

بررسی تجربی توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی زنجیره تیغه‌های ثابت کمپرسور موتور هواپیما

پوریوسفی، محمدحسن^۱، میرزایی، مسعود^۲ و رضائی زاده، مهدی^۳

۱- دانشگاه هوایی شهید ستاری- مرکز تحصیلات تکمیلی

۲- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی- دانشکده مهندسی هوافضا

۳- دانشگاه هوایی شهید ستاری- دانشکده مهندسی هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۳۸۸/۸/۸ تاریخ پذیرش: ۱۳۸۹/۲/۱۷)

چکیده

در این تحقیق، توزیع فشار و ضرایب نیروهای آیرودینامیکی زنجیره تیغه‌های ثابت کمپرسور موتور هواپیما به صورت تجربی بررسی شده است. در آزمایش‌ها از تیغه‌های نوع 67A از خانواده تیغه‌های "پخش کنترل شده" استفاده شده است؛ که معمولاً این نوع تیغه‌ها در ردیف اول کمپرسور موتور توربین به کار می‌رود. به این منظور، از سه تیغه موازی از جنس پلکسی-گلس (طلق) که به وسیله لیزر برش خورده شده و دو صفحه مسطح که در دو طرف آن قرار گرفته، استفاده شده است. اندازه‌گیری توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه‌ها و ضرایب نیروهای برا و پسا و ضریب گشتاور در پنج زاویه حمله مختلف از ۲۰ تا ۴۵ درجه در محدوده اعداد رینولدز بین ۴۰۰,۰۰۰ تا ۶۰۰,۰۰۰ انجام شده است. اثرات جدایش جریان، به ویژه در نواحی نزدیک لبه حمله تیغه‌ها و تاثیرات آن بر توزیع فشار، ضرایب آیرودینامیکی و پدیده واماندگی تیغه مورد تحلیل قرار گرفته است. تغییرات زاویه حمله، شدیداً بر الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی زنجیره تیغه‌ها تأثیر می‌گذارد. به علاوه، با افزایش زاویه حمله، اثرات تداخل جریان بین تیغه‌ها افزایش می‌یابد. ضمناً، افزایش زاویه حمله باعث حرکت نقطه جدایی جریان روی سطح مکش تیغه‌ها به سمت لبه حمله شده ولی بر جدایی جریان روی سطح فشار اثر محسوسی ندارد.

واژه‌های کلیدی: تیغه‌های زنجیره 67A - توزیع فشار - ضرایب آیرودینامیکی - کمپرسور موتور هواپیما - پدیده واماندگی

مقدمه

بعدی تیغه‌ها هدایت می‌کند. تیغه‌های متحرک طوری روی یکدیگر سوار می‌شوند که هوا پس از عبور از تیغه‌های روتور وارد تیغه‌های استاتور و به همین ترتیب وارد مراحل بعدی می‌گردد [۲]. بررسی افزایش راندمان موتور توربین گازی هواپیماها و توسعه مطالعات برای پیشرفت در این زمینه همواره مدنظر کارشناسان بوده است [۳]. تحلیل و آنالیز عوامل و پدیده‌هایی که منجر به ناپایداری در کمپرسور موتور هواپیما می‌گردد از قبیل واماندگی کمپرسور و سرژ، بسیار با اهمیت بوده و می‌تواند به کاهش شدید راندمان موتور هواپیما یا حتی از دست دادن کل قدرت موتور منجر شود. از پیامدهای این پدیده‌ها، عدم دستیابی هواپیما به

کمپرسور محوری دارای مراحل مختلفی از تیغه‌ها می‌باشد که در مقایسه با کمپرسورهای گریز از مرکز، راندمان بیشتری داشته و به نسبت فشار بیشتری تولید می‌کند. در این نوع کمپرسورها، یک زنجیره تیغه‌های ثابت وجود دارد که به دیواره‌های پوسته خارجی متصل بوده و استاتور نامیده می‌شود و یک زنجیره تیغه‌های متحرک که از پایه به دور محور یک توبی متصل بوده و به آن روتور می‌گویند [۱]. تیغه‌های ثابت انرژی جنبشی را که توسط تیغه‌های متحرک جریان داده می‌شود به ازدیاد فشار تبدیل نموده و جهت سیال را با زاویه مناسب برای ورود به زنجیره‌های

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد

۲- دانشیار

۳- استادیار و نویسنده پاسخگو، تلفن: ۰۲۱-۶۶۶۹۰۰۶۹، آدرس پست الکترونیک: Ramezanizadeh@mech.sharif.ir

انجام ماموریت محوله یا حتی بروز سانحه برای آن می‌باشد [۴، ۵].

