



بررسی عددی تأثیر درزبندی نوک استاتور با لانه زنبوری بر عملکرد کمپرسور جریان محوری

محمد ولی‌زاده*، محسن بهنیا، علیرضا شهربابی فراهانی

فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، توربو کمپرسور تک خاورمیانه، تهران
* تهران، صندوق پستی 18341، m.valizadeh@turbotec-co.com

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 13 آذر 1396

پذیرش: 14 دی 1396

ارائه در سایت: 05 بهمن 1396

کلید واژگان:

توربین گاز

کمپرسور محوری

نشستی نوک استاتور

لانه زنبوری

چکیده

در کمپرسورهای محوری از آن‌جا که پره‌های استاتور روی پوسته نصب شده و پره‌های روتور روی شفت در حال چرخش می‌باشد، بین قسمت‌های ثابت و متحرک لقی وجود دارد. با عبور جریان از استاتور، فشار هوا افزایش می‌یابد. بنابراین با توجه به بیش‌تر بودن فشار بعد از پره نسبت به قبل از پره و وجود لقی، نشستی در نوک استاتور اجتناب‌ناپذیر است. نشستی با تغییر الگوی جریان در نوک، باعث جدایش بیش‌تر شده و اثر نامطلوبی بر عملکرد کمپرسور می‌گذارد. در مقاله حاضر به بررسی استفاده از لانه زنبوری برای درزبندی نوک پره‌های استاتور و تأثیر آن بر عملکرد کمپرسور پرداخته شده است. بدین منظور طبقه نهم یک کمپرسور به همراه فضای زیر استاتور در دو حالت با دیوار جامد و با لانه زنبوری تحلیل شده است. نتایج حل عددی در توافق خوبی با داده‌های تجربی می‌باشد. نتایج نشان می‌دهد با کاهش لقی، مقدار نشستی کمتر شده و از قدرت جریان ثانویه کاسته می‌شود. بنابراین با کاهش افت، بازده افزایش یافته و عملکرد ردیف پره بهبود می‌یابد. از طرف دیگر با افزایش لقی در اثر سایش لانه زنبوری، نشستی و افت بازده به یک مقدار ثابت میل می‌کند. تأثیر نشستی بر زوایای جریان نشان می‌دهد که برای تحلیل دقیق‌تر کمپرسور، لازم است که نشستی در نظر گرفته شود. همچنین با توجه به تأثیر مشابه لانه زنبوری بر کاهش نشستی نسبت به مدل دیوار جامد با لقی یکسان، مزیت لانه زنبوری قابلیت فداشوندگی آن می‌باشد. بنابراین در تحلیل طبقه می‌توان از مدل دیوار جامد به جای لانه زنبوری استفاده کرد.

The numerical investigation of stator tip sealing with honeycomb on axial flow compressor performance

Mohammad Valizadeh*, Mohsen Behnia, Alireza Shahrabi Farahani

Department of Compressor, Turbotec Company, Tehran, Iran
* P.O.B. 18341, Tehran, Iran, m.valizadeh@turbotec-co.com

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 04 December 2017
Accepted 04 January 2018
Available Online 25 January 2018

Keywords:

Gas Turbine
Axial Flow Compressor
Stator Tip Leakage
Honeycomb

ABSTRACT

In axial flow compressor there is a gap between stationary and rotating members since the stator vane is fixed at the casing and the shaft is rotating at the root. Also, the pressure increases when the air flows through the stator vanes. Therefore, due to pressure increase and existence gap under vanes, the leakage is inevitable in the stator tip. This leakage can change the flow pattern near the stator tip, which causes more separation. Therefore the loss has been increased so it adversely effects on performance. In this paper, the effect of stator tip sealing with honeycomb on compressor performance is investigated. For this purpose, the 9th stage of a ten-stage compressor is examined in two cases of solid wall and sealing with honeycomb. The numerical results have good agreements with experimental results. The results show that by reduction of leakage at stator tip, the size and depth of tip corner separation decreased significantly leading to loss reduction. Also the effect of the leakage on flow angles shows that to have more accurate analysis of compressor performance, it is necessary to be considered the stator tip leakage. On the other hand, according to same effect of honeycomb on reducing stator tip leakage than solid wall, here the honeycomb roles as an abradable material to prevent direct contact between rotor and stator. Also in analysis of stage the honeycomb can be replaced with solid wall model.

1- مقدمه

ناشی از وجود لقی در مرز بین قسمت‌های ثابت و متحرک در ردیف پره‌ها باشد. به طور کلی نشستی می‌تواند با تغییر توزیع افت⁴ و انسداد⁵ در جریان باعث کاهش بازده گردد. بنابراین در نظر گرفتن نشستی در فرآیند طراحی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در کمپرسورهای جریان محوری در چند محل مختلف نشستی وجود دارد.

جریان نشستی¹ در توربوماشین‌ها همواره وجود دارد. در واقع هوای نشستی به دلیل اختلاف فشار در دو طرف لقی² از ناحیه با فشار زیاد به ناحیه با فشار کم جریان می‌یابد. جریان نشستی ممکن است از مسیر جریان‌های ثانویه³ از جریان گاز اصلی استخراج و یا به آن تزریق گردد. همچنین نشستی می‌تواند

⁴ Loss

⁵ Blockage

¹ Leakage

² Gap

³ Secondary flow

Please cite this article using:

M. Valizadeh, M. Behnia, A. Shahrabi Farahani, The numerical investigation of stator tip sealing with honeycomb on axial flow compressor performance, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 02, pp. 127-134, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

