

## شبیه‌سازی جریان اطراف پره لیفت‌بالا در توربین گاز فشارپایین به روش RANS

سید مرتضی سجادمش<sup>۱</sup>، آرمان محسنی<sup>۲</sup>، محمد مجدم<sup>۳</sup>

۱ و ۲ - دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، پردیس فنی مهندسی شهید عباسپور، دانشگاه شهید بهشتی، صندوق پستی ۱۷۱۹-۱۶۷۶۵

### چکیده

توربین‌های فشارپایین سنگین‌ترین جزء موتورهای توربوفن هستند. کاهش وزن آن‌ها تاثیر زیادی روی راندمان و مصرف سوخت ویژه موتور دارد. یکی از راه‌های کاهش، وزن کاهش تعداد پره‌ها است. بدین منظور بکارگیری پره‌های لیفت‌بالا در طراحی توربین‌های فشارپایین مورد نیاز است. اما جریان عبوری از آبشار پره‌های لیفت‌بالا با ریسک جدایش شدید در عدد رینولدز پایین روبروست. در این مطالعه رفتار لایه‌مرزی برشی جداشده در دو عدد رینولدز مختلف ۲۰۰,۰۰۰ و ۶۰,۰۰۰ و عدد ماخ ۰/۴ که بیانگر شرایط جریان در توربین فشارپایین می‌باشد برای آبشار پره لیفت‌بالای T106D به روش میانگین‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس با سه نوع مدل توبولانسی مختلف، مدل‌سازی عددی و تحلیل شده است. بدین منظور هندسه پره و شبکه آن با نرم‌افزار ICEM ایجاد شده و از حلگر CFX 16.0 برای حل معادلات بقای جرم و مومنتم استفاده شده است. در انتها نتایج حل عددی شامل توزیع عدد ماخ آیزنترتوپیک روی سطح پره با داده‌های تجربی مقایسه شده است. مدل‌های RANS دوبعدی توزیع عدد ماخ در سطح فشار پره را بصورت مناسبی پیش‌بینی می‌کنند اما در سطح مکش به دلیل وجود گرادیان‌های شدید دقت قابل قبولی ندارند.

**واژه‌های کلیدی:** پره لیفت‌بالا - توربین فشارپایین - لایه‌مرزی برشی جداشده - معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز

### مقدمه

توربین‌های گازی به دلیل نسبت توان به وزن بالا برای کاربری‌های هوایی مناسب‌اند. موتورهای توربین‌گازی مدرن معمولاً به صورت توربوفن با نسبت بای‌پس بالا ساخته می‌شود. فن یک موتور توربوفن با نسبت بای‌پس بالا بیش از ۸۰٪ کل قدرت رانش موتور را تولید می‌کند. منبع توان فن از توربین‌های فشارپایین (Low Pressure Turbines) گرفته می‌شود. به دلیل توان بالای مورد نیاز فن حجم و وزن توربین‌های فشارپایین زیاد است و از تعداد طبقات مختلفی (حتی بیش از ۵ طبقه) تشکیل شده و تا یک سوم جرم کل یک موتور توربوفن را تشکیل می‌دهد. به طور کلی توربین‌های فشارپایین سنگین‌ترین جزء موتورهای توربوفن هستند و به همین دلیل افزایش بازده این توربین‌ها بسیار پر اهمیت است به طوری که هر ۱٪ افزایش بازده توربین‌های فشارپایین، ۰/۷٪ تا ۰/۹٪ افزایش بازده موتور را در پی دارد [۱].

امروزه بازده توربین‌های فشارپایین به مقدار بیش از ۹۰٪ رسیده است [۱]. افزایش بیش‌تر بازده آن‌ها با کاهش وزن از طریق کاهش تعداد پره‌ها امکان‌پذیر است. با کاهش تعداد پره‌ها و در نتیجه کاهش وزن موتور مصرف سوخت ویژه (Specific Fuel Ratio) کاهش می‌یابد. ۱٪ افزایش بازده توربین‌های فشارپایین، ۰/۱۶٪ الی ۰/۱۸٪ مصرف سوخت ویژه را کاهش می‌دهد [۲]. به علاوه با کاهش تعداد پره‌ها، تعداد مولفه‌های تشکیل‌دهنده موتور کم می‌شود و همچنین از هزینه ساخت و تولید و تعمیرات و نگهداری کاسته می‌شود [۱]. با کاهش تعداد پره‌ها بارگذاری آیرودینامیکی روی هر پره افزایش می‌یابد و ضروری‌ست که از ایرفویل‌های لیفت‌بالا (High Lift) در طراحی پره‌های توربین فشارپایین استفاده شود. کورتیس (Curtis) نشان داد در جریان پایا با استفاده از پره‌های لیفت‌بالا بدون افزایش زیاد افت پروفیل (Profile Loss) می‌توان ۲۰٪ از تعداد پره‌ها کم کرد [۳]. استفاده از پره‌های لیفت‌بالا در توربین‌های فشارپایین ریسک جدایش جریان روی پره را افزایش می‌دهد و باید قبل از افزایش بارگذاری پره اعتبارسنجی‌های تجربی و عددی گسترده‌ای صورت پذیرد.

