۰ در نظر گرفته شد. این بدان معناست که حل معادلات نهایتاً تا ۷۰۰ تکرار ادامه خواهد داشت.

#### جدول ۵- شرایط شبیه سازی و مرزی

مرز	موقعیت	نوع مرز	تاثیر دیوار بر جریان	زبری دیوار	انتقال حرارت	نوع قاب
پره	پره	دیوار	عدم لغزش دیوار	دیوار صیغلی	آدیاباتیکی	دوار
هاب	گذرگاه هاب، بلوک داخلی و خارجی هاب	دیوار	عدم لغزش دیوار	دیوار صیغلی	آدیاباتیکی	دوار
شروود	گذرگاه شروود، بلوک بیرونی و داخلی شروود	دیوار	عدم لغزش دیوار	دیوار صیغلی	آدیاباتیکی	دوار
<b>مشخصات جریان و دما</b>						
ورودی	بلوک داخلی، جریان داخلی	ورودی	فشار کل: ۱ اتمسفر، جهت جریان: نرمال به شرایط مرز، دمای کل: ۲۸۸،۱۵ کلوین شدت توربولانس: متوسط = (اغتشاش ۰.۵٪) رژیم جریان: مادون صوت			ثابت
خروجی	بلوک بیرونی، جریان بیرونی	خروجی	فشار استاتیکی: متغیر رژیم جریان: مادون صوت			ثابت

برای رسیدن به یک همگرایی موفق، انتخاب مقیاس زمانی نقش مهمی را ایفا می کند. برای تنظیم مقیاس زمانی در این تحقیق از روش مقیاس زمانی خودکار استفاده شده است. در این روش حل گر مقدار مقیاس زمانی را براساس شرایط مرزی و شرایط اولیه و طول مشخصه یا حل موجود محاسبه می کند. همگرایی زمانی حاصل می شود که تغییرات در متغیرهای حل از یک تکرار به تکرار دیگر قابل چشم پوشی باشد برای این که بتوان تغییرات یک کمیت را در طول زمان حل بررسی کرد از اختلاف هر کمیت در تکرار نسبت به تکرار بعدی که باقیمانده نام دارد استفاده می شود. باقیمانده متغیرها مکانیزی برای بررسی این روند فراهم می کند. در این تحقیق به منظور تعیین زمان توقف محاسبات باقیمانده نوع  $RMS^1$  با دقت  $1/0.00001$  برای معیار همگرایی در نظر گرفته شده است.

## ۵- نتایج و تجزیه و تحلیل آن ها

در مقاله حاضر تمام شبیه سازی های عددی در شرایط چوک شده (خفه شده) آغاز شده است و به سمت نقطه نزدیک استال با افزایش تدریجی فشار برگشت (فشار استاتیک جریان خروجی) پیشروی می کنند. مقدار افزایش فشار استاتیک جریان خروجی در تمامی شبیه سازی ها به گونه ای است که مقدار Normalized Mass Flow از  $0.92$  کمتر نشود زیرا طبق نتایج تجربی کمپرسور در شرایطی که رابطه (۱۷) برقرار شود دچار پدیده استال می شود [۷].

$$\dot{m}/\dot{m}_{choke} < 0.92 \quad (17)$$

پیش بینی نزدیک به نقطه استال به عنوان آخرین وضعیت پایدار قبل از نوسان در پارامترهای جریان در نظر گرفته می شود. همچنین بالاترین مقدار نسبت فشار پیش از پدیده استال که از مهمترین پارامترها در کمپرسورها می باشد در پیش بینی نزدیک به نقطه استال به دست می آید. در این قسمت از مقاله قبل از انجام تحلیل ها ابتدا بررسی استقلال حل از شبکه انجام شده است. برای تحقق این امر برخی مشخصات عملکردی روتور ۳۷ در شرایط طراحی آن، شامل پارامترهای مورد نظر برای هر سه شبکه بندی تولید شده استخراج و مورد بررسی قرار گرفته شد. پس از بررسی نتایج و اطمینان از استقلال حل از شبکه، یک شبکه بندی به عنوان مبنای محاسبات انتخاب گردید. برای صحت سنجی نتایج، از داده های موجود در مرجع شماره [۷] استفاده شد. در انتها نتایج اثر لقی نوک پره با ۳ اندازه متفاوت نسبت به شرایط طراحی بر عملکرد کمپرسور جریان محوری استخراج و بررسی گردید.

### ۵-۱- بررسی استقلال حل از شبکه

در شبیه سازی عددی اطمینان از اینکه شبکه بندی انجام شده موجب نتایج صحیح خواهد شد خیلی مهم است. برای اعتماد به نتایج باید حل، مستقل از مش باشد. برای بررسی و تخمین دقت نتایج حاصل از شبیه سازی عددی می بایست فرآیند آنالیز حساسیت به شبکه برای هر یک از پارامترهای مورد نیاز (نسبت دما، فشار و بازده) انجام شود. در شبیه سازی عددی خطای محاسباتی که با بهبود مش تقلیل می یابد، به عنوان خطای گسسته سازی شناخته می شود.

