Quarterly Journal of Defense Technology Engineering Imam Ali University
Spring 2025, Vol. 41

Original Research

3D numerical study of tandem rotor in unsteady flow

Alireza Sekhavat Benis [1 *]

[1] Amin Police University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Received: 2025.04.12

Accepted: 2025.05.20

Published: 2025.06.18

Keyword:
Compressor
Rotor
Tandem
compressor characteristics
flow on blade

***Corresponding Author:**
Alireza Sekhavat Benis
Email:
arsb90@gmail.com

ABSTRACT

Tandem is the placement of a blade behind the main blade that can be used for both the rotor and the stator. Tandem application, in addition to reducing the number of compressor layers due to the increased load and pressure ratio, reduces the weight of the compressor and ultimately improves engine performance. This performance improvement is due to the control of the boundary layer by the tandem, which has been considered by researchers in recent years. The geometry of the rotor and its tandem have been obtained from previous valid references and have been drawn in three dimensions and analyzed numerically. The tandem increases the pressure of the rotor and its tandem, and consequently we see a decrease in speed. Numerical results also show that the tandem reduces entropy by controlling the boundary layer and turbulence. The Mach number at the edge of attack and escape is also analyzed using the tandem. Mach contour and entropy as well as contour and velocity vectors at different distances have been studied in this study and it has been observed that in all tandem cases it improves performance. The pressure ratio is also studied in terms of mass flow. It has also been observed that the ratio of temperature and overall temperature of the rotor increases with the tandem.

فصل نامه مهندسی فناوری‌های دفاعی دانشگاه افسری امام علی (ع)

بهار 1404 ، دوره 41

مقاله پژوهشی

مطالعه عددی سه بعدی روتور تاندم در جریان ناپایا

علیرضا سخاوت‌بنیس

دانشگاه علوم انتظامی امین، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

دریافت مقاله: 1404/01/16

پذیرش مقاله: 1404/02/23

انتشار مقاله: 1404/03/24

کلید واژگان:

کمپرسور،

روتور،

تاندم،

مشخصه‌های کمپرسور،

جریان روی پره

***نویسنده مسئول**

علیرضا سخاوت‌بنیس

پست الکترونیکی:

arsb90@gmail.com

چکیده

تاندم عبارت است از قرار دادن یک پره پشت پره اصلی که هم برای روتور و هم برای استاتور قابل استفاده است. به کارگیری تاندم، علاوه بر اینکه تعداد طبقات کمپرسور را به دلیل افزایش بار اعمالی و نسبت فشار، کاهش می‌دهد، باعث کاهش وزن کمپرسور و در نهایت بهبود عملکرد موتور می‌شود. این بهبود عملکرد به دلیل کنترل لایه مرزی توسط تاندم می‌باشد که در سال‌های اخیر مورد توجه محققان قرار گرفته است. هندسه روتور و تاندم آن از مراجع معتبر قبلی اخذ شده و به صورت سه بعدی رسم و به صورت عددی تحلیل شده است. تاندم باعث افزایش فشار قسمت روتور و تاندم آن شده و به تبع آن کاهش سرعت را شاهد هستیم. همچنین نتایج عددی نشان می‌دهد که تاندم با کنترل لایه مرزی و آشفتگی، باعث کاهش انتروپی می‌شود. عدد ماخ در لبه حمله و فرار نیز با به کارگیری تاندم تحلیل شده است. همچنین کانتور ماخ و انتروپی همچنین کانتور و بردار سرعت در فواصل مختلف، در این تحقیق مطالعه شده و ملاحظه شده که در همه حالات تاندم باعث بهبود عملکرد می‌شود. نسبت فشار نیز بر حسب دبی جرمی مورد مطالعه قرار گرفته. همچنین مشاهده شده که نسبت دما و دمای کلی روتور، با وجود تاندم افزایش می‌یابد.

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 2 فاکتور اساسی در تاندم را می‌توان این گونه خلاصه نمود: الف) افزایش بار اعمالی طبقه ب)کاهش وزن موتور.

بامرت و همکاران (Bammert and Beelte, 1980) نیز در سال 1980 ردیف پره دوتایی را بررسی نمودند، در این تحقیق توزیع و افت فشار را با روش‌های تجربی و عددی برای بدست آوردن حالت شکل مناسب روتور مطالعه نمودند و به شکل بهینه برای روتور دست یافتند. ساها و روی (Saha and Roy , 1997)در سال 1997 عملکرد ردیف پره کمپرسور تاندم در سرعت‌های کم را به صورت تجربی در تونل باد بررسی نمودند و ایرفویل‌های مناسب جهت به کارگیری در ردیف پره تاندم را از میان ایرفویل‌های موجود یافتند. کارستنز و همکاران (Carstens et al , 2003) در سال 2003یک روش شبیه سازی کوپلینگ را برای مطالعه جابجایی مرز پایداری حرکت که بر اثر جدایش قوی جریان و نوسان شوک‌ها پدید می‌آید، گسترش داد. این تحقیق نشان داد که روتور کمپرسور رفتار ایروالاستیک خطی در شرایط طراحی دارد.

هاسگاوا (Hasegawa , 2003) در سال 2003 موتور رم‌جت ای‌تی‌آر را با به کارگیری ردیف پره تاندم بهبود بخشیدند و بدین صورت نسبت فشار را تا 70 درصد میزان طراحی بالا بردند. در سال 2007 مک گلامفی و همکاران(McGlumphy et al, 2007) جریان محوری را برای پره‌های تاندم یک کمپرسور را در 2 بعد و به صورت عددی بررسی نمودند و مشاهده نمودند که نتایج حاصل از حل عددی با نتایج بدست آمده از مطالعات پیشین قرابت فراوانی داشت. وی همچنین (McGlumphy et al, 2010) در سال 2010 ایرفویل تاندم برای قلب یک کمپرسور را به صورت عددی در 3 بعد بررسی نمودند و دریافتند که پره تاندم به شدت وابسته به جریان دریافتی از پره اصلی می‌باشد.