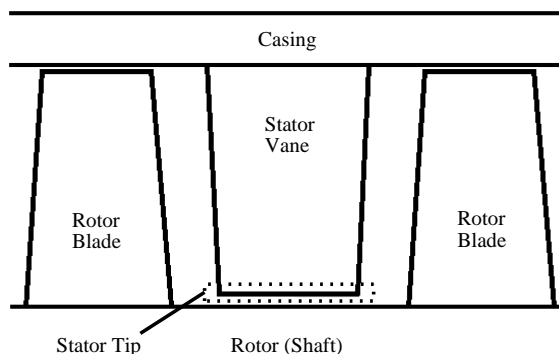


Fig. 1 Cantilevered stator

شکل 1 استاتور یک سر گیردار

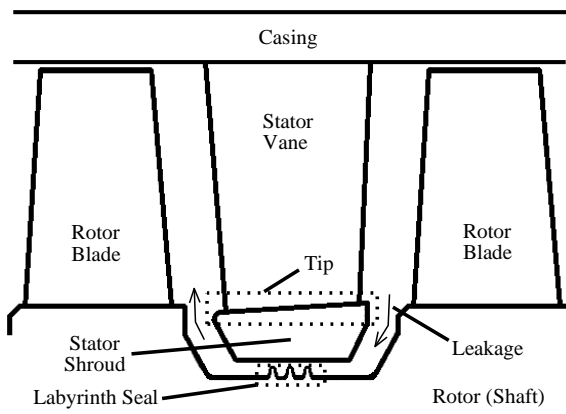


Fig. 2 Shrouded stator

شکل 2 استاتور دارای شراد

آن، افت ناشی از طراحی یک سر گیردار می‌باشد. با این وجود در طراحی دارای شراد به دلیل نشتی جریان به فضای زیر ردیف پره‌های استاتور و توجه به درزبندی شراد استاتور لقی بین قسمت‌های ثابت و متحرک بسیار کم است در حالی که در حالت یک سر گیردار لقی بین پره و روتور به گونه‌ای در نظر گرفته می‌شود که قطعاً هیچ گونه برخوردی صورت نگیرد. در طراحی یک سر گیردار به دلایل مکانیکی و ارتعاشاتی این امکان وجود دارد که مقطع پره در نوک استاتور نسبت به پره دارای شراد نازک‌تر باشد. این مسأله از مزیت‌های یک سر گیردار به ویژه در کاربردهای با عدد ماخ بالا می‌باشد. در نهایت گالیمور اذعان می‌کند که تا زمان ارائه مقاله [16] معیاری وجود ندارد که بتوان گفت یکی از این دو طرح در همه حالت‌ها نسبت به دیگری برتری دارد. تا این که یون و همکارانش در سال 2015 مقاله‌ای ارائه دادند که در آن به بررسی اثر ساختار نوک استاتور بر نشتی جریان و افت ناشی از اختلاط نشتی و جریان گاز اصلی پرداختند [11]. در بخش اول مقاله یک مدل ساده برای تخمین افت نشتی در نوک استاتور به صورت تابعی از پارامترهای اساسی طراحی طبقه در ترکیب با پارامترهای هندسی فرمول‌بندی شده است. آن‌ها دریافتند که در یک ضریب جریان و ضریب کار مشخص، افت نشتی در استاتور تحت تأثیر درجه عکس‌العمل⁷ طبقه می‌باشد. در مقاله [11] فرض شده که شراد استاتور با درزبند لیبرنت درزبندی شده است. مقایسه استاتور یک سر گیردار با استاتور دارای شراد با لیبرنت یک دندان نشان داد که در یک لقی یکسان، در درجه عکس‌العمل‌های بالا، استاتور دارای شراد نسبت به

در گذشته مطالعات فراوانی در رابطه با نشتی نوک¹ پره‌های روتور انجام شده و تعداد زیاد مقالات اخیر با این موضوع نشان می‌دهد که این مسأله همچنان اهمیت دارد. در حالی که مطالعات در زمینه تأثیر سایر نشتی‌ها بر عملکرد کمپرسور کمتر بوده است [2,1].

به دلیل تأثیر مستقیم میزان نشتی بر توان خروجی، بازده و عمر مفید ماشین، جلوگیری و یا کاهش آن از اهمیت به‌سزایی برخوردار است که در توربوماشین‌ها تحت عنوان درزبندی² تعریف می‌شود [3]. روش‌های متفاوتی برای درزبندی وجود دارد که یکی از آن‌ها استفاده از درزبند لیبرنت³ است. اساس کار درزبند لیبرنت به این‌گونه است که انرژی ناشی از فشار استاتیک جریان با عبور از هر دندان به انرژی جنبشی تبدیل و سپس در اثر اغتشاشات به وجود آمده به‌صورت گرما تلف می‌شود. از جمله مزایای درزبند لیبرنت می‌توان به سادگی، قابلیت اطمینان بالا و تحمل تغییرات فشار و حرارت بالا اشاره کرد. به دلیل مزایای مذکور، از درزبند لیبرنت به‌طور گسترده در توربوماشین‌ها به منظور کاهش نشتی جریان، کنترل جریان خنک‌کاری و جلوگیری از نشتی محفظه باتاقان‌ها استفاده می‌شود [3-7]. لانه زنبوری‌ها⁴ استوانه‌هایی با سطح مقطع شش ضلعی هستند که شبکه‌ای از آن‌ها در کنار هم جسمی بسیار صلب به وجود می‌آورد. با این که شبکه لانه زنبوری فقط 5% وزن جسم جامد مشابه خود را دارا می‌باشد، با این حال توانایی تحمل همان مقدار فشار را دارد. ساختار لانه زنبوری به این صورت است که با ایجاد گردابه و گیر افتادن جریان در داخل آن، تا حدودی از عبور جریان جلوگیری می‌کند. از طرف دیگر با توجه به قابلیت سایش‌پذیری از تماس مستقیم قطعات حساس توربین با یکدیگر جلوگیری کرده و باعث افزایش عمر می‌گردد [8,9].

انتخاب ساختار نوک استاتور یک تصمیم مهم طراحی در فرآیند طراحی اولیه یک طبقه در کمپرسورهای محوری می‌باشد. به ویژه از آن‌جا که ساختار نوک بر مقدار نشتی فضای زیر استاتور تأثیر دارد، بررسی چگونگی اثر آن بر عملکرد آیرودینامیکی کمپرسور بسیار مهم است [10,11]. به طور کلی طراحان کمپرسور می‌توانند دو نوع ساختار برای نوک استاتور انتخاب کنند. ساختار اول استاتور یک سر گیردار⁵ می‌باشد که در آن، فاصله نوک استاتور تا شفت به اندازه‌ای تعیین می‌شود که قطعاً هیچ‌گونه برخوردی بین شفت و استاتور از زمان استارت تا خاموشی نرمال اتفاق نیافتند. در ساختار دوم انتهای استاتور دارای شراد⁶ بوده که این شراد برای کاهش نشتی به طرق مختلف درزبندی می‌گردد [11-15]. شماتیکی از استاتور یک سر گیردار و استاتور دارای شراد به ترتیب در "شکل 1 و 2" نشان داده شده است. استاتور نشان داده شده در "شکل 2" با استفاده از درزبند لیبرنت درزبندی شده است.

گالیمور در سال 1999 میلادی مقاله‌ای تحت عنوان طراحی کمپرسور جریان محوری ارائه داد. گالیمور در این مقاله به بیان تعدادی از اصول و قوانین بنیادی در طراحی کمپرسور جریان محوری پرداخت [16]. مقاله از دیدگاه یک طراح نوشته شده و سعی شده است اکثر نکات لازم برای طراحی موفق یک کمپرسور جریان محوری پوشش داده شود. گالیمور بیان کرد که در فاز اولیه طراحی کمپرسور باید تصمیم گرفته شود که ردیف پره‌های استاتور به‌صورت یک سر گیردار یا دارای شراد باشد. مزیت استاتور دارای شراد نسبت به یک سر گیردار، حذف جریان نوک پره‌های استاتور و به تبع

¹ Tip² Sealing³ Labyrinth seal⁴ Honeycomb⁵ Cantilevered⁶ Shrouded⁷ Degree of reaction

