
	<h2 style="margin: 0;">Journal of Aerospace Defense</h2> <h3 style="margin: 0;">Volume 3, Issue 2</h3> <h3 style="margin: 0;">Summer</h3> <h3 style="margin: 0;">P.P. 97-118</h3>	
---	---	---

Research Paper;

A three-dimensional numerical study of the difference between normal and tandem compressor performance parameters

Alireza Sekhavat ^{*1}
 1. Department of aviation, Amin Police University, Tehran, Iran. **E-mail:** arsb90@gmail.com

Article Information	Abstract
---------------------	----------

Accepted:
2024/05/14
Received:
2024/10/09

Keywords:

compressor, tandem, efficiency, flow rotation angle, pressure ratio

Corresponding Author:
Alireza Sekhavat

Email:
arsb90@gmail.com

Aircraft engine designers have been trying to reduce weight and increase engine efficiency for a long time. One of the passive methods to prevent flow separation, control the boundary layer, increase the pressure ratio, and reduce the weight of the turbine and compressor, is the use of tandem. Tandem improves the performance of the compressor by increasing the rotation angle of the flow and increasing the pressure ratio of the compressor. In this study, the tandem compressor geometry was extracted from the model designed at the NASA Lewis Research Center and a high-quality network was applied to it. In the present study, both rotor and stator have tandem. The software used in this study is CFX 2021, which has been analyzed with the $\kappa-\omega$ SST turbulence model. In this study, the difference between normal and tandem compressors was investigated and finally it was observed that the efficiency of the floor and rotor of the normal compressor is better than that of the tandem compressor. It has also been observed that the compressor stage has increased the pressure ratio by 3% at the nominal speed of the tandem, and this value is 1.5% in the rotor. Further, it was concluded that in the compressor floor, the tandem has increased the pressure ratio by 3%. Then it was concluded that the parameter of attack angle of tandem blade is higher than that of normal blade. The results showed that the tandem increases the angle of attack parameter by 7.7%. In addition, it was observed that the tandem increases the spreading factor in the rotor by 5% and in the stator by 8%. In the end, it was concluded that the tandem improves the performance components by increasing the pressure ratio, reducing the number of floors and finally reducing the weight of the aircraft engine.




فصلنامه علمی دفاع هوافضایی

دوره ۳، شماره ۲

تابستان

صص ۹۷-۱۱۸

مقاله پژوهشی؛ 

مطالعه عددی سه بعدی تفاوت پارامترهای عملکردی کمپرسور عادی و تاندم

علیرضا سخاوت بنیس*

۱. گروه هوایی، دانشگاه علوم انتظامی امین، تهران، ایران. رایانامه: arsb90@gmail.com

اطلاعات مقاله	چکیده
تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۲/۲۵	در این مقاله تفاوت میان کمپرسور عادی و تاندم با حل عددی کمپرسور تاندم در یک مدل توربولانس خاص بصورت سه بعدی بررسی شده و نمودارهای عملکردی، نسبت فشار و ضریب افت استخراج شده‌اند. استفاده از تاندم یکی از روش‌های غیر فعال در جلوگیری از جدایش جریان، کنترل لایه مرزی، افزایش نسبت فشار و کاهش وزن موتور هواگرد است. تاندم با افزایش زاویه چرخش جریان و افزایش نسبت فشار کمپرسور باعث بهبود عملکرد آن می‌گردد. برای حل جریان، از نرم‌افزار $2021CFX$ و مدل توربولانس، $k-\omega SST$ استفاده شده و هندسه کمپرسور تاندم نیز از مدل طراحی شده در مرکز تحقیقات لوئیس ناسا استخراج و شبکه بی‌سازمان بر آن اعمال گردید. نتایج نشان داد که بازده طبقه و روتور کمپرسور عادی بهتر از کمپرسور تاندم است. طبقه کمپرسور در دور نامی تاندم باعث افزایش ۳٪ نسبت فشار و ۱/۵٪ در روتور می‌گردد. همچنین تاندم باعث افزایش ۳٪ نسبت فشار در طبقه کمپرسور و ۷/۷٪ پارامتر زاویه حمله شده و پارامتر زاویه حمله پره تاندم نیز بیشتر از پره عادی است. علاوه بر این مشاهده شد که تاندم میزان فاکتور پخش را در روتور ۵٪ و در استاتور ۸٪ افزایش می‌دهد. در نهایت، تاندم با افزایش نسبت فشار، کاهش تعداد طبقات و در نهایت کاهش وزن موتور هواگرد، باعث بهبود مولفه‌های عملکردی می‌شود.
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۷/۱۸	
کلیدواژه‌ها: کمپرسور، تاندم، بازده، زاویه چرخش جریان، نسبت فشار	
نویسنده مسئول: ایمیل: Arsb90@gmail.com	

استناد: سخاوت بنیس، علیرضا؛ (۱۴۰۳). مطالعه عددی سه بعدی تفاوت پارامترهای عملکردی کمپرسور عادی و تاندم. دفاع هوافضایی، دوره ۳ (شماره ۲)، ۶۴-۹۶.

۱- مقدمه

به کارگیری یک پره، پس از پره اصلی در توربوماشین را تاندم می‌گویند. با وجود تاندم، نسبت فشار در یک طبقه کمپرسور افزایش یافته و بدین صورت می‌توان تعداد طبقات کمپرسور را کاهش داد. تکنولوژی تاندم، با تقسیم بار اعمالی میان پره اصلی و عقبی (تاندم)، باعث افزایش کارایی طبقه کمپرسور می‌شود. در پره و تاندم مورد مطالعه، بار اعمالی به صورت مساوی تقسیم شده است. همچنین تاندم، با کنترل لایه مرزی باعث جلوگیری از جدایش می‌شود. بدین ترتیب ۲ فاکتور اساسی در تاندم را می‌توان این گونه خلاصه نمود: الف) افزایش بار اعمالی طبقه ب) کاهش وزن موتور.

شنیدر و همکاران [۱] مشخصه‌های جریان را برای ردیف پره کمپرسور محوری تاندم را برای زوایای بزرگ خارج از طراحی، مطالعه نمودند. ایرفویل به کار رفته در این مطالعه، $65NACA$ بوده و در نهایت، مشاهده شده که با به‌کارگیری تاندم، می‌توان، کارکرد در زوایای حمله بالاتر را در حالت خارج از طراحی، انتظار داشت. ماناس [۲]، مشخصه‌های هندسی ایرفویل تاندم را در کمپرسور محوری به صورت دو بعدی و به روش حجم محدود بررسی نمود و به این نتیجه دست یافتند که مقدار نسبت فاصله اگر حدود ۲ باشد، ردیف پره حداکثر کارایی را خواهد داشت.