<sup>1</sup>Root Mean Square



برای به دست آوردن مقدار این خطا روشی توسط مهندسان سیالات بخش ای‌اس‌ام‌ای ۳۸ (ASME38) ارائه شده است. این روش به صورت کلی از همان قاعده برون یابی ریچاردسون<sup>۱</sup> تبعیت می‌کند؛ با این تفاوت که توسط روچ<sup>۲</sup> برای کاربردهای گسترده تری در دینامیک سیالات محاسباتی توسعه داده شد [۱۰]. روش مورد نظر روش معیار همگرایی شبکه GCI نامیده می‌شود که محدوده خطای گسسته سازی را برای متغیرهای مورد نظر در حل عددی مشخص می‌کند. همانطور که مشخص است خطای گسسته سازی به صفر نخواهد رسید و همواره یک مقدار خطا وجود خواهد داشت که روش جی سی آی یک تعریف و میزان مشخص از این خطا و در نتیجه میزان استقلال از مش حل عددی را بیان خواهد کرد. با این حال، مهم است توجه شود که روش GCI با این تعریف، خطاهای مدل‌سازی عمومی، مانند انتخاب شرایط مرزی یا مدل آشفتگی را محاسبه نمی‌کند بلکه تنها خطای به دلیل تجزیه (حل) فضایی ناکافی<sup>۳</sup> را می‌توان با این روش اندازه‌گیری نمود. با این حال ممکن است خطاهای مدل‌سازی از طریق مقایسه نتایج عددی با داده‌های تجربی مشخص شود. برای انجام روش جی سی آی می‌بایست مراحل زیر طی شود [۱۰]:

(۱) ابتدا یک سل، مش یا سائز شبکه (h) به صورت سه بعدی مانند رابطه (۱۸) در نظر گرفته می‌شود:

$$h = \left[ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta V_i \right]^{1/3} \quad (18)$$

که در آن  $\Delta V_i$  حجم سلول<sup>۴</sup>  $\Delta i$ ، و N تعداد کل سلول‌های استفاده شده در دامنه حل محاسبات است. (۲) سه مجموعه مختلف شبکه مشخص انتخاب و پس از شبیه‌سازی مقادیر متغیرهای کلیدی که در مدل‌سازی عددی اهمیت دارند تعیین می‌شوند (برای مثال یک متغیر خروجی مهم که در نتیجه‌گیری نیاز است گزارش می‌شود). باید به این نکته دقت شود که میزان بهبود شبکه با فاکتور r مشخص می‌شود که این فاکتور از رابطه (۱۹) محاسبه می‌شود.

$$r = \frac{h_{coarse}}{h_{fine}} \quad (19)$$

میزان r باید بزرگتر از ۱٫۳ باشد (یک عدد تجربی است).

(۳) در مهم‌ترین قدم پس از تعیین چند پارامتر کلیدی (در پژوهش حاضر این پارامترها عبارتند از نسبت فشار و دبی جرمی)، مشخص می‌نماییم که مرتبه تغییرات این پارامترها براساس تغییرات سائز شبکه چگونه است. به طور مثال اگر مرتبه دقت شبکه‌ای ۲ باشد، انتظار می‌رود با نصف کردن سائز مش، دقت جواب‌ها ۴ برابر شود. برای محاسبه این مقدار از روابط (۲۰)، (۲۱) و (۲۲) استفاده می‌شود.

$$p = \frac{\ln(\varphi_{32}/\varphi_{21})}{\ln(r)} \quad (20)$$

$$\varphi_{21} = f_2 - f_1 \quad (21)$$

$$\varphi_{32} = f_3 - f_2 \quad (22)$$

که در این روابط p همان مرتبه تغییرات پارامترها و f پارامتر مورد نظر است.

<sup>1</sup> Richardson

<sup>2</sup> Roach

<sup>3</sup> Insufficient Spatial Resolution

<sup>4</sup> Cell

در قدم آخر باید به ازای مرتبه  $p$  تغییرات، یک خطای نسبی تقریبی ( $e_{21}$ ) محاسبه شود تا به به وسیله آن فاکتور استقلال از شبکه ( $GCI_{fine}$ ) به دست آید که برای محاسبه این مقادیر از روابط (۲۳) و (۲۴) استفاده می شود. هرچقدر مقدار فاکتور استقلال از شبکه کوچک تر باشد، پاسخ های به دست آمده وابستگی کمتری به شبکه بندی صورت گرفته خواهند داشت.

$$e_{21} = \left| \frac{f_1 - f_2}{f_1} \right| \quad (23)$$

$$GCI_{fine} = \frac{1.25e_{21}}{r^p - 1} \quad (24)$$

برای بررسی موارد فوق ابتدا از اطلاعات به دست آمده از سه شبکه بندی موجود، در حالتی که فشار استاتیک خروجی ۱۲۸۰۰۰ پاسکال در نظر گرفته شده، استفاده می شود تا بحث استقلال از شبکه مورد بررسی قرار گیرد. با توجه به پارامترهایی که قبلاً توضیح داده شده اند، لازم به یادآوری است که دمای کلی ورودی برابر ۲۸۸/۱۵ درجه کلوین و فشار کلی ورودی برابر با ۱ اتمسفر در نظر گرفته شده است. در جدول شماره (۶) محاسبات مربوط به استقلال شبکه از حل آمده است. لازم است در این قسمت به مقادیر  $N$  دقت شود. در جدول شماره (۶) محاسبات مربوط به استقلال شبکه از حل با استفاده از معادلات (۱۸) تا (۲۴) آمده است و با توجه به مقادیر کمی که برای  $GCI$  برای مدل اغتشاش  $k-\epsilon$  محاسبه شده است نشان دهنده ی عدم وابستگی حل به شبکه می باشد و می توان این گونه استنباط کرد که با ریزتر کردن مش، جواب های به دست آمده تغییر چندانی نخواهند کرد.