طراحی و ساخت تیغه‌های کمپرسور موتور هواپیما در سال‌های پس از استفاده از سری‌های ناکا-۶۵ پیشرفت‌های زیادی را شاهد بوده [۶، ۷] که می‌توان در این راستا از مدل‌های کمان دو دایره‌ای (دی.سی.آ) و کمان چند دایره‌ای (ام.سی.آ)^۲ گرفته تا طراحی تیغه‌های پخش کنترل‌شده (سی.دی)^۳ نام برد. تیغه‌های سی.دی عمدتاً به منظور کنترل واگرایی جریان روی سطح مکش ایرفویل تیغه‌ها طراحی و ساخته شده‌اند که از نتایج آن، جلوگیری از جدایش لایه مرزی روی سطح تیغه‌ها در نقطه طراحی موتور می‌باشد [۸]. طراحی گذر صوتی باعث شده تا از هر گونه شوک‌های ضربه‌ای جلوگیری شود و باعث افزایش راندمان کمپرسور گردد. این افزایش در راندمان کمپرسور، باعث بهبود راندمان موتور یا بدست آمدن همان راندمان با تعداد تیغه‌های کمتر به کار رفته در کمپرسور می‌شود که از نتایج آن، کاهش وزن موتور است [۹]. در طی تاریخ پیشرفت فناوری کمپرسورها، خانواده‌ها و کلاس‌های مختلفی از شکل و هندسه تیغه‌ها به چشم می‌خورد. در دهه‌های اخیر، پیشرفت‌های عمده‌ای در روش‌های محاسباتی برای محاسبه جریان گذرا از ماشین‌های توربینی، به‌ویژه تیغه‌های کمپرسور، به‌وجود آمده که ناشی از افزایش سرعت محاسبات در کامپیوترها می‌باشد. این پیشرفت‌ها در قدرت محاسبه جریان، این امکان را فراهم نموده تا بتوان از تیغه‌های مختلف با مختصات‌های هندسی متفاوت در شبیه‌سازی جریان استفاده کرد. این موضوع، کمک عمده‌ای به طراحی هندسه تیغه‌های کمپرسور موتور هواپیما نموده است [۱۰]. روش‌های تجربی نیز برای بررسی جریان در زنجیره تیغه‌ها در تحقیقات مربوط به این موضوع به چشم می‌خورد. تیغه‌های زنجیره نوع 67A، را برای اولین بار سنگر در سال ۱۹۸۳ طراحی نمود [۱۱، ۱۲]. تیغه‌های ثابت 67A وقتی با تیغه‌های دوار 67A کوپل شوند، یک مرحله 67A را تشکیل می‌دهند. کوپونکو تیغه‌های 67A را در سال ۱۹۸۴ در زوایای حمله مختلف جریان از جهات مختلف تحلیل کرد [۱۳]. او برای برآورد الگوی جریان از حسگرهای^۴ پنج حفره‌ای استفاده کرد. این تیغه‌ها در سال ۱۹۸۶ به‌طور تجربی مورد بررسی قرار گرفت. در آن آزمایش، هدف شبیه‌سازی جریان حول

زنجیره تیغه‌ها و بررسی آن در شرایط طراحی تیغه‌ها بود. درون نیز در سال ۱۹۸۶ توانست میزان دقت در اندازه‌گیری ضریب فشار و ضریب افت در زنجیره را در شرایط طراحی به‌صورت قابل ملاحظه‌ای افزایش دهد [۱۴]. الازار در سال ۱۹۸۸، اندازه‌گیری‌های ال.دی.وی^۵ در لایه مرزی روی تیغه‌ها در جریان گردابی را در سه زاویه حمله مختلف انجام داد [۱۵]. موری در سال ۱۹۸۹، اندازه‌گیری‌های ال.دی.وی را توسعه داده و پارامترهای جریان گردابی حول تیغه نزدیک ناحیه واماندگی را اندازه‌گیری نمود [۱۶].

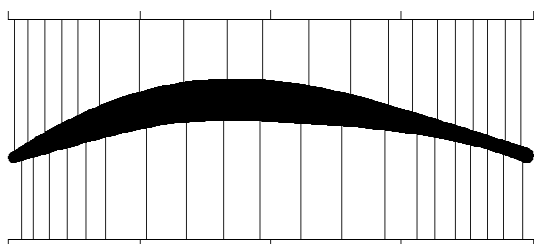
در این تحقیق، توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی زنجیره تیغه‌های ثابت کمپرسور موتور هواپیما به‌صورت تجربی بررسی شده است. برای آزمایش‌ها از تیغه‌های زنجیره نوع 67A از خانواده تیغه‌های "پخش کنترل‌شده" استفاده شده است. علت انتخاب زنجیره نوع 67A از بین انواع دیگر این بوده که امروزه در بسیاری از موارد برای بررسی و تحلیل تیغه‌های کمپرسور موتور هواپیما از این نوع استفاده می‌شود. این نوع تیغه‌ها در مرحله اول کمپرسور موتورهای توربوفن نظیر ترنت ۸۸۴ ساخت رولز رویس^۶ و جی‌ای-۹۰ ساخت جنرال الکتریک^۷ به کار می‌رود.

تجهیزات آزمایش

در این تحقیق، از سه تیغه موازی از جنس پلکسی-گلس (طلق) که به‌وسیله لیزر برش داده شده و دو صفحه مسطح که در دو طرف آن قرار گرفته، تا دو بعدی بودن جریان را شبیه سازی کنند، استفاده شده است. جریان حول زنجیره در اصل روی تیغه وسط که بین دو تیغه دیگر قرار گرفته، شبیه‌سازی شده و بنابراین، توزیع ضرایب فشار و ضرایب آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف نیز حول همین تیغه اندازه‌گیری شده است. شکل ۱، طرح کلی تنظیمات آزمایشگاهی در داخل تونل باد، نحوه قرار گرفتن تیغه‌ها در یک زنجیره و همچنین، راستای ورودی جریان به زنجیره را نشان می‌دهد. در امتداد طول تیغه در دو سطح مکش و فشار، در هر طرف ۲۰ عدد حسگر فشار نقطه‌ای^۸ به قطر داخلی ۱ میلی‌متر برای انتقال میزان فشار از سطح تیغه به دستگاه مبدل فشار^۹ ایجاد گردیده است. محل قرار گرفتن حسگرهای فشار نقطه‌ای روی سطوح مکش و فشار که در میانه دهانه تیغه وسطی ایجاد شده، در شکل ۲ نشان داده

آزمایش‌ها و چگونگی دهانه وروری هوای آن نمایش داده شده است.

