

بررسی چالش‌های شبیه‌سازی عددی جریان گذر صوتی در ردیف پره دوبعدی توربوماشین‌ها

صالح فلاح

دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

بهزاد قدیری دهکردی*

استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

چکیده

استفاده از مدل ردیف پره دوبعدی از جمله ساده‌سازی‌هایی است که برای کاهش حجم شبکه و در نتیجه زمان محاسبات عددی انجام می‌شود. انتخاب مدل کسکید برای راستی‌آزمایی نتایج، مدل‌سازی هندسه کسکید، مدل‌سازی میدان جریان، انتخاب شرایط مرزی مناسب، شبکه‌بندی صحیح و انتخاب حلگر توانمند از جمله چالش‌های شبیه‌سازی عددی جریان گذر صوتی عبوری از کسکید دوبعدی توربوماشین می‌باشد. این چالش‌ها منجر به سردرگمی پژوهشگران در شروع فرآیند تحقیق بر روی کسکید گذر صوتی توربوماشین‌ها می‌شود. در این مقاله، این چالش‌ها تشریح شده و راهکارهای مناسب برای هر یک توضیح داده می‌شوند. نتایج این پژوهش استفاده از الگوریتم کوپل فشارمبنا در جریان گذر صوتی توربوماشین‌ها را توصیه می‌کند. علاوه بر این، لزوم استفاده از شرط مرزی خروجی فشار ثابت در نزدیکی بیشینه راندمان و شرط مرزی دبی خروجی در نزدیکی استال اثبات شده است. عدم امکان کاربرد شرط تناوبی در اکثر کسکیدها از دیگر نتایج این تحقیق است.

واژه‌های کلیدی: چالش‌های شبیه‌سازی عددی، جریان گذر صوتی توربوماشین، کسکید دوبعدی.

Investigation of Numerical Simulation Challenges of Transonic Flow in 2D Turbomachines Cascades

S. Fallah

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

B. Ghadiri Dehkordi

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

Abstract

The 2D cascade is a simplified model which is used to reduce the grid size and consequently numerical computation time. Selection of cascade model for result validation, modeling of cascade geometry, modeling of flow domain, selection of appropriate boundary conditions, efficient grid generation and solver selection are among challenges of numerical simulation of transonic flow past 2D cascades. This challenges leads to researchers mind confusion. In this paper, these challenges and related appropriate strategies will be explained. Results show that using of coupled pressure based algorithm is an efficient way to simulate of transonic flow in turbomachines. Furthermore, need to using static pressure near peak efficiency and mass flow rate near stall as outlet boundary condition is proven. Impossibility of using periodic condition in most cascades is another results of this research.

Keywords: Challenges of Numerical Simulation, Turbomachines Transonic Flow, 2D Cascade.

۱- مقدمه

بررسی تجربی جریان گذر صوتی عبوری از پره‌های توربوماشین‌ها، به دلیل ماهیت جریان و هندسه پیچیده پره‌ها کاری چالش‌برانگیز و پرهزینه می‌باشد. پیشرفت روزافزون سخت‌افزارهای محاسباتی زمینه را برای استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی در حوزه شبیه‌سازی جریان توربوماشین‌ها فراهم نموده است؛ اما هزینه محاسبات عددی مدل سه‌بعدی بسیار زیاد می‌باشد. استفاده از مدل کسکید دوبعدی از جمله ساده‌سازی‌هایی است که برای کاهش حجم شبکه و در نتیجه زمان محاسبات عددی انجام می‌شود. کیفیت جریان برآورد شده با استفاده از این ساده‌سازی قابل قبول می‌باشد.

یاماموتو و دایگوجی [۱]، الگوی جریان گذر صوتی از کسکید کمپرسور را با استفاده از روش تفاضل محدود مطالعه نمودند و هو و زا [۲] اثر عدد ماخ و جدایش را بر الگوی جریان و فلاتر یک نمونه کسکید گذر صوتی به دو روش تجربی و عددی بررسی نمودند. مک‌بین [۳] الگوی جریان در کسکید دو و سه بعدی دو نمونه توربین گذر صوتی را بررسی عددی کرده است.

شبیه‌سازی عددی صحیح و دقیق جریان گذر صوتی عبوری از کسکید دو بعدی توربوماشین نیازمند انتخاب صحیح مدل هندسی کسکید و میدان