جدول ۶- نتایج حاصل از بررسی استقلال از شبکه

	$f = \text{Total Pressure Ratio}$	$f = p_{t,out}$	$f = T_{t,out}$
$N_1, N_2, N_3$	۳۶۴۹۷۰،۱۶۰۳۷۸،۷۹۷۰۸	۳۶۴۹۷۰،۱۶۰۳۷۸،۷۹۷۰۸	۳۶۴۹۷۰،۱۶۰۳۷۸،۷۹۷۰۸
$r_{21}$	۱،۳	۱،۳	۱،۳
$r_{32}$	۱،۳	۱،۳	۱،۳
$f_1$	۲،۰۸۷۴	۲۱۱۴۷۲	۳۶۵،۷۶۲
$f_2$	۲،۰۸۰۳	۲۱۰۷۴۵	۳۶۶،۱۹۵
$f_3$	۲،۰۶۲۳	۲۰۸۹۲۷	۳۶۷،۱۷۶
$p$	۳،۵۴۶	۳،۴۹۳	۳،۱۱۷
$e_a^{21}$	۰،۳۴۰۱٪	۰،۳۴۳۸	۰،۱۱۴۸
$GCI_{fine}^{21}$	۰،۲۷۶۹٪	۰،۲۸۶۴٪	۰،۱۱۶۹٪

همچنین شکل (۱۰) مقایسه نسبت فشار<sup>۱</sup> بر حسب دبی نرمال شده<sup>۲</sup> و شکل (۱۱) مقایسه بازده آیزنتروپیک<sup>۳</sup> بر حسب دبی نرمال شده برای شبکه بندی های موجود را نشان می دهد. همانطور که در این دو شکل مشخص است نتایج به دست آمده با سه نوع شبکه بندی مختلف تفاوت چندانی با یکدیگر ندارند.

با توجه به مبحث مستقل بودن حل از شبکه که در این بخش به اثبات رسید می توان شبکه بندی با سایز متوسط را به عنوان مبنای محاسبات انتخاب کرد تا نتایج آن با نتایج به دست آمده از آزمایش های تجربی مقایسه گردد و نیز تاثیر اندازه لقی نوک پره به روی عملکرد کمپرسور مورد بررسی قرار گیرد.

### ۵-۲- اعتبارسنجی نتایج به دست آمده از تحلیل عددی

حل هایی که از روش هایی عددی به دست می آیند همواره قابل اعتماد نیستند و بایستی نتایج حتما با داده های تجربی<sup>۴</sup> مقایسه شوند تا صحت حل اثبات گردد. به همین دلیل نتایج به دست آمده از داده های عددی با داده های تجربی موجود [۷] مقایسه گردید.

شکل (۱۲) مقایسه نسبت فشار و مقایسه بازده آیزنتروپیک کلی محاسبه شده برای پره با لقی نوک ۰.۵٪ اسپین با داده های تجربی را نشان می دهد. دبی جرمی محاسبه شده از حل عددی و داده های تجربی با استفاده از دبی جرمی خفگی (چوک) نرمال سازی شده است. همان گونه که در نمودار شکل (۱۲) مشخص است شبیه سازی عددی پژوهش حاضر نسبت فشار را در تطابق بسیار خوبی با داده های تجربی پیش بینی کرده است اما با توجه به نمودار شبیه سازی عددی بازده را کمی پایین تر از واقعیت برآورد کرده است.

### ۵-۳- بررسی اثر لقی نوک پره بر عملکرد پره کمپرسور روتور ۳۷ ناسا

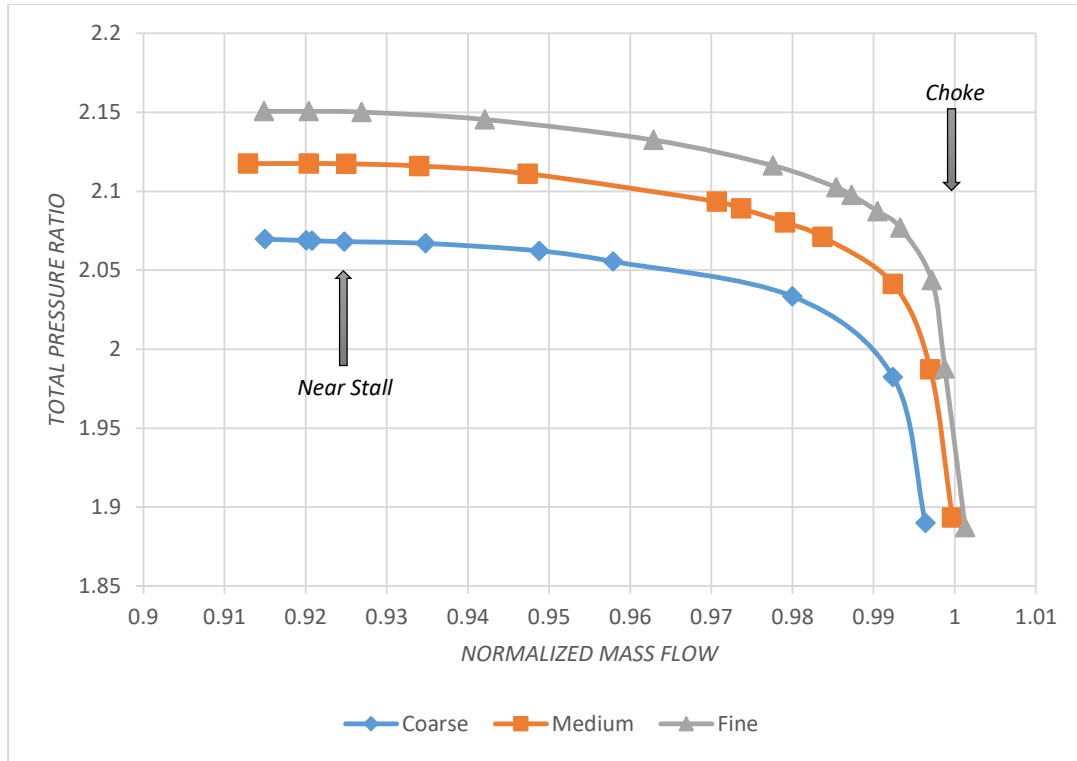
برای پیش بینی اثرات اندازه لقی نوک پره بر عملکرد روتور، همین روند از شبیه سازی ها برای سه اندازه لقی نوک دیگر شامل دو اندازه لقی بیشتر و یک اندازه لقی کمتر از شرایط طراحی شبیه سازی گردید.