زادوسکی و همکاران (Rzadkowski et al, 2013) در سال 2013 از روش کوپلینگ برای شبیه سازی سه بعدی جریان در کمپرسور پنج و نیم مرحله ای استفاده نمود و تشدیدهای زمانی جدیدی را برای این کمپرسور بدست آورد. راجادورای (Rajadurai , 2014) در سال 2014 جریان با سرعت کم را برای روتور کمپرسور در 3 بعد با به کارگیری تاندم بررسی نمود و اندرکنش بین پره اصلی و تاندم را بررسی نمود. تِش و اورتمانز (Tesch and Ortmanns , 2014) به صورت عملی، مشخصات جریان تاندم استاتور را برای کمپرسور محوری تحقیقاتی بررسی نمودند و با نتایج عددی مقایسه کردند.

کومار و رادیپ (Kumar and Pradeep, 2018) در سال 2019 عملکرد تاندم روتور را در حالت‌های

طراحی[1] و خارج از طراحی[2] مطالعه نموده و دریافتند که تاندم، مشخصه پخشندگی[3] بهتری نسبت به روتور عادی دارد. دروشنکو و همکاران (doroshenko et al, 2019) نیز در سال 2019 پارامترهای ایروآکوستیک یک کمپرسور تک مرحله‌ای را با تاندم بررسی نموده و مزایای استفاده از آن را نیز برشمرد که نزدیک ترین نمونه به کار تحقیق است. در تحقیق اشاره شده به این نتیجه بدست آمده که با استفاده از تاندم میزان نسبت فشار کمپرسور بین 1 الی 15 درصد افزایش یافته و در حالت طراحی نیز 8.5 درصد افزایش یافته‌است و میزان بازده آکوستیک با به کارگیری تاندم افزایش چشم‌گیری داشته‌است.

با توجه به مطالعات پیشین در سال‌های اخیر می‌توان دریافت که هیچ یک از موارد مذکور، پره‌های تاندم پروژه مرکز لویس ناسا برای اعزام به مریخ را به صورت عددی، بررسی نکرده‌اند. همچنین موضوعی که تحقیق حاضر را نسبت به سایر تحقیقات متمایز می‌نماید بررسی پره‌های مذکور در سه بعد می‌باشد. همچنین برای اولین بار مولفه‌های سرعت و فشار روتور و تاندم روتور، به دقت (به صورت کانتور و نمودار) مطالعه شده‌اند. همچنین انتروپی روتور و تاندم روتور، بررسی شده‌است. نوآوری دیگر این مطالعه، بررسی روتور و تاندم روتور در 5 دور متفاوت کمپرسور می‌باشد.

هندسه مسئله

هندسه به کار رفته در این مطالعه، مدل مطالعه شده در مرکز تحقیقاتی لویس ناسا (Brent et al , 1972) می‌باشد. نکات قابل توجه در هندسه به قرار زیر می‌باشد:

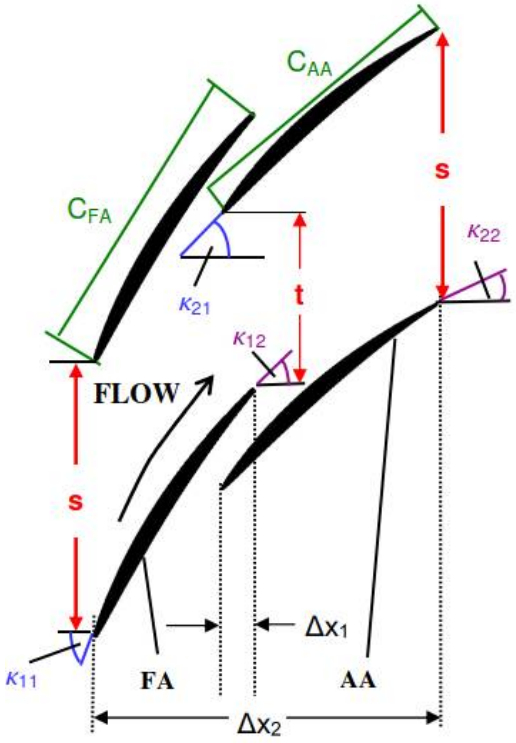
جدول 1: نکات مربوط به هندسه روتور و تاندم روتور

عنوان	مقدار
قطر نوک روتور	حداقل 30 اینچ
نسبت نوک به ریشه	0.7 الی 0.8
فاکتور پخشندگی نوک روتور	کمتر از 0.55
استحکام نوک روتور	1.4 الی 1.5

[1] Design
[2] Off design
[3] Diffusion characteristic

همچنین موارد ذیل در باید در هندسه اشاره شده مورد توجه قرار گیرند:
الف) پره راهنمای ورودی[1] در هندسه نداریم. (جریان ورودی محوری)
ب) خروج جریان به صورت محوری در خروجی استاتور.
ج) پره به صورت دو کمان دایروی[2] می‌باشد.

همان گونه که پیش تر اشاره شده، تاندم عبارت است از وجود یک پره پشت پره اصلی. می‌توان اینگونه برداشت نمود که تاندم پشت پره، همان فلپ روی بال است و چه بسا ایده تاندم از فلپ گرفته شده باشد. شکل کلی روتور بررسی شده در این تحقیق با الهام از گزارش تحقیقاتی لویس ناسا به صورت زیر است:



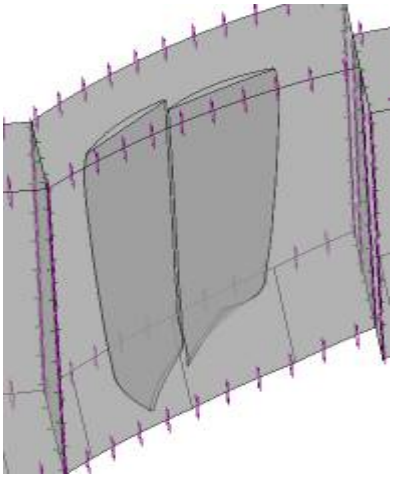
شکل 1: هندسه طبقه دارای تاندم [40]