جریان، شبکه محاسباتی، شرایط مرزی، مدل آشفتگی و حلگر سازگار با فیزیک جریان می‌باشد. هریک از موضوعات ذکر شده در فرآیند شبیه‌سازی، دارای چالش‌های جدی هستند که صحت و دقت حل را با مشکل مواجه می‌کنند. دنتون [۴] مشکلات شبیه‌سازی جریان گذر صوتی توربوماشین‌ها در حالت سه‌بعدی و تأثیر هر کدام از چالش‌ها بر دقت شبیه‌سازی را بررسی کرده است. ایشان در کار تجربی دیگری [۵] محدودیت‌های روش عددی در مقایسه با روش‌های تجربی را در یک مورد آزمایشی روتور ۳۷ بیان کرده است و نتیجه گرفته است که بهبود روشهای آشفتگی تأثیر بسیاری در بهبود روش‌های عددی دارند. علیرغم اینکه چالش‌های شبیه‌سازی دوبعدی کمتر از شبیه‌سازی سه‌بعدی نمی‌باشند، بررسی مشکلات و راهکارهای شبیه‌سازی جریان گذر صوتی در کسکید دوبعدی کمتر مورد توجه محققان قرار گرفته است. از آنجائیکه ماهیت فیزیکی این مسائل سه‌بعدی می‌باشند، شبیه‌سازی دوبعدی آنها نیازمند مدل‌سازی صحیح فیزیک سه‌بعدی در دو بعد است. به این دلیل، شبیه‌سازی دوبعدی جریان گذر صوتی در توربوماشین‌ها از برخی جهات از شبیه‌سازی سه‌بعدی نیز پیچیده‌تر می‌باشد.

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: ghadirib@modares.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۴/۰۷/۱۳

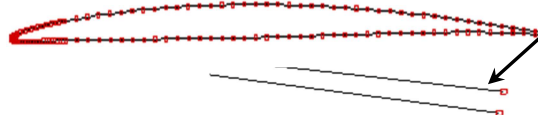
تاریخ پذیرش: ۹۵/۰۴/۰۸

در این مقاله پس از توضیح چالش‌های شبیه‌سازی جریان گذر صوتی در کسکید دوبعدی توربوماشین‌ها، راهکارهای مناسب با استناد به نتایج شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده پیشنهاد می‌شوند. مراحل استقلال از شبکه و راستی‌آزمایی نتایج عددی پژوهش حاضر، در مرجع [۶] از نویسندگان همین مقاله ذکر شده است.

۲- انتخاب کسکید مناسب برای راستی‌آزمایی

از آنجائیکه توربوماشین‌های گذر صوتی در صنایعی مانند موتورهای هواپیماهای جنگنده و موشک‌های کروز کاربرد دارند، دستیابی به پروفیل پره‌های آنها بسیار مشکل و در برخی موارد غیرممکن می‌باشد. اطلاعات کامل مربوط به نمونه‌های آزمایشگاهی موجود در مقاله‌های مرتبط (که بسیار محدود می‌باشند) نیز به صورت کامل بیان نشده است. پژوهشگری که از این اطلاعات استفاده می‌کند ناچار است با سعی و خطا کمیت‌های مجهول را استخراج نماید. این مشکل درباره پره‌های فن و کمپرسور به دلیل تکنولوژی ساخت بالاتر و کاربرد حساس‌تر، بیشتر از پره‌های توربین می‌باشد. بنابراین، انتخاب کسکید که اطلاعات مربوط به پروفیل پره، عدد ماخ جریان، دمای جریان ورودی، زاویه حمله ورودی جریان، زاویه استگر پره‌ها و هندسه میدان جریان بالادست و پایین‌دست اطراف کسکید مشخص باشند و داده‌های آزمایشگاهی آن برای ارزیابی درستی حل عددی موجود باشند، فرآیندی مشکل و زمان‌بر و گاهی غیرممکن است. برای حل این مشکل پیشنهاد می‌شود که از سه کسکید توربین [۷]، کمپرسور با مقطع ناکا ۳۵۰۶ [۸] و فن [۹] با مقطع ناکا ۴۰۴-۶۵ استفاده شود. بیشتر مشخصات هندسی و شرایط مرزی این کسکیدها در مراجع گفته شده، موجود می‌باشند. مختصات مقطع ایرفویل کسکید توربین در مرجع [۷] موجود می‌باشد ولی برای کسکیدهای فن و کمپرسور باید از نرم‌افزارهای تولید ایرفویل برای ساخت پره‌ها استفاده کرد.

در فرآیند تولید هندسه پره، باید به نواحی لبه حمله و فرار ایرفویل دقت بیشتری شود. بیشتر نرم‌افزارهای تولید ایرفویل تعداد نقاط کافی را در این نواحی در نظر نمی‌گیرند (شکل ۱). اتصال تعداد نقاط کم و دور از هم به یکدیگر باعث شکل‌گیری نقاط تیزی می‌شوند که انحنای لبه فرار و لبه حمله را به درستی نشان نمی‌دهند؛ بطوریکه خطای حل، از خطای معادلات گسسته شده به خطای شبکه افزایش می‌یابد. این نواحی دارای گرادینان هندسی شدیدی می‌باشند که منجر به القاء جدایش و یا شکل‌گیری شوک غیرواقعی (ناشی از تیزی شبکه) می‌شوند.