<sup>1</sup> Pressure Ratio

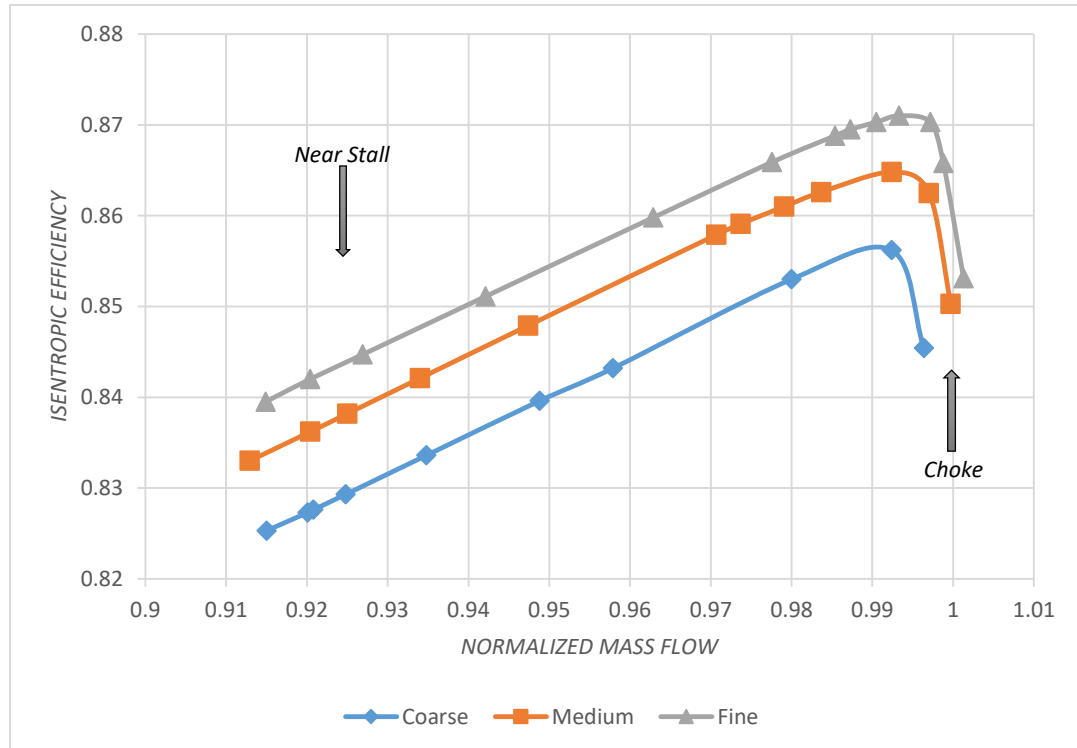
<sup>2</sup> Normalized Mass Flow

<sup>3</sup> Isentropic Efficiency

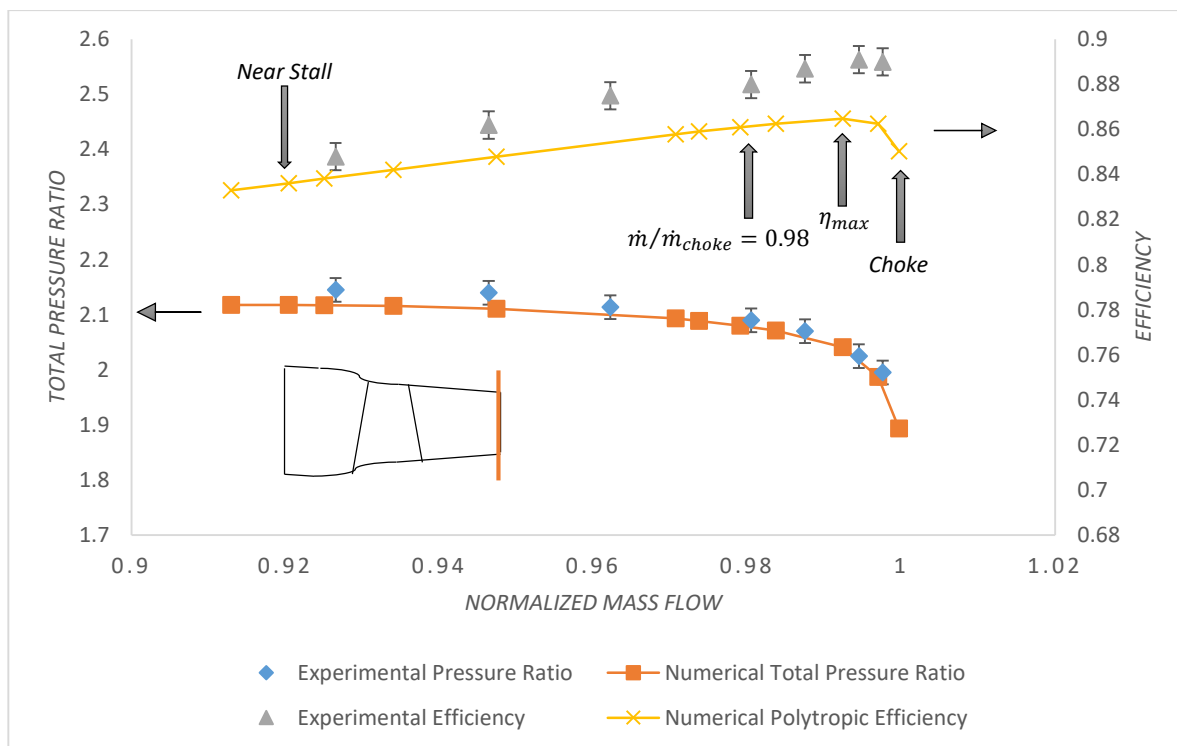
<sup>4</sup> Experimental data



شکل ۱۰- مقایسه نسبت فشار بر حسب دبی نرمال شده برای شبکه بندی های موجود



شکل ۱۱- مقایسه بازده آیزنتروپیک بر حسب دبی نرمال شده برای شبکه بندی های موجود



شکل ۱۲- نمودار مقایسه عملکرد و بازدهی داده های تجربی و حل عددی روتور ۳۷ ناسا

مقدار لقی بیشتر، شامل اندازه فاصله نوک دوبرابر یعنی ۰.۱ اسپن و اندازه فاصله نوک چهار برابر یعنی ۰.۲ اسپن و مقدار لقی کمتر، اندازه فاصله نوک ۰.۸ برابر یعنی ۰.۴/۰ اسپن انتخاب و شبیه سازی ها اجرا گردید. در جدول شماره (۷) مقدار لقی های مختلف نوک پره که در این تحقیق شبیه سازی شده آورده شده است.

#### ۵-۴- مقایسه نتایج اثر اندازه لقی نوک پره بر عملکرد کمپرسور

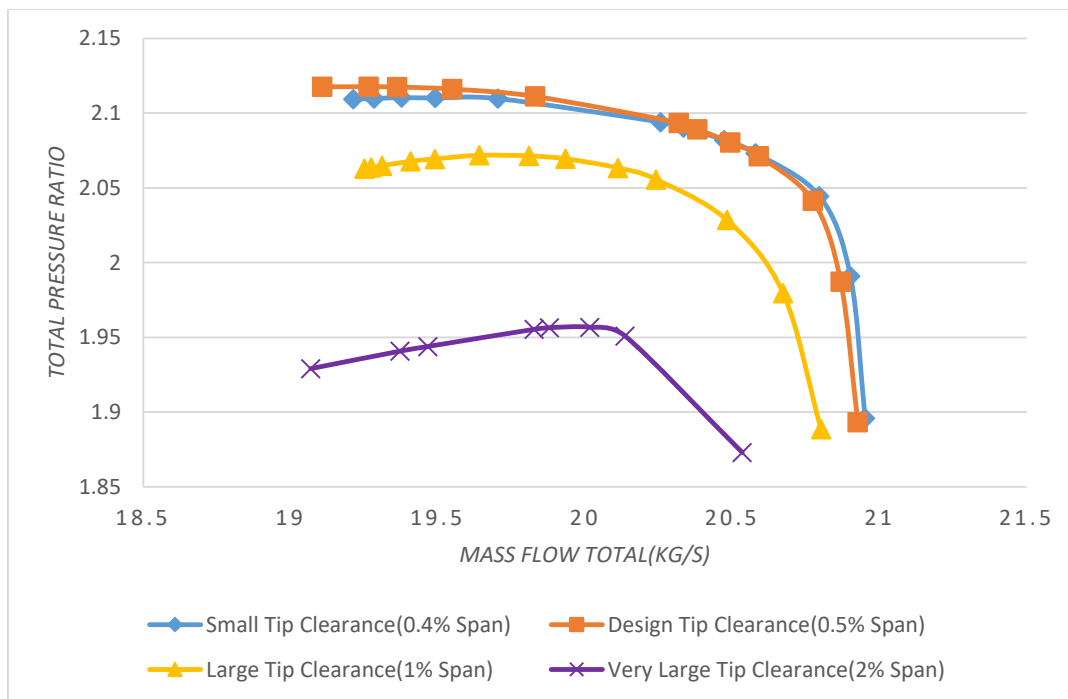