### پره‌های لیفت‌بالا:

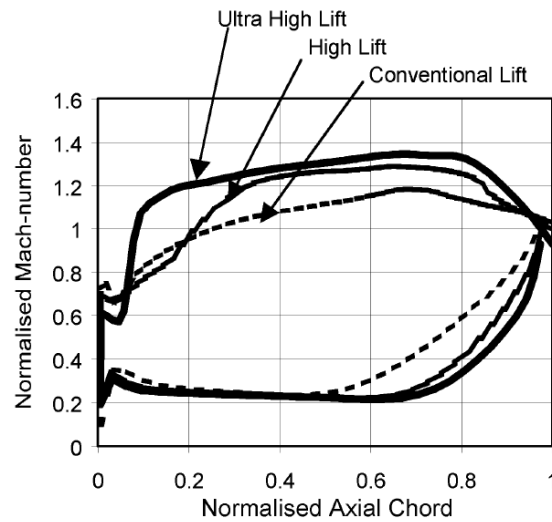
در سال‌های اخیر مطالعات زیادی به منظور بکارگیری پره‌های لیفت‌بالا در توربین‌های فشارپایین انجام شده است. بیش‌تر تحقیقات به منظور کاهش افت پروفیل در سطح مکش پره صورت گرفته است. برای افزایش ضریب برای پره نسبت گام به وتر پره را زیاد می‌کنند که در نتیجه سطح مکش پره بزرگ‌تر از سطح فشار آن می‌شود. این شکل هندسی پره که انحنا زیاد در طرف مکش دارد باعث تحمیل گرادیان‌های فشار معکوس شدید در سطح مکش می‌شود و این قسمت در معرض جدایش جریان قرار می‌گیرد [۴]. شکل ۱ نمودار عدد ماخ نرمال شده را روی سطح پره برای پره‌های رایج (Conventional)، لیفت‌بالا و بسیار لیفت‌بالا (Ultra High Lift) نشان می‌دهد [۱]. در طرف فشار ذرات سیال روی سطح پره در جهت جریان پیوسته شتاب می‌گیرند. در حالیکه در طرف مکش جریان در ورود شتاب گرفته و به بالاترین مقدار سرعت خود پس از عبور از نیمه پره (تقریباً در فاصله ۰/۷ از لبه جلویی) می‌رسد.

۱ دانشجوی کارشناسی ارشد

۲ استادیار

۳ استادیار، m\_mojaddam@sbu.ac.ir

پس از این نقطه ذرات سیال شتاب‌گیری منفی خواهند داشت. تغییر شتاب پره‌های لیفت‌بالا و بسیار لیفت‌بالا از پره‌های رایج بیشتر است. کاهش شدید شتاب منجر به ناپایداری لایه‌مرزی شده و در نتیجه جریان در پره‌های لیفت‌بالا بیش‌تر در معرض جدایش قرار می‌گیرد. استفاده از پره‌های لیفت‌بالا، تعداد پره‌های توربین فشارپایین را ۲۰٪ بدون افت زیاد راندمان کاهش می‌دهد و استفاده از پره‌های بسیار لیفت‌بالا تعداد پره‌های توربین فشارپایین را ۱۱٪ بیش‌تر کاهش می‌دهد اما این پره در قسمت انتهایی طرف مکش دیفیوژن بالایی خواهد داشت [۱].

