



بررسی عددی و تجربی اثر صلبیت بر روی عملکرد آیرودینامیکی کسکید کمپرسور محوری

رضا افتخاری^{۱*}، رضا تقوی زنون^۲، سید محمد نیما شجاعی^۲

^۱دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران
^۲دانشکده مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۰ خرداد ۱۳۹۳
بازنگری: ۲۰ دی ۱۳۹۴
پذیرش: ۲۵ آبان ۱۳۹۵
ارائه آنلاین: ۲۵ آبان ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

کسکید
کمپرسور محوری
صلبیت
سیم داغ
تونل باد

چکیده: در کار تحقیقاتی حاضر کسکید یک کمپرسور محوری، مورد تحلیل عددی و آزمایشگاهی قرار گرفته است. مدل شامل ۳ پره روتور یک کمپرسور محوری است که دارای هندسه و پروفیل یکسان NGTE 10C4/30C5 بوده و به صورت موازی با نسبت طول وتر به گام پره یا مقدار صلبیت ۱/۲ و ۰/۸ مورد بررسی قرار گرفته است. آزمایش‌ها در یک تونل باد مادون صوت دمشی صورت گرفته است و قبل از انجام آن، اصلاحات در قسمت خروجی تونل باد جهت نصب قسمت محفظه آزمون جدید، مناسب برای تست کسکید، طراحی و سپس ساخته شده است. تدابیر لازم نیز برای امکان عبور پراب سیم داغ از جداره تونل باد و حرکت آن بر روی سطح پره اتخاذ شده است. سطوح مکش و فشار پره مورد تست به تپینگ‌های فشار مناسب مجهز شده است تا از طریق شیلنگ‌های رابط به ترنسیدوسرهای فشار متصل گردند. آزمایش‌ها در موقعیت‌های فاصله‌های مختلف بین پره‌ها انجام پذیرفته و در هر مرحله از تست، پروفیل سرعت روی سطوح مکش و فشار در موقعیت‌های طولی مختلف و توزیع فشار سطحی اندازه‌گیری شده است. به موازات انجام آزمایش‌ها، تحلیل عددی جریان نیز برای حالت‌های مختلف انجام شده و نتایج حاصل با هم مقایسه شده است. ترکیب نتایج حاصل از دینامیک سیالات عددی و اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی ابزار قدرتمندی برای شبیه‌سازی، طراحی و بهینه‌سازی را در اختیار قرار داده است.

۱- مقدمه

در فرآیند طراحی کمپرسورها، اطلاع از عملکرد آیرودینامیکی مجموعه پره‌ها از اهمیت بالایی برخوردار است. طراح باید دید کلی نسبت به اثرات پارامترهای مختلف بر روی رفتار دینامیک سیالاتی پره‌ها داشته باشد. این پارامترها شامل خواص سیال به خصوص در جریان بالادست و نیز خواص هندسی می‌باشند. خواص جریان بالادست عمدتاً شامل عدد ماخ، زاویه برخورد و عدد رینولدز بوده و خواص هندسی عمدتاً شامل شکل مقطع پره، اندازه گام و زاویه نصب می‌باشند. در این تحقیق از میان این پارامترها به اثر صلبیت یا همان فاصله محیطی پره‌های کمپرسور محوری پرداخته شده است، زیرا در تمام توربوماشین‌ها، ردیف‌های پره مجبور به کار در یک زاویه برخورد مساوی هستند، اما نقطه طراحی در اکثر ماشین‌ها متناظر با درجه صفر نیست و ممکن است تغییر کند، گذشته از آن عملکرد خارج از طرح ماشین‌ها نیز دارای اهمیت است، زیرا در شرایطی آنها باید خارج از نقطه طراحی کار کنند. لازم به ذکر است یکی از مشکلات عمده طراحی کمپرسورهای محوری پدیده واماندگی سیال است که عمدتاً در اثر عدم رعایت اصول آیرودینامیکی در طراحی پره‌ها رخ می‌دهد که ناشی از عدم پایداری هوا هنگام عبور از میان پره‌ها است، زیرا هوا باید با زوایای طراحی و از قبل پیش‌بینی شده از میان پره‌ها حرکت نموده و اگر نظم این زوایا بهم بخورد جریان‌های گردابی و واماندگی در طبقات کمپرسور رخ داده و هوا

نویسنده عهده‌دار مکاتبات: aéro2010.iust@gmail.com

قادر به حرکت به طرف جلو نخواهد شد [۱]. اگر این پدیده به مراحل بعدی پره‌ها سرایت نماید، کمپرسور به واماندگی کامل دچار شده و نه تنها قادر به تحویل هوای پرفشار نبوده بلکه لرزش‌های توام با سروصدا و صدمات بسیار را در کل موتور ایجاد خواهد کرد، بنابراین بررسی اثرات تغییر زاویه در تعیین پروفیل سرعت بر روی سطوح پره‌های کسکید از اهمیت خاصی برخوردار است. هایشیبا مدلی را برای اندازه‌گیری اثرات عدد ماخ روی افت فشار سکون و تولید آنتروپی ارائه کرد [۲]. وایت هد روشی برای محاسبه ضرایب نیرو و ممنتوم در کسکید کمپرسور پیشنهاد نمود. او اندازه‌گیری‌های خود را برای دو مقدار صلبیت مختلف انجام داده و با حل عددی نیز مقایسه کرد [۳].