در این قسمت تمامی شبیه سازی های با مقدار لقی متفاوت انجام شده در این مقاله شامل مقدار لقی های کوچکتر و بزرگتر از مقدار طراحی مقایسه شده است. همان طور که در شکل (۱۳) و (۱۴) نشان داده شده است مدل با اندازه لقی نوک کمتر نسبت فشار بزرگتری ایجاد می کند. همچنین راندمان با افزایش لقی تمایل به کاهش دارد. اثر لقی نوک در محدوده عملیاتی قابل توجه است و افزایش شکاف اثرات زیانباری بر محدوده عملیاتی دارد و متناسب با افزایش میزان لقی اثرات زیانبار نیز افزایش می یابد، همچنین کاهش شکاف نسبت به شکاف استاندارد طراحی بررسی شده در این مقاله نشان داد که کاهش لقی نوک نیز بر روی محدوده عملیاتی تاثیر منفی دارد اما میزان تاثیرات منفی آن بسیار کمتر از افزایش لقی نوک است. اثرات منفی لقی نوک بر روی قابلیت افزایش فشار، ثبات و بازدهی (راندمان) منتج به دو جنبه از جریان لقی نوک است؛ انسداد<sup>۱</sup> یا همان ایجاد مانع که یک اثر دینامیک سیال است، و اتلاف<sup>۲</sup> یا همان افت که یک اثر ترمودینامیکی است [۱۳]. علاوه بر این افزایش میزان لقی باعث افزایش در دبی جرمی چوک شده (خفه شده) می شود که این اساساً به دلیل ناحیه جریان افزایش یافته است [۲].