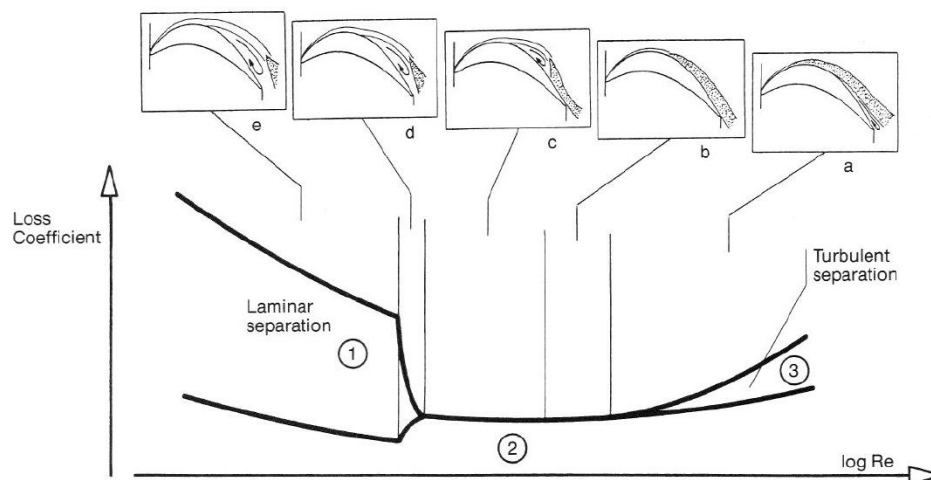


شکل ۱- مقایسه توزیع عدد ماخ نرمال روی سطح پره‌های رایج، لیفت‌بالا و بسیار لیفت‌بالا [۱]

به دلیل نسبت منطقی بالای پره‌های توربین فشارپایین (مثلاً ۵:۱) افت پروفیل در لایه‌مرزی اصلی‌ترین مکانیزم افت در توربین‌های فشارپایین است. ۶۰٪ تا ۸۵٪ این افت مربوط به جدایش لایه‌مرزی طرف مکش است [۵]. در نتیجه مطالعه لایه‌مرزی و پدیده‌های مربوط به آن در سطح مکش برای استفاده از پره‌های لیفت‌بالا در طراحی توربین‌های فشارپایین ضروری است.

### لایه‌مرزی روی پره‌های لیفت‌بالا

تاکنون مدل‌های مختلفی جهت توضیح نحوه جدایش (separation)، گذار (transition) و بازپیوستن (reattachment) جریان به سطح پره‌های لیفت‌بالا ارائه شده است. شکل ۲ نحوه‌ی جدایش جریان روی سطح پره توربین فشارپایین بر اساس عدد رینولدز (بر اساس طول وتر و سرعت خروجی آبشار پره) را نمایش می‌دهد [۶]. در رینولدزهای بالا (نمونه a و b) جریان نزدیک دیواره پره می‌ماند و با کاهش عدد رینولدز (نمونه c) یک حباب جدایش تشکیل می‌شود. حباب در یک ناحیه جایی که جریان از دیواره جدا شده و سپس به آن بازمی‌گردد، تشکیل می‌شود. به این ناحیه، ناحیه هوای مرده (dead air region) می‌گویند که پس از آن یک ناحیه چرخشی شکل می‌گیرد. همانطور که از شکل برای نمونه c پیداست، اساساً این نوع حباب روی افت خیلی موثر نیست. با کاهش بیش‌تر عدد رینولدز حباب جدایش رشد کرده و در اعداد رینولدز کمتر از یک رینولدز بحرانی جریان دیگر به سطح باز نمی‌گردد. در نمونه e جدایش باز (open separation) رخ می‌دهد که افت پروفیل را به صورت غیر قابل قبولی افزایش می‌دهد [۶].

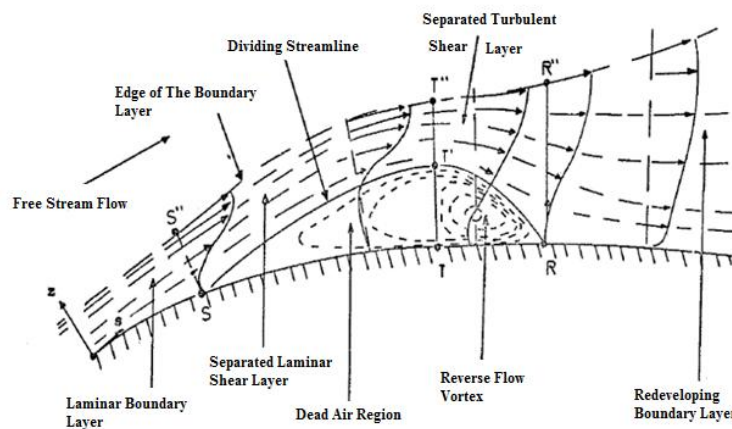


شکل ۲- نمودار ضریب افت بر حسب لگاریتم عدد رینولدز [۶]