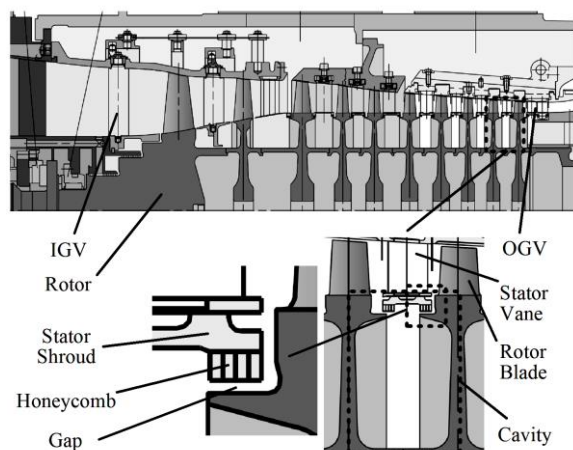


Fig. 3 An axial flow compressor

شکل 3 یک کمپرسور جریان محوری

2- مدل سازی

جریان وارد شده به فضای زیر پره‌های استاتور قسمتی از جریان گاز اصلی بوده که در هر طبقه بعد پره‌های استاتور با فشار بالاتر، از طریق لقی بین روتور و استاتور، نشت پیدا کرده و به ناحیه قبل از پره‌ها با فشار پایین‌تر نشت پیدا می‌کند. در "شکل 4" محدوده طبقه نهم با جزئیات بیش‌تر نشان داده شده است. همان‌طور که اشاره گردید مطابق "شکل 4" ناحیه مدل شده شامل روتور 9، استاتور 9 و روتور 10 به همراه قطعی 4.5 درجه‌ای از فضای زیر استاتور و ساختار لانه زنبوری در ورودی و خروجی می‌باشد. اندازه قطاع فضای زیر استاتور برابر با قطاع پره استاتور همان طبقه فرض شده است. لازم به ذکر است که مرز بین زیر پره‌ها با جریان گاز اصلی، توسط منحنی نوک به‌دست آمده است.

هندسه سه‌بعدی فضای زیر استاتور و لانه زنبوری پس از استخراج از هندسه موتور از نرم‌افزار ان ایکس 8، به نرم‌افزار اسپیس کلیم وارد و پس از انجام ساده‌سازی‌های مورد نیاز، قطعی از ناحیه سیال تهیه شده است. پس از ساخت هندسه پره‌ها با نرم‌افزار بلید جن، از نرم‌افزار توربو گرید برای تولید هندسه جریان گاز اصلی استفاده شده است. قسمت‌های مختلف این مسأله با استفاده از نرم‌افزارهای مختلف شبکه‌بندی گردیده است. جریان گاز اصلی کمپرسور و فضای زیر استاتور با لانه زنبوری به صورت باسازمان به ترتیب با نرم‌افزارهای توربو گرید و انسیس مشر شبکه‌بندی شده است. مراحل بعد شامل تنظیم و اعمال شرایط مرزی، حل و پس‌پردازش نتایج در انسیس اف ایکس 16 صورت گرفته است.

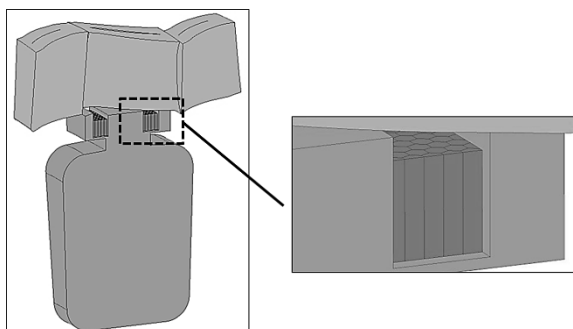


Fig. 4 Ninth stage domain (fluid)

شکل 4 ناحیه طبقه نهم (سیال)

یک سر گیردار ترجیح داده می‌شود، در حالی که در درجه عکس‌العمل‌های پایین، یک سر گیردار بهتر است. در صورت افزایش تعداد دندانه‌های درزبند لیرنت، در درجه عکس‌العمل‌های پایین‌تر نیز افت نشتی استاتور دارای شراد نسبت به یک سر گیردار کمتر است. بنابراین مدل یون و همکارانش یک معیار برای انتخاب ساختار نوک استاتور ارائه کرد.

دمارگن و لانگلی به مطالعه تجربی و عددی تأثیر نشتی نوک استاتور بر جریان گاز اصلی از منظر آیرودینامیکی با استفاده از یک کسکید¹ خطی که در آن مقدار نشتی و سرعت محیطی به‌صورت مستقل قابل تغییر بودند، پرداختند [17]. از اندازه‌گیری‌های تجربی نتیجه گرفتند که افزایش مقدار نشتی تأثیر نامطلوبی بر عملکرد کمپرسور دارد در حالی که افزایش سرعت محیطی عملکرد کمپرسور را بهبود می‌بخشد. همچنین نشتی نوک استاتور باعث تغییر چشم‌گیر توزیع انسداد در راستای شعاعی پره، چرخش جریان و افت در خروجی استاتور می‌شود. از طرف دیگر نتایج تجربی و عددی نشان داد که مقدار نشتی تابعی خطی از اختلاف فشار فضای زیر پره استاتور و فشار متوسط بالادست نوک استاتور است. آن‌ها با استفاده از مفهوم ضخامت مومنتوم به بررسی و توصیف مکانیزم اثرات به وجود آمده پرداختند.

هایدگر و همکارانش به بررسی عددی هندسه فضای زیر ردیف پره‌های استاتور بر عملکرد کمپرسور جریان محوری پرداختند [18]. نتایج حاصل نشان داد که به طور کلی تغییرات هندسه آن تأثیر کمی بر مقدار دبی نشتی و یا سرعت محیطی نشتی دارد. از جمله مقدار نشتی به عمق فضای زیر استاتور بستگی ندارد. آنها با توجه به نتایج حاصل پیشنهاد کردند که خواص سیال در سطح هم‌پوشانی جریان گاز اصلی و فضای زیر استاتور، برای بررسی اثرات نشتی نوک استاتور مهم می‌باشد. همچنین سرعت محیطی نقش مهمی در تعیین رفتار آیرودینامیکی جریان نزدیک دیوار نوک دارد.