<sup>۱</sup> Blockage

<sup>۲</sup> Loss

جدول ۷- لقی های نوک شبيه سازى شده

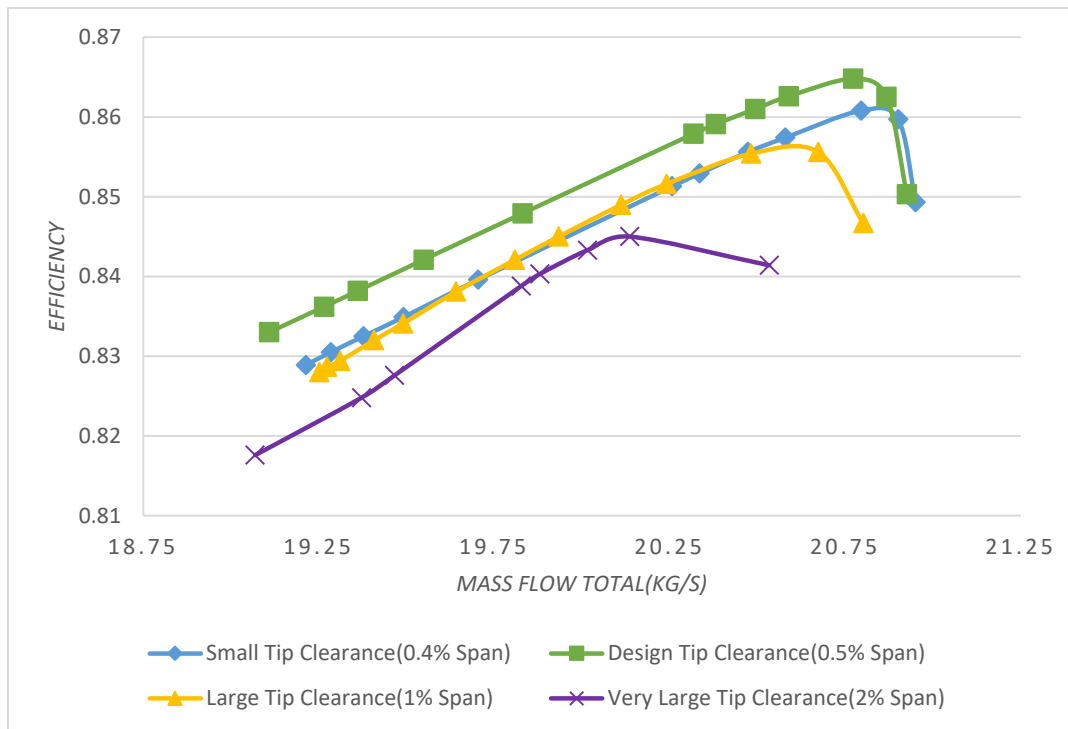
مقدار لقی نوک	اندازه لقی نوک بر اساس اسپن	اندازه لقی بر اساس فاصله
کوچک	0.4%	0.2848(mm)
لقى نوک طراحی	0.5%	0.356(mm)
بزرگ	1%	0.712(mm)
خیلی بزرگ	2%	1.424(mm)



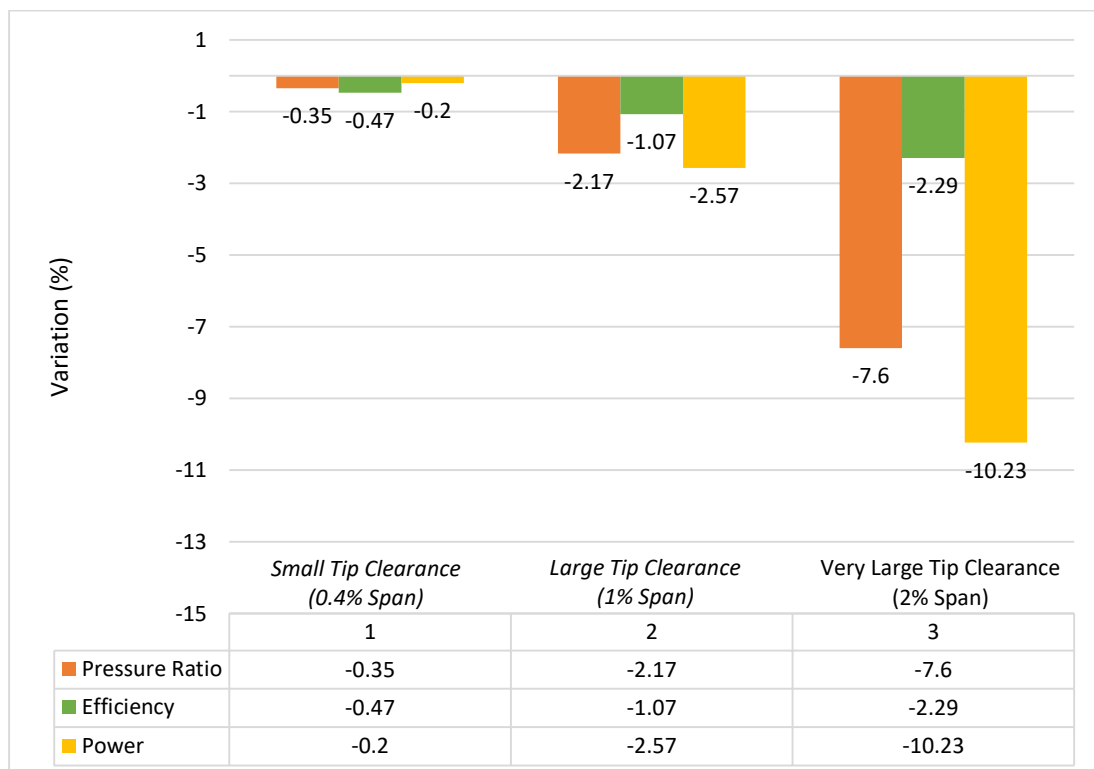
شکل ۱۳- اثر اندازه لقی نوک بر نمودار عملکرد کمپرسور