۲- تجهیزات آزمایشگاهی

عموماً تونل بادهای مورد استفاده برای کسکیدها از نوع دمشی است که باعث ایجاد خواص و شرایط یکنواختی در محفظه آزمون می‌شود. در مطالعه حاضر تونل باد مورد استفاده از نوع مادون صوت و دمشی با سرعت خروجی ۱۲ متر بر ثانیه و ابعاد ۴۵×۴۵ سانتی‌متر است که با توجه به اهداف تحقیق، این سرعت کمتر از مقدار مطلوب است؛ بنابراین نازل انقباض جهت دستیابی به سرعت‌های بالاتر طراحی و ساخته شده است.

پروفیل پره‌های مورد مطالعه، NGTE 10C4/30C5 بوده که از جنس پلکسی گلس ساخته شده‌اند، زیرا این جنس قابلیت سوراخ‌کاری راحت و وزن نسبتاً کمتری دارد، همچنین سطح پره‌هایی با این جنس، احتیاج به صیقل

دسترسی به داخل این ناحیه دریچه‌هایی نیز در دیوارهای کناری مقطع قرار داده شده است. طول مقطع آزمون نسبت به ارتفاع آن در محدوده ۳-۱ است، که نسبت بهینه پیشنهاد شده در حدود ۱/۵ است. در اثر عبور جریان هوا از روی سطوح مقطع آزمون، لایه مرزی بر روی آنها ایجاد شده و این باعث کاهش سطح موثر مقطع می‌شود. طبق قانون پیوستگی با کاهش سطح مقطع، سرعت هوا افزایش یافته و افت فشار استاتیکی نیز افزایش می‌یابد. از این رو برای جلوگیری از این افت فشار، مقطع آزمون را کمی واگرا می‌سازند. زاویه واگرایی معمولاً در حدود ۰/۵ تا ۱ درجه است. تونل باد استفاده شده در این تحقیق دارای مقطع مربعی به ابعاد ۴۵×۴۵ سانتی‌متر و طولی برابر ۹۰ سانتی‌متر است. طول محفظه آزمون معمولاً بین یک تا دو برابر بزرگترین ضلع محفظه آزمون انتخاب می‌شود و برای کم کردن میزان اغتشاش سرعت هوا، افزایش یکنواختی جریان و ایجاد خطوط جریان موازی برای ورود به محفظه آزمون، قبل از محفظه آزمون یک ناحیه با سطح مقطع ثابت و طول کوتاه تعبیه شده است تا خطوط جریان خروجی نازل انقباض یکنواخت گردد [۴].

برای اندازه‌گیری فشار استاتیکی روی سطح ایرفویل تعداد ۱۲ سوراخ روی سطح مکش و ۱۱ سوراخ روی سطح فشار تعبیه شده است و به صورتی که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، به وسیله سوزن‌هایی به لوله‌هایی از جنس پلاستیک متصل شده‌اند. لوله‌ها از داخل ایرفویل (که تعدادی از آنها همانند شکل توخالی شده و از دیواره محفظه آزمون بیرون آمده‌اند)، به مبدل الکترونیکی فشار، متصل شده‌اند.



Fig. 3. Pressure tapping's with pressure transducer
شکل ۳: تپینگ های فشار به همراه دستگاه فشار سنج

دقت اندازه‌گیری این مبدل ۰/۱ میلی‌متر آب است.

۳- دستگاه جریان سنج سیم داغ

به وسیله دستگاه جریان سنج سیم داغ می‌توان سرعت لحظه‌ای جریان سیال را در محدوده وسیعی اندازه‌گیری کرده و با استفاده از سرعت لحظه‌ای اندازه‌گیری شده، سرعت متوسط اغتشاش‌های جریان سیال، و تنش‌های رینولدز را اندازه‌گیری کرد. دقت دستگاه جریان سنج سیم داغ در شرایط مناسب حدود ۰/۲-۰/۱ درصد است. در این تحقیق از پراب‌های یک‌بعدی مستقیم SN که سرعت متوسط و شدت اغتشاش‌های جریان سیال را در یک بعد اندازه‌گیری کرده و پراب لایه مرزی که مشخصه‌های مورد نیاز لایه مرزی را اندازه‌گیری می‌نماید، استفاده شده است. همچنین در این تحقیق از سنسور تنگستن استفاده شده است که ثابت زمانی $(\sigma.a/\rho.c)$ آن نسبت

دادن مجدد ندارند. این پره‌ها به گونه‌ای در محفظه آزمون نصب شده است تا نسبت فاصله آنها از یکدیگر به طول وترشان برابر ۱ بوده و زاویه استگر ۳۶ درجه را دارا باشند.

ارتفاع و طول کسکید به اندازه‌ای است که هوای موجود می‌تواند به راحتی از میان آن عبور کرده و اثرات مزاحم دیواره‌های تونل در آن از بین برود. تغییر در میزان صلیبیت با ثابت نگه داشتن ایرفویل میانی و تغییر فاصله ایرفویل‌های بالایی و پایینی و ثابت نگه داشتن آنها توسط گیره بیرونی جهت انجام تست صورت گرفته است. در شکل ۱، مجموعه کسکید ساخته شده در محفظه آزمون نشان داده شده است.