[1] Inlet guide vane
[2] Double-arc-circular

جدول 2: مشخصات هندسی طبقه تاندم

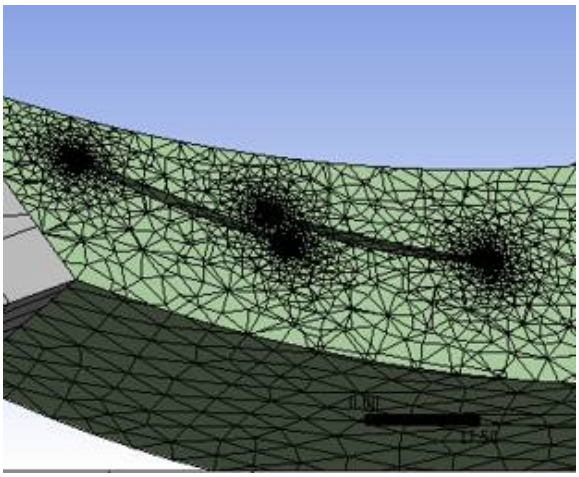
عنوان	معادله
کمبر ایرفویل جلویی	$\varphi_{FA} = K_{11} - K_{12}$
کمبر ایرفویل عقبی	$\varphi_{AA} = K_{21} - K_{22}$
کمبر کلی	$\varphi_{OV} = K_{11} - K_{22}$
وتر متوسط	$C_{eff} = (1 - 0.5 * AO) * S$
صلبیت موثر	$\sigma_{eff} = C_{eff}/s_{eff}$
همپوشانی محوری	$AO = \Delta x_1/\Delta x_2$
درصد گام	$PP = t/s$

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



شکل 2: هندسه رسم شده روتور و تاندم روتور مورد مطالعه در سه بعد

با رسم هندسه مورد نظر، مش با کیفیت بالا بر روی هندسه مورد نظر اعمال شد.



شکل 3: مش اعمال شده بر هندسه روتور و تاندم روتور مورد مطالعه

معادلات حاکم

جهت مدل سازی سه بعدی جریان، از معادلات تراکم پذیر متوسط گیری شده رینولدز ناویر استوکس استفاده شده است. با فرض:

$$\begin{aligned} u &= \tilde{u} + u^{"}.H = \tilde{H} + H^{"}.p \\ &= \bar{p} + p'.\rho \\ &= \overline{\rho} + \rho' \end{aligned} \quad (1)$$

معادلات بقای جرم، ممنتوم و انرژی به ترتیب ارائه شده‌اند:

جرم:

$$\frac{\partial \overline{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\overline{\rho}\tilde{u}_j\right) = 0 \quad (2)$$

ممنتوم:

$$\frac{\partial}{\partial t}\left(\overline{\rho}\tilde{u}_j\right) + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\overline{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j\right) = -\frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i^{"} u_j^{"}}\right) \quad (3)$$

انرژی:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}\left(\overline{\rho}\tilde{H}\right) + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\overline{\rho}\tilde{u}_j\tilde{H} + \overline{\rho u_i^{"} H_j^{"}} - k\frac{\partial \overline{T}}{\partial x_j}\right) \\ = \frac{\partial \overline{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\tilde{u}_i\,\bar{\tau}_{ij} + \overline{u_i^{"}\tau_{ij}}\right) \end{aligned} \quad (4)$$

در معادلات اشاره شده، i,j برابر، دارای مقدار یک و در غیر اینصورت برابر صفر هستند.

دو معادله توربولانسی k-ε هم برای مدل سازی توربوالنس استفاده می‌شود. معادلات ناویر استوکس که توضیح داده شد، باید با معادله حالت برای گاز ایده آل تکمیل شود تا دستگاه معادالت بسته شود. معادله حالت برای یک گاز کامل به صورت زیر می‌باشد:

$$p = \rho RT \quad (5)$$

مدل عددی

آنالیز عددی جریان سه بعدی با نرم افزار تجاری سی. اف. ایکس انجام شده‌است. این نرم افزار یک حلگر همه منظوره می باشد که معادلات تراکم پذیر، تراکم ناپذیر، پایا و گذرای ناویر استوکس را با استفاده از روش حجم محدود حل می‌کند. سی. اف. ایکس برای گسسته سازی محیط محاسباتی، از روش راس سلول استفاده می‌کند، یعنی متغیرهای پایه مانند بردارهای سرعت، دما، فشار و غیره در نقاط گوشه اجزا ذخیره می‌شوند. با استفاده از تئوری گاوس انتگرال حجمی به انتگرال سطحی تبدیل می‌شود و معادلات ناویراستوکس متوسط گیری شده رینولدز در این سطح با انتگرال گیری به معادالت جبری تبدیل می‌شوند که با روش ضمنی حل می‌شوند.

شرایط مرزی

شرایط مرزی که در ادامه بیان خواهد شد، برای همه شبیه سازی های این مطالعه استفاده شده است:

الف) برای ورودی طبقه از فشار و دمای کل استفاده شده است که فشار کل برابر 1 اتمسفر، دمای کل برابر 288 کلوین می‌باشد. در ضمن جهت جریان در ورودی و خروجی، محوری می‌باشد.

ب) تمامی دیواره‌ها یعنی پره، پوسته و ریشه بدون زبری درنظر گرفته می‌شود.

ج) در خروجی هم از شرط فشار استاتیک میانگین گیری شده استفاده می‌شود.

یک کانال از روتور و یک کانال از استاتور مدل شده است. معادلات هم به صورت گذرا با استفاده از روش تبدیل زمان و هم به صورت پایا حل شده‌اند. برای بدست آوردن منحنی عملکرد طبقه، فشار خروجی پیوسته افزایش می‌یابد تا زمانی که ناپایداری عددی مشاهده شود. مدل توربولانسی مورد استفاده روش k-ε استاندارد با تابع دیواره مقیاس پذیر می‌باشد. نسبت فشار و راندمان آیزنتروپیک بر حسب دبی جرمی ترسیم می‌شود.

شرایط مرزی ارائه شبکه محاسباتی و صحه گذاری بر شبکه مورد نظر

شبکه بندی محیط محاسباتی با استفاده از ساختار نوع H در درون کانال و ساختار نوع O در الیه مرزی برای دقت بیشتر استفاده شده است. به منظور مطمئن شدن استقلال نتایج از شبکه محاسباتی، سه مجموعه شبکه محاسباتی درشت، متوسط و ریز تولید شده است.