کومار و همکاران [۳]، به مطالعه عددی پره تاندم در حالت طراحی و خارج از طراحی پرداختند سپس داده‌های عددی بدست آمده با نتایج تجربی هم‌خوانی قابل قبولی داشت. نتایج بیان نمود که ضریب پخش در روتور دارای تاندم، بیشتر از روتور عادی است. رفتار فاصله روتور، برهمکنش نشستی نوک روتور با شکاف نازل، عملکرد استاتور و عملکرد روتور و استاتور نیز توسط نامبردگان انجام شد. پان و همکاران [۴] با مطالعه پره‌های روتور مافوق صوت، نسبت به طراحی بهینه و آنالیز تاندم روتور ۳۷ اقدام نمودند و مشاهده نمودند که با افزودن تاندم، بازده کلی به میزان ۱/۶٪ افزایش می‌یابد. حد سرچ نیز به میزان ۲/۷۵٪ بهبود پیدا می‌نماید.

سان و همکاران [۵]، ردیف پره تاندم را برای جریان مافوق صوت طراحی و بررسی نمودند. آن‌ها دریافتند که با بهینه‌سازی هندسه و ضریب چرخش، ضرایب افت فشار کلی و بار کلی به ترتیب به میزان ۴٪ و ۸/۵۸٪ کاهش می‌یابند. کومار و همکاران [۶]، تاثیر فاصله نوک پره را بر روی عملکرد تاندم روتور بررسی نمودند و به این نتیجه دست یافتند که عملکرد تاندم روتور به شدت وابسته به فاصله جلوی نوک پره روتور می‌باشد. فاصله زیاد نوک پره باعث اختلال در افزایش فشار کلی و پایداری پره تاندم می‌شود. کونارت و همکاران [۷]، جریان ثانویه را حول پره تاندم برای کمپرسور محوری بررسی نمودند. آن‌ها به این نتیجه دست یافتند که تاندم باعث ایجاد دو گردابه و احیاناً سه گردابه می‌شود و برهم‌کنش این گردابه‌ها می‌تواند موضوع مهمی در عملکرد پره باشد. بررسی‌ها نشان دادند که تاندم باعث افت بیشتر جریان می‌شود. مور و همکاران [۸]، عملکرد پره هیبرید را به صورت عددی مطالعه نمودند. نتایج حاکی از آن بوده که ترکیب پره عادی و تاندم هم محاسن پره

عادی را دارد و هم محاسن پره تاندم را. چرا که با به کارگیری پره هیبرید، توزیع فشار در نقاط مختلف دهانه، افزایش فشار کلی، فشار استاتیکی و انتروپی، بهبود می‌یابند. پره تاندم باعث افزایش بیشتر نسبت فشار می‌شود در حالی که پره هیبرید عملکرد بهتری در رابطه با واماندگی دارد. چنگ و همکاران [۹]، مکانیزم تاثیر پره‌های کم‌انرژی را در جریان مافوق صوت برای تاندم روتور مطالعه نموده و دریافتند که عملکرد به میزان 0.24% و واماندگی به میزان 5.6% بهبود می‌یابد. کومار و همکاران [۱۰]، آیرودینامیک زاویه عقبگرد را در روتور تاندم برای جریان مادون صوت بررسی نمودند و دریافتند که زاویه عقبگرد باعث بهبود واماندگی شده در حالیکه باعث کاهش میزان بار اعمالی و عملکرد نسبت به پره‌های تاندم عادی می‌شود. لیو و همکاران [۱۱]، از پره تاندم برای افزایش میزان بار اعمالی یک کمپرسور محوری با بار زیاد بهره بردند و مشاهده نمودند که بازده به میزان 1% افزایش می‌یابد آن‌ها دریافتند که حد واماندگی از 16.9% به 22.3% افزایش یافت. بابو و همکاران [۱۲]، طبیعت ناپایدار گردابه‌های ثانویه را برای ردیف پره تاندم روتور برای کمپرسور محوری را بررسی نمودند. آن‌ها دریافتند که جریان عبوری از پره‌ها، دارای انرژی بسیار زیادی بوده که باعث ایجاد گردابه می‌شود. جریان حول پره‌های روتور و استاتور در گام‌های مختلف زمانی به وسیله پارامتر Q بررسی شد. در قسمت روتور، گردابه‌ها بیشتر نزدیک به ریشه بال هستند. با برخورد آشفتگی‌های فراوان روتور با لبه حمله استاتور، گردابه‌های جدا شده طولی به وقوع می‌پیوندند که باعث کاهش عملکرد کمپرسور می‌شوند. موسویان [۱۳] در مطالعه‌ای با عنوان "تغییر یک موتور توربوپن هوایی جهت استفاده در حمل و نقل دریایی" روند تغییر یک موتور توربوپن به موتوری جهت استفاده در حمل و نقل دریایی مورد بررسی قرار داد. نتایج نشان داد بعد از حذف فن از موتور توربوپن، بازده کمپرسور افت می‌کند ولی با نصب پره راهنمای جریان این افت جبران شده و توان تولیدی موتور افزایش می‌یابد. همچنین در ادامه اثر افزایش دمای ورودی به موتور در دو حالت بدون پره راهنمای جریان و پس از نصب آن مورد مطالعه قرار می‌گیرد. بر اساس نتایج به دست آمده در این قسمت پره راهنمای جریان باعث افزایش توان تولیدی و کاهش مصرف ویژه سوخت در حالت‌ها مختلف می‌شود. سخاوت‌بنیس و آقایی طوق [۱۴] تفاوت میان حل عددی عادی و حل عددی FSI را برای کمپرسور تاندم بررسی نمودند و بدین نتیجه دست یافتند که پارامتر زاویه حمله برابر با $1/5$ را می‌شود به عنوان مرز فلاتر پیش‌بینی مشخص کرد. تاندم منجر به افزایش بار وارد شده بر روی پره‌های کمپرسور، کاهش تعداد طبقات کمپرسور و در نهایت کاهش وزن موتور می‌شود. افزودن تاندم به روتور، فرکانس خمش ارتعاشی را ۲ برابر می‌نماید. نائینی و همکاران [۱۷] با عنایت به اینکه سنتز سبز $MOF\text{-on-MOF}$ یک روش موثر برای تهیه فوتوکاتالیست سازگار با محیط زیست با استفاده از چارچوب‌های فلزی-آلی ($MOFs$) است. آنها به عنوان فوتوکاتالیست‌های سازگار با محیط زیست برای تخریب متیلن بلو (MB) با استفاده از نور مرئی مورد بررسی قرار گرفتند. در نهایت نتیجه اینگونه حاصل شد که رادیکال موثر برای تخریب فوتوکاتالیستی MB رادیکال سوپراکسید ($O_2^{\bullet-}$) بود.

چنانچه مشاهده می‌شود، استفاده از پره تاندم در کمپرسورهای محوری آثار مطلوب قابل توجهی دارد؛ اما همچنان لازم است جزئیات بیشتری از تأثیر این پره در عملکرد کمپرسور، به‌ویژه در شرایط خارج از نقطه طراحی و برای مطالعه پارامترهای افت، بررسی شود.