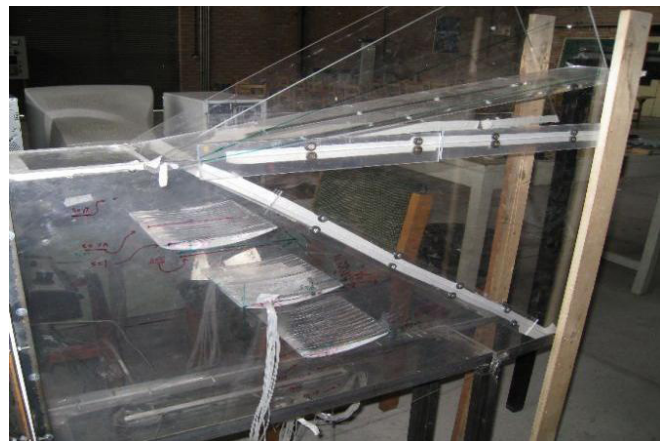


Fig. 1. collection of cascade in test section

شکل ۱: مجموعه پره‌های ساخته شده داخل محفظه آزمون

نازل مورد استفاده در این تحقیق همانطور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، دارای ابعاد $۱۴/۵ \times ۶۰ \times ۴۵$ سانتی‌متر است و حداقل سرعت خروجی هوا بدون ایجاد نوسان در خروج، ۳۴ متر بر ثانیه و حداکثر سرعت خروجی ۴۷ متر بر ثانیه است. یکی از پارامترهای مهم جهت رعایت سطح غیریکنواختی مجاز در جریان خروجی نسبت همگرایی است. مقدار سرعت جریان هوا، عدد رینولدز جریان و ابعاد محفظه آزمون تعیین کننده نسبت همگرایی در نازل‌های تونل باد هستند. به همین منظور در نازل مورد استفاده از نسبت همگرایی ۳ استفاده شده است.

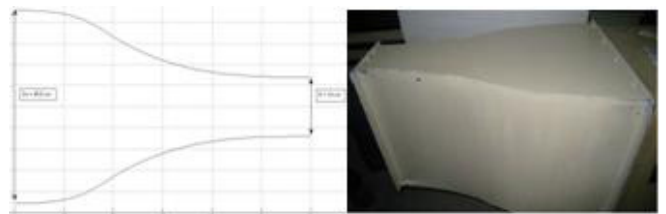


Fig. 2. Nozzle profile

شکل ۲: شکل و پروفیل نازل طراحی شده

بدنه اصلی مقطع آزمون از پلکسی گلاس ساخته شده است و معمولاً سطح زیرین مقطع از مواد سخت‌تر مانند آهن ساخته می‌شود. به منظور



Fig. 4. The wind tunnel used for calibration

شکل ۴: تونل باد مورد استفاده برای انجام کالیبراسیون

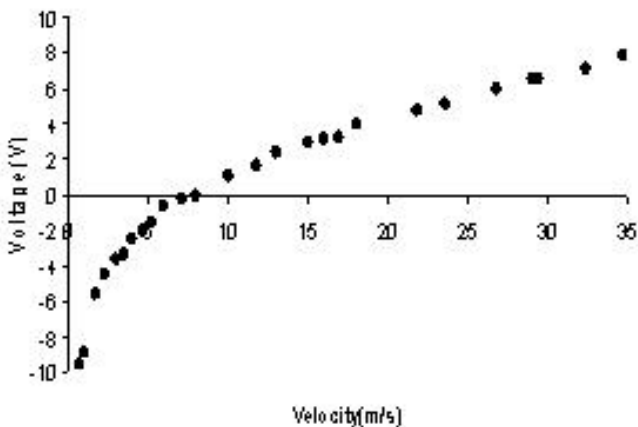


Fig. 5. Calibration curve

شکل ۵: منحنی کالیبراسیون

۴- تعیین موقعیت دقیق سنسور سیم داغ نسبت به سطح ایرفویل

یکی از مشکلات کار با سنسور سیم داغ، اندازه‌گیری سرعت نزدیک دیواره است. تعیین نقطه مرجع برای محاسبه موقعیت سنسور سیم داغ نسبت به سطح ایرفویل یکی از مهمترین فعالیت‌هایی است که باید انجام شود. در بیشتر کارهای ارائه‌شده توسط محققین، نقطه مرجع را محل تماس پایه‌های پراب با سطح در نظر می‌گیرند که این نوع تعیین نقطه مرجع به علت تماس فیزیکی سنسور با دیواره و کم بودن استحکام مکانیکی آن احتمال سوختن پراب را بسیار بالا می‌برد [۷].

در این تحقیق از مشخصه‌های عملکردی سیستم داده‌برداری و سنسور سیم داغ برای تشخیص موقعیت واقعی سنسور استفاده شده است. این روش نیازی به تماس فیزیکی سنسور با سطح ندارد؛ لذا احتمال سوختن سنسور به حداقل می‌رسد. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، هوا با فشار از سوراخی که جهت اندازه‌گیری فشار روی سطح ایرفویل ایجاد شده، به بیرون

به تغییرات جریان سیال کوچک بوده و در نتیجه پاسخ فرکانسی آن سریع است. این سنسور بدون روکش بوده و دارای قطر حدود ۵ و طول ۱/۲۵ میلی‌متر است.

جریان سنج سیم داغ مورد استفاده در این آزمایش از نوع دما ثابت است، مدار الکترونیکی دما ثابت CT شامل پل وتستون، تقویت‌کننده تفاضلی، تنظیم‌کننده پاسخ فرکانسی و تقویت‌کننده جریان است. در وضعیت دما ثابت، اینرسی حرارتی المان سنسور همزمان با تغییر شرایط جریان سیال، به‌طور خودکار تطبیق داده می‌شود. این قابلیت همراه با مزایای عمده‌ای در شرایط اندازه‌گیری خواهد بود. این وضعیت عملکرد با قراردادن یک ضریب تقویت‌کننده تفاضلی در مدار سیم داغ برای بدست آوردن یک تغییر سریع در جریان گرم‌کننده سنسور بدست می‌آید تا تغییرات ناگهانی در سرعت جریان سیال را جبران کند [۵].