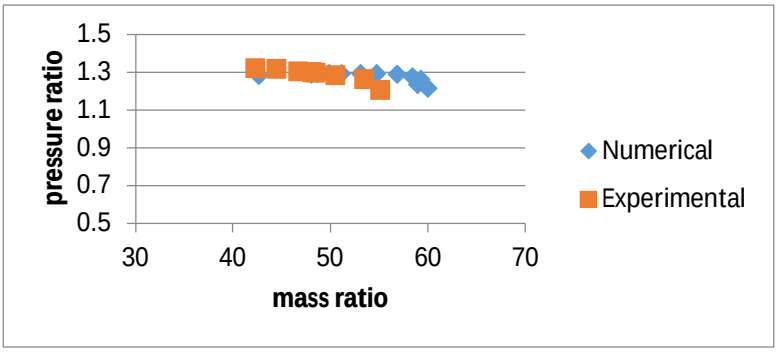
به همین منظور برای 5 شبکه با تعداد گره‌های متفاوت ایجاد شده است. این شبکه‌ها با شرایط مرزی گفته شده، در دور نامی و در نقطه حداکثر راندمان حل شده‌اند.

جدول 3: نتایج مطالعه 5 شبکه

ردیف	تعداد گره‌ها	نسبت فشار روتور
1	194865	1.1958
2	335475	1.2152
3	524899	1.2554
4	745621	1.2758
5	896522	1.2786

همانگونه که در جدول 3 مشاهده می‌شود، با ریز نمودن تعداد گره‌ها، مقدار نسبت فشار روتور به مقدار اصلی خود (1.28) که در گزارش لویس ناسا [12] نیز ذکر شده، نزدیک‌تر می‌شود. با بیشتر نمودن تعداد گره‌ها از ردیف 1 الی 3 ، تغییر نسبتاً زیادی در مقدار نسبت فشار، ملاحظه می‌شود. امّا با ریزتر نمودن از ردیف 4 به 5 مشاهده می‌شود که نسبت فشار روتور تغییر چندانی نمی‌نماید و تقریباً ثابت می‌ماند. پس جهت کاهش هزینه محاسباتی از شبکه 4 برای تحلیل استفاده می‌شود چرا که نتایج حاصل از این شبکه، مستقل از تعداد گره محاسباتی است.

جهت صحه گذاری نتایج حاصله، نسبت فشار بدست آمده از نتایج آزمایشگاهی گزارش لویس ناسا (Brent et al , 1972) با تحلیل سه بعدی تحقیق حاضر، در شکل4، مقایسه شده است. همان گونه که در شکل مشاهده می‌شود نتایج عددی و آزمایشگاهی، قرابت بسیار زیادی 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 این است که در تحلیل عددی، اصطکاک سطح کمتر از میزان اصطکاک موجود در نتایج عددی در نظر گرفته شده است و دلیل این موضوع، عدم اشاره به اصطکاک در گزارش مذکور (Brent et al , 1972) است. با توجه به موارد اشاره شده بالا، هندسه مدل شده و شبکه اعمال شده، کیفیت لازم جهت شبیه سازی عددی را دارد.



شکل4: مقایسه اختلاف فشار روتور تحلیل عددی و آزمایشگاهی در سرعت 4210

نتایج و بحث

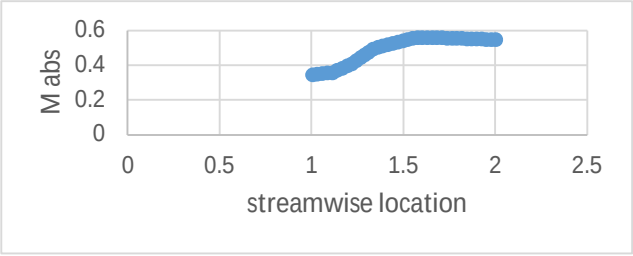
همان گونه که در شکل 5 مشاهده می‌شود، با پیشروی جریان در روتورِ کمپرسور، فشار کلی افزایش می‌یابد که خاصیت کمپرسور نیز همین افزایش فشار می‌باشد. با پیشروی در محور افقی از 1 به 1.5 (قسمت روتور اصلی) افزایش فشار را ملاحظه می‌نماییم و از 1.5 به 2 (قسمت تاندم روتور) نیز شاهد افزایش فشار کلی هستیم. از طرف دیگر مشاهده می‌شود که افزایش فشار در قسمت روتور اصلی بیشتر از افزایش فشار در قسمت تاندم می‌باشد که بیانگر این موضوع است که بار اصلی را روتور اصلی بر دوش می‌کشد و تاندم بیشتر جنبه کمکی دارد.



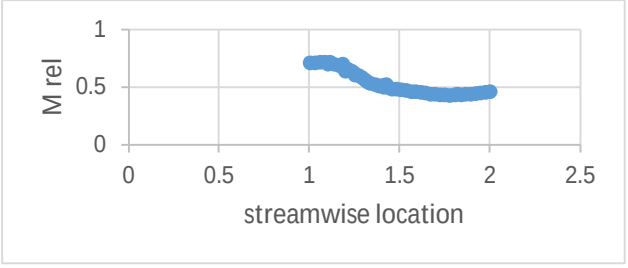
شکل 5: نمودار فشار کلی بر حسب طول کورد روتور

شکل‌های 6 و 7 به ترتیب بیانگر نمودارهای ماخ کلی و ماخ نسبی بر حسب طول کورد روتور

می‌باشد. وظیفه کمپرسور افزایش فشار و ماخ کلی و کاهش عدد ماخ نسبی می‌باشد. همان گونه که بیان شده بخش بیشتر افزایش ماخ کلی و کاهش ماخ نسبی بر عهده روتور اصلی می‌باشد و تاندم روتور حدود 25% بار را به عهده می‌گیرد. همان گونه که در شکل 7 مشاهده می‌شود، هر چقدر در راستای کورد جلو می‌رویم، ماخ نسبی کاهش می‌یابد، که انتظار از کمپرسور نیز همین است.