## گذار لایه مرزی روی پره‌های لیفت بالا

فرآیند گذرا شدن لایه مرزی به سه دسته طبقه‌بندی می‌شود: اول، گذر طبیعی که لایه مرزی به‌طور طبیعی به حالت گذرا درمی‌آید. دوم، گذر بای‌پس که القای اغتشاشات خارج از لایه مرزی باعث گذرا شدن آن می‌شود. سوم گذار جریان جدا شده که جدایش جریان باعث ناپایداری لایه مرزی آرام می‌شود و پروفیل طرف مکش پره به دلیل وجود نقطه عطف، بیش‌تر در معرض این نوع جدایش است [۷].

شکل ۳ شماتیک گذار جریان جدا شده در محدوده سرعت پایین آبشار پره کمپرسور یا توربین محوری را نمایش می‌دهد [۷]. در ورودی جریان روی پره آرام است (laminar boundary layer) اما در گرادیان فشار معکوس شدید، جریان مستعد جدایش است. در نقطه  $S$  جریان از روی سطح جدا می‌شود و لایه مرزی به دو ناحیه لایه برشی آرام جدا شده (separated laminar shear layer) و ناحیه حباب هوای مرده که چسبیده به سطح است، تقسیم می‌شود. القای نوسانات درون حباب به بیرون آن سرایت کرده (بر اثر ناپایداری کلونین-هلمهولتز) و ناحیه لایه برشی مغشوش جدا شده (separated turbulent shear layer) تشکیل می‌گردد. سپس جریان درون ناحیه حباب در نقطه  $T$  به حالت مغشوش گذر می‌کند و هسته‌ی گردابی شکل می‌گیرد. اگر عدد رینولدز خیلی پایین نباشد جریان در نقطه  $R$  به سطح بازمی‌پیوندد. اما اگر عدد رینولدز پایین باشد و شدت توربولانسی کم باشد، گذر بسیار آهسته خواهد بود و جریان توانایی بازگشت به سطح را نخواهد داشت و حباب جدایش رشد کرده و افت افزایش می‌یابد. در واقع هرچه عدد رینولدز بالاتر باشد یا شدت توربولانسی بیش‌تر باشد، اختلاط توربولانسی بین لایه مرزی و ناحیه خارجی بیش‌تر بوده و سیال بیش‌تری به سطح تزریق شده و توانایی بازگشت جریان به سطح بیش‌تر می‌شود (relaminarization) [۷].



شکل ۳- شماتیک لایه مرزی روی پره توربین [۷]

در اعداد رینولدز کمتر از رینولدز بحرانی (نمونه  $d$  و  $e$  در شکل ۲) حباب‌های جدایش اولیه ابعاد کوچکتری دارند و در یک حباب بزرگتر واپاشی (burst) می‌شوند که روی نحوه توزیع فشار و عدد ماخ روی پره بسیار تاثیرگذار است. در این حالت ابتدا نقاط جدایش (turbulent spot) که شکلی شبیه دلتا دارند تشکیل می‌شوند و در پایین دست جریان در جهت عرض و طول پره به هم پیوسته و نوار جدایش (turbulent strip) را شکل می‌دهند. این نوارها در جهت جریان به سرعت رشد پیدا می‌کنند و در نهایت لایه مرزی را مغشوش می‌کنند. هرچه انحنای سطح پره بیش‌تر و عدد رینولدز کمتر باشد نقاط جدایش زودتر تشکیل شده و ناحیه‌ی بیش‌تری از سطح مکش توسط جریان مغشوش پوشیده می‌شود و افت پروفیل افزایش می‌یابد [۸].

## نمونه تجربی

مطالعه صورت گرفته در مقاله حاضر براساس نتایج آزمایش تجربی صورت گرفته در تونل باد سرعت بالا برای آبشار پره توربین T106D است. در این آزمایش برای افزایش بارگذاری روی پره نسبت گام به وتر از  $0.799$  به  $1.05$  افزایش یافته است که به معنی افزایش  $30\%$  درصدی بارگذاری روی پره می‌باشد [۹]. اندازه‌گیری‌ها برای دو شرایط مختلف انجام گرفته است. در آزمون اول عدد رینولدز (بر اساس طول وتر پره و سرعت جریان خروجی از آبشار پره) برابر  $200,000$  و عدد ماخ (بر اساس سرعت جریان خروجی از آبشار پره)  $0.4$  و در آزمون دوم عدد رینولدز برابر  $60,000$  و عدد ماخ برابر  $0.4$  است. در جدول ۱ پارامترهای تجربی آبشار پره T106D منظم شده‌اند [۹].