در کار حاضر، نتایج اثر پره تاندم بر عملکرد یک طبقه از یک کمپرسور محوری خاص در شرایط طراحی و خارج از نقطه طراحی بررسی شده و اثر آن بر پارامترهای افت، بررسی شده است. نوآوری مطالعه حاضر بررسی سه‌بعدی کمپرسور تاندم در یک مدل توربولانس خاص می‌باشد. علاوه بر این، روتور کمپرسور با روتور آن مقایسه شده است. مقایسه نمودارهای عملکردی و نسبت فشار روتور و طبقه کمپرسور نیز در مقاله حاضر بررسی شده است. ضریب افت نیز تا به حال برای کمپرسور تاندم بررسی نشده است.

۲- هندسه مسئله

هندسه به کار رفته در این مطالعه، مدل مطالعه شده در مرکز تحقیقاتی لوپس ناسا [۱۵] می‌باشد.

جدول ۱: نکات مربوط به هندسه روتور و تاندم روتور

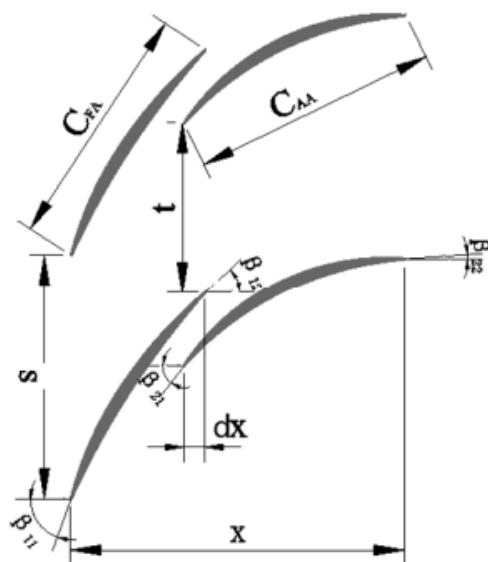
عنوان	مقدار
قطر نوک روتور	حداقل ۳۰ اینچ
نسبت نوک به ریشه	۰/۷ الی ۰/۸
فاکتور پخشندگی نوک روتور	کمتر از ۰/۵۵
استحکام نوک روتور	۱/۴ الی ۱/۵

همچنین موارد ذیل باید در هندسه اشاره شده مورد توجه قرار گیرند:

(الف) پره راهنمای ورودی در هندسه نداریم. (جریان ورودی محوری)

(ب) خروج جریان به صورت محوری در خروجی استاتور.

(ج) پره به صورت دو کمان دایروی می‌باشد.

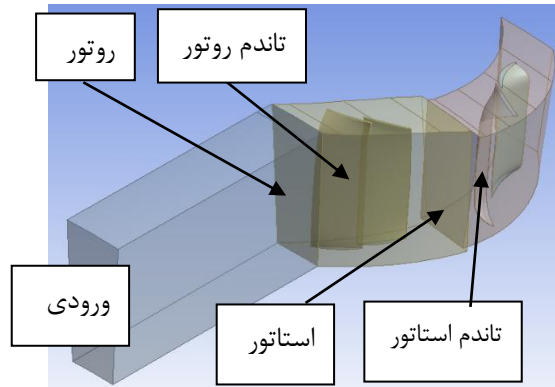


شکل ۲: هندسه طبقه دارای تاندم

جدول ۲: مشخصات هندسی طبقه تاندم

معادله	عنوان
$\varphi_{FA} = \beta_{11} - \beta_{12}$	وتر ایرفویل جلویی
$\varphi_{AA} = \beta_{21} - \beta_{22}$	وتر ایرفویل عقبی
$\varphi_{OV} = \beta_{11} - \beta_{22}$	وتر کلی
$C_{eff} = (1 - 0.5 * AO) * s$	وتر متوسط
$\sigma_{eff} = C_{eff} / s_{eff}$	صلبیت موثر
$AO = dx / x$	همپوشانی محوری
$PP = t / s$	درصد گام

سپس هندسه مورد نظر در سه بعد به صورت زیر رسم شد:



شکل ۲: هندسه رسم شده روتور، تاندم روتور، استاتور و تاندم استاتور مورد مطالعه در سه بعد

همان گونه که در شکل ۲ مشاهده می شود، ورودی جریان مشخص شده است. سپس جریان به روتور اصلی و سپس به تاندم آن برخورد می نماید. بعد از آن جریان به مسیر خود ادامه می دهد تا استاتور و سپس به تاندم آن برخورد نماید.

۳- معادلات حاکم

جهت مدل سازی سه بعدی جریان، از معادلات ناور استوکس برای جریان تراکم پذیر با متوسط گیری رینولدز استفاده شده است. با فرضیات ذیل:

$$u = \tilde{u} + u'' \quad H = \tilde{H} + H''$$

$$p = \bar{p} + p' \quad \rho = \bar{\rho} + \rho'$$

معادلات بقای جرم، ممتوم و انرژی به ترتیب در روابط ۱ تا ۳ ارائه شده اند:

جرم:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (1)$$

ممتوم:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}) \quad (2)$$

انرژی:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{H}) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{H} + \overline{\rho u_i'' H_j''} - k \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{u}_i \bar{\tau}_{ij} + \overline{u_i'' \tau_{ij}}) \quad (3)$$

لازم به ذکر است، تحلیل پایا انجام شده است و جملات مربوط به زمان در تمامی معادلات ارائه شده در این بخش حذف می شود.

برای مدل سازی جریان آشفته در توربوماشین ها، مدل های مختلفی در کدهای تجاری وجود دارد. انتخاب مدل آشفتگی، بستگی زیادی به فیزیک حاکم بر جریان، دقت محاسبات، کیفیت شبکه و امکانات محاسباتی دارد. مدل های دو معادله ای نسبت به سایر مدل ها دارای کاربرد عملی بیشتری هستند. این مدل ها مصالحه خوبی بین تلاش های عددی و دقت محاسباتی ارائه می کنند. مدل $k - \omega$ با استفاده از المان های متراکم در نزدیک دیوار، به صورت مناسبی رفتار جریان تا نزدیکی دیوار را پیش بینی می کند [۱۶].

معادله آشفتگی $k - \omega$ SST برای مدل سازی آشفتگی جریان استفاده شده است [۱۶]. معادلات ناویر باید با معادله حالت برای گاز آرمانی (ایده آل) تکمیل شود تا دستگاه معادلات بسته شود. معادله حالت برای یک گاز کامل به صورت زیر می باشد:

$$p = \rho RT \quad (۴)$$

مدل های دو معادله ای بر اساس مفهوم لزجت گردابه ای پایه ریزی شده اند. در مدل $k - \omega$ فرض می شود که لزجت آشفتگی با رابطه (۵) به انرژی جنبشی آشفتگی و فرکانس آشفتگی مرتبط می شود.