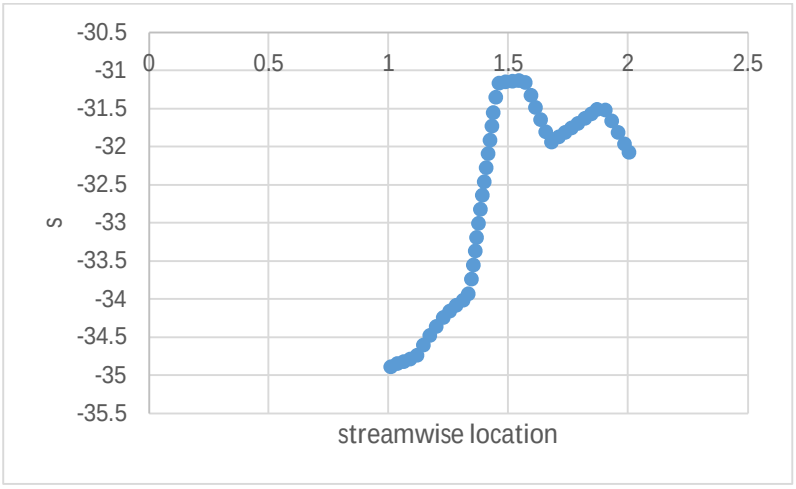


شکل 6: نمودار ماخ کلی بر حسب طول کورد روتور



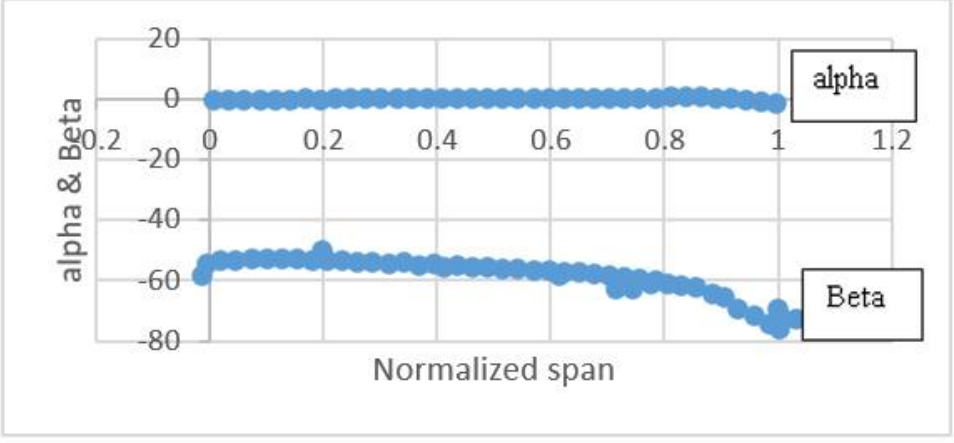
شکل 7: نمودار ماخ نسبی بر حسب طول کورد روتور

شکل 8 بیانگر نمودار انتروپی بر حسب طول کورد روتور می‌باشد. همان گونه که در شکل نمایان است از مقدار 1 الی 1.5 طول کورد، مقدار انتروپی به شدت افزایش می‌یابد که نمایانگر وجود گردابه‌ها و آشفتگی، روی پره روتور اصلی می‌باشد. در فاصله 1.5 الی 2 طول روتور، مشاهده می‌شود که به دلیل وجود پره تاندم، مقدار انتروپی به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد که نشانگر مهار گردابه‌ها و آشفتگی‌های پس از روتور اصلی، توسط تاندم روتور می‌باشد. می‌توان این‌گونه برداشت نمود که با به کارگیری تاندم، می‌توان مقدار انتروپی را به میزان قابل توجهی کاهش داد.

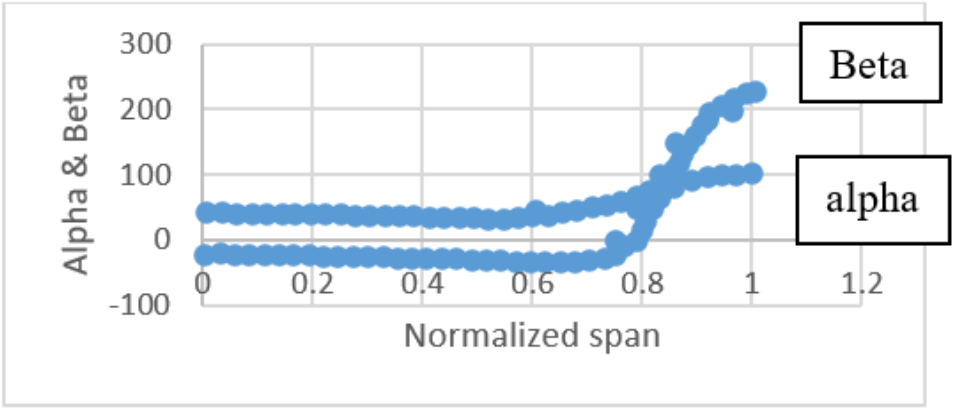


شکل 8: نمودار انتروپی بر حسب طول کورد روتور

شکل‌های 9 و 10 نمایانگر زوایای آلفا و بتا بر حسب طول اسپن به ترتیب در لبه حمله و لبه فرار می‌باشد. به گونه‌ای که در هر شکل، نمودار بالایی، نمایانگر زاویه آلفا و نمودار پایینی، نشانگر زاویه بتا می‌باشد. مشاهده می‌شود که با به کارگیری تاندم، زاویه آلفا خروجی بسیار افزایش می‌یابد.