با توجه به اینکه دستگاه جریان سنج سیم داغ قادر به اندازه‌گیری سرعت جریان لحظه‌ای با فرکانس بالاتر از ۳۰ کیلوهرتز است، طبق قانون نایکویست برای دریافت صحیح داده‌ها، حداقل نرخ نمونه‌برداری باید دو برابر فرکانس دستگاه جریان سنج سیم داغ باشد. این فرکانس در مدار تطبیق‌دهنده سیگنال با فیلتر پایین‌گذر، مشخص و تعیین می‌شود. با توجه به نوع جریان سیال و عدد رینولدز، فرکانس اغتشاش‌های سرعت جریان سیال مشخص شده و براساس آن نرخ نمونه‌برداری تعیین می‌شود.

نرم‌افزارهای دستگاه جریان سنج سیم داغ قادر به نمایش خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ به صورت اسلیوگرام می‌باشند، بنابراین پاسخ فرکانسی دستگاه جریان سنج سیم داغ را می‌توان نسبت به موج مربعی از طریق رایانه مشاهده و دستگاه جریان سنج سیم داغ را تنظیم کرد. از آنجایی که دستگاه جریان سنج دارای دقت بسیار بالایی بوده و کوچکترین تغییری در شرایط جریان نحوه قرارگیری پراب، آلودگی محیط اندازه‌گیری و ... می‌تواند بر روی مقدار ولتاژ خروجی آن تاثیرگذار باشد، لذا کالیبراسیون قبل از انجام هر آزمایشی ضروری به نظر می‌رسد [۶].

در این تحقیق ۲۷ نقطه بین سرعت‌های ۱ تا ۳۵ متر بر ثانیه کالیبره شده است. و همانطور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، دستگاه جریان سنج سیم داغ، در تونل باد دیگری کالیبره شده است که این تونل باد از نوع مدار بسته بوده و سرعت ۲ تا ۴۰ متر بر ثانیه در آن قابل دسترسی است.

معادله کالیبراسیون دستگاه جریان سنج سیم داغ یک معادله چندجمله‌ای درجه ۴ است که میزان دقت و همچنین سادگی استفاده از معادله به گونه‌ای است که خطای تقریب نمودن منحنی کاهش یافته و همچنین در زمان بسیار کوتاهی می‌توان سرعت جریان سیال را با استفاده از ولتاژ خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ مشخص کرد. در شکل ۵ منحنی کالیبراسیون جریان سنج سیم داغ مورد استفاده نشان داده شده است.



Fig. 7. Probe traversing mechanism

شکل ۷: مکانیزم انتقال دهنده پراب

سطح دمیده می‌شود. همزمان مکانیزمی که در شکل نشان داده شده است به سواخ نزدیک شده و روی آن قرار می‌گیرد. نوک این میله دارای شیاری است به گونه‌ای که جت هوا پس از برخورد به آن منحرف می‌شود. در واقع جریان هوا به صورت یک جت صفحه‌ای در می‌آید که ارتفاع آن تقریباً 0.2 میلی‌متر است، چنانچه سنسور در قسمت جلویی جت قرار گیرد در مرکز جت بیشترین سرعت را اندازه‌گیری خواهد نمود. با توجه به اینکه فاصله دقیق سنسور تا سطح مشخص است، فاصله سنسور تا سطح ایرفویل مشخص می‌شود.

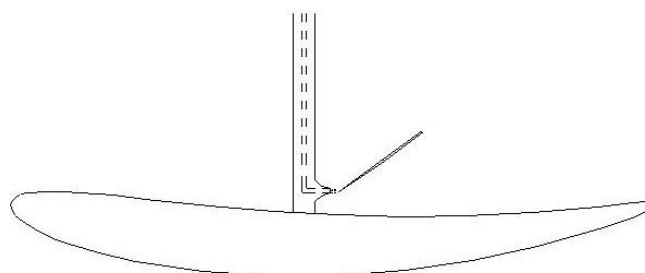


Fig. 6. The mechanism of determining the exact position of the hot-wire sensor compared to the surface

شکل ۶: مکانیزم تعیین موقعیت دقیق سنسور سیم داغ نسبت به سطح ایرفویل

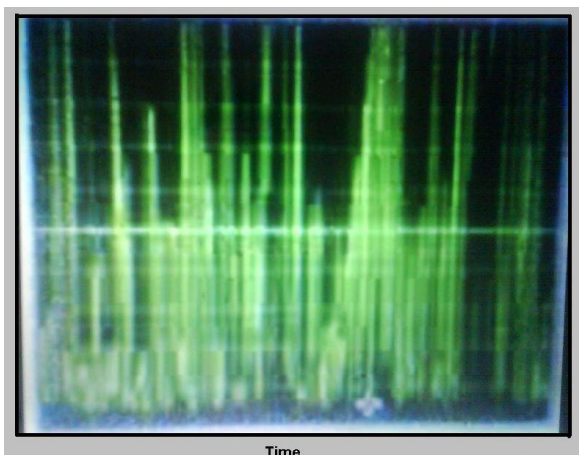


Fig. 8. The fluid flow turbulence in the time domain

شکل ۸: اغتشاشات جریان سیال درحوزه زمان

۵- مکانیزم انتقال دهنده پراب

هنگام اندازه‌گیری پروفیل سرعت جریان در نزدیک دیواره نیاز به دقت زیادی در تعیین موقعیت مکانی سنسور سیم داغ نسبت به سطح ایرفویل است. برای آن که بتوان پراب را در مکان مناسب قرار داده و توزیع سرعت و یا تغییرات سرعت جریان سیال را نسبت به مکان اندازه‌گیری نمود، نیاز به مکانیزم انتقال دهنده پراب است [۷]. به منظور اطمینان از جابجایی پراب و جلوگیری از برخورد سنسور سیم داغ به سطح یک ساعت مکانیکی با دقت 0.1 میلی‌متر به صورت موازی با سیستم فوق، مقدار دقیق تغییر مکان در راستای قائم را نشان می‌دهد. این مکانیزم در شکل ۷ نشان داده شده است.