به منظور درک صحیح از شبيه سازى، نتایج باید تحت حالت مرجع یکسان مقایسه گردد [۲]. در مقاله حاضر این مورد با مقایسه جریان ها در اوج کارایی<sup>۱</sup> مربوطه شان رعایت گردیده است. در شکل (۱۵) نتایج برای لقی نوک ۰/۴٪ اسپن کاهش ۰/۳۵٪ در حداکثر نسبت فشار، افت راندمان ۰/۴۷٪ و کاهش ۰/۲٪ در توان خروجی کمپرسور را هنگامی که لقی نوک ۰/۸ برابر حالت طراحی شده است نشان می دهد. برای لقی نوک ۱٪ اسپن افت راندمان ۱/۰۷٪، کاهش ۲/۱۷٪ در حداکثر نسبت فشار و افت ۲/۵۷٪ در توان خروجی کمپرسور هنگامیکه لقی نوک دوبرابر شده حاصل شده است و همچنین برای لقی نوک ۲٪ اسپن کاهش ۷/۶٪ در حداکثر نسبت فشار، افت راندمان ۲/۲۹٪ و کاهش ۱۰/۲۳٪ در توان خروجی کمپرسور هنگامیکه لقی نوک چهار برابر حالت طراحی شده نمایان است. با توجه به شکل (۱۵) اثرات منفی لقی نوک بر عملکرد کمپرسور جریان محوری به خوبی بیان شده است.

<sup>۱</sup>Peak Efficiency



شکل ۱۴- اثر اندازه لقی نوک بر بازده



شکل ۱۵- تغییرات مشخصات کمپرسور با لقی نوک

## ۶- نتیجه گیری

برای درک فرآیند فیزیکی اثر لقی نوک بر روی عملکرد کمپرسور، یک استیج پره روتور ۳۷ ناسا به روش عددی برای سه اندازه شکاف نوک کوچکتر از شرایط طراحی (۰/۴٪ اسپن) ، شرایط طراحی (۰/۵٪ اسپن) و بزرگتر از شرایط طراحی (۱٪ اسپن) بررسی گردید:

- نتایج نشان داد که محاسبات عددی تطابق نسبتاً خوبی با داده های تجربی موجود دارند.
- نتایج اعتبارسنجی نشان داد که همین رویکرد عیناً می تواند در تحقیقات آینده مورد استفاده قرار گیرد.
- کاهش ۰/۳۵٪ در نسبت فشار حداکثر، افت راندمان ۰/۴۷٪ و کاهش ۰/۲٪ در توان خروجی کمپرسور نتایج لقی نوک ۰/۸ برابر است.
- افت راندمان ۱/۰۷٪، کاهش ۲/۱۷٪ در حداکثر نسبت فشار و افت ۲/۵۷٪ در توان خروجی کمپرسور نتایج لقی نوک دو برابر است.
- کاهش ۷/۶٪ در حداکثر نسبت فشار، افت راندمان ۲/۲۹٪ و کاهش ۱۰/۲۳٪ در توان خروجی کمپرسور نتایج لقی نوک چهار برابر است.
- در این مقاله و برای پره روتور ۳۷ ناسا مشخص گردید که افزایش اندازه لقی نوک پره اثرات زیانباری بر محدوده عملیاتی کمپرسور دارد.
- در این مقاله و برای پره روتور ۳۷ ناسا مشخص گردید که کاهش لقی نوک پره نسبت به مقدار لقی نوک طراحی نیز اثرات زیانباری بر محدوده عملیاتی دارد که البته مقدار این اثرات مضر بسیار کمتر از اثرات افزایش لقی است.
- این مقاله نشان داد که بر خلاف تصور، کاهش مقدار لقی الزاماً سبب بهبود محدوده عملیاتی کمپرسور نمی شود و مقدار مشخصی از اندازه لقی پره که در طراحی تعیین می شود برای کمپرسور نیاز است.

## مراجع

- [1] Bringhenti, C., and Barbosa, J.R., "Effects of Turbine Tip Clearance on Gas Turbine Performance", Proceedings of ASME Turbo Expo Berlin, Germany: Power for Land, Sea and Air, GT2008, (2008).
- [2] Beheshti, B.H., Farhanieh, B., Ghorbanian, K., Teixeira, J.A., and Ivey, P.C., "Numerical Simulation Effects of Blade Tip Clearance Size Effects on Axial Sound Speed Compressors ", 9th Annual Fluid Dynamics Conference, Shiraz University of Technology, Shiraz, Iran, (2005).
- [3] Sheldon, K.E., "Analysis Methods to Control Performance Variability and Costs in Turbine Engine Manufacturing", Master Thesis, Department of Mechanical Engineering, Virginia Polytechnic and State University, (2001).