برای اندازه‌گیری توزیع فشار روی سطح تیغه‌ها از یک سامانه اندازه‌گیری فشار استفاده شده که شامل حسگرهای فشار مدل DC005NDC4 ساخت شرکت هانی‌ول^{۱۰} به همراه نرم افزار میدان فشار محصول FFS، یک دستگاه برد الکتریکی (A/D) ۱۶ بیتی ۳۲ کاناله مدل PCI-6224 ساخت شرکت تجهیزات ملی (ان‌آی)^{۱۱} و یک دستگاه کامپیوتر شخصی می‌باشد.



شکل ۲- محل قرار گرفتن حسگرهای فشار نقطه‌ای روی سطوح مکش و فشار در میانه دهانه تیغه



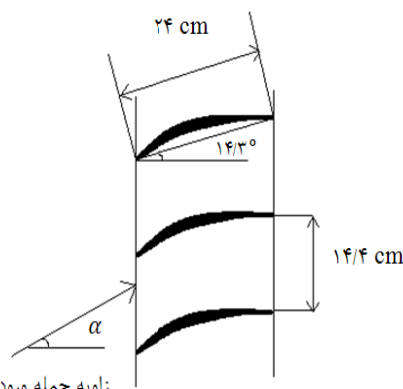
شکل ۳- نمایی از تونل باد استفاده شده در این تحقیق

عدم قطعیت در اندازه‌گیری برای ضریب فشار، ضریب پسا، ضریب پسا (پسای فشاری) و ضریب گشتاور به ترتیب برابر با ± 0.015 ، ± 0.02 ، ± 0.025 و ± 0.02 برآورد شده است. در این تحقیق، ضریب فشار (C_p)، ضریب پسا (C_L)، ضریب پسا (C_D) و ضریب گشتاور (C_M) برای هر تیغه به ترتیب به صورت $C_p = (P - P_\infty) / (0.5\rho V_\infty^2)$ ، $C_L = L / (0.5\rho V_\infty^2 c)$ و $C_D = D / (0.5\rho V_\infty^2 c)$ ، $C_M = M / (0.5\rho V_\infty^2 c^2)$ تعریف شده است که در آنها، P فشار استاتیکی میانگین روی سطح تیغه‌ها، P_∞ فشار استاتیکی جریان آزاد، L نیروی پسا، D نیروی پسا،

شده است. طول وتر هر تیغه ۲۴ سانتی‌متر و طول دهانه هر تیغه نیز ۴۸ سانتی‌متر می‌باشد که نسبت این دو طول مقدار نسبت منظری ۲ را در آزمایش معلوم می‌کند. مقدار زاویه لنگش در این زنجیره برابر $14/3$ درجه و مقدار فاصله بین تیغه‌ها برابر با $14/4$ سانتی‌متر می‌باشد که مقدار صلبیت $1/67$ را نتیجه می‌دهد. در جدول ۱، برخی از مشخصات زنجیره تیغه‌های ثابت 67A که در آزمایش‌ها مورد استفاده قرار گرفته، بیان شده است.

جدول ۱- معرفی برخی از مشخصات زنجیره تیغه‌های ثابت 67A

طول وتر تیغه	۲۴ سانتی‌متر
طول دهانه تیغه	۴۸ سانتی‌متر
فاصله بین تیغه‌ها	۱۴/۴ سانتی‌متر
زاویه لنگش	۱۴/۳ درجه
نسبت منظری	۲
نسبت صلبیت	۱/۶۷
ماکزیمم ضخامت تیغه	۷٪ طول وتر
شعاع لبه حمله	۹٪ طول وتر
شعاع لبه فرار	۱۲۶٪ طول وتر



زاویه حمله ورودی جریان به زنجیره

شکل ۱- طرح کلی تنظیمات آزمایشگاهی در داخل تونل باد

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مکنده مدار باز سرعت پایین انجام شده که دارای اتاق آزمونی با مقطع عرضی $1\text{ m} \times 1/2\text{ m}$ و طول ۳ m می‌باشد. بیشترین سرعت در اتاق آزمون 60 m/s است. تحت شرایط جریان یکنواخت، شدت اغتشاشات جریان آزاد کمتر از ۰/۱۵ درصد و غیر یکنواختی سرعت در عرض اتاق آزمون، $\pm 0/5$ درصد می‌باشد. در شکل ۳، نمایی از تونل باد مورد استفاده در

M گشتاور، ρ چگالی هوا، V_{∞} سرعت جریان آزاد و c طول وتر تیغه‌ها را نشان می‌دهد.