در تحقیقات گذشته عملکرد درزبندهای مختلف برای کاربرد کلی با هم مقایسه شده است. از طرف دیگر لانه زنبوری بدون مدل‌سازی با سایر قسمت‌های کمپرسور بررسی شده است. از آن‌جا که از منظر آیرودینامیکی نشتی فضای زیر استاتور بر جریان گاز اصلی اثر می‌گذارد، بهتر است که لانه زنبوری به همراه گاز اصلی و فضای زیر استاتور مدل شود. با توجه به استفاده از لانه زنبوری به جای درزبند لیرنت در کمپرسور بعضی از توربین‌های گازی، در این مقاله به بررسی تأثیر درزبندی با لانه زنبوری نوک استاتور دارای شراد بر عملکرد ردیف پره کمپرسور جریان محوری توربین گاز با استفاده از روش‌های عددی پرداخته شده است. بدین منظور فضای زیر استاتور و لانه زنبوری طبقه نهم یک کمپرسور محوری به همراه جریان گاز اصلی در دو حالت دیوار جامد و درزبندی با لانه زنبوری مدل‌سازی شده است. منظور از حالت دیوار جامد، جایگزینی یک دیواره به جای سازه لانه زنبوری می‌باشد. مطابق "شکل 3" کمپرسور محوری مورد مطالعه دارای 10 طبقه با نسبت فشار 14 با یک ردیف پره راهنمای ورودی² در ابتدا و یک ردیف پره راهنمای خروجی³ در انتهای آن می‌باشد. فضای زیر استاتور طبقه اول با استفاده از یک درزبند لیرنت با چهار دندانه⁴ و بقیه طبقات با استفاده از لانه زنبوری درزبندی شده است. در "شکل 3" سازه لانه زنبوری که روی شراد استاتور نصب شده و محل لقی به عنوان نمونه برای طبقه نهم کمپرسور نشان داده شده است.

¹ Cascade

² Inlet guide vane (IGV)

³ Outlet guide vane (OGV)

⁴ Fin

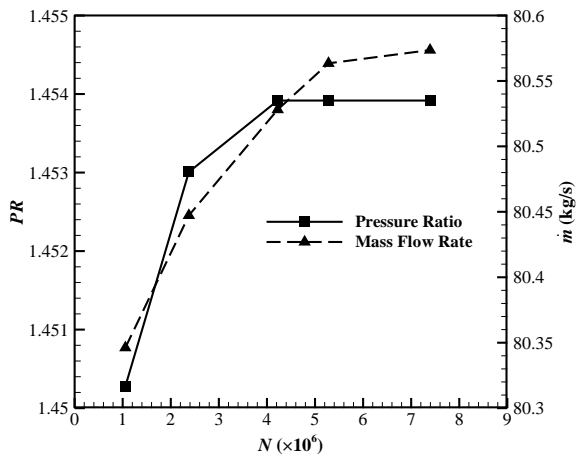


Fig. 6 Grid independency results

شکل 6 نتایج استقلال از شبکه

$$C_d = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{ideal}} \quad (1)$$

در این رابطه دبی نشتی جریان \dot{m} ، از نتایج تجربی و با عددی جایگزین می‌شود. \dot{m}_{ideal} دبی جریان در حالت تئوری در شرایط آیزنتروپیک می‌باشد که از رابطه (2) به دست می‌آید:

$$\dot{m}_{ideal} = \frac{P_0 A}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa-1)} \left[\left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{1}{PR} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad (2)$$

در رابطه (2)، PR بیانگر نسبت فشار ورودی به خروجی می‌باشد. همچنین A نشان‌دهنده سطح مقطع درزبند لبرنت می‌باشد.

در مورد اول مقدار ضریب تخلیه نتایج عددی در چهار نسبت فشار مختلف با نتایج تجربی مقایسه شده است. همان‌طور که در "شکل 8" مشاهده می‌شود نتایج حل عددی در توافق خوبی با نتایج تجربی می‌باشد.

بیشترین مقدار خطا حدود 4% در نسبت فشار 1.2 است.

در مورد دوم مطابق "شکل 9" نسبت ضریب تخلیه مدل دارای لانه زنبوری به مدل بدون لانه زنبوری نتایج تجربی و حل عددی، در یک لقی بی‌بعد در سه نسبت فشار مختلف مقایسه شده است. در این نمودار لقی با قطر لانه زنبوری بی‌بعد شده است. در این حالت نیز بیشترین مقدار خطا حدود 7% می‌باشد. مقدار لقی بین نوک دندان لبرنت و لانه زنبوری [mm] 1.204 در نظر گرفته شده است.

4- نتایج

در این بخش از گزارش به تحلیل نتایج حاصل از حل عددی پرداخته شده است. ابتدا جریان کمپرسور در ناحیه طبقه نهم بدون در نظر گرفتن نشتی

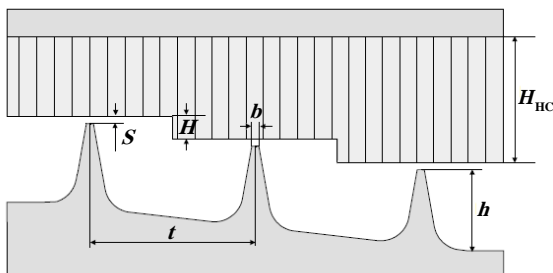


Fig. 7 Schematic of the experimental model [9]

شکل 7 شماتیک مدل تجربی [9]

برای ایجاد شبکه محاسباتی باید به این نکته دقت کرد که اندازه شبکه در نزدیک دیوارها به قدر کافی ریز باشد تا اثر گرادیان‌های شدید در لایه مرزی سرعت در حل دیده شود. به‌منظور لحاظ نمودن اثرات لایه‌مرزی، حجم بیشتری از شبکه در مجاور مرزها گنجانده شده است. همچنین با هدف بهینه نمودن تعداد المان‌های به‌کار رفته با دور شدن از مرزها، از تراکم المان‌ها کاسته می‌شود. قابل توجه است در محل لقی بین استاتور و روتور برای شبیه‌سازی دقیق‌تر فیزیک جریان، شبکه به اندازه کافی ریز شده است. در ادامه همان‌طور که در "شکل 5" نشان داده شده در محیط حل‌گر، شبکه‌های محاسباتی تولید شده در کنار هم قرار داده شده‌اند. مطابق جدول 1 برای بررسی استقلال نتایج از شبکه، پنج شبکه محاسباتی مختلف تولید و در شرایط عملکردی یکسان مقایسه شده است. "شکل 6" نمودار نتایج حاصل را برای پارامترهای دبی جریان و نسبت فشار نشان می‌دهد. با توجه به نتایج به دست آمده، شبکه چهارم به عنوان شبکه نهایی برای حل‌های بعدی انتخاب شده است.

3- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی حل عددی از نتایج تجربی کار شرام و همکاران [19] استفاده شده است. شرام و همکاران به صورت تئوری و تجربی به مطالعه تأثیر لانه زنبوری بر جریان عبوری از یک درزبند لبرنت پله‌ای پرداختند. مدل ساخته شده مطابق "شکل 7" شامل یک درزبند لبرنت با سه دندان و لانه زنبوری می‌باشد که ابعاد و شرایط مرزی در مرجع [19] ارائه شده است.