جدول ۱- مشخصات آبشار پره T106D [۹]

۱۰۰	وتر، c (mm)
۱۰۵	گام، t (mm)
۵۹/۳	زاویه نصب، $\beta$ (deg)
۲۷/۷	زاویه ورودی جریان، $\alpha_1$ (deg)
۲۰۰,۰۰۰	عدد رینولدز براساس سرعت آیزنتروپیک خروجی، $Re_{is2}$ در آزمون اول
۶۰,۰۰۰	عدد رینولدز بر اساس سرعت آیزنتروپیک خروجی، $Re_{is2}$ در آزمون دوم
۰/۴۰۱	عدد ماخ آیزنتروپیک خروجی، $Ma_{is2}$
۲/۵ %	شدت اغتشاش جریان ورودی

برای محاسبه ضریب برآی پره‌های توربین گازی پارامتری به نام ضریب برآ سوائفل (Zweifel Lift Coefficient) مطابق با معادله ۱ تعریف می‌شود [۵].

$$Z = \frac{t}{c_x} \left( \frac{\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1}{0.5 \sec^2 \alpha_2} \right) \quad (۱)$$

که در آن  $t$  گام پره،  $c_x$  وتر محوری پره،  $\alpha_1$  و  $\alpha_2$  به ترتیب زاویه ورود و خروج جریان است. برای مقایسه جدول ۲ نسبت گام به وتر و ضریب برآ سوائفل را برای سه نمونه پره لیفت‌بالا نشان می‌دهد.

جدول ۲- مقایسه نسبت گام به وتر و ضریب برآ سوائفل سه نمونه پره لیفت‌بالا [۵] و [۹]

Z	t/c	پره
۱/۰۵	۰/۷۹۸	T106A
۱/۱۵	۰/۹۶	T106C
۱/۱۹	۱/۰۵	T106D

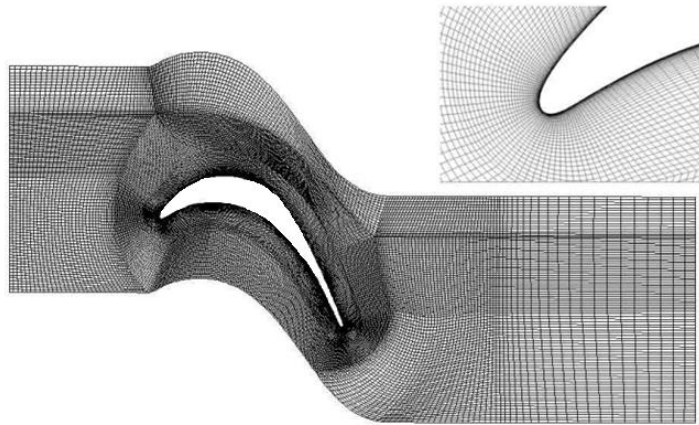
یکی از پارامترهای مهم در مطالعه جریان لایه‌مرزی اطراف پره‌های توربین گاز، عدد رینولدز بر اساس ضخامت مومنتم است. عدد رینولدز بر اساس ضخامت مومنتم نشان دهنده افت پروفیل پره است و تابعی از نرخ کاهش شتاب روی پره و عدد رینولدز است [۵]. مشخصه طولی برابر ضخامت مومنتم لایه‌مرزی،  $\theta$  است و از معادله ۲ بدست می‌آید [۱۰].

$$\theta = \int_0^{\infty} \frac{\rho u}{\rho_{\infty} U_{\infty}} \left( 1 - \frac{u}{U_{\infty}} \right) dy \quad (۲)$$

در آزمون اول عدد رینولدز بر اساس ضخامت مومنتم برابر ۷۴۵ است که نشان‌دهنده کوچک بودن حباب جدایش روی پره می‌باشد و جریان پس از جدایش به سرعت به سطح باز می‌گردد. اما در آزمون دوم عدد رینولدز بر اساس ضخامت مومنتم برابر ۲۴۴ است که نشان‌دهنده بزرگ شدن حباب جدایش و تشکیل لایه برشی توربولانس دارد.