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (۵)$$

در این روش دو معادله انتقال، یکی برای انرژی جنبشی مغشوش k و دیگری برای فرکانس آشفتگی ω حل می شود. تانسور تنش از مفهوم لزجت-گردابه محاسبه می گردد.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (۶)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \omega) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + P_{\omega b} \end{aligned} \quad (۷)$$

که P_k نرخ تولید آشفتگی است و ضرایب این معادله در مراجع مختلف ارائه شده است. P_k ، تولید آشفتگی به وسیله نیروهای لزج بوده و به صورت معادله (۸) محاسبه می شود:

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \left(3\mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (8)$$

برای جریان تراکم‌ناپذیر، مقدار $\partial u_k / \partial x_k$ کم بوده و ترم دوم سمت راست معادله بالا نقش مهمی در تولید آشفتگی ندارد. مقدار $\partial u_k / \partial x_k$ برای جریان تراکم‌پذیر، تنها در ناحیه‌های با دیورژانس سرعت بالا مانند شوک‌ها، قابل توجه است. عبارت $3\mu_t$ در معادله بالا، از خیلی بزرگ شدن مقادیر k و ε درون شوک‌ها جلوگیری می‌کند.

اگر از مدل شناوری کامل استفاده شود، عبارت تولید شناوری P_{kb} به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$P_{kb} = - \frac{\mu_t}{\rho \sigma_\rho} g_i \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \quad (9)$$

اما اگر از مدل بوزینسک استفاده گردد، این عبارت به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$P_{kb} = - \frac{\mu_t}{\rho \sigma_\rho} \rho \beta g_i \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (10)$$

به منظور استفاده همزمان از توانایی بالای این دو مدل در اعداد رینولدز بالا و پایین، از ترکیب این مدل‌ها استفاده می‌شود. این مدل که به روش **SST** معروف است، در بسیاری از جریان‌ها، مثل جریان‌های دارای گرادیان فشار معکوس دقیق‌تر و مطمئن‌تر عمل می‌کند [۱۶]. با وجود اینکه این مدل قابلیت‌های دو مدل را دارا است، اما به واسطه انتقال از یک مدل به مدل دیگر ممکن است با ناپایداری‌هایی در حل و یا همگرایی ضعیف مواجه باشد. با توجه به مطالب گفته شده، در این تحقیق از مدل **SST** استفاده می‌گردد.

۴- مدل عددی

آنالیز عددی جریان سه بعدی با نرم‌افزار تجاری **CFX** انجام شده است. برای گسسته‌سازی محیط محاسباتی از روش راس سلول استفاده شده است. با استفاده از نظریه گaus انتگرال حجمی به انتگرال سطحی تبدیل می‌شود و معادلات ناویراستوکس متوسط‌گیری شده رینولدز در این سطح با انتگرال‌گیری به معادلات جبری تبدیل می‌شوند که با روش ضمنی حل می‌شوند. یک کانال برای روتور و کانال دیگر برای استاتور مدل شده است. برای به‌دست آوردن منحنی عملکرد و نسبت فشار طبقه، فشار خروجی پیوسته افزایش می‌یابد تا زمانی که ناپایداری عددی ملاحظه شود.

روش اعمال دوران به روتور با استفاده از مدل چند قاب چرخان یا **MRF** انجام شده است.

۵- شرایط مرزی

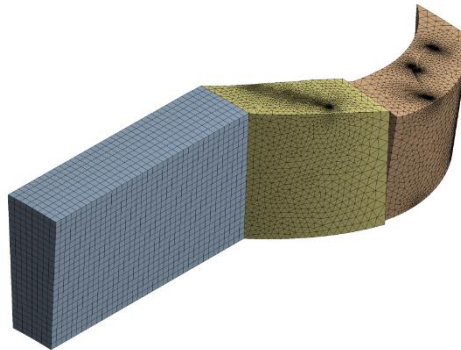
شرایط مرزی که در ادامه بیان خواهد شد، برای همه شبیه‌سازی‌های این مطالعه استفاده شده است [۱۴]:

الف) برای ورودی طبقه از فشار و دمای کل (**T0, P0**) استفاده شده است؛ به طوری که فشار کل برابر ۱ اتمسفر، دمای کل برابر ۲۸۸ کلوین می‌باشد. در ضمن، جهت جریان در ورودی و خروجی محوری است.

ب) تمامی دیواره‌ها یعنی پره، پوسته و ریشه بدون زبری (اصطکاک صفر) در نظر گرفته شده است.
ج) در خروجی هم از شرط فشار استاتیک میانگین‌گیری (برابر فشار محیط) شده استفاده شده است.

۶- شبکه محاسباتی

پس از تولید هندسه طبقه کمپرسور، شبکه محاسباتی بر اساس مطالعه کیفیت و استقلال شبکه ایجاد و به صورت بی‌سازمان بر هندسه مد نظر اعمال شد. پارامتر نسبت فشار روتور جهت بررسی استقلال حل از شبکه در نظر گرفته شده است. به این منظور، ۶ شبکه محاسباتی مختلف ایجاد گردید و در دور طراحی (۴۲۱۰ دور در دقیقه)، پارامتر نسبت فشار ارزیابی شد. مطابق جدول ۳ ملاحظه می‌شود که پارامتر فوق در ۳ مورد آخر (ردیف ۴ تا ۶) تقریباً ثابت باقی مانده است؛ بنابراین، جهت کاهش هزینه محاسبات، شبکه ۵ با ۲۴۱۳۵۱۲ گره برای مطالعه انتخاب شد.



شکل ۳: شبکه رسم شده بر هندسه روتور و تاندم روتور مورد مطالعه

جدول ۲: نتایج مطالعه استقلال شبکه

نسبت فشار روتور	تعداد گره‌ها	ردیف
۱/۱۹۵۸	۱۲۳۲۴۲۵	۱
۱/۲۱۵۲	۱۶۸۰۲۱۵	۲

نسبت فشار روتور	تعداد گره‌ها	ردیف
۱/۲۵۵۴	۱۸۵۲۴۶۵	۳
۱/۲۷۵۸	۲۰۱۱۵۸۸	۴
۱/۲۷۸۶	۲۴۱۳۵۱۲	۵
۱/۲۷۸۹	۲۶۲۱۵۸۵	۶

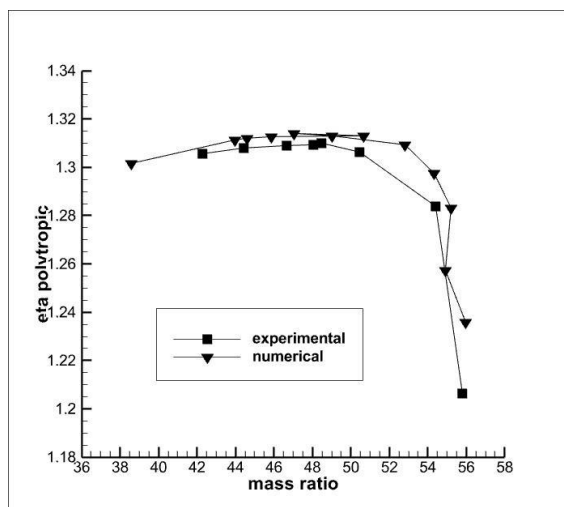
همانگونه که در جدول ۳ مشاهده می‌شود، با افزایش تعداد گره‌ها، مقدار نسبت فشار روتور به مقدار اصلی خود (۱/۲۸) که در گزارش لوئیس ناسا [۱۵] نیز ذکر شده است، نزدیک‌تر می‌شود. با بیشتر نمودن تعداد گره‌ها از ردیف ۱ الی ۳، تغییر نسبتاً زیادی در مقدار نسبت فشار، ملاحظه می‌شود. اما با ریزتر نمودن از ردیف ۴ تا ۶ نسبت فشار روتور تغییر چندانی نمی‌نماید و تقریباً ثابت می‌ماند.