آزمایش‌ها در شش زاویه حمله مختلف شامل ۲۰، ۲۵، ۳۰، ۳۵، ۴۰ و ۴۵ درجه انجام شد و محدوده عدد رینولدز آزمایش‌ها بین ۴۰۰۰۰۰ و ۶۰۰۰۰۰ می‌باشد. عدد رینولدز جریان بر مبنای طول وتر یک تیغه و مشخصات جریان آزاد محاسبه شده است. در کلیه آزمایش‌ها، از آنجایی که برای تغییر زاویه حمله، کل زنجیره دوران می‌نماید، ولی دیواره‌های اتاق آزمون تونل باد ثابت است، می‌توان گفت که زاویه هوای ورودی به زنجیره با زاویه هوای خروجی از آن تقریباً برابر بوده و موازی دیواره‌های اتاق آزمون می‌باشد. در طول آزمایش‌ها، شرایط جریان مرجع به وسیله یک لوله استاتیکی پیتوت و یک میکرو مانومتر اندازه‌گیری شده است. توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در هر زاویه حمله مستقیماً توسط دستگاه حسگر فشار اندازه‌گیری شده است که با ۴۰ عدد شلنگ (۲۰ عدد برای سطح فشار و ۲۰ عدد برای سطح مکش) با قطر داخلی ۱ میلی‌متر و قطر خارجی ۲ میلی‌متر به سطح تیغه متصل است. نحوه قرار گرفتن مدل آزمایشگاهی در داخل اتاق آزمون، همچنین اتصال آن به دستگاه حسگر فشار در شکل ۴ نشان داده شده است.



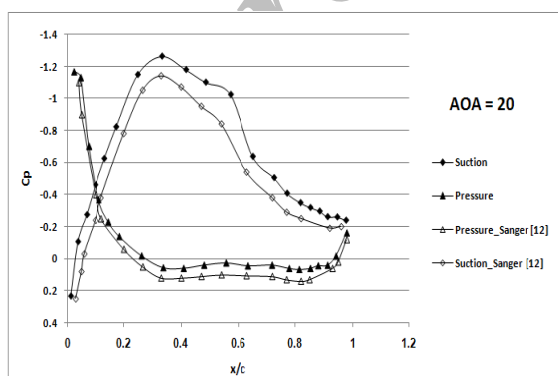
شکل ۴- نحوه قرار گرفتن مدل در داخل اتاق آزمون و اتصال آن به دستگاه مبدل فشار

مدل

برای اندازه‌گیری ضرایب آیرودینامیکی میانگین از روش توزیع فشار استفاده شده که در آن، محاسبه ضرایب تنها توسط انتگرال توزیع فشار روی میانه دهانه تیغه انجام می‌شود. ضرایب نیروی برا که صرفاً ناشی از توزیع فشار

روی سطح است، از طریق انتگرال‌گیری عددی توزیع ضرایب فشار حول سطح بالا و پایین تیغه و تصویر کردن آن در امتداد نیروی برا، محاسبه می‌گردد. از آنجایی که تیغه‌ها نازک بوده و اصطکاک بسیار کمی بین جریان و سطح تیغه‌ها وجود دارد، نیروی پسای اصطکاکی وارد بر تیغه‌ها در مقایسه با نیروی پسای فشاری بسیار کوچک بوده و می‌توان از آن صرف‌نظر نمود. بنابراین، برای محاسبه ضرایب نیروی پسا نیز از انتگرال‌گیری عددی توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در امتداد نیروی پسا استفاده شده است. به منظور تعیین ضریب گشتاور حول لبه حمله تیغه، با اندازه‌گیری فاصله حسگرهای فشار نقطه‌ای واقع بر سطح تیغه از لبه حمله آن، به دست آوردن طول بازوی نیروهای دیفرانسیلی و با بر هم نهی مقادیر گشتاورهای جزئی، می‌توان ضریب گشتاور حول لبه حمله را محاسبه نمود.

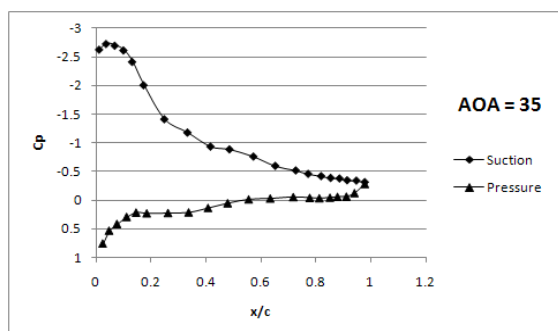
همانگونه که پیشتر ذکر شد، برای اندازه‌گیری توزیع فشار روی سطح تیغه‌ها از دستگاه حسگر فشار استفاده شده است. توزیع‌های ضریب فشار روی سطح تیغه‌ها در عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ برای مقادیر مختلف زاویه حمله بین ۲۰ الی ۴۵ درجه، در شکل‌های ۵ الی ۱۰ نشان داده شده است. با توجه به آزمایش‌های انجام شده، تغییرات عدد رینولدز در محدوده ۴۰۰۰۰۰ تا ۶۰۰۰۰۰، تأثیرات محسوسی را در ضرایب فشار و نتیجتاً ضرایب برآ، پسا و گشتاور به دنبال ندارد. بنابراین، عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ مبنای اجرای آزمایش‌ها قرار گرفته است.