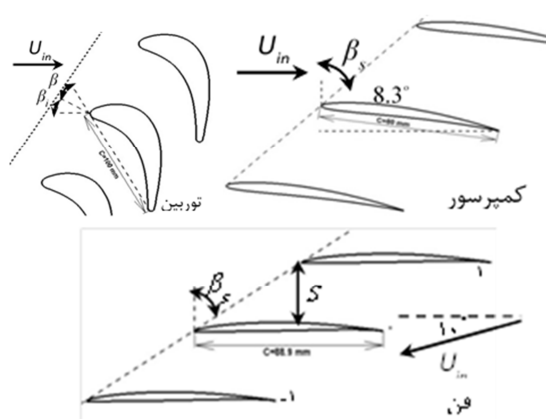
شکل ۱- پروفیل NACA ۴۰۴-۶۵ ساخته شده در نرم‌افزار تولید ایرفویل به همراه نمای بزرگ شده لبه فرار

۳- مدل‌سازی میدان محاسباتی

طراحی ناحیه بالادست و پایین‌دست میدان محاسباتی و انتخاب روش صحیح اعمال زوایای حمله، برخورد و نصب^۱ بر روی کسکید، یکی از حساس‌ترین مراحل شبیه‌سازی جریان در یک کسکید توربوماشین گذر صوتی می‌باشد. میدان محاسباتی در بالادست و پایین‌دست کسکید باید به صورتی باشد که تأثیری بر الگوی جریان ورودی به کسکید و خروجی از کسکید نداشته باشد. طراحی میدان محاسباتی به روش اعمال زوایای حمله، برخورد و نصب بستگی دارد.

نکته قابل توجه، تفاوت زاویه حمله، زاویه برخورد و زاویه ورود جریان به کسکید می‌باشد که در مرجع [۱۰] درباره آنها توضیح داده شده است. در بیشتر مقالات، مطابق با مرجع [۹] زاویه ورودی جریان به کسکید، همان زاویه برخورد فرض شده است.

برای مدل‌سازی کسکید و میدان جریان مربوط به آن، ابتدا یک پره در محیط نرم‌افزار شبکه‌بندی تولید شده و به اندازه زاویه نصب پره (زاویه تمایل) دوران داده می‌شود. سپس، پره‌ها به تعداد دلخواه در دو طرف پره مرجع و در راستای عمود بر محور اولیه (قبل از چرخش) پره مرجع بازتولید می‌شوند. برای اعمال زاویه ورود جریان به کسکید و در نتیجه طراحی میدان بالا و پایین‌دست کسکید دو روش وجود دارد. در روش اول، کل پره‌های تولید شده کسکید به اندازه زاویه ورود جریان به کسکید دوران داده می‌شوند؛ اما در روش دوم زاویه ورودی جریان به کسکید در شرط مرزی ورودی اعمال می‌شود. سپس دیواره‌های ورودی و خروجی کسکید به نحوی تشکیل می‌شوند که جریان عمود بر سطح دیواره میدان، وارد و خارج شود. زوایای خمیدگی دیواره‌های جانبی کسکید طوری انتخاب می‌شوند که سیال به صورت هموار و مماس بر آنها حرکت نماید. انتخاب روش مناسب کاملاً بستگی به مدل کسکید و زاویه ورود جریان به کسکید دارد. مثلاً در کسکید توربین و کمپرسور این مقاله از روش اول و در کسکید فن، از روش دوم استفاده شده است (شکل ۲).

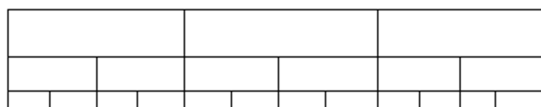


شکل ۲- مدل سه کسکید گذر صوتی

در حالت کلی چنانچه انحنای پره‌های کسکید زیاد باشد (کسکید توربین و کمپرسور)، روش اول و اگر انحنا و ضخامت پره‌ها خیلی کم

^۱ Stagger angle

این دو مشخصه از طریق پارامترهای کیفیت شبکه مانند تعامد^۱، ضریب انبساط^۲ و نسبت منظری^۳ مش بر یکدیگر تأثیرگذارند به‌طوری‌که مثلاً با کوچک شدن شبکه در لایه‌مرزی و در نتیجه کاهش $Y+$ باید چگالی شبکه روی پره افزایش یابد تا کیفیت مناسب شبکه حفظ شود. این موضوع باعث افزایش تصاعدی نقاط شبکه و در نتیجه افزایش هزینه محاسبات می‌شود. بنابراین شبکه‌بندی بهینه اجتناب‌ناپذیر می‌باشد. استفاده از روش شبکه‌بندی انباشته که در کد Open Foam موجود می‌باشد، می‌تواند تعداد شبکه را کاهش دهد. در این روش با فاصله گرفتن از مرز پره در داخل شبکه لایه مرزی، ابعاد شبکه در راستای مماس با پره افزایش می‌یابد. در واقع، دو سلول چسبیده به پره از بالا با یک سلول در تماس می‌باشند (شکل ۴).