۷- اعتبار سنجی مدل

جهت صحه‌گذاری نتایج حاصله، بازده پلی‌تروپیک به دست آمده از نتایج آزمایشگاهی گزارش لوئیس ناسا [۱۵] با تحلیل سه‌بعدی تحقیق حاضر، در شکل ۴، مقایسه شده است. همان‌گونه که در شکل مشاهده می‌شود، نتایج عددی و آزمایشگاهی، تطابق قابل قبولی با یکدیگر دارند و تفاوت موجود به دلیل عبور دبی جریان بیشتر در نتایج عددی می‌باشد. دبی جریان بیشتر در تحلیل عددی نسبت به نتایج آزمایشگاهی به دلیل اصطکاک سطح کمتر نسبت به اصطکاک موجود در آزمایش است (عدم لحاظ اصطکاک در حل عددی به دلیل عدم اشاره به آن در مرجع [۱۵]). با توجه به توضیحات ارائه شده، هندسه مدل شده و شبکه اعمال شده، کیفیت لازم جهت شبیه‌سازی عددی را دارد.

جدول ۳: محاسبه درصد خطا (دبی جرمی ۴۸ کیلوگرم بر ثانیه)

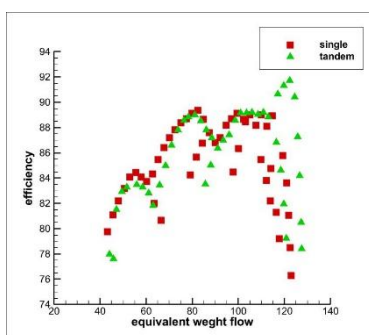
مدل بررسی	بازده پلی‌تروپیک	ردیف
تجربی	۱/۳۰۵	۱
عددی	۱/۳۰۷	۲
	۰/۱۵٪	خطا



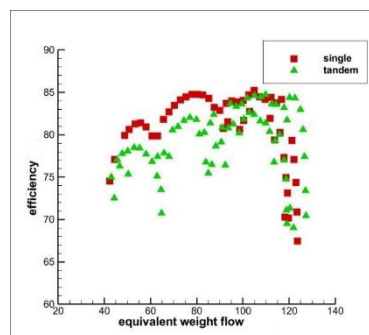
شکل ۴: مقایسه بازده پلی‌تروپیک روتور تحلیل عددی و آزمایشگاهی در دور 4210 rpm

۸- نتایج و بحث

همانگونه که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، در کلیه دوره‌های کمپرسور، بازده طبقه و روتور کمپرسور عادی بیشتر از کمپرسور تاندم می‌باشد و این بیشتر بودن در دبی‌های جرمی مختلف، متفاوت است. دلیل این موضوع این است که جریان در کمپرسور تاندم دارای زاویه گردش بالاتری^۱ نسبت به کمپرسور عادی می‌باشد. جریان در طبقه کمپرسور تاندم هم در روتور و هم در استاتور دچار گردش شده و به دلیل کاهش سطح انرژی جریان و اثرات سه‌بعدی جریان، بازده در طبقه کمپرسور تاندم کمتر از روتور می‌باشد.



ب) روتور کمپرسور

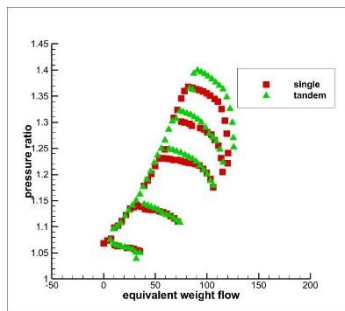


الف) طبقه کمپرسور

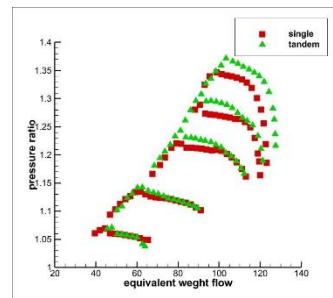
شکل ۵: تفاوت بازده (درصد) کمپرسور عادی و تاندم بر حسب دبی جرمی (پوند بر ثانیه)

¹ Turning angle

شکل ۶ نسبت فشار برای طبقه و روتور کمپرسور بر حسب دبی جرمی را به صورت جداگانه نشان می‌دهد. همان گونه که در دو شکل اشاره شده قابل رویت است، میزان نسبت فشار در کمپرسور تاندم بیشتر از کمپرسور عادی است، چرا که تاندم با به دام انداختن دبی جرمی باعث افزایش نسبت فشار می‌شود. همانگونه که در شکل ۶ نمایان است در طبقه کمپرسور و دور نامی تاندم باعث افزایش ۳٪ نسبت فشار شده است ولی این مقدار در روتور مقدار ۱/۵٪ می‌باشد. افزایش نسبت فشار در کمپرسور باعث بهبود عملکرد، کاهش تعداد طبقات و در نهایت کاهش حجم و وزن موتور هواگرد می‌شود. دلیل اینکه مقدار افزایش نسبت فشار در روتور کمتر از طبقه کمپرسور می‌باشد، این است که افزایش فشار طبقه، معلول افزایش فشار روتور و استاتور است. به عبارت دیگر جمع نسبت فشار روتور و استاتور، نسبت فشار کلی طبقه کمپرسور می‌شود.



ب) روتور کمپرسور



الف) طبقه کمپرسور

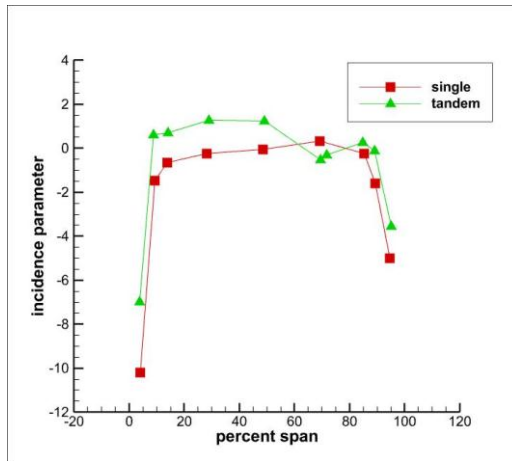
شکل ۶: تفاوت نسبت فشار طبقه کمپرسور عادی و تاندم بر حسب دبی جرمی (پوند بر ثانیه)