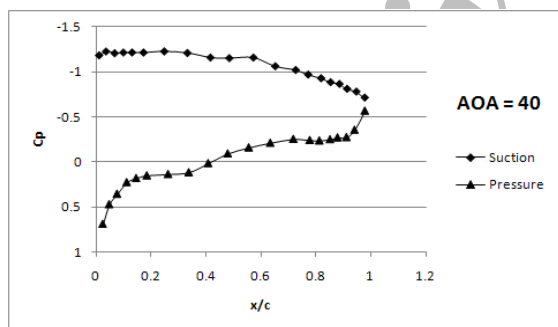
شکل ۵- مقایسه توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در زاویه حمله ۲۰ درجه با نتایج تجربی سنگر و شریو [۱۲]

برای بررسی صحت عملکرد تونل باد، نتایج حاصل از این تحقیق با نتایج تجربی سنگر و شریو [۱۲] در زاویه

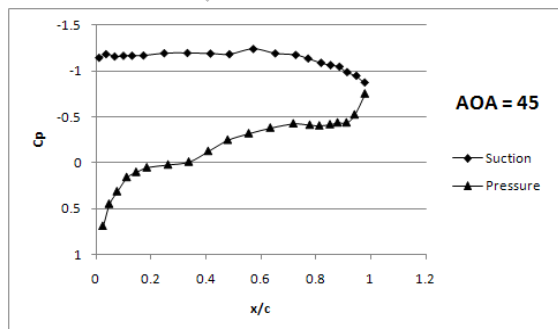
خیلی تند افزایش یافته، سپس، مقدار تقریباً ثابتی با نوسانات کوچک اختیار می‌کند. به‌طور کلی، با توجه به نمودارهای توزیع فشار مربوط به سطح فشار و مکش تیغه، می‌توان به چند نکته مهم اشاره نمود: اول اینکه سطح مکش خیلی بیشتر از سطح فشار در معرض جدایش قرار داشته و جدایش جریان در سطح فشار بسیار ملایم‌تر است. البته، یکی از عوامل جدایش در سطح فشار تیغه ناشی از پدیده تداخل جریان ناشی از تیغه پایین بر تیغه وسط می‌باشد (در اثر امتداد جهت جریان ورودی به زنجیره). ولی سطح مکش تیغه وسط، کمتر تحت اثر تداخل جریان ناشی از تیغه بالا قرار می‌گیرد.



شکل ۸- توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در زاویه حمله ۳۵ درجه

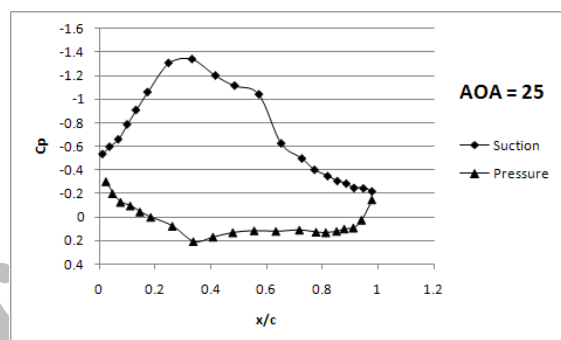


شکل ۹- توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در زاویه حمله ۴۰ درجه

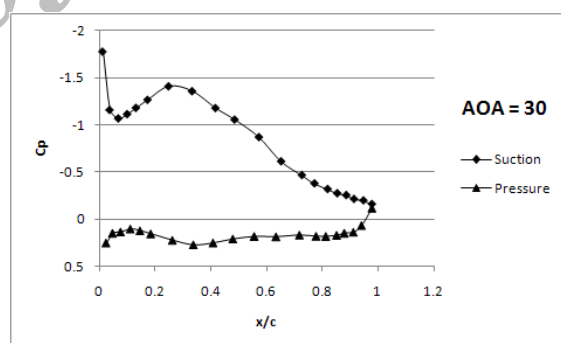


شکل ۱۰- توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در زاویه حمله ۴۵ درجه

حمله ۲۰ درجه در شکل ۵ مقایسه شده است. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که روند نمودارهای حاصل کاملاً با یکدیگر مشابه می‌باشد و تنها درصد اختلاف کمی در نتایج وجود دارد. این اختلاف می‌تواند ناشی از شرایط محیطی در زمان آزمایش و میزان دقت وسایل اندازه‌گیری باشد. با توجه به اختلاف بسیار کم نتایج و شباهت کامل نمودارهای مذکور، می‌توان استدلال نمود که نتایج به‌دست آمده در تونل باد صحیح می‌باشد.



شکل ۶- توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در زاویه حمله ۲۵ درجه



شکل ۷- توزیع ضریب فشار روی سطح تیغه در زاویه حمله ۳۰ درجه

با بررسی و تحلیل نمودارهای توزیع ضریب فشار در زوایای حمله مختلف که در شکل‌های ۵ الی ۱۰ آورده شده، می‌توان مشاهده نمود که در زاویه حمله ۲۰ درجه، در سطح مکش تیغه از ابتدای شروع لبه حمله تا حدود $\frac{x}{c} = 0.3$ ، مقدار ضریب فشار با شیب تندی به‌صورت خطی (با علامت منفی) کاهش می‌یابد و در ادامه، مقدار آن با شیب کمتری افزایش می‌یابد. نقطه شروع پخش^{۱۲} در جریان روی سطح مکش تیغه را می‌توان در نزدیکی $\frac{x}{c} = 0.3$ ملاحظه نمود. در سطح فشار تیغه در این زاویه حمله، ابتدا مقدار ضریب فشار تا حوالی $\frac{x}{c} = 0.4$ با شیب