۶- تجزیه و تحلیل زمانی

بررسی سرعت لحظه‌ای جریان سیال را می‌توان در حوزه زمان و فرکانس نیز انجام داد. در حوزه زمان، نمایش سرعت لحظه‌ای مطابق شکل ۸ به صورت اسپلوگرام است. با استفاده از اسپلوگرام سرعت جریان سیال، می‌توان تغییرات سرعت لحظه‌ای جریان سیال را نسبت به زمان بررسی کرد. به منظور بررسی دقیق سرعت لحظه‌ای، بهتر است آن را مطابق شکل ۹ در حوزه فرکانس بررسی کرد. سپس مقدار انرژی اغتشاش‌های سرعت جریان سیال را در فرکانس خاص مشخص کرده و کیفیت جریان سیال را تعیین کرد. همانطور که از شکل‌های ۸ و ۹ مشخص است جریان کاملاً توربولنت بوده و فرکانس غالب حدود 1 کیلوهرتز است.

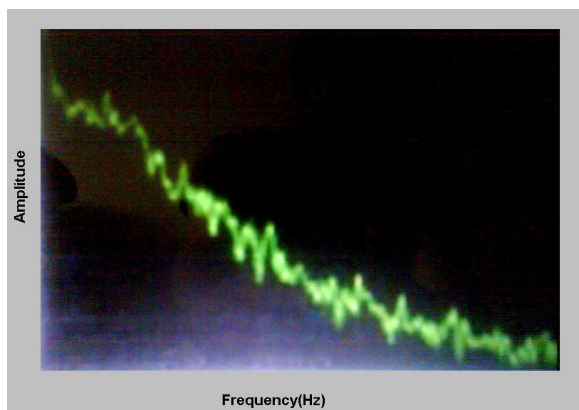


Fig. 9. The fluid flow turbulence in the frequency domain

شکل ۹: اغتشاشات جریان سیال درحوزه فرکانس

۷- تحلیل عددی

روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، روش‌های مناسبی برای طراحی و تحلیل توربوماشین‌ها می‌باشند. معادلات مورد استفاده برای توربوماشین‌ها، همان معادلات مورد استفاده برای دیگر جریان‌ها هستند. با این تفاوت که شرایط مرزی برای توربوماشین‌ها از جمله پیچیده‌ترین موارد در مباحث دینامیک سیالات عددی است.

مدل توربولانس استفاده‌شده در این تحقیق Realizable k-ε است. این مدل شامل یک فرمول‌بندی جدید برای لزجت توربولانسی است. دلیل استفاده از این مدل به خاطر مدلسازی بهتر لایه مرزی و ارائه نتایج بهتر در جاهایی که گرادیانهای قوی فشار معکوس و نیز در قسمت‌هایی که جدایش و چرخش مجدد رخ می‌دهد، پیش می‌آید [۸].

معادلات انتقال مورد استفاده برای k و ϵ در مدل توربولانسی Realizable k-ε به صورت زیر می‌باشند [۹]:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon - Y_M \quad (1)$$

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{K + \sqrt{v\eta}} \quad (2)$$

که در روابط فوق داریم:

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right] \quad (3)$$

$$\eta = \frac{Sk}{\epsilon} \quad (4)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (5)$$

ثابت‌های مورد استفاده در این مدل توربولانسی به قرار زیر هستند:

$$C_{1\epsilon} = 1.44, C_{2\epsilon} = 1.9, \sigma_k = 1.0, \sigma_\epsilon = 1.2$$

معادلات مورد استفاده، معادلات ناویر-استوکس با فرض جریان لزج، تراکم‌ناپذیر و غیردائم بوده و روش حل عددی معادلات، روش پیوسته ضمنی از مرتبه ۲ است. در این تحلیل در مش‌بندی از شبکه ترکیبی استفاده شده است. همانطور که در شکل ۱۰ مشخص است، در نواحی نزدیک دیواره که رفتار لایه مرزی مهم است از شبکه‌بندی سازمان‌یافته (که مناسب نواحی نزدیک دیواره است) و در بقیه نواحی حل از شبکه‌بندی مثلی بهره گرفته شده است. همانطوریکه در شکل ۱۱ مشخص است، بر روی نواحی نزدیک دیواره از مش‌بندی سازمان‌یافته با مش متراکم‌شده بر روی نواحی نزدیک سطح پره استفاده شده است [۱۰]. به‌صورتی که نداشت به شکل یک‌به‌یک است، همچنین در مناطقی که گرادیانهای شدید جریان وجود دارد توزیع نقاط شبکه متراکم‌تر و اعوجاج خطوط شبکه کم است.