نتایج حل عددی در دو حالت با نتایج تجربی مقایسه شده است. مورد اول مدل درزبند لبرنت بدون لانه زنبوری (مدل دیوار جامد) می‌باشد. در مدل دوم روی درزبند یک ردیف لانه زنبوری قرار داده شده است. برای مقایسه نتایج، ضریب تخلیه تعریف شده در مرجع [19] مطابق معادله (1) به دست آمده است:

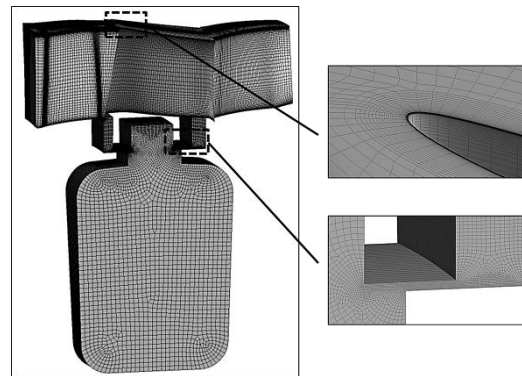


Fig. 5 Grids points for solid wall model

شکل 5 شبکه محاسباتی در مدل دیوار جامد

جدول 1 بررسی استقلال از شبکه

مورد	\dot{m} [kg/s]	PR	N
شبکه اول	80.35	1.450	1055958
شبکه دوم	80.45	1.453	2375906
شبکه سوم	80.53	1.454	4223833
شبکه چهارم	80.56	1.454	5279792
شبکه پنجم	80.57	1.454	7391708

خارج و جریان از سطح جدا شده است. این دو ناحیه متأثر از لایه مرزی روی دیواره‌های کمپرسور است.

مطابق "شکل 11 (الف)" با در نظر گرفتن نشتی، در حل حالت مدل دیوار جامد جریان در نوک دچار تلاطم شدید شده و جدایش رخ می‌دهد. با کاهش لقی فضای زیر استاتور (شکل 11 ب)، مقدار نشتی کمتر و از قدرت جریان ثانویه کاسته می‌شود. بنابراین اندازه و عمق هسته جدایش با لقی کوچک تغییر چشم‌گیری در مقایسه با لقی بزرگ داشته و افت کمتر می‌شود. با کاهش افت در نوک استاتور عملکرد ردیف پره بهبود یافته و بازده طبقه افزایش یافته است.

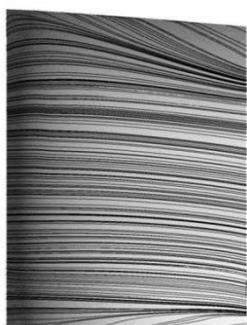
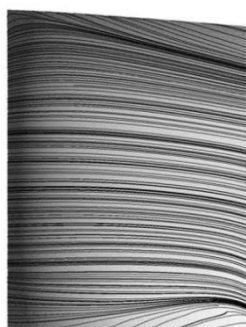


Fig. 10 Stream lines on the stator vane suction side in without cavity case

شکل 10 خطوط جریان روی سطح مکش پره استاتور در مدل بدون کویتی



b Clearance 0.9 mm



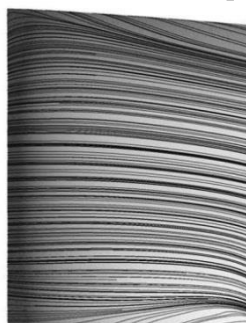
a Clearance 1.8 mm

(ب) لقی 0.9 mm

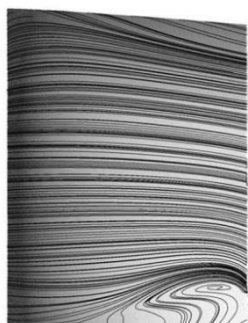
(الف) لقی 1.8 mm

Fig. 11 Stream lines on the stator vane suction side in solid wall case

شکل 11 خطوط جریان روی سطح مکش پره استاتور در مدل دیوار جامد



b Clearance 0.9 mm



a Clearance 1.8 mm

(ب) لقی 0.9 mm

(الف) لقی 1.8 mm

Fig. 12 Stream lines on the stator vane suction side in sealing with honeycomb case

شکل 12 خطوط جریان روی سطح مکش پره استاتور در مدل درزبندی با لانه زنبوری

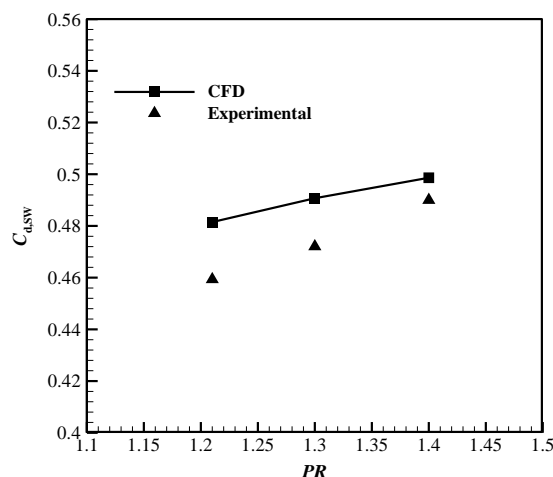


Fig. 8 Comparison of discharge coefficient of numerical and experimental data for solid wall model

شکل 8 مقایسه ضریب تخلیه حل عددی با نتایج تجربی در مدل دیوار جامد

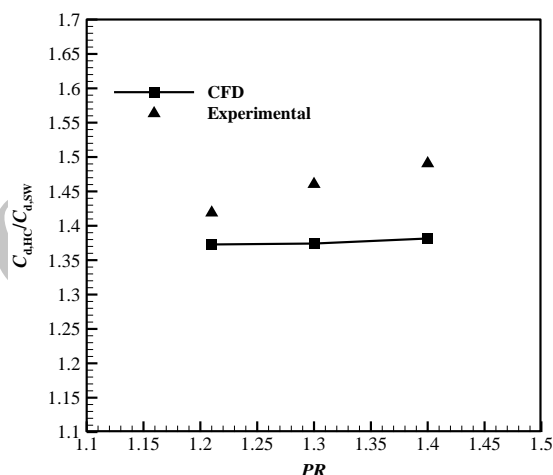


Fig. 9 Comparison of discharge coefficient of numerical and experimental data for honeycomb labyrinth model

شکل 9 مقایسه ضریب تخلیه حل عددی با نتایج تجربی در مدل لیرنت لانه زنبوری

نوک به‌عنوان حالت پایه (مدل بدون نشتی) حل شده است. در ادامه فضای زیر پره‌های استاتور برای در نظر گرفتن نشتی در دو حالت با مقدار لقی بزرگ و کوچک به حالت پایه اضافه گردیده است (مدل دیوار جامد). در مرحله بعد، از آن‌جا که در کمپرسور توربین گاز موردنظر جهت کاهش نشتی در نوک استاتور از لانه زنبوری استفاده شده، در ورودی و خروجی فضای زیر استاتور لانه زنبوری قرار داده شده است (مدل درزبندی با لانه زنبوری). لازم به ذکر است که مقدار لقی کوچک نصف مقدار لقی بزرگ در نظر گرفته شده است.