در زاویه حمله ۲۵ درجه در سطح مکش، رفتار نمودار تا حدودی مشابه رفتار آن در زاویه حمله ۲۰ درجه می‌باشد و همان‌طور که از نمودار پیداست، واگرایی جریان نیز در حوالی $\frac{x}{c}=0/3$ صورت می‌پذیرد. در سطح فشار، از لبه حمله تا حدود $\frac{x}{c}=0/30$ ، ضریب فشار با شیب ملایم‌تری نسبت به زاویه حمله ۲۰ درجه افزایش می‌یابد و در ادامه، مقدار تقریباً ثابت با نوسانات کوچک اختیار می‌کند. مقدار ضریب فشار در اولین نقطه ناحیه لبه حمله در زاویه ۲۵ درجه، نسبت به زاویه ۲۰ درجه، به‌طور محسوسی با افزایش زاویه حمله در سطح مکش، کمتر (با علامت منفی) و در سطح فشار، بیشتر شده است. این پدیده، باعث ایجاد تفاوت محسوس در شکل دو منحنی گشته است. در زاویه حمله ۳۰ درجه در سطح مکشی در ناحیه لبه حمله نیز شاهد یک تغییر جهت گرادیان فشار هستیم که این رفتار ناشی از حضور مکش قدرتمندی در ناحیه لبه حمله در این سطح می‌باشد. در سطح فشار، مقدار ضریب فشار تغییر محسوسی ندارد و اثری از جدایش‌های محسوس نیز به چشم نمی‌خورد. از نکاتی که در زاویه حمله ۳۰ درجه نسبت به زاویه‌های حمله ۲۰ و ۲۵ درجه قابل ملاحظه است، این است که در نمودار زاویه حمله ۳۰ درجه، در انتهای لبه فرار مقدار ضریب فشار در دو سطح مکش و فشار تقریباً به صفر می‌رسد. در زاویه حمله ۳۵ درجه، بسیار واضح است که در سطح مکش، نقطه شروع پخش در جریان کاملاً به نزدیکی لبه حمله رسیده و باز هم در انتهای لبه فرار، در هر دو سطح مکش و فشار، مقدار ضریب فشار به حدود صفر می‌رسد.

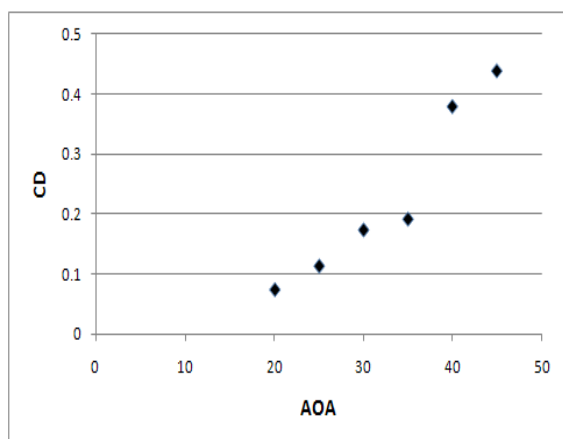
یادآوری این نکته لازم است که ناحیه جدایش جریان روی هر سطحی منجر به توزیع فشار یکنواخت با علامت منفی روی آن سطح می‌گردد. همانگونه که در نحوه توزیع فشار روی سطح مکشی تیغه در زاویه حمله ۳۵ درجه مشخص است، شاهد یک ناحیه فشار ثابت منفی از لبه فرار تا حدود $\frac{x}{c}=0/8$ می‌باشیم که بیان‌کننده جدایش جریان در این ناحیه است. طبیعتاً، با افزایش زاویه حمله، نقطه جدایش می‌تواند از $\frac{x}{c}=0/8$ به سمت لبه حمله حرکت کند و همان‌طور که در ادامه بیان خواهد شد، کل سطح مکشی تیغه را در معرض جدایش قرار دهد.

روند رفتار توزیع فشار روی تیغه‌ها در زاویه حمله ۳۵ درجه نسبت به سه زاویه قبل تغییر قابل ملاحظه‌ای می‌کند. در زوایای ۲۰، ۲۵ و ۳۰ درجه، شروع واگرایی جریان تقریباً در نقطه‌ی $\frac{x}{c}=0/3$ و در مقدار ضریب فشار حدود $1/3$ - رخ می‌دهد. در حالی که در زاویه حمله ۳۵ درجه، نقطه واگرایی جریان به نزدیکی لبه حمله می‌رسد و در مقدار ضریب فشار حدود $2/75$ - صورت می‌پذیرد. به‌علاوه، در زاویه حمله ۳۵ درجه در سطح مکشی، شاهد شروع جدایش جریان (از لبه فرار تا حدود $\frac{x}{c}=0/8$) هستیم که این پدیده در زوایای کمتر از آن مشاهده نمی‌گردد. این تغییرات نشانه نزدیک شدن تیغه به حالت واماندگی آیرودینامیکی می‌باشد.

همان‌گونه که قبلاً بیان شد، در این تحقیق برای اندازه‌گیری ضرایب آیرودینامیکی میانگین از روش توزیع فشار استفاده شده است. تغییرات ضرایب برا، پسا و گشتاور بر حسب زاویه حمله در عدد رینولدز 500000 ، در شکل‌های ۱۱ الی ۱۳ نشان داده شده است. اگر به نمودار ضریب برا، بر حسب زاویه حمله دقت کنیم (شکل ۱۱)، متوجه می‌شویم که با افزایش زاویه حمله از ۲۰ تا ۳۵ درجه، مقدار ضریب برا افزایش یافته و از ۳۵ تا ۴۵ مقدار آن کاهش می‌یابد. بنابراین، در زاویه‌ای بین مقادیر ۳۵ و ۴۰ درجه، جریان روی تیغه از نظر آیرودینامیکی به حالت واماندگی رسیده است. لذا در زاویه‌های ۴۰ و ۴۵ درجه، تیغه کاملاً در واماندگی قرار گرفته است. آنچه که تاکنون مشخص شده آن است که با افزایش زاویه حمله ورودی جریان به زنجیره، قبل از واماندگی جریان روی تیغه‌ها، مقدار ضریب برا تقریباً به‌طور خطی افزایش یافته و نقطه جدایش روی سطح مکش تیغه به لبه حمله نزدیک‌تر می‌شود. ضمناً، ناحیه جدایش روی سطح مکش تا جایی افزایش می‌یابد که دیگر جدایش جریان از خود لبه حمله آغاز شده و کل سطح مکش در جدایش قرار گیرد. البته، در سطح فشار پدیده جدایش محسوس و قابل ملاحظه‌ای به چشم نمی‌خورد.