شکل ۴- روش خوشه‌سازی در شبکه‌بندی لایه مرزی

۵- شرایط مرزی

بسته به مدل کسکید، محدوده عملکرد و نحوه اعمال زاویه ورودی جریان، نوع شرایط مرزی لازم متفاوت می‌باشند. در نزدیکی استال، کوچک‌ترین تغییر در فشار، تغییرات بزرگ دبی جریان را در پی دارد و در نزدیکی بیشینه راندمان توربوماشین، کوچک‌ترین تغییر در دبی جریان، باعث تغییرات بزرگ فشار می‌شود (شکل ۳). بنابراین در شرایط استال، شرط مرزی دبی خروجی و در شرایط بیشینه راندمان شرط مرزی فشار استاتیک خروجی منجر به پایداری حل و همگرایی سریع‌تر آن می‌شود. شرط مرزی دبی خروجی کوپل با فشار، بهترین شرط مرزی خروجی در شرایط استال می‌باشد که در مرجع [۱۲] استفاده شده است. در شکل تغییرات نسبت فشار کل نسبت به دبی جرمی بی بعد برای کسکید فن پژوهش حاضر و تور فن مرجع [۱۳] نشان داده شده است. این شرایط در هر دو شبیه‌سازی دو و سه‌بعدی درست می‌باشند. در ادامه، شرایط مرزی پیشنهادی بیان شده‌اند.

- مرز ورودی جریان: سرعت یکنواخت (دبی ورودی) یا فشار کل ورودی، دمای کل یکنواخت، شدت آشفستگی ورودی

- مرز خروجی جریان: فشار استاتیک نسبی یا دبی خروجی

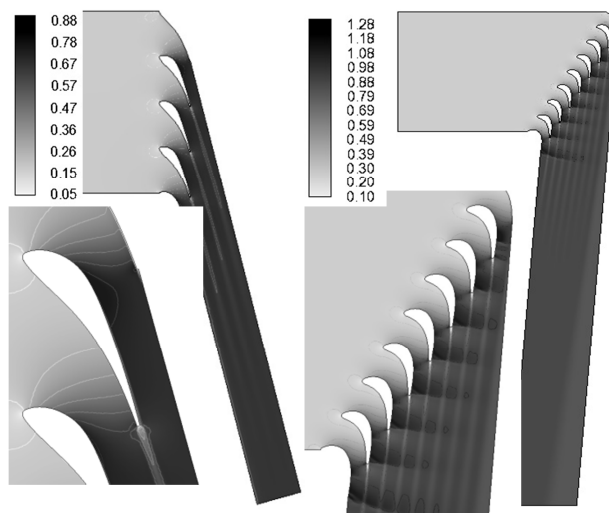
- دیواره‌های جانبی بالادست: در صورتیکه زاویه جریان روی پره‌ها اعمال شود (روش ۱)، دیواره بدون لغزش و در غیر اینصورت مانند مرز ورودی جریان فرض می‌شوند (روش ۲).

- دیواره‌های خروجی پایین‌دست: در صورتیکه زاویه جریان روی پره‌ها اعمال شود (روش ۱)، شرط مرزی دهانه^۴ با دمای سکون و در غیر اینصورت مانند مرز ورودی جریان فرض می‌شود (روش ۲).

باشد (کسکید فن)، استفاده از روش دوم پیشنهاد می‌شود. در واقع، روش اعمال زاویه ورود جریان به کسکید باید به‌گونه‌ای باشد که هندسه بالادست و پایین‌دست کسکید کمترین تأثیر را بر الگوی جریان عبوری از میان پره‌ها بگذارند.

از طرف دیگر، مطابق با توصیه مرجع [۱۱] فاصله انتهای پره‌های کسکید تا خروجی میدان جریان باید ۴ تا ۶ برابر طول کورد پره فرض - شود تا تأثیر شرایط مرزی خروجی بر الگوی جریان قابل صرف‌نظر کردن باشد.

در شکل ۳، میدان جریان حاصل از انتخاب اشتباه روش اعمال زاویه ورودی جریان نشان داده شده است. همانطور که در شکل سمت راست دیده می‌شود، استفاده از روش اول برای کسکید توربین، منجر به کانال پایین‌دست بسیار باریک شده است. از آنجائیکه جریان سیال در نزدیکی شرایط صوتی می‌باشد، کانال پایین‌دست با عرض کم منجر به خفگی و در نتیجه شکل‌گیری شوک‌های غیر واقعی می‌شود. در سمت راست این شکل، توزیع عدد ماخ در میدان محاسباتی مدل‌سازی شده با روش دوم (روش صحیح برای این کسکید) نشان داده شده است.