برای بررسی و مقایسه چگونگی تأثیر لانه زنبوری بر جریان در نوک استاتور نسبت به دیوار جامد، در "شکل‌های 10 تا 12" خطوط جریان بر روی سطح مکش پره ثابت طبقه 9 کمپرسور جریان محوری توربین نمایش داده شده است. همان‌طور که در "شکل 10" دیده می‌شود در حالت حل بدون نشتی جدایش جریان در نوک استاتور بسیار ناچیز است. از طرف دیگر در نواحی شعاع میانی خطوط جریان از شرایط مناسب برخوردارند، در حالی که در نواحی نزدیک ریشه و نوک پره خطوط جریان از حالت ایده‌آل و یکنواخت



Fig. 14 Stream lines on the stator vane suction side in without cavity case

شکل 14 خطوط جریان روی سطح مکش پره استاتور در مدل بدون کویتی

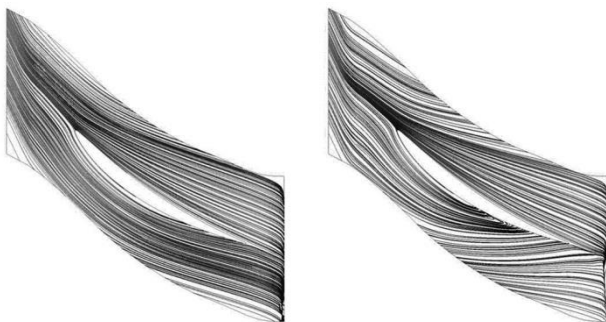


Fig. 15 Stream lines on the stator vane suction side in solid wall case
الف) لقی 1.8 mm ب) لقی 0.9 mm

شکل 15 خطوط جریان روی سطح مکش پره استاتور در مدل دیوار جامد

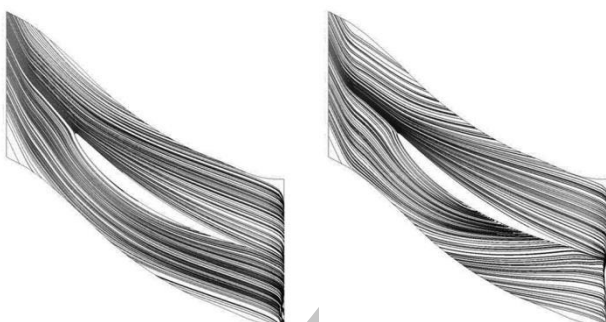


Fig. 16 Stream lines on the stator vane suction side in sealing with honeycomb case
الف) لقی 1.8 mm ب) لقی 0.9 mm

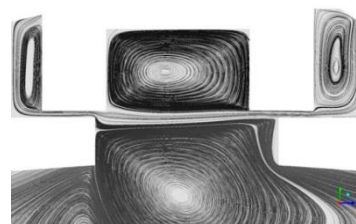
شکل 16 خطوط جریان روی سطح مکش پره استاتور در مدل درزبندی با لانه زنبوری

نشستی و افت بازده نسبت به حالت پایه حل شده که نتایج حاصل از تحلیل طبقه پنجم در جدول 3 ارائه شده است. "شکل 17" نشان می‌دهد با افزایش لقی در این طبقه، بازده تا بیش از 1% کاهش می‌یابد. ولی قابل توجه است که با افزایش سایش از یک مقدار لقی به بعد، نشستی افزایش نداشته و مقدار افت بازده به یک مقدار ثابت میل می‌کند.

با توجه به ارتعاشات توربین امکان برخورد بین قطعات ثابت و متحرک وجود دارد. بنابراین در عمل به جای دیوار جامد باید از سازه‌ای با قابلیت فداشوندگی مانند لانه زنبوری استفاده کرد. مطابق "شکل 13" لانه زنبوری با ایجاد گردابه و گیر افتادن جریان در داخل آن، از عبور جریان جلوگیری کرده و مقداری از نشستی و به تبع آن تلاطم جریان در نوک کم شده است. اما از آنجا که کاهش نشستی نسبت به حالت دیوار جامد بسیار کم است، مزیت آن نسبت به حالت دیوار جامد قابلیت فداشوندگی آن می‌باشد. بنابراین همان‌طور که در "شکل 12" نشان داده شده وضعیت جریان در صورت استفاده از لانه زنبوری تقریباً شبیه مدل دیوار جامد (شکل 11) می‌باشد.

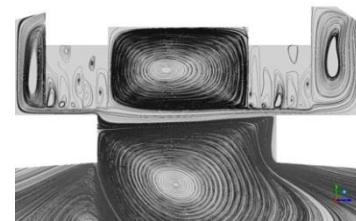
همچنین "شکل‌های 14 تا 16" که خطوط جریان نزدیک نوک استاتور طبقه نهم را نشان می‌دهد، به منظور مشاهده نحوه جدایش در این محل ارائه شده است. در جدول 2 برای مقایسه نحوه تغییرات نشستی و بازده طبقه، نتایج حاصل از حل طبقه نهم در حالت‌های مختلف ارائه شده است. لازم به ذکر است که مقدار نشستی در 360 گزارش شده است. جدول 2 تأیید می‌کند که کاهش دبی نشستی با لانه زنبوری نسبت به دیوار جامد بسیار کم است، بنابراین تأثیر آن بر عملکرد طبقه مشابه دیوار جامد می‌باشد.

از آنجا که لانه زنبوری نسبت به دیوار جامد تأثیر قابل توجهی بر کاهش نشستی و افزایش عملکرد طبقه کمپرسور نداشته و تنها مزیت آن فداشوندگی می‌باشد، در بررسی عددی نوک استاتور می‌توان با دقت قابل قبول از مدل کردن لانه زنبوری برای درزبندی نوک استاتور ظر کرد. در واقع می‌توان تنها یک دیوار جامد جایگزین لانه زنبوری کرد. این کار باعث کاهش چشم‌گیر هزینه محاسباتی می‌شود، به‌ویژه زمانی که نیاز به حل کل کمپرسور می‌باشد. در همین راستا می‌توان به بررسی تأثیر سایش لانه زنبوری بر عملکرد ردیف پرها بدون مدل کردن لانه زنبوری پرداخت. لانه زنبوری در طول کارکرد موتور در شرایط مختلف به مرور دچار سایش می‌شود. بدیهی است که با کاهش ارتفاع لانه زنبوری میزان لقی فضای زیر ردیف پره‌های استاتور زیاد می‌شود. بنابراین بدون مدل کردن لانه زنبوری مقدار افزایش



a Solid wall case

الف) حالت دیوار جامد



b Sealing with honeycomb

ب) درزبندی با لانه زنبوری

Fig. 13 Stream lines in cavity in clearance 0.9 mm

شکل 13 خطوط جریان در فضای زیر استاتور با لقی 0.9 mm

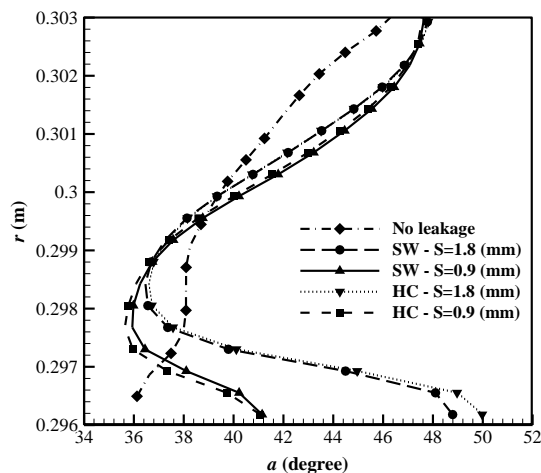


Fig. 18 Average distribution of velocity flow angle before stator vane
شکل 18 توزیع زوایای سرعت جریان قبل از پره استاتور