### شبیه‌سازی عددی

انتخاب ناحیه محاسباتی از  $0.7 C_x$  قبل از صفحه ورودی آبشار پره و تا  $2/5 C_x$  بعد از صفحه ورودی آبشار پره مناسب است [۱۱]. شبکه محاسباتی دو بعدی ساختاریافته با نرم افزار ICEM 16 به صورت چندبلوکه تولید شده و از شکل بلوک O-grid اطراف پره استفاده شد. شکل ۴ شبکه محاسباتی را نمایش می‌دهد که از المان‌های شش‌وجهی و تقریباً از ۳۷۰۰۰ گره تشکیل شده است. شکل شبکه لایه‌مرزی روی پره طوریکه فاصله بی‌بعد از دیواره ( $y^+$ ) در همه جا کمتر از ۱/۵ است و بر اساس مطالعه میکلاسی (Michelassi) برای حل معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز ( Reynolds Averaged Navier-Stokes) کافی است [۱۲].



شکل ۴- شبکه محاسباتی تولید شده با ICEM 16 و شکل شبکه در لبه حمله

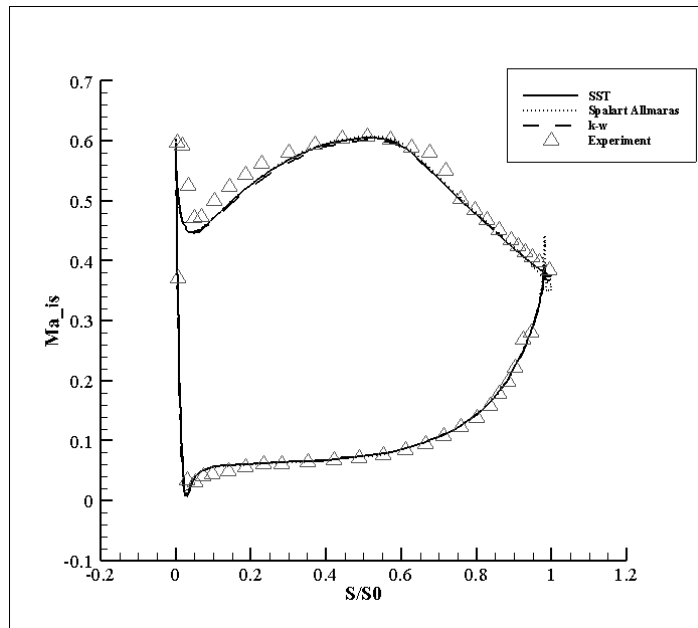
در ورود از شرط مرزی فشار کل، زاویه جریان و شدت توربولانس ورودی و در خروجی از شرط مرزی فشار استاتیک استفاده شده است. به علاوه، از شرط مرزی پرپودیک در دیواره بالا و پایین آبشار پره و از شرط مرزی عدم لغزش روی دیواره پره استفاده شده است. از حلگر ANSYS CFX 16 برای حل معادلات بقای جرم و مومنتم با معیار همگرایی  $10^{-7}$  استفاده شده است. CFX از روش المان محدود بر اساس روش حجم محدود استفاده می‌کند [۱۳]. برای حل معادلات ناویر-استوکس از مدل‌های RANS پایا استفاده شد. این مسئله نیز به دلیل اینکه لایه مرزی ناحیه کوچکی را اشغال می‌کند می‌توان جریان را دوبعدی در نظر گرفت. این نیازمند معرفی یک المان در جهت سوم و استفاده از شرط مرزی تقارن در هر دو سمت صفحه عرضی است [۱۴]. برای مقایسه دقت مدل‌های مختلف توربولانسی به ترتیب از مدل اسپالارت-الماراس (Spalart-Allmaras)، مدل انرژی جنبشی توربولانس-نرخ تلفات ( $k-\omega$ ) و مدل انتقال تنش برشی (Shear Stress Transport) استفاده شد.

#### نتایج عددی

شکل ۵ نمودار توزیع عدد ماخ آیزنتروپیک (بر اساس سرعت جریان خروجی) روی سطح پره بر حسب فاصله از لبه حمله به طول کل سطح برای آزمون اول را نشان می‌دهد. عدد ماخ آیزنتروپیک از معادله ۳ محاسبه می‌شود [۹].