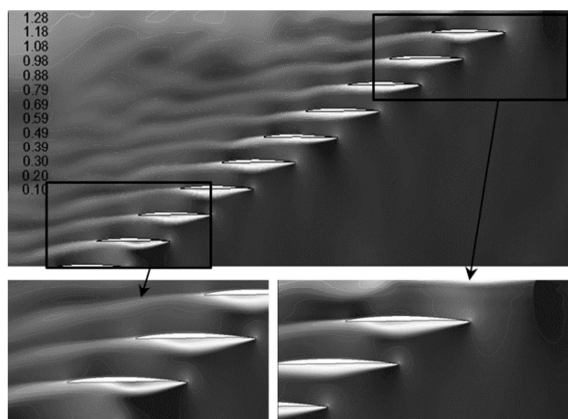
شکل ۳- تأثیر عرض میدان محاسباتی پایین‌دست بر الگوی جریان (توزیع عدد ماخ)

۴- شبکه‌بندی

در خصوص فرآیند شبکه‌بندی میدان سیال دو بحث مطرح می‌باشد: ۱- وضوح شبکه در نقاط نزدیک به سطح پره و در راستای عمود بر سطح پره که ناشی از مقدار تنش برشی بی‌بعد در زیرلایه لزج یا همان $Y+$ می‌باشد: بسته به هندسه، سرعت، رژیم جریان و مدل آشفستگی مورد استفاده، مقدار $Y+$ برای تخمین صحیح رفتار جریان در نزدیکی پره که در برگیرنده مقیاس‌های کوچک و اتلافی جریان می‌باشد، متفاوت است. مقدار $Y+$ پیشنهادی برای مدل آشفستگی کا-امگا اس.اس.تی، بین ۱ تا ۱۰ می‌باشد [۴].

۲- چگالی شبکه اطراف هر پره که تعیین‌کننده وضوح شبکه در راستای مماس بر پره و چگالی شبکه سایر نواحی میدان حل می‌باشد.

¹ Orthogonally
² Expansion Factor
³ Aspect Ratio
⁴ Opening



شکل ۶- تفاوت الگوی جریان در اطراف پره‌های نزدیک به دیواره کسکید

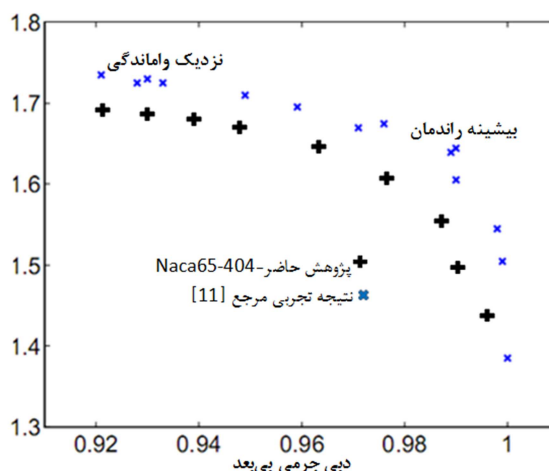
۶- اعمال نوسانات پره‌ها

نوسانات پره‌های کسکید دوبعدی به دو حالت خودتحریک و اجباری می‌توانند وارد شوند. اگر نوسانات خودتحریک باشند، باید حلگر جسم صلب نیز به حلگر سیال اضافه شده (به‌صورت یک زیربرنامه) و جابجایی جسم صلب با معادلات سیال کوپل شود. در حالت نوسانات اجباری، مکان و سرعت دیواره پره‌ها در شرط مرزی آنها وارد می‌شوند و نیازی به حل معادلات دینامیک جسم صلب نمی‌باشد. در این روش، الگوی نوسانات پره، بصورت یک عبارت پیش‌فرض (غالباً هارمونیک) در نظر گرفته می‌شود. از این روش برای استخراج حدود ناپایداری آیرولاستیک پره‌ها استفاده می‌شود [۹]. در جریان گذر صوتی توربومشین‌ها، نوسانات پیچشی از اهمیت بالاتری برخوردار هستند. به همین علت، از نوسانات در راستا و عمود بر جهت جریان صرف‌نظر می‌شود [۱۴]. چنانچه دامنه نوسان کوچک باشد، استفاده از تنظیمات شبکه دینامیکی Fluent و یا تغییر شکل شبکه در CFX پیشنهاد می‌شود. اگر دامنه نوسان زیاد باشد یا در اثر نوسان کیفیت شبکه خراب شود، باید در هر گام زمانی نوسان، فرآیند تولید شبکه تکرار شود. در حلگر CFX با استفاده از تنظیمات خروجی می‌توان شرط فراخوانی یک کد یا نرم‌افزار شبکه‌بندی را در هر گام نوسان (در صورت خرابی شبکه) اعمال کرد.

کیفیت شبکه با استفاده از سه مشخصه نسبت منظری، نسبت تعامد و نسبت انبساط در جدول برای سه دامنه نوسان مختلف پره میانی کسکید فن مقایسه شده‌اند. چنانچه دامنه نوسان به دو درجه برسد، شبکه کاملاً خراب شده و تولید مجدد شبکه در هر گام زمانی اجتناب ناپذیر می‌باشد که منجر به افزایش بسیار زیاد زمان محاسبات عددی می‌شود.