یادآوری می‌گردد که نواحی فشار ثابت روی سطح فشاری، چون از نظر علامت مثبت است، نمی‌تواند بیان‌کننده جدایش جریان روی این سطح باشد و صرفاً ناشی از الگوی جریان و هندسه تیغه‌ها است و فقط نواحی فشار

ثابت که دارای فشار منفی باشند، نشان‌دهنده ناحیه جدا شده می‌باشد.



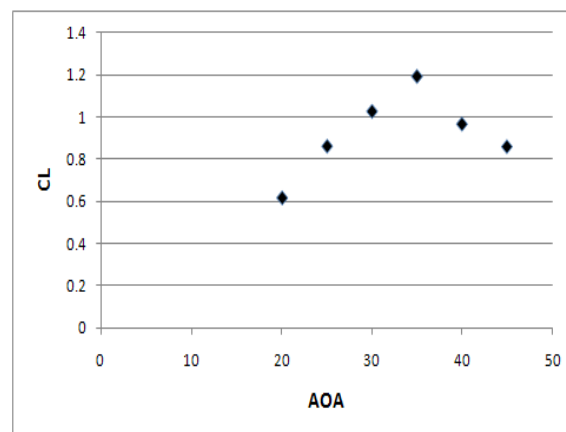
شکل ۱۲- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله

اگر به نمودار ضریب گشتاور حول لبه حمله بر حسب زاویه حمله که در شکل ۱۳ نشان داده شده دقت کنیم، مشخص است که در زوایای حمله قبل از رسیدن به واماندگی، مقدار ضریب به‌طور منفی کاهش می‌یابد ولی در محدوده واماندگی، رفتار ضریب گشتاور تغییر می‌کند. برای نتیجه‌گیری‌های بیشتر در زمینه رفتار ضریب گشتاور حول لبه حمله، احتیاج به تحقیقات گسترده‌تری می‌باشد.

نتیجه‌گیری

زنجیره تیغه‌های ثابت نوع 67A که معمولاً به مثابه پره‌های ثابت در کمپرسور موتور هواپیما به کار می‌رود، به‌صورت تجربی بررسی شده است. به این منظور، از سه تیغه‌ی موازی از جنس پلکسی-گلس (طلق) که به‌وسیله لیزر برش داده شده و دو صفحه مسطح که در دو طرف آن قرار گرفته، استفاده شده است. توزیع ضریب فشار در نقاط مختلف روی سطح تیغه‌ها و ضرایب نیروی برا، نیروی پسا و گشتاور در زوایای حمله مختلف اندازه‌گیری و محاسبه شده است. به این ترتیب، داده‌های تجربی ارزشمندی به‌دست آمده که می‌توان از آنها برای صحت‌سنجی رهیافت‌های مختلف دینامیک سیالات عددی استفاده نمود.

با توجه به نتایج به‌دست آمده، تغییرات زاویه حمله شدیداً بر الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی زنجیره تیغه‌ها تأثیر می‌گذارد. به‌علاوه، با افزایش زاویه حمله، اثرات تداخل جریان بین تیغه‌ها افزایش می‌یابد. ضمناً، افزایش زاویه حمله باعث شروع جدایش و حرکت نقطه جدایی



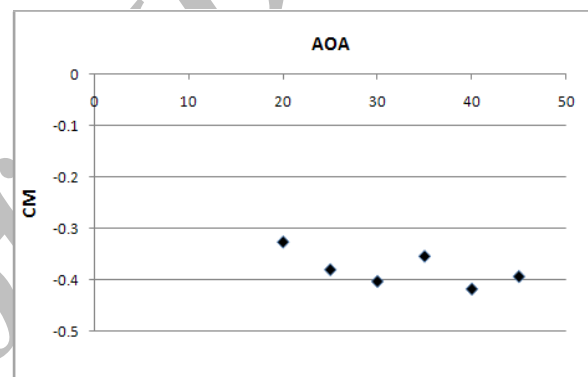
شکل ۱۱- تغییرات ضریب برا، بر حسب زاویه حمله

در زاویه‌های حمله ۴۰ و ۴۵ درجه، همان‌طور که مشاهده می‌شود، کل سطح مکش در جدایش قرار گرفته و مقدار ضریب فشار نیز تماماً ثابت و منفی بوده و تغییر محسوسی ندارد. اگر به مقدار ضریب برا در این دو زاویه حمله توجه کنیم، متوجه می‌شویم که این مسئله که در این دو زاویه تیغه در محدوده واماندگی قرار دارد. به نوعی، جدایش کل جریان روی سطح، مکش تیغه را نیز توجه می‌کند. شکل کلی توزیع ضریب فشار در هر دو سطح مکش و فشار در نمودارهای زاویه‌های حمله ۴۰ و ۴۵ درجه که در واماندگی قرار دارند، تفاوت محسوسی ندارد. این موضوع، بیان‌کننده شباهت الگوی جریان روی تیغه در دو زاویه حمله ۴۰ و ۴۵ درجه می‌باشد.