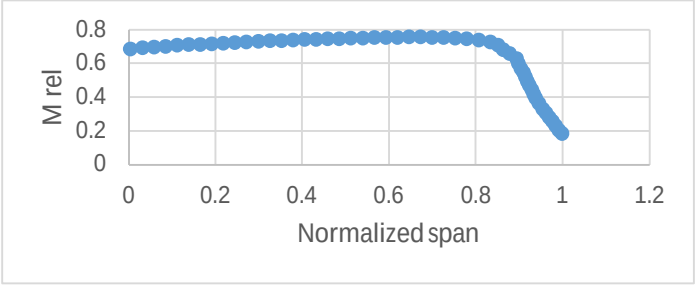


شکل 9: نمودار زوایای آلفا و بتا بر حسب طول اسپن در لبه حمله روتور

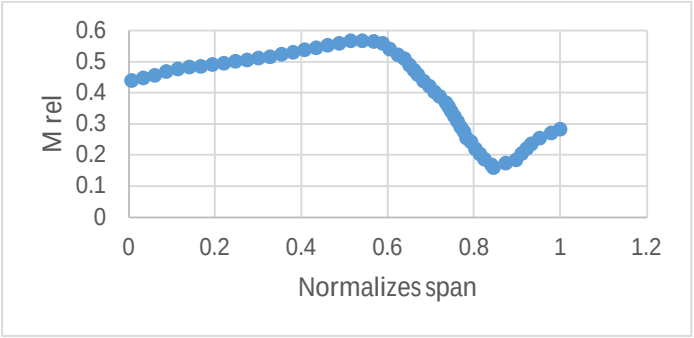


شکل 10: نمودار زوایای آلفا و بتا بر حسب طول اسپن در لبه فرار روتور

شکل‌های 11 و 12 نمودار عدد ماخ نسبی بر حسب طول اسپن به ترتیب در لبه حمله و لبه فرار روتور را نشان می‌دهند.همان طور که در شکل 11 مشاهده می‌شود، عدد ماخ نسبی تا 80% اولیه طول اسپن، مقدار تقریباً بیش از 0.7 ماخ را نشان می‌دهد ولی پس از آن تا انتهای بال مقدار عدد ماخ به 0.2 افت پیدا می‌کند که نشانگر وجود زاویه سوئیپ در پره می‌باشد. شکل 12 نیز عدد ماخ نسبی را در لبه فرار نشان می‌دهد بدین صورت که تا نیمه اسپن حالت صعودی و پس از آن تا تقریباً 0.8 طول اسپن حالت نزولی و سپس تا انتهای بال عدد ماخ به 0.3 می‌رسد.

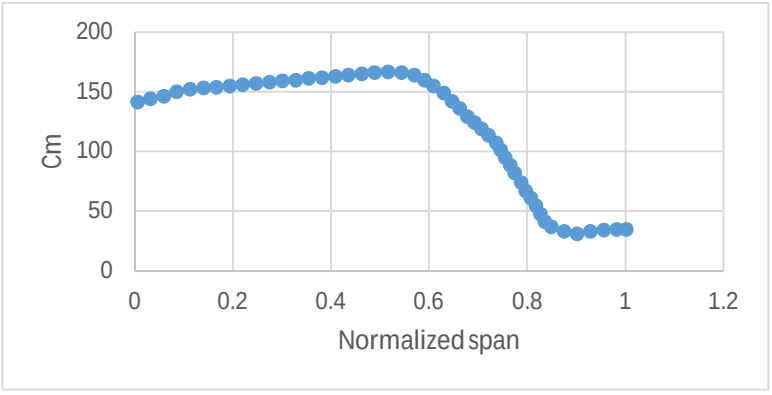


شکل 11: نمودار عدد ماخ نسبی بر حسب طول اسپن در لبه حمله روتور



شکل 12: نمودار عدد ماخ نسبی بر حسب طول اسپن در لبه فرار روتور

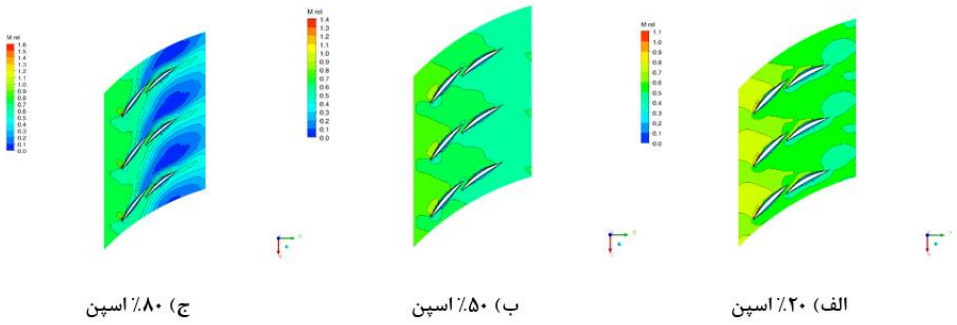
شکل 13 سرعت عمودی را بر حسب طول اسپن در لبه حمله را نشان می‌دهد. همان گونه که در شکل نمایان است، از ابتدای اسپن بال، تا حدود نصف اسپن، مولفه عمودی سرعت از 140 الی 170 متر بر ثانیه رشد می‌نماید و سپس تا 0.9 طول اسپن مقدار سرعت عمودی تا 30 متر بر ثانیه کاهش می‌یابد و این کاهش بدان معناست که در این قسمت، پره دارای زاویه سوئیپ می‌باشد و تا انتهای بال تقریباً ثابت باقی می‌ماند.



شکل 13: نمودار مولفه عمودی سرعت بر حسب طول اسپن در لبه حمله روتور

شکل 14، کانتور ماخ نسبی را در فواصل 20، 50 و 80 درصد اسپن نشان می‌دهد. شکل الف که فاصله 20% اسپن را نشان می‌دهد، بیانگر این موضوع است که در این فاصله، گردابه‌های روی پره بسیار کوچک و ناچیز است و مشاهده می‌شود که گردابه‌های روی روتور اصلی، توسط تاندم، مهار می‌شوند. در شکل ب، مشاهده می‌شود که گردابه‌های روی بال نسبت به حالت الف بزرگتر شده‌اند. در شکل ج نیز همان گونه که نمایان است، با نزدیک‌تر شدن به انتهای پره، گردابه‌های روی آن، بزرگتر و سرعت

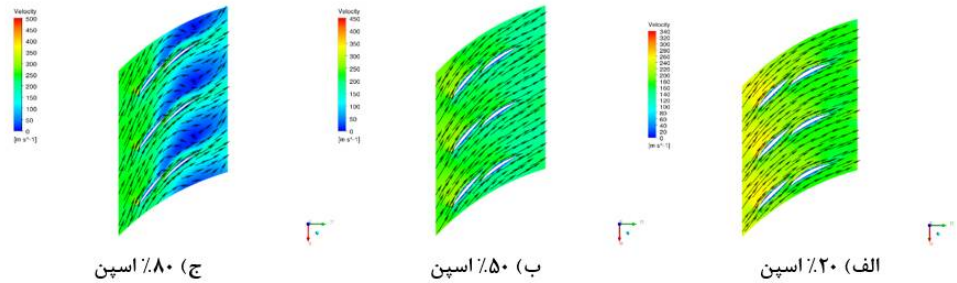
جریان پس از تاندم، هر چقدر از ابتدای اسپن تا انتهای آن حرکت کنیم، کمتر می‌شود.