همانگونه که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، پارامتر زاویه حمله پره تاندم بیشتر از پره عادی می‌باشد. پارامتر زاویه حمله میزان تمایل پره را به ارتعاش و فلاتر نشان می‌دهد و هرچقدر این مقدار کمتر باشد، پره زودتر دچار فلاتر می‌شود [۱۵]. پره استاتور کمپرسور تاندم، دیرتر از پره کمپرسور عادی دچار ناپایداری و فلاتر می‌شود. دلیل این امر این است که پره تاندم جریان ناپایدار و مغشوش پس از پره اصلی را به صورت غیر فعال کنترل می‌نماید و از اغتشاش بیش از حد جریان و ایجاد نوسانات، فلاتر و در نهایت تخریب سازه تا حد قابل توجهی جلوگیری می‌نماید. پارامتر زاویه حمله به صورت رابطه ۱۱ تعریف می‌شود [۱۵].

$$incidence\ parameter = \frac{i_m - i_{m_{ref}}}{i_{m_{ref}}/4} \quad (11)$$

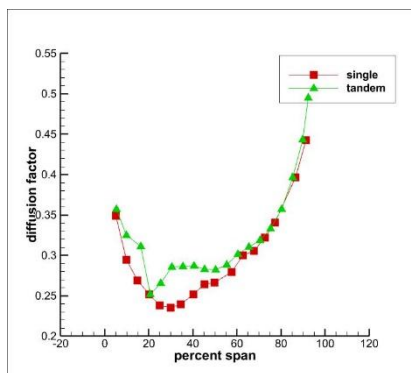
i_m زاویه حمله و $i_{m_{ref}}$ نیز زاویه نصب پره می‌باشد. در شکل مذکور نمایان است که تاندم باعث افزایش ۷/۷٪ پارامتر زاویه حمله در ۵۰٪ دهانه کمپرسور

می‌گردد.

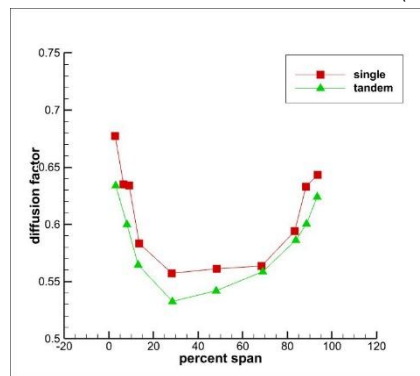


شکل ۷: تفاوت پارامتر زاویه حمله استاتور کمپرسور عادی و تاندم

همانگونه که در شکل ۸ الف، مشاهده می‌شود، روتور کمپرسور تاندم به دلیل چرخش و هدایت جریان باعث کاهش فاکتور پخش جریان می‌شود. اما با ورود جریان به قسمت استاتور (شکل ۸-ب) و به علت ثابت بودن پره‌ها، میزان پارامتر پخش افزایش می‌یابد. با بکارگیری پره تاندم، میزان ضریب پخش در کمپرسور افزایش می‌یابد و انتظار نیز از بکارگیری نیم‌پره تاندم پس از پره اصلی در کمپرسور نیز همین است. تاندم با افزایش میزان پارامتر پخش، باعث افزایش فشار، نسبت فشار و در نهایت بهبود عملکرد کمپرسور می‌گردد. همانگونه که در شکل ۸-الف نمایان است تاندم میزان فاکتور پخش را در روتور ۵٪ افزایش داده و این مقدار را در استاتور ۸٪ افزایش می‌دهد (شکل ۸-ب).



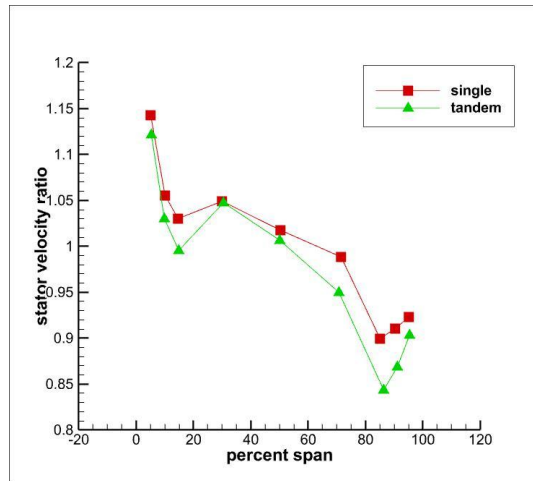
شکل ۸-الف) روتور



شکل ۸-ب) استاتور

شکل ۸. تفاوت فاکتور پخش کمپرسور عادی و تاندم

شکل ۹ تفاوت نسبت سرعت استاتور کمپرسور عادی و تاندم را بر حسب درصد دهانه پره نشان می‌دهد. همانگونه که مشاهده می‌شود در کلیه قسمت‌های دهانه پره، نسبت سرعت استاتور تاندم بیشتر از نسبت سرعت استاتور عادی است. تاندم با افزایش زاویه چرخش جریان و افزایش نسبت فشار باعث افزایش نسبت سرعت می‌شود. با کاهش نسبت سرعت در کمپرسور تاندم، تعداد طبقات و وزن کمپرسور کاهش یافته و در نتیجه پسای هواگرد کاهش می‌یابد.



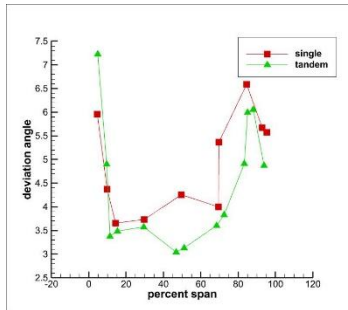
شکل ۹: تفاوت نسبت سرعت استاتور کمپرسور عادی و تاندم

شکل ۱۰ زاویه انحراف را برای روتور و استاتور تاندم و عادی بر حسب درصد دهانه پره نشان می‌دهد. همانگونه که در هر دو شکل الف و ب مشاهده می‌شود، زاویه انحراف روتور و استاتور عادی بیشتر از روتور و استاتور تاندم است چرا که تاندم با هدایت جریان و جلوگیری از وجود گردابه‌های زائد و انحراف مضاعف جریان می‌گردد. علاوه بر این مشاهده می‌شود که در نوک و ریشه پره به دلیل اثرات سه‌بعدی و اغتشاش جریان شاهد زاویه انحراف بالاتری نسبت به سایر قسمت‌های دهانه هستیم. همچنین مشاهده می‌شود که زاویه انحراف در استاتور به میزان قابل توجهی بیشتر از روتور می‌باشد چرا که استاتور به دلیل ایستا بودن، باعث افزایش مضاعف زاویه انحراف و در نتیجه کاهش نسبت فشار می‌شود.

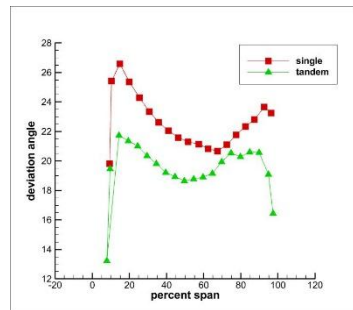
همانگونه که در شکل ۱۰-الف مشاهده می‌شود، تاندم میزان زاویه انحراف را در استاتور به میزان ۹/۵ درصد افزایش داده و در شکل ۱۰-ب نیز مشاهده می‌شود که این میزان ۱۰ درصد می‌باشد. علت تغییر رفتار بوجود آمده بعد از ۸۰٪ دهانه در شکل ۱۰-الف، نزدیک شدن جریان به نوک پره و وجود اثرات جریان سه‌بعدی در این ناحیه می‌باشد.