در این تحقیق شرط ورودی برای سرعت ورودی $34/64$ متر بر ثانیه و شرط مرزی خروجی فشار با تعریف فشار استاتیک خروجی امکان‌پذیر است. در این تحقیق فشار استاتیک در خروج، فشار اتمسفر فرض شده است. لازم به ذکر است شرایط مرزی مورد استفاده برای فشار، نسبت به فشار مرجع

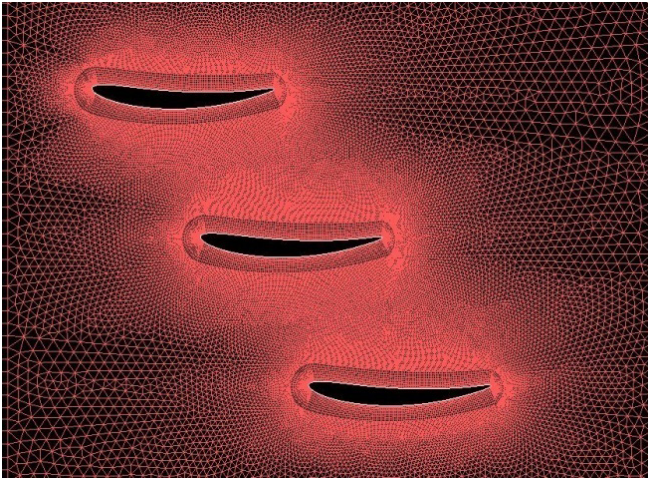


Fig. 10. Airfoil collection grid

شکل ۱۰: شبکه‌بندی مجموعه ایرفویل

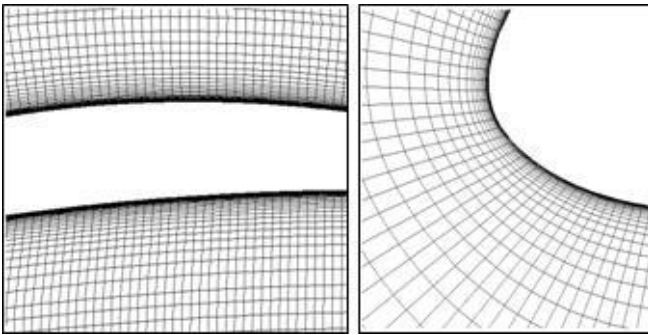


Fig. 11. Grid domain near the blade surfaces schematic

شکل ۱۱: مش‌بندی سازمان‌یافته در نزدیکی سطح پره

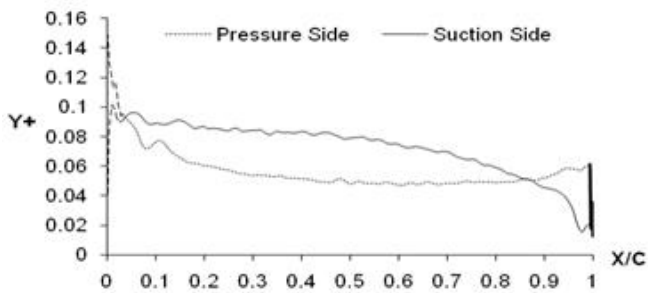


Fig. 12. The diagram of Y^+

شکل ۱۲: نمودار Y^+

مشخص شده است.

در نهایت بعد از اتمام تحلیل جریان و همگراشدن حل برای اطمینان از مدل‌شدن درست و کامل لایه مرزی، مقدار بدست‌آمده عدد Y^+ که فاصله بدون‌بعد اولین شبکه روی سطح است، باید مقدار مناسبی داشته باشد (کمتر از ۱)، در غیر این صورت باید مش‌بندی مجددی در مورد دامنه حل انجام شده و مش مناسبتری در نواحی نزدیک دیواره تولید گردد [۱۰]. در شکل ۱۲ مقدار Y^+ روی سطوح پره نشان داده شده است.

۸- افت فشار سکون

یکی از مهمترین فاکتورها در طراحی بهینه کمپرسورها به حداقل رساندن افت ناشی از فشار سکون است، مقدار افت فشار سکون عبارت است از:

$$\Delta \bar{p}_o = \frac{\int_0^s (p_{o1} - p_{o2}) \rho c_x dy}{\int_0^s dm} \quad (6)$$

ضریب افت فشار با نسبت تغییرات فشار سکون کل در راستای خط جریان بر فشار دینامیکی کل به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۱]:

$$C_{ps} = \frac{\Delta p_s}{\frac{1}{2} \rho c_1^2} = 1 - \frac{\cos^2 \alpha_1}{\cos^2 \alpha_2} \quad (7)$$

حاصل از انجام آزمایش با حل عددی دارای خطای بالای ۱۰ درصد است. اما با مقایسه نمودارهای مربوط به توزیع سرعت بر روی این سطح در دیگر مقاطع، اختلاف قابل قبولی (کمتر از ۵ درصد) در جواب‌های بدست‌آمده مشاهده شده است. با بررسی نمودارهای ۱۵ تا ۱۸ می‌توان به این نتیجه‌گیری رسید که با افزایش ضلبيت ضخامت لایه مرزی بر روی سطح مکش کاهش می‌یابد. همچنین با نزدیک شدن به لبه فرار ضخامت لایه مرزی افزایش می‌یابد. لازم به ذکر است در یک فاصله ثابت از سطح پره، سرعت در تمامی مقاطع سطح مکش بیشتر از سطح فشار است.