الف) ۲۰٪ اسپن ب) ۵۰٪ اسپن ج) ۸۰٪ اسپن

شکل 14: کانتورهای ماخ نسبی روتور در دور 4210

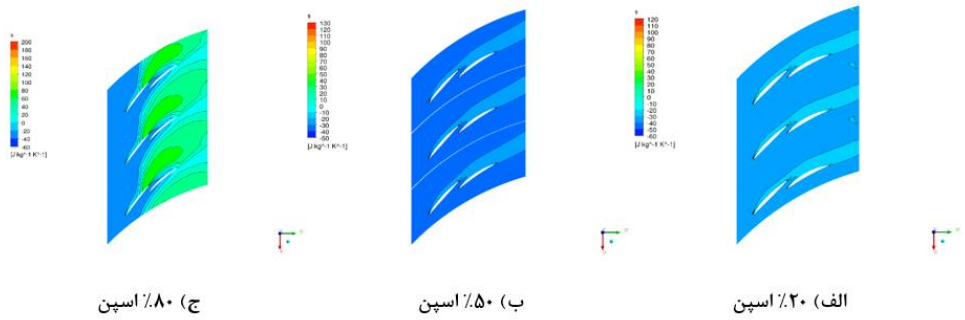
شکل 15، بردار و کانتور سرعت را در فاصله‌های 20، 50 و 80 درصد طول اسپن نشان می‌دهد. در شکل الف، بردارهای سرعت را به گونه‌ای بسیار منظم و با فاصله بسیار کم از یکدیگر نشان می‌دهد و هر چه به انتهای اسپن نزدیک می‌شویم، نظم بردارهای سرعت کمتر شده و گردابه‌های پس از پره افزایش می‌یابد و باعث اغتشاش پس از پره می‌شود. هر چه از ابتدای اسپن به انتهای آن پیش رویم، مقدار سرعت پس از پره‌ها کاهش می‌یابد. نکته دیگری که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، هدایت جریان پس از روتور توسط تاندم می‌باشد که همان نقش فلپ را در بال هواپیما ایفا می‌نماید.



الف) ۲۰٪ اسپن ب) ۵۰٪ اسپن ج) ۸۰٪ اسپن

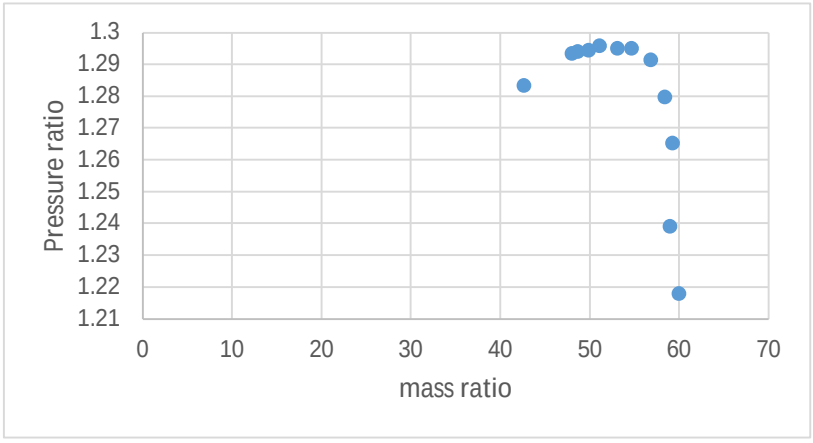
شکل 15: بردارهای سرعت روتور در دور 4210

شکل 16، کانتورهای انتروپی، را نشان می‌دهد. در فاصله 20% اسپن، انتروپی روی پره‌ها بسیار کم می‌باشد و در فاصله 50%، این مقدار، کمی افزایش می‌یابد و در فاصله 80% اسپن، مقدار انتروپی، بسیار افزایش می‌یابد و در این فاصله، گردابه‌های روی پره و آشفتگی بسیار نمایان است.



شکل 16: کانتورهای انتروپی روتور در دور 4210

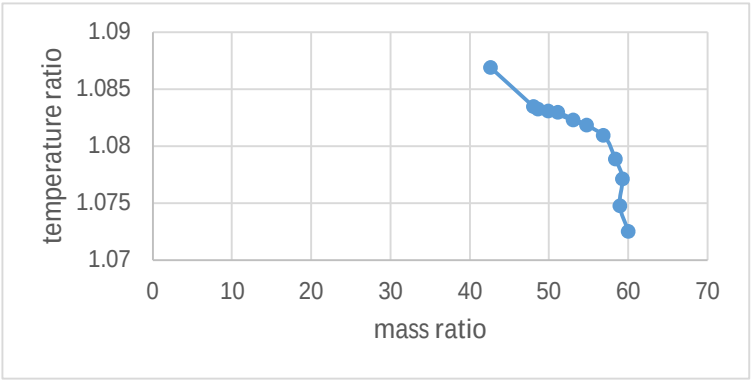
شکل 17 نسبت فشار روتور و تاندم روتور را در دور 4210 نشان می‌دهد. همان گونه که در شکل نمایان است، پس از دبی جرمی 40 کیلوگرم بر ثانیه، نسبت فشار افزایش می‌یابد تا در دبی جرمی 55، نسبت فشار به حداکثر میزان خود می‌رسد. سپس باف افزایش دبی جرمی، نسبت فشار به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد.