در نمودار مقدار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله که در شکل ۱۲ آورده شده است، مقدار ضریب پسا تا قبل از رسیدن تیغه به واماندگی با شیب ملایمی افزایش می‌یابد. البته، واضح است که بعد از شروع واماندگی (زاویه‌های ۳۵ الی ۴۰ درجه)، نرخ رشد ضریب پسا یا همان شیب منحنی افزایش می‌یابد. به هر حال، با توجه به تغییر رفتار آیرودینامیکی تیغه در زاویه‌های حمله ۳۵ الی ۴۰ درجه و اهمیت موضوع واماندگی در راندمان کمپرسور و موتور هواپیما، لازم است تحقیقات وسیع‌تر و اطلاعات بیشتری در مورد رفتار جریان حول زنجیره تیغه‌ها در زاویه‌های حمله ورودی نزدیک به واماندگی صورت پذیرد.

- [4] Hobbs, D.E., Weingold, H.D., "Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application", J. of Engineering for gas turbines and power, Vol. 106, 1984, pp. 271-278.
- [5] Shreeve, R.P., Elazar, Y., Dreon, J.W., Baydar, A., "Wake measurements and loss evaluation in a controlled diffusion compressor cascade", J. of turbomachinery, Vol. 113, No. 4, 1991, pp. 591-599.
- [6] Chima, R.V., NASA Lewis research center, "Revised grape code input for cascades".
- [7] Chima, R.V., NASA Lewis research center, "RVCQ3D (rotor viscous code quasi-3-D) documentation", 1990.
- [8] Hobson, G.V., shreeve, R.P., "Inlet turbulence distortion and viscous flow development in a controlled-diffusion compressor cascade at very high incidence", J. of Propulsion and Power, Vol. 9, No.3, 1993.
- [9] Dunker, R., Rechter, H., Starken, H., Weyer, H., "Redesign and performance analysis of a transonic axial compressor stator and equivalent plane cascades with subsonic controlled diffusion blades", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, 1984, pp. 279-287.
- [10] Ng, W.F., Epstein, A.H., "Unsteady losses in transonic compressor", J. of Engineering for gas turbines and power, Vol. 107, 1985, pp. 345-353.
- [11] Sanger, N.L., "The use of optimization techniques to design controlled-diffusion Compressor balding", J. of engineering for power, Vol. 105, 1983, pp. 256-264.
- [12] Sanger, N.L., Shreeve, R.P., "Comparison of calculated and experimental cascade performance for controlled-diffusion compressor stator balding", Journal of Turbomachinery, Vol. 108, 1986, pp. 42-50.
- [13] Koyuncu, Y., "Report of tests of a compressor configuration of CD balding", Master's Thesis, Naval Postgraduate school, Monterey, California, 1984.
- [14] Dreon, J.W., "Report on controlled diffusion compressor blade wake measurements", Master's Thesis, Naval Postgraduate school, Monterey, California, 1986.
- [15] Elazar, Y., "A mapping of the viscous flow behavior in a controlled diffusion

جریان روی سطح مکش تیغه‌ها به سمت لبه حمله می‌شود ولی بر جدایی جریان روی سطح فشار اثر محسوس ندارد. رفتار ضرایب برا و پسا با تغییر زاویه حمله، شباهت زیادی به رفتار این ضرایب در جریان حول یک ایرفویل دو بعدی دارد. البته، رفتار ضریب گشتاور با تغییر زاویه حمله، تا قبل از رسیدن به زاویه واماندگی، مشابه ایرفویل دوبعدی بوده ولی در محدوده واماندگی و بعد از آن، این رفتار متفاوت است که احتمالاً ناشی از اثرات تداخل شدید جریان بین تیغه‌ها در زوایای حمله بالا در هنگام پدیده واماندگی می‌باشد.



شکل ۱۳- تغییرات ضریب گشتاور بر حسب زاویه حمله

پی نوشت

- ۱- Sergh
- ۲- Multiple Circular Arc (MCA)
- ۳- Controlled Diffusion (CD)
- ۴- Probe
- ۵- Laser Doppler Velocimetry (LDV)
- ۶- Double Circular Arc (DCA)
- ۷- GE90
- ۸- Pressure Tab
- ۹- Pressure transducer
- ۱۰- Honeywell Company
- ۱۱- National Instruments (NI)
- ۱۲- Diffusion

مراجع

- [۱] گرجی، مفید، "توربوماشین"، انتشارات دانشگاه مازندران، بابلسر، ۱۳۸۲.
- [۲] سه‌پرز، تی.ای، "توربو ماشین‌های هیدرولیکی و جریان تراکم‌پذیر"، فرهنگیه، بیژن، شایسته، ابوالقاسم، موسسه انتشارات علمی دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ۱۳۸۷.
- [3] Cumpsty, N., "Jet propulsion-simple guide to the aerodynamic and thermodynamic design and performance of jet engines", 1997, pp. 47-49.

compressor cascade using laser doppler velocimetry and preliminary evaluation of codes for the prediction of stall", Ph.D. Dissertation, Naval Postgraduate school, Monterey, California, 1988.

- [16] Murry, K.D., "Automation and extension of LDV measurements of off-design flow in a subsonic cascade wind tunnel", Master's Thesis, Naval Postgraduate school, Monterey, California, 1989.

Archive of SID