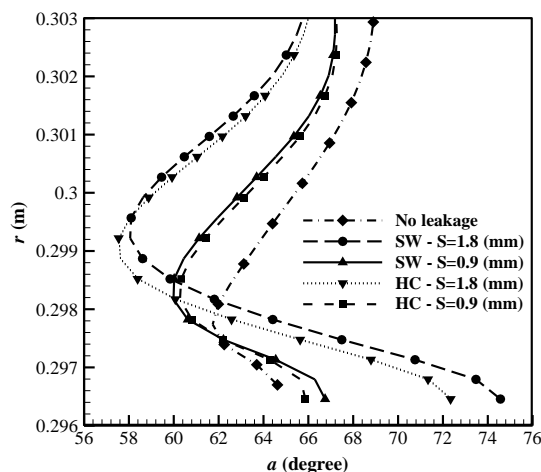


Fig. 19 Average distribution of velocity flow angle after stator vane
شکل 19 توزیع زوایای سرعت جریان بعد از پره استاتور

زنبوری بر مقدار نشتی و ایجاد جدایش نسبت به حالت دیوار جامد می‌باشد. از طرف دیگر "شکل‌های 18 و 19" نشان می‌دهد که در صورت لزوم تحلیل دقیق‌تر عملکرد کمپرسور، لازم است که نشتی نوک استاتور را در نظر گرفت. همان‌طور که در جدول 2 بیان شد در حالت کارکرد عادی کمپرسور با داشتن 564 gr/s نشتی در طبقه نهم، بازده آیزنتروپیک طبقه حدود 0.41 درصد کاهش می‌یابد. این در حالی است که کمپرسور با استفاده از لانه زنبوری درزبندی شده است. با توجه به پیشرفت‌های انجام شده در زمینه درزبندها و فضای محدود درزبندی نوک استاتور به‌ویژه در راستای محوری می‌توان از درزبندهایی با فن‌آوری پیشرفته‌تر برای درزبندی نوک استاتور استفاده کرد. بنابراین در تحقیقات آینده به بررسی امکان‌سنجی استفاده از درزبند فشرده‌تر با نشتی کمتر به‌منظور افزایش بازده و بهبود عملکرد کمپرسور پرداخته می‌شود.

5- جمع‌بندی

جریانی که بعد از پره‌های استاتور از طریق لقی زیر ردیف پره‌ها نشت پیدا کرده، دوباره به جریان اصلی قبل از پره‌های استاتور همان طبقه وارد می‌شود. این نشتی می‌تواند زوایای جریان در نزدیکی نوک استاتور را تغییر داده و اثر نامطلوبی بر عملکرد کمپرسور بگذارد. نشتی بیش‌تر در نوک

جدول 2 مقایسه مدل درزبندی با لانه زنبوری با مدل دیوار جامد

مورد	S	\dot{m}	η
بدون نشتی	---	---	83.38
دیوار جامد	1.8	1056.59	82.52
	0.9	675.51	82.97
درزبندی با لانه زنبوری	1.8	998.13	82.56
	0.9	564.93	82.97

جدول 3 تأثیر ساییش لانه زنبوری بر مقدار نشتی و بازده

مورد	S	\dot{m}	η
بدون ساییش	0.985	440.76	88.61
10% ساییش	1.785	862.79	88.06
20% ساییش	2.585	1180.5	87.68
30% ساییش	3.385	1327.6	87.5
50% ساییش	4.985	1340.4	87.47

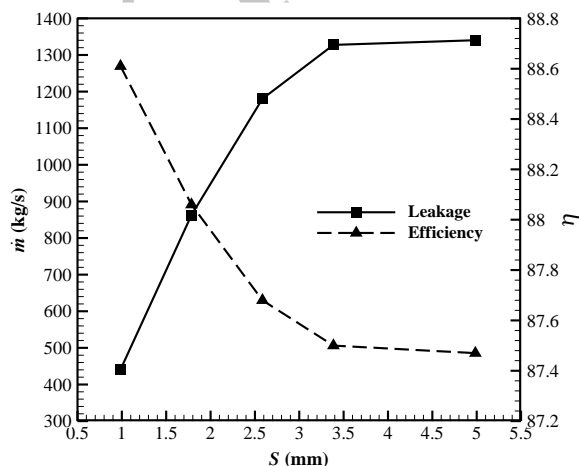


Fig. 17 Stage 5 leakage and efficiency versus gap

شکل 17 مقدار نشتی و بازده طبقه پنجم در اثر ساییش لانه زنبوری

نشتی جریان در نوک استاتور باعث تغییر چشم‌گیر جریان ثانویه در نزدیک دیواره می‌گردد. در واقع تغییر مقدار نشتی با تغییر ضخامت مومنوم لایه مرزی بر قدرت جریان ثانویه اثر می‌گذارد [17]. در "شکل‌های 18 و 19" تغییرات زاویه جریان در راستای شعاعی در نزدیکی نوک پره، به ترتیب قبل و بعد از پره استاتور در حالت‌های مختلف مقایسه شده که در جهت محیطی متوسط‌گیری جرمی شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود جریان نشتی در قبل و بعد استاتور بر زوایای جریان تأثیر می‌گذارد. در واقع جریانی که بعد از پره‌های استاتور از طریق لقی زیر ردیف پره‌ها نشت پیدا کرده، دوباره به جریان گاز اصلی قبل از پره‌های استاتور همان طبقه وارد می‌شود. این نشتی جریان زوایای جریان در نزدیکی نوک استاتور را تغییر داده و باعث جدایش بیش‌تر جریان شده است.