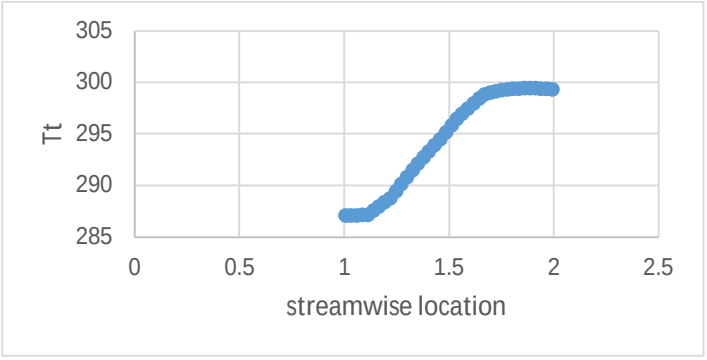
شکل 17: نسبت فشار در دور 4210

شکل 18 و 19 به ترتیب نسبت دما و دمای کلی را برای روتور و تاندم روتور نشان می‌دهند. شکل 18 بیانگر این موضوع است که در دبی جرمی 42، نسبت فشار، میزان حداکثر خود را دارد و سپس با افزایش دبی جرمی، نسبت دما کاهش می‌یابد. شکل 19 نیز دمای کلی روتور و تاندم روتور را نشان می‌دهد. با پیشروی در راستای کورد، دمای کلی، افزایش می‌یابد که نقطه عطف این افزایش، در

حدفاصل میان روتور و تاندم می‌باشد. همان طور که این نمودار نشان می‌دهد، تاندم باعث افزایش دما می‌شود که برای کمپرسور بسیار مطلوب می‌باشد.



شکل 18: نسبت دما در دور 4210



شکل 19: نمودار دمای کلی در دور 4210

نتیجه‌گیری

در این تحقیق روتور و تاندم روتور کمپرسور به صورت عددی در دور نامی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که تاندم با افزایش فشار کلی و کاهش سرعت نسبی، باعث کارکرد بسیار مناسب‌تر کمپرسور می‌شود. به طویکه بخشی از افزایش فشار و کاهش سرعت در روتور و بخشی دیگر در تاندم آن انجام می‌پذیرد. همچنین با به کارگیری تاندم، شاهد جلوگیری از افزایش مضاعف انتروپی هستیم چرا که تاندم با کنترل گردابه‌ها و آشفتگی‌های پس از روتور، انتروپی را به میزان قابل توجهی کاهش می‌دهد. همچنین در تحقیق حاضر، زوایای آلفا، بتا و ماخ نسبی در لبه

حمله و فرار بررسی شده است. کانتورهای ماخ نسبی در فواصل مختلف اسپن تصویر سازی شده است و مشاهده شده که با نزدیک شدن به نوک بال، گردابه‌ها بزرگ‌تر می‌شوند و سرعت کاهش می‌یابد. کانتورها و بردارهای سرعت نیز در قسمت‌های مختلف اسپن نشان می‌دهند که با نزدیک شدن به انتهای اسپن، نظم بردارهای سزعت به هم می‌ریزد و گردابه‌ها خود نمایی می‌نمایند. همچنین کانتور انتروپی در فواصل اسپن نشان می‌دهد که با نزدیک شدن به انتهای اسپن، انتروپی افزایش یافته و گردابه‌ها نمایان می‌شوند. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش دبی جرمی، نسبت فشار افزایش می‌یابد که به اوج برسد و از آن پس به شدت کاهش می‌یابد. همچنین با به کارگیری تاندم، با افزایش دبی جرمی، شاهد کاهش نسبت فشار هستیم و هر چقدر در راستای کورد حرکت نماییم، دمای کلی افزایش می‌یابد که قسمتی از این افزایش را روتور و قسمت کمتر را تاندم انجام می‌دهد.

منابع و مراجع

K. Bammert, H.Beelte, Investigations of an Axial Flow Compressor with Tandem Cascades, V(102), (1980), pp 971-977.

U.K.Saha, B.Roy, Experimental investigations on tandem compressor cascade performance at low speeds, 14:263-276, 1997.

Volker Carstens, Ralf Kemme, Stefan Schmitt, Coupled simulation of flow-structure interaction in turbomachinery, 7, 298–306, (2003).

Hiroaki Hasegawa, DEVELOPMENT OF HIGHLY LOADED FAN WITH TANDEM CASCADE, 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 6-9 January 2003, Reno, Nevada.

Jonathan McGlumphy, Wing-Fai, NUMERICAL INVESTIGATION OF TANDEM AIRFOILS FOR SUBSONIC AXIAL-FLOW COMPRESSOR BLADES, 2007 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, November 11-15, 2007, Seattle, Washington, USA.

Jonathan McGlumphy, Wing-Fai Ng, Steven R. Wellborn, Severin Kempf, 3D Numerical Investigation of Tandem Airfoils for a Core Compressor Rotor, Journal of Turbomachinery, JULY 2010.

Romuald Rzadkowski, Vitally Gnesin, Luba Kolodyazhnaya, Unsteady Forces Acting on Rotor Blades in Five and Half Compressor Stage, ADVANCES IN VIBRATION ENGINEERING, 12(2) 2013.

Rajadurai M, 3D Computational Studies of Low Speed Axial Flow Compressor Rotor Incorporating Tandem blades, International Journal of Engineering Research and Development, e-ISSN: 2278-067X, p-ISSN: 2278-800X, www.ijerd.com, Volume 10, Issue 5 (May 2014), PP.40-48

Alrik Tesch, Jens Ortmanns, AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A TANDEM STATOR FLOW CHARACTERISTIC IN A LOW SPEED AXIAL RESEARCH COMPRESSOR, Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, June 16 – 20, 2014

Amit Kumar, A M Pradeep, PERFORMANCE EVALUATION OF A TANDEM ROTOR UNDER DESIGN AND OFF-DESIGN OPERATION, Turbomachinery Technical Conference and Exposition, June 11-15, 2018, Oslo, Norway.

E. V. doroshenko, Yu. M. tereshchenko, Yu. Yu. tereshchenko, A. o. kushchinskiy, AeroACouStiC ChArACteriStiCS of the AxiAl CoMPreSSor StAGe with tAndeM iMPeller, Geotechnical and MininG Mechanical enGineerinG, Machine BuildinG. DOI:10.29202/nvngu/2019-1/9

J. A. Brent, J. G. Cheatham, and D. R. Clemmons, SINGLE-STAGE EXPERIMENTAL EVALUATION OF TANDEM-AIRFOIL ROTOR AND STATOR BLADING FOR COMPRESSORS, PART V - ANALYSIS AND DESIGN OF STAGES D AND E, December١٩٧٢, 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.