جدول ۱- کیفیت شبکه در دامنه‌های نوسان متفاوت کسکید فن

دامنه جابجایی دورانی پره (درجه)	نسبت منظری	نسبت تعامد	نسبت انبساط	شرایط شبکه
۰/۵	۱۰۰	۶۵	۱۸	خوب
۰/۸	۷۵۰	۳۲	۵۸	متوسط
۱	۱۲۰۰	۲۰	۱۰۰	قابل قبول
۲	۲۰۰۰	۱۱	۳۵۰	نیاز به تولید مجدد



شکل ۵- توزیع فشار کل نسبت به دبی جرمی مقیاس‌شده در پژوهش حاضر و مرجع [۱۳] برای دو پره متفاوت

به‌دلیل وجود زاویه نصب و زاویه ورودی جریان غیرصفر، سطوح پایینی پره اول و بالایی پره آخر در یک راستا قرار نمی‌گیرند؛ در نتیجه کاربرد شرط تناوبی برای سطوح جانبی میدان جریان امکان‌پذیر نمی‌باشد. با توجه به هندسه و فرض‌های انجام شده، کاربرد شرط دهانه، به‌جز برای پره‌های مجاور دیواره‌های بالا و پایین کسکید، نتایج قابل‌قبولی می‌دهد.

شرط دهانه، امکان ورود و خروج جریان را فراهم می‌کند. در واقع، عمود بر محل مرز دهانه گرادیان فشار صفر می‌باشد و سیال بسته به هندسه و مقدار سایر گرادیان‌ها می‌تواند از میدان محاسباتی خارج و یا به میدان محاسباتی داخل شود.

۱- سطوح Hub^۱ و Shroud^۲ (جلو و پشت کسکید): چنانچه از حلگرهای سه‌بعدی مانند CFX یا Ooen Foam استفاده شود، از شرط تقارن^۳ استفاده می‌شود تا میدان جریان بصورت دوبعدی فرض شود. اگر از حلگر دوبعدی استفاده شود، از آنجائیکه معادلات بعد سوم حل نمی‌شوند، نیازی به تعیین این شرط مرزی نمی‌باشد.

۲- سطوح پره‌ها: در کسکید ثابت شرط عدم لغزش و در کسکید نوسانی، ارتعاش دلخواه بر سطوح پره‌ها اعمال می‌شود.

در شکل ۶ توزیع عدد ماخ در اطراف کسکید فن ثابت به همراه نماهای بزرگ‌شده در اطراف پره‌های منتهی به دیواره کسکید نشان داده شده‌اند. مطابق این شکل، الگوی جریان اطراف پره‌های نزدیک دیواره با الگوی جریان بین پره‌ها متفاوت می‌باشد. این تفاوت به علت اثرات دیواره و بکارنبردن فرض تناوبی برای این مرزها می‌باشد. در این‌صورت، نتایج شبیه‌سازی دوبعدی در نزدیکی پره‌های اول و آخر قابل اطمینان نمی‌باشند.

از آنجائیکه، غالباً نمی‌توان از شرط تناوبی استفاده نمود، لازم است حداقل ۷ تا ۹ پره در کسکید جانمایی شود تا اثرات دیواره‌ها بر جریان حول پره‌های میانی قابل صرف‌نظر کردن باشند. هر چه تعداد پره‌ها بیشتر باشد، عرض میدان حل بیشتر شده و خطاهای ناشی از باریک‌بودن میدان پایین‌دست جریان کاهش می‌یابند.

^۱ Hub
^۲ Shroud
^۳ Symmetry

۷- انتخاب حلگر و الگوریتم حل به منظور پایداری و همگرایی

در این یادداشت، رژیم جریان گذر صوتی مورد نظر می‌باشد. این رژیم جریان رفتار غیرخطی شدید دارد و حل عددی آن دارای ناپایداری ذاتی است. این ناپایداری ناشی از گسسته‌سازی خطی معادلات غیرخطی می‌باشد. از طرف دیگر، هندسه دوبعدی میدان جریان که بر خلاف فیزیک واقعی مسئله فرض شده است، روند همگرایی را مشکل می‌کند. بنابراین لازم است حلگر مناسبی انتخاب و از الگوریتم خاصی بهره‌گیری شود تا پایداری و همگرایی حل تأمین شود و نتایج با دقت مورد نیاز بدست آیند.