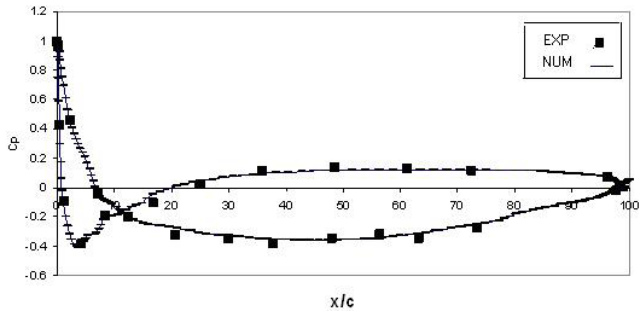


Fig. 13. The experimental and numerical comparison of pressure coefficient at solidity=0.8

شکل ۱۳: مقایسه نتایج تجربی و عددی ضریب فشار در $c/s=0.8$

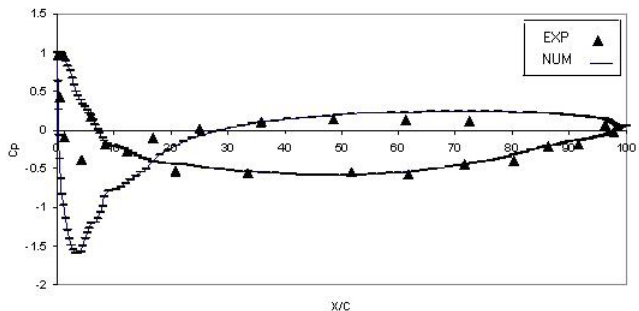


Fig. 14. the experimental and numerical comparison of pressure coefficient at solidity=1.2

شکل ۱۴: مقایسه نتایج تجربی و عددی ضریب فشار در $c/s=1.2$

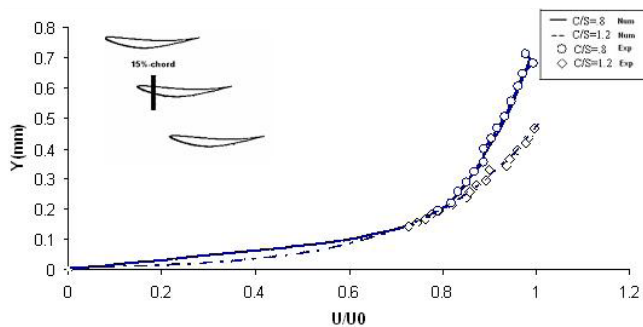


Fig. 15. The experimental and numerical comparison of solidity effect in the velocity distribution on the pressure surface at 15 % of chord

شکل ۱۵: مقایسه عددی و تجربی تاثیر ضلبيت در توزیع سرعت بر روی سطح فشار در ۱۵ درصد وتر

۹- بررسی نتایج

در این تحقیق به مطالعه تاثیر ضلبيت بر توزیع فشار روی سطوح فشار و مکش پره پرداخته شده است. این تحقیق با اندازه‌گیری تجربی و تحلیل عددی بر روی پره میانی از مجموعه ۳ پره کسبک انجام گرفته است. در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ توزیع فشار بدست‌آمده از تحلیل نتایج آزمایشگاهی و عددی در ضلبيت‌های مختلف بر روی سطوح مکش و فشار با یکدیگر مقایسه شده است. با مقایسه جواب‌ها مشاهده شده است که مقدار حداکثر خطا در جواب‌های بدست‌آمده ۵ درصد است که نشان‌دهنده دقت بالای حل عددی و نتایج حاصل از آزمایش است. در نتایج موجود همانطور که مشخص است بر روی سطح فشار با افزایش ضلبيت، ضریب فشار کاهش می‌یابد. هر چه به سمت لبه فرار پیش می‌رویم اختلاف ضرایب فشار کمتر شده است بطوریکه در لبه فرار مقادیر تقریباً برابری را دارا می‌باشند. بر روی سطح مکش با افزایش ضلبيت، ضرایب فشار کاهش می‌یابند. ذکر این نکته نیز حائز اهمیت است که افزایش ضلبيت نقطه سکون را از سطح مکش به سطح فشار منتقل می‌کند. قابل ذکر است که شرایط تست‌های انجام شده در حالت دوبعدی باتوجه به رعایت نسبت‌های سینماتیکی و دینامیکی با مرجع استفاده‌شده مشابه با شرایط سه‌بعدی بوده و فقط به تغییرات پارامترها روی پروفیل‌ها می‌توان استناد کرد. در ادامه به مقایسه توزیع سرعت در نزدیکی سطح از دو دیدگاه تجربی و عددی نیز پرداخته شده است. با توجه به مشکلات کار با سنسور سیم داغ در نزدیکی سطح، مقایسه جواب‌های بدست‌آمده از حل عددی در این منطقه با اندازه‌گیری آزمایشگاهی امکان‌پذیر نیست. با مقایسه جواب‌های بدست‌آمده در فاصله بیش از ۰/۱ میلی‌متر از اندازه‌گیری به‌وسیله جریان‌سنج سیم داغ با حل عددی تطابق خوبی مشاهده شده است.

با بررسی نمودارهای ۱۵ تا ۱۸ مشاهده شده است که کاهش ضلبيت باعث افزایش ضخامت لایه مرزی بر روی سطح فشار می‌شود. ضخامت لایه مرزی بر روی این سطح در لبه حمله کم است ولی با نزدیک شدن به لبه فرار این مقدار قابل ملاحظه می‌شود.

بر روی سطح مکش با توجه به انحنا سطح در نزدیکی لبه حمله نتایج

با کاهش فاصله پره‌ها، فشار کاهش یافته و سرعت افزایش پیدا می‌کند. طبق معادله پیوستگی می‌توان گفت با افزایش ضلبيت نسبت مساحت ورودی و خروجی کاهش یافته و با توجه به رابطه عکس نسبت مساحت با سرعت، سرعت افزایش می‌یابد.

تقدیر و تشکر

انجام این تحقیق در آزمایشگاه آئرو دینامیک دانشگاه علم و صنعت تهران صورت پذیرفته است که بدین صورت از این مرکز تشکر می‌میی‌شود.