جدول ۴: نتایج اختلاف زاویه انحراف برای استاتور

ردیف	زاویه انحراف	نوع پره	درصد دهانه
۱	۲۳	عادی	٪۸۹
۲	۲۱	تاندم	٪۸۹
9/5			اختلاف



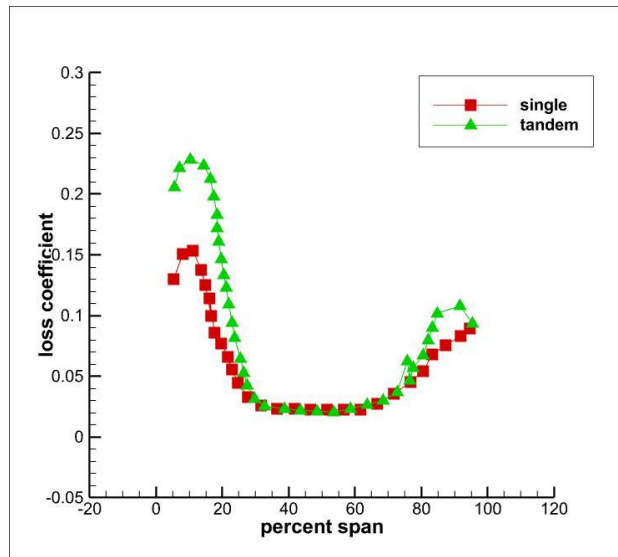
ب) روتور



الف) استاتور

شکل ۱۰: تفاوت زاویه انحراف کمپرسور عادی و تاندم

شکل ۱۱ ضریب افت استاتور تاندم و عادی را بر حسب دهانه پره نشان می دهد. همانگونه که در شکل اشاره شده نمایان است، پره تاندم به دلیل افزایش زاویه انحراف و کاهش سرعت جریان باعث افزایش ضریب افت در استاتور کمپرسور می گردد. افزایش ضریب افت باعث افزایش نسبت فشار در طبقه کمپرسور و بهبود عملکرد کمپرسور می گردد.



شکل ۱۱. تفاوت ضریب افت استاتور کمپرسور عادی و تاندم

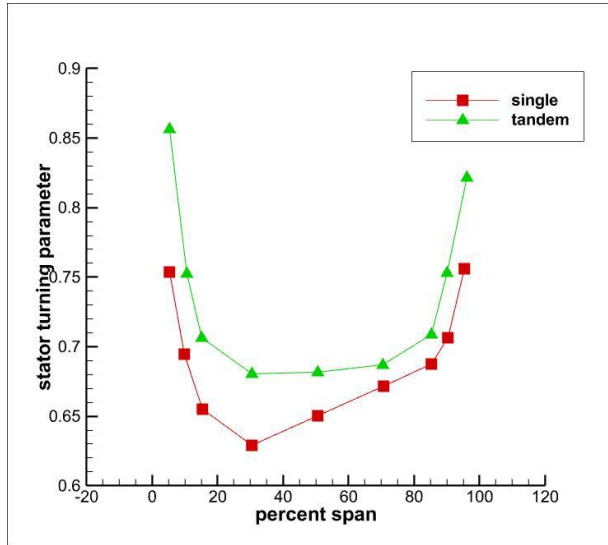
شکل ۱۲ پارامتر چرخش استاتور تاندم و عادی را بر حسب درصد دهانه پره نشان می‌دهد. همانگونه که در شکل ۱۲ نمایان است، تاندم به دلیل افزایش زاویه انحراف جریان و افزایش نسبت فشار باعث افزایش پارامتر چرخش جریان می‌گردد. افزایش این ضریب باعث افزایش کارایی و عملکرد کمپرسور و در نتیجه بهبود راندمان موتور می‌شود. پارامتر چرخش در رابطه ۱۲ معرفی شده است:

$$\text{turning parameter} = \frac{\Delta V_{\theta}}{V_2} \quad (12)$$

همانگونه که در شکل ۱۲ نمایان است تاندم باعث افزایش ۲۰ درصدی پارامتر چرخش استاتور در نیمه دهانه استاتور شده است.

جدول ۵: نتایج پارامتر چرخش

درصد دهانه	نوع پره	پارامتر چرخش	ردیف
۵۰٪	عادی	۰/۶۵	۱
۵۰٪	تاندم	۰/۷۸	۲
		۲۰٪	اختلاف

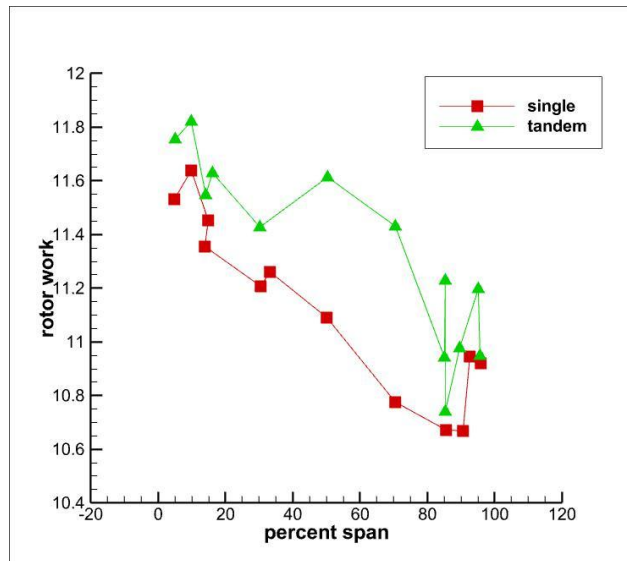


شکل ۱۲: تفاوت پارامتر چرخش استاتور کمپرسور عادی و تاندم

شکل ۱۳ کار روتور را برای روتور عادی و روتور تاندم مقایسه می‌نماید. همان‌گونه که نمایان است، کار روتور تاندم بیشتر از روتور عادی است. بدین معنا که اختلاف سرعت‌های خروجی و ورودی روتور تاندم بیشتر از روتور عادی می‌باشد که به دلیل چرخش بیشتر جریان در روتور تاندم، شاهد کاهش سرعت و در نتیجه، افزایش اختلاف فشار و به عبارت دیگر افزایش کار روتور تاندم هستیم. علاوه بر افزایش کار روتور با به کارگیری تاندم، ظرفیت جذب کار نیز با بهبود عبور جریان، افزایش می‌یابد.

$$\text{rotor work} = \frac{U_2 V_{\theta 2} - U_1 V_{\theta 1}}{2 \cdot gl} \quad (3)$$

که در رابطه ۳، U سرعت روتور و V_{θ} مولفه سرعت شعاعی می‌باشد.