بنابراین میزان افت افزایش یافته و اثر نامطلوبی بر عملکرد کمپرسور می‌گذارد. در مقطع بعد از پره زوایای جریان در مدل با لقی بزرگ حل دیوار جامد و حل با لانه زنبوری تقریباً بر هم منطبق شده‌اند. زوایای جریان در مدل با لقی کوچک نیز همین وضعیت را دارد که دلیل آن تأثیر ناچیز لانه

زیر نویس ها

0	ورودی
HC	لانه زنبوری
ideal	ایده آل
SW	دیوار جامد

7- مراجع

- [1] S. R. Wellborn, T. H. Okiishi, Effects of shrouded stator cavity flows on multistage axial compressor aerodynamic performance, *NASA Contractor Report* 198536, 1996.
- [2] R. Taghavi Zenouz, E. Solki, H. Afshari, Computational analysis of stepped tip gap casing effect on performance of a centrifugal compressor, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 3, pp. 136-144, 2014. (in Persian فارسی)
- [3] D. Ch. Choi, D. L. Rhode, Development of a 2-D CFD approach for computing 3-D honeycomb labyrinth leakage, *Proceedings of ASME Turbo Expo Power for Land, Sea and Air*, Atlanta, Georgia, USA, June 16-19, 2003.
- [4] J. Li, Sh. Kong, X. Yan, Sh. Obi, Zh. Feng, Numerical investigations on leakage performance of the rotating labyrinth honeycomb seal, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 132, No. 6, pp. 1-11, 2010.
- [5] X. Yan, J. Li, L. Song, Zh. Feng, Investigations on the discharge and total temperature increase characteristics of the labyrinth seals with honeycomb and smooth lands, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 131, No. 4, pp. 1-8, 2009.
- [6] T. Pychinsky, C. Hofler, H. Bauer, Experimental study on the friction contact between a labyrinth seal fin and a honeycomb stator, *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, Montreal, Canada, June 15-19, 2015.
- [7] A. Desando, A. Rapisarda, E. Campagnoli, R. Taurino, Numerical analysis of honeycomb labyrinth seals: Cell geometry and tip thickness impact on the discharge coefficient, *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, Montreal, Canada, June 15-19, 2015.
- [8] M. Alizadeh, B. Nikkahi, A. Shahrabi Farahani, A. Fathi, Numerical study on the effect of geometrical parameters on the labyrinth-honeycomb seal performance, *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, Düsseldorf, Germany, June 16-20, 2014.
- [9] Gh. Liaghat, H. Sorailo, Sandwich design optimization honeycomb panels under compressor load, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 9, No. 12, pp. 73-82, 2009. (in Persian فارسی)
- [10] V. M. Lei, Z. S. Spakovszky, E. M. Greitzer, A criterion for axial compressor hub-corner stall, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, No. 3, pp. 1-10, 2008.
- [11] S. Yoon, R. Selmeier, P. Cargill, P. Wood, Effect of the stator hub configuration and stage design parameters on aerodynamic loss in axial compressors, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 137, No. 9, pp. 1-10, 2015.
- [12] C. R. LeJambre, R. M. Zacharias, B. P. Biederman, A. J. Gleixner, C. J. Yetka, Development and application of a multistage Navier-Stokes flow solver: Part II application to a High-Pressure compressor design, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 120, No. 2, pp. 215-223, 1998.
- [13] M. Swoboda, P. C. Ivey, U. Wenger, V. Gummer, An experimental examination of cantilevered and shrouded stators in a multistage axial compressor, *International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition*, Stockholm, Sweden, June 2-5, 1998.
- [14] S. R. Wellborn, I. Tolchinsky, T. H. Okiishi, Modeling shrouded stator cavity flows in axial-flow compressors, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 122, No. 1, pp. 55-61, 2000.
- [15] Ch. Yang, X. Lu, Y. Zhang, Sh. Zhao, J. Zhu, Numerical investigation of a cantilevered compressor stator at varying clearance sizes, *Proceedings of ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, Montreal, Canada, June 15-19, 2015.
- [16] S. J. Gallimore, Axial flow compressor design, *Journal of Mechanical Engineering Science, Part C*, Vol. 213, No. 5, pp. 437-449, 1999.
- [17] A. A. J. Demargne, J. P. Longley, The aerodynamic interaction of stator shroud leakage and mainstream flows in compressors, *Proceedings of ASME Turbo Expo*, Munich, Germany, May 8-11, 2000.
- [18] N. J. Heidegger, E. J. Hall, R. A. Delaney, Parameterized study of high-speed compressor seal cavity flow, *AIAA*, No. 96-2807, 1996.
- [19] V. Schramm, K. Willenborg, S. Kim, S. Wittig, Influence of a honeycomb facing on the flow through a stepped labyrinth seal, *Proceedings of ASME Turbo Expo*, Munich, Germany, May 8-11, 2000.

استاتور باعث جدایش بیش تر جریان شده و لذا میزان افت افزایش می یابد. در مقاله حاضر به بررسی درزبندی نوک استاتور با لانه زنبوری بر عملکرد کمپرسور محوری توربین گاز پرداخته شد. بدین منظور دو مدل با دیوار جامد و مدل با لانه زنبوری برای استاتور طبقه نهم تحلیل شد. کمپرسور مطالعه شده دارای 10 طبقه بوده که طبقه اول به کمک درزبند لبیرنت و سایر طبقات با استفاده از لانه زنبوری درزبندی شده اند. نتایج نشان دادند که نشستی در نوک استاتور باعث ایجاد تلاطم شده و قدرت جریان ثانویه را در نوک پره زیاد می کند. بنابراین جریان دچار جدایش شده و با ایجاد افت، بازده طبقه را کاهش می دهد. در واقع با کاهش مقدار نشستی با لقی کوچک نسبت به لقی بزرگ، افت کمتر شده و بازده افزایش می یابد. بنابراین کاهش نشستی باعث بهبود عملکرد طبقه می شود. لانه زنبوری با ایجاد گردابه و گیر انداختن جریان، مقداری از نشستی جریان نوک را کاهش داد. با توجه به تأثیر مشابه لانه زنبوری نسبت به دیوار جامد بر عملکرد کمپرسور، تنها مزیت آن قابلیت فداشوندگی جهت جلوگیری از تماس قطعات ثابت و متحرک بود. بنابراین در تحلیل طبقه با توجه به هزینه محاسباتی کمتر می توان از مدل دیوار جامد به جای لانه زنبوری استفاده کرد. تحلیل میزان سایش لانه زنبوری بر عملکرد طبقه کمپرسور نشان داد با افزایش سایش از یک مقدار لقی بیش تر، نشستی افزایش نداشته و افت بازده به یک مقدار ثابت میل می کند. همچنین تأثیر نشستی بر زوایای جریان نشان داد که برای تحلیل دقیق تر عملکرد کمپرسور، لازم است که نشستی نوک استاتور را در نظر گرفت. لازم به ذکر است با توجه به پیشرفت هایی که در زمینه درزبندها حاصل شده است، در پروژه های آتی می توان به بررسی استفاده از درزبندهای با فن آوری پیشرفته تر جهت بهبود عملکرد کمپرسور پرداخت.

6- فهرست علائم

A	مساحت (m^2)
a	زاویه سرعت جریان (degree)
b	ضخامت نوک دندان درزبند لبیرنت (m)
C_d	ضریب تخلیه
H	ارتفاع (m)
\dot{m}	نشستی (دبی) (kg/s)
N	تعداد المان شبکه
P	فشار ($kg\ m^{-1}s^{-2}$)
PR	نسبت فشار
R	ثابت ویژه گاز ($kJ\ kg^{-1}K^{-1}$)
r	شعاع (m)
S	لقی (mm)
T	دما (K)
t	گام (m)
η	بازده آیزنتروپیک
K	نسبت گرمای ویژه

علائم یونانی