- [4] Javier, A., Kypuros, K., and Melcher, J., "A Reduced Model for Prediction of Thermal and Rotational Effects on Turbine Tip Clearance", National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, NASA TM 212226, (2003).
- [5] Smith, G. D. J., and Cumpsty, N. A., "Flow Phenomena in Compressor Casing Treatment", ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, pp. 532-541, (1984).
- [6] Chima, R. V., "Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor Rotor", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 120, pp. 131-140, (1998).
- [7] Dunham, J., "CFD Validation for Propulsion System Components", Advisory Group for Aerospace Research & Development, Report 355, France, (1998).
- [8] Reid, L., and Moore, R. D., "Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High-speed Inlet Stages for an Advanced High-pressure-ratio Core Compressor", NASA TP 1337, (1976).
- [9] Ansys Turbo Grid Tutorials, Release 15.0. ANSYS, Inc, (2013).
- [10] Celik, I. B., Ghia, U., Roache, P. J., Freitas, Ch. J. S., Coleman, H., and Raad, P. E., "Procedure for Estimation and Reporting of Uncertainty due to Discretization in CFD Applications", ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 130, No. 7, 078001, (2008).
- [11] CFX Limited, Waterloo, Ontario, Canada, "CFX-TASCFlow Theory Documentation", Section 4.1.2, Version 2.12, (2002).
- [12] Gourdain, N., Wlassow, F., and Ottavy, X., "Effect of Tip Clearance Dimensions and Control of Unsteady Flows in a Multi-stage High-pressure Compressor", ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 134, No. 5, 051005, (2012).
- [13] Bae, J., Breuer, K.S, and Tan, C.S., "Active Control of Tip Clearance Flows in Axial Compressors", Journal of Turbomach, Vol. 127, No. 2, pp. 352-362, (2005).

### فهرست نمادهای انگلیسی

$A_{an}$	: مساحت آنولوس (بین دوایر متحدالمركز)
$e$	: خطای نسبی تقریبی
$f$	: پارامتر
$GCI_{fine}$	: فاکتور استقلال از شبکه
$h$	: سل، مش یا سایز شبکه
$k$	: انرژی جنبشی آشفتگی
$L$	: حالت هندسی اولیه (اصلی) پره (طول پره)
$l_{blade}$	: طول پره
$\dot{m}$	: دبی جرمی ( $kg/s$ )

$\dot{m}_{choke}$	: دبی جرمی خفگی ( $kg/s$ )
$N$	: سرعت دورانی ( $rad/s$ )
$p$	: مرتبه تغییرات پارامترها
$P_{ref}$	: فشار مرجع ( $KN/m^2$ )
$P_{t1}$	: فشار کل ورودی ( $KN/m^2$ )
$P_{t,out}$	: فشار توتال خروجی ( $pa$ )
$r$	: فاکتور میزان بهبود شبکه
$R_{pi}$	: نسبت فشار توتال
$R_{ti}$	: نسبت دمای توتال
$r_{shroud}$	: شعاع داخلی شروود
$r_{rotor}$	: شعاع خارجی روتور
$r_a$	: حالت هندسی اولیه (اصلی) شروود (شعاع داخلی شروود)
$r_0$	: حالت هندسی اولیه (اصلی) روتور (شعاع بدون تنش روتور)
$t$	: زمان
$T_{ref}$	: دمای مرجع ( $k$ )
$T_{t1}$	: دمای کل ورودی ( $k$ )
$T_{t,out}$	: دمای توتال خروجی ( $k$ )
$U_t$	: سرعت نوک روتور ( $m/s$ )
$u_{s1}$	: تغییر شکل شروود به علت تنش های حرارتی
$u_{s2}$	: تغییر شکل شروود به علت اختلاف فشار
$u_{r1}$	: تغییر شکل روتور به علت تنش های حرارتی
$u_{r2}$	: تغییر شکل روتور به علت نیروهای گریز از مرکز
$u_{b1}$	: تغییر شکل پره به علت تنش های حرارتی
$u_{b2}$	: تغییر شکل پره به علت نیروهای گریز از مرکز

### نمادهای یونانی

$\gamma$	: نسبت گرمای ویژه
$\delta$	: لقی کلی نوک پره
$\varepsilon$	: نرخ اضمحلال ادی (گردابه) آشفتگی
$\eta$	: بازده آیزنتروپیک کمپرسور
$\varphi$	: اختلاف پارامتر

**Abstract**

In this paper, using numerical simulations of the Tip Clearance Size Effect of NASA Rotor 37 Blade on Axial Flow Compressor Performance and effective parameters, compressor performance and efficiency in the operating range of compressors are discussed. In this paper, In addition to the Standard design tip clearance the effect of increases and decreases the size of the tip clearance were also studied. For the numerical solution from steady state, compressibility and to simulate turbulent flow k- $\epsilon$  turbulence model was used. In order to validate Independence numerical mesh from the Grid Convergence Index criteria (GCI) was used.

To validate numerical simulations performed in this study, the results of numerical solution were compared with experimental data. Results indicates well Tip Clearance Size Effect On efficiency, power and axial compressor overall performance. Reduce the maximum pressure in the proportion of 0.35%, 0.47% decline in yield and a 0.2% reduction in the power output of the compressor results tip clearance is 0.8.