در یک دسته‌بندی کلی، حلگرهای حجم محدود موجود (نرم‌افزارهای تجاری و کدها) عموماً از سه روش "حل مجزای فشارمینا"^۱، "حل کوپل فشارمینا"^۲ و "حل کوپل چگالی‌مینا"^۳ برای ارتباط بین معادلات گسسته شده مومنتم، پیوستگی و انرژی استفاده می‌کنند. همانطور که در مرجع [۱۵] گفته شده است، روش کوپل فشار مینا در سرعت‌های پایین (زیرصوت) تراکم‌پذیر زمان همگرایی کمتری دارد. روش کوپل چگالی‌مینا در سرعت‌های بالا (مافوق صوت) و روش حل مجزای فشار مینا در سرعت‌های پایین تراکم‌ناپذیر عملکرد همگرایی بهتری دارند. با توجه به حل همزمان معادلات در روش‌های کوپل، حافظه بیشتری برای ذخیره ماتریس متغیرها نیاز می‌باشد. حلگر سی‌اف‌ایکس که برای شبیه‌سازی رفتار توربوماشین‌ها ابداع شده است از روش کوپل فشار مینا استفاده می‌کند. حلگر فلوئنت نیز، تنظیمات مربوط به حلگر کوپل فشارمینا را نیز داراست. حلگر Open Foam روش‌های "حل مجزای فشارمینا" و "حل کوپل چگالی‌مینا" را در اختیار کاربر قرار می‌دهد. از آنجائیکه حلگر CFX از روش گسسته‌سازی حجم محدود بر مبنای المان^۴ استفاده می‌کند، عملکرد همگرایی پایدارتری (به‌ویژه برای شبیه‌سازی کسکیده‌های نوسانی) نسبت به فلوئنت دارد.

برای بهبود پایداری حل در رژیم جریان گذر صوتی، استفاده از الگوریتم حل مرحله‌ای ارائه‌شده در مرجع [۶] برای کسکید ثابت و نوسانی پیشنهاد می‌شود.

در جدول ۲ قابلیت حلگرهای مورد بحث در بالا با استفاده از تعداد تکرار، زمان در هر تکرار و زمان کل برای شبیه‌سازی رفتار جریان فن گذر صوتی نشان داده شده در شکل ۲ مدل سه کسکید گذر صوتی مقایسه شده‌اند. مطابق این جدول، زمان کل شبیه‌سازی برای حلگر کوپل فشارمینا از سایر حلگرها کمتر می‌باشد. این کمتر بودن زمان حل، مربوط به تعداد کمتر تکرار می‌باشد که ناشی از پایداری روش (کوپل فشارمینا) و حلگر (CFX) بکار رفته است. روش کوپل چگالی مینا نتایج دقیق‌تری نسبت به سایر روش‌ها در رژیم گذر صوتی توربوماشین‌ها ارائه می‌کند اما در شبیه‌سازی جریان در هندسه‌های پیچیده با استفاده از برخی حلگرها مانند Fluent همگرایی بسیار کند و پایداری ضعیفی دارد. روند همگرایی و پایداری روش مجزا از تمامی روش‌های گفته شده بدتر می‌باشد. این موضوع ناشی از در نظر نگرفتن کوپل شدید معادلات

مومنتم، انرژی، آشفستگی و حالت رژیم گذر صوتی توربوماشین در الگوریتم حل این معادلات می‌باشد. شبیه‌سازی‌های مربوط به جدول ۲ با بکارگیری ۸ هسته ۲/۶۷ گیگاهرتز (بصورت موازی) و ۴ گیگابایت حافظه در دسترس انجام شده است.

جدول ۲- مقادیر شرایط مرزی به تفکیک نوع کسکید

نوع حلگر	حلگر	حافظه (گیگابایت)	تعداد کل تکرار	زمان هر تکرار (ثانیه)	زمان کل (ساعت)
مجزا	Fluent	۱/۲	۷۱۲۰	۵۶	۱۱۲
کوپل چگالی‌مینا	Fluent	۳/۳	۲۷۰۰	۹۹	۷۷
کوپل فشارمینا	CFX	۲/۱	1270	۸۵	۳۰

۸- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

با توجه به اهمیت مدل دوبعدی کسکید توربوماشین در مطالعه کیفی پدیده‌های جریان گذر صوتی آشفته، بررسی چالش‌های فرآیند شبیه‌سازی کمک قابل‌توجهی به محققان این زمینه می‌کند. در این مقاله، چالش‌ها و راهکارهای مربوط به مراحل مختلف شبیه‌سازی، در بخش‌های جداگانه مطرح شده‌اند. مهم‌ترین نتایج حاصل از این مقاله به شرح زیر می‌باشند:

- مدل کسکید
- باید به‌گونه‌ای انتخاب شود که علاوه بر مشخصه‌های هندسی و شرایط مرزی، نتایج آزمایشگاهی آن نیز موجود باشند.
- نحوه اعمال زاویه ورود جریان به کسکید بر شرایط مرزی تأثیر می‌گذارد. در برخی کسکیدها زاویه ورود جریان را باید بر روی پره‌ها و در برخی دیگر بر روی زاویه جریان ورودی اعمال نمود.
- هندسه بالادست و پایین‌دست پره‌ها باید به‌گونه‌ای باشد که بر الگوی جریان تأثیر نگذاشته و منجر به خفگی جریان پایین‌دست نشود. پیشنهاد می‌شود که عرض میدان پایین‌دست بزرگتر از میدان بالادست و در بدترین حالت هم‌اندازه آن باشد. به‌علاوه، باید از تغییر ناگهانی هندسه میدان به‌خصوص در نزدیکی پره‌ها اجتناب شود.
- کاربرد شرط تناوبی، تنها برای کسکیدهایی درست است که خط واصل بین نقاط متناظر پره‌ها با مرز ورودی جریان موازی باشد. زاویه صفر درجه ورود جریان به کسکید، این شرایط را مهیا می‌کند.
- با بکارگیری تعداد ۷ تا ۹ پره در کسکید، ضمن اجتناب از اثرات دیواره‌های نزدیک پره‌های اول و آخر کسکید بر میدان جریان حول پره‌های وسط، میدان حل عریض‌تر شده و از خطاهای ناشی از باریک بودن میدان پایین‌دست اجتناب می‌شود.
- در فرآیند شبکه‌بندی باید دو معیار وضوح شبکه در راستای عمود بر پره (Y+) و چگالی شبکه همزمان ارضاء شوند.
- نوسانات اجباری پره‌ها به‌صورت جابجایی و سرعت مرزی بر سطوح پره‌ها اعمال می‌شوند. در این شرایط باید به حفظ کیفیت شبکه توجه شود.

¹ Segregated Pressure Based Solver

² Coupled Pressure Based Solver

³ Coupled Density Based Solver

⁴ Element based finite volume

- با توجه به زمان کمتر همگرایی و پایداری بیشتر حل، حلگر کوپل فشارمبنا برای شبیه‌سازی جریان در کسکید گذر صوتی دوبعدی پیشنهاد می‌شود.

۹- فهرست علائم

C	طول کورد (m)
S	فاصله پره‌ها (m)
β_s	زاویه نصب (درجه)
β_i	زاویه ورود جریان به کسکید (درجه)

۱۰- مراجع

- [1] Yamamoto S. and Daiguji H., A numerical method for the transonic cascade flow problem, J. Computers and Fluids, Vol. 19, No. ۳, pp. 461-478, 1991.
- [2] Hu Z., and Zha G., Numerical Study on Flow Separation of a transonic cascade, Proceedings of the 42nd Aerospace sciences meeting and exhibit, USA, 2004.
- [3] McBean I, Simulation of 3-D Dimensional aeroelastic effects in turbomachinery cascades, Ph.D Thesis, Department of Mechanical Engineering, Monash University, 2002
- [4] Denton J. D., Some limitation of turbomachinery CFD", Proceeding of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air, Glasgow, 2010
- [5] Denton, J. D., Lessons from rotor 37, J. Thermal Science, Vol 6.1, pp. 1-13, 1997.
- [۶] فلاح صالح، قدیری دهکردی بهزاد و حیدری‌نژاد قاسم، بررسی عددی مشخصه‌های آشفتگی جریان در کسکید ثابت و نوسانی فن گذر صوتی، مجله علمی پژوهشی مکانیک مدرس، دوره ۱۴، شماره ۱۶، صفحه ۲۳۱، فروردین ۱۳۹۳
- [7] Sieverding C. H., Experimental data on two transonic turbine blade sections and comparison with various theoretical methods, J. Flows in Turbomachinery, Vol. 59, 1973.
- [8] Carstens V., and Belz J., Numerical Investigation of Nonlinear Fluid-Structure Interaction in Vibrating Compressor Blades, J. Turbomachinery, Vol. 123, pp.402-408, 2001.
- [9] Buffum D. H. and Capece V. R., King A. J., and El-Aini E. M., Experimental investigation of unsteady flows at large incidence angles in a linear oscillating cascade, AIAA, 2823, 1996.
- [۱۰] یاری ساکنه مهرداد، شبیه‌سازی عددی جریان تراکم‌پذیر دوبعدی در کسکید توربوماشین با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه تربیت مدرس، تابستان ۱۳۹۱.
- [11] Zhou X., Wolf J. M., CFD analysis of unsteady separated transonic oscillation cascade aerodynamics, J. Turbo and Jet Engines, Vol. 21, No. 3, pp.143-153, 2004.
- [12] Khaleghi H, Stall inception and control in a transonic fan, part A: Rotating stall inception, Aerospace Science and Technology, Vol. 41, pp.250-258, 2015.
- [13] Doi H., Fluid/Structure coupled aeroelastic computations for transonic flows in turbomachinery, Ph.D Thesis, Department of Aeronautics and Aerospace, Stanford University, 2002
- [14] Forshching H., Aeroelastic Stability of Cascades In Turbomachinery, J. Progress in Aerospace Sciences. Vol. 30, pp. 213-266, 1994.
- [15] Kelec F. J., Coupling Momentum and Continuity Increases CFD Robustness, J. ANSYS Advantage, Vol. 2, No. 2, 2008.