شکل ۱۳. تفاوت کار روتور کمپرسور عادی و تاندم

۹- تعارض منافع

نویسندگان اعلام می‌دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده‌ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

۱۰- دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می‌دهد.

۱۱- نتیجه گیری

مطالعه حاضر، تاثیر تاندم را روی مولفه‌های عملکرد پره‌های کمپرسور بررسی می‌نماید. روش این تحقیق، عددی و سه بعدی می‌باشد. شرایط بکار رفته در مطالعه عددی حاضر، دقیقاً برابر شرایطی است که در مرکز تحقیقات لوئیس ناسا، بررسی شده‌اند. موارد مشاهده شده به قرار زیر می‌باشند:

(الف) در کلیه دوره‌های کمپرسور، بازده طبقه و روتور کمپرسور عادی بهتر از کمپرسور تاندم می‌باشد.

(ب) میزان نسبت فشار در طبقه کمپرسور تاندم به میزان ۳٪ بیشتر از کمپرسور عادی است.

- (ج) پارامتر زاویه حمله پره تاندم $7/7\%$ بیشتر از پره عادی می‌باشد.
- (د) روتور کمپرسور تاندم به دلیل چرخش و هدایت جریان باعث کاهش به میزان 5% فاکتور پخش جریان می‌شود.
- (ه) زاویه انحراف روتور و استاتور عادی به ترتیب $5/9\%$ و 10% بیشتر از روتور و استاتور تاندم است.
- (و) پره تاندم به دلیل افزایش زاویه انحراف (به میزان 20%) و کاهش سرعت جریان باعث افزایش ضریب افت در استاتور کمپرسور می‌گردد.
- (ز) تاندم باعث افزایش فاکتور پخش به میزان 5% در روتور کمپرسور و در نهایت بهبود کارایی کمپرسور می‌شود.
- (ح) با بکارگیری تاندم، نسبت سرعت استاتور بیشتر از نسبت سرعت استاتور عادی می‌شود.
- (ط) تاندم باعث افزایش ضریب افت در کمپرسور و در نهایت بهبود عملکرد آن می‌شود.
- از اینرو که تاندم باعث افزایش فاکتور پخش، کاهش نسبت سرعت، افزایش زاویه انحراف و افزایش ضریب افت می‌شود، موارد اشاره شده باعث افزایش نسبت فشار کمپرسور، کاهش تعداد طبقات و در نهایت کاهش وزن موتور می‌شود.

۱۲- فهرست علائم

C	وتر پره
S	طول محیطی پره تا پره
t	طول محیطی پره جلو تا پره عقب
X	فاصله محوری
AO	همپوشانی محوری
P	گام
p	فشار
T	دما
V	سرعت پره
u	سرعت جریان
ω	سرعت دورانی
N	سرعت دورانی پره با واحد دور بر دقیقه
ρ	چگالی

ϕ	ضریب جریان
σ	مقدار صلبیت
k	ضریب پخش حرارتی
μ	ضریب لزجت دینامیکی
β	زاویه تیغه

۱۱- مراجع

- [1] Schneider, Tim & Kozulovic, Dragan. (2013). Flow Characteristics of Axial Compressor Tandem Cascades at Large Off-Design Incidence Angles. 6. 10.1115/GT2013-94708.
- [2] MP, M. (2022). Characterization of tandem airfoil configurations of axial compressors. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 39(2), 167-181.
- [3] Kumar, Amit & Pradeep, Maya. (2018). Performance Evaluation of a Tandem Rotor Under Design and Off-Design Operation. V02AT39A009. 10.1115/GT2018-75478.
- [4] Pan, Ruochi & Song, Zhaoyun & Liu, Bo. (2020). Optimization Design and Analysis of Supersonic Tandem Rotor Blades. Energies. 13. 3228. 10.3390/en13123228.
- [5] Sun, S., Hao, J., Yang, J., Zhou, L., & Ji, L. (2022). Impacts of tandem configurations on the aerodynamic performance of an axial supersonic through-flow fan cascade. Journal of Turbomachinery, 144(4), 041009.
- [6] Kumar, A., Chhugani, H., More, S., and Pradeep, A. M. (March 3, 2022). "Effect of Differential Tip Clearance on the Performance of a Tandem Rotor." ASME. J. Turbomach.
- [7] Konrath, L., Peitsch, D., and Heinrich, A. (April 19, 2022). "An Analysis of the Secondary Flow Around a Tandem Blade Under the Presence of a Tip Gap in a High-Speed Linear
- [8] More, S., Kumar, A., Pradeep, A.M. (2023). Numerical Simulations on Performance of a Hybrid and a Tandem Rotor. In: Sivaramakrishna, G., Kishore Kumar, S., Raghunandan,
- [9] Cheng, H.; Song, Z.; Liu, B. Aerodynamic Study on the Influence Mechanism of Bow Blades on the Flow Field of Supersonic Tandem Rotors. Energies 2022, 15, 4474.
- [10] Kumar, A., John, J. T., Chhugani, H., Kumar, A., & Pradeep, A. M. (2022). Aerodynamics of Sweep in a Tandem-Bladed Subsonic Axial Compressor Rotor. Journal of Fluids Engineering, 144(12), 121203.
- [11] Baojie, L. I. U., Zhang, C., Guangfeng, A. N., Du, F. U., & Xianjun, Y. U. (2022). Using tandem blades to break loading limit of highly loaded axial compressors. Chinese Journal of Aeronautics, 35(4), 165-175.
- [12] Babu, S., Chatterjee, P., & Pradeep, A. M. (2022). Transient nature of secondary vortices in an axial compressor stage with a tandem rotor. Physics of Fluids, 34(6).
- [۱۳] موسویان، داود. (۱۴۰۳). تغییر یک موتور توربوفن هوایی جهت استفاده در حمل و نقل دریایی. مجله دفاع هوافضایی، ۳(۲)، -.

- [14] Benis, A. S., & Aghaei-Togh, R. (2023). Investigation of the Difference Between Ordinary and FSI Numerical Solution for Flutter of Tandem Compressor. *International Journal of Acoustics & Vibration*, 28(4).
- [15] J. A. Brent, J. G. Cheatham, And D. R. Clemmons, "Single-Stage Experimental Evaluation Of Tandem-Airfoil Rotor And Stator Blading For Compressors, Part Vii - Data And Performance For Stage E", January 1972, Pratt & Whitney Aircraft, Division Of United Aircraft Corporation, Florida Research And Development Center, Prepared For National Aeronautics And Space Administration, Nasa Lewis Research Center, Contract Nas3-11158.
- [16] Wilcox, D. C., 'Turbulence Modeling for CFD', 2nd edition ed. DCW Industries Inc., 1998.
- [17] Naeini, A. H., Moradi, S. A. H., & Mahmoodi, N. M. (2024). Binary metal–organic framework composites as environmentally friendly photocatalysts: Green synthesis and visible light-assisted pollutant degradation. *Journal of Photochemistry and Photobiology A: Chemistry*, 457, 115916.