منابع

- [1] Howell, A. R. "Design of Axial Compressors". *Lectures on the Development of the British Gas Turbine Jet Unit Published in War Emergency Issue No. 12 of the Institution of Mechanical Engineers. A.S.M.E. Reprint*, (1947): 452-462.
- [2] Hayashibara, S., "Cascade flow Simulation and Measurement for the Study of Axial Compressor Loss Mechanism", Wichita State University, 2003.
- [3] Whitehead, D. S., "Force and Moment Coefficients for Vibrating Airfoils in Cascade", University of Cambridge, 1962.
- [4] Ardekani, M.A., "Low Speed Wind Tunnel, Design Principles & Application". Khajenasir Uni. Tehran, Iran, 2010.
- [5] Bruun, H.H., "Hot-Wire Anemometry Principles and signal analysis", Oxford university press, (1996): 19-127.
- [6] Collis, D.C. and Williams, M.J., "Two-dimensional convection from heated wire at low Reynold numbers". *J.Fluid Mech*, 6 (1959): 357-384.
- [7] Papadopoulos, G and M.V. Otugen "A Simple automated hot-wire positioning technique for near-wall measurements". *Experiments in Fluids*", 15 (1993): 459-461.
- [8] Athanasiadis, A.N., D.G. Koubogiannis and K.C. Giannakoglou "One- and two-equation turbulence models for the prediction of complex cascade flows using unstructured grids", 2001.
- [9] Kunz, R. F., B. Lakshminarayan, "Computation of Supersonic and Low Subsonic Cascade Flows Using An Explicit Navier-Stokes Technique and The k-E Turbulence Model", Department of Aerospace Engineering Pennsylvania State University, 1992.
- [10] Rodrick V.Chima, "Analysis of Inviscid and Viscous Flows in Cascades with and Explicate Multiple-Grid Algorithm", Lewis Research Center Cleveland, Ohio, 1984.
- [11] Yaha, S. M., "Turbines, Compressors and Fans", Tata McGraw-Hill Publishing company Limited, 2002.

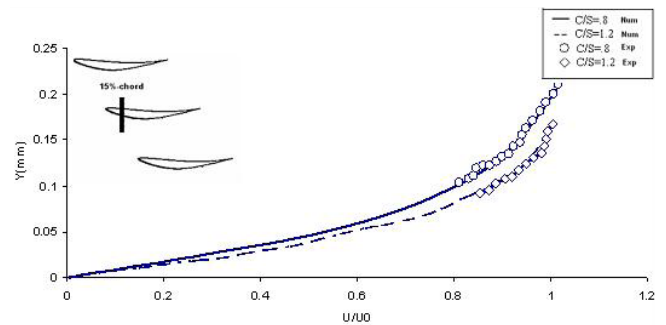


Fig. 16. The experimental and numerical comparison of solidity effect in the velocity distribution on the suction surface at 15 % of chord.

شکل ۱۶: مقایسه عددی و تجربی تاثیر ضلبيت در توزیع سرعت بر روی سطح مکش در ۱۵ درصد وتر

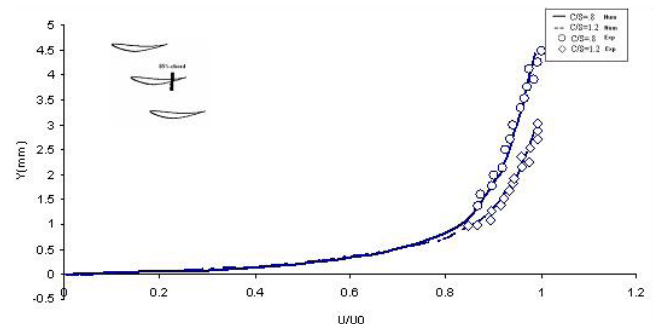


Fig. 17. the experimental and numerical comparison of solidity effect in the velocity distribution on the pressure surface at 85 % of chord

شکل ۱۷: مقایسه عددی و تجربی تاثیر ضلبيت در توزیع سرعت بر روی سطح فشار در ۸۵ درصد وتر

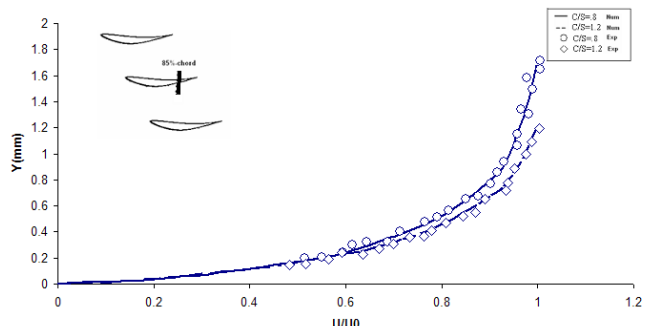


Fig. 18. The experimental and numerical comparison of solidity effect in the velocity distribution on the suction surface at 85 % of chord.

شکل ۱۸: مقایسه عددی و تجربی تاثیر ضلبيت در توزیع سرعت بر روی سطح مکش در ۸۵ درصد وتر

۱۰- نتیجه گیری

در یک جمع بندی کلی می‌توان گفت که با افزایش مقدار ضلبيت یعنی

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

R. Eftekhari, R. Taghavi, S. M. Nima Shojae, "Experimental and Numerical Investigation of Rigidity Effects on Aerodynamic Performance of Axial Compressor Cascade", *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(1) (2017) 3-10.

DOI: 10.22060/mej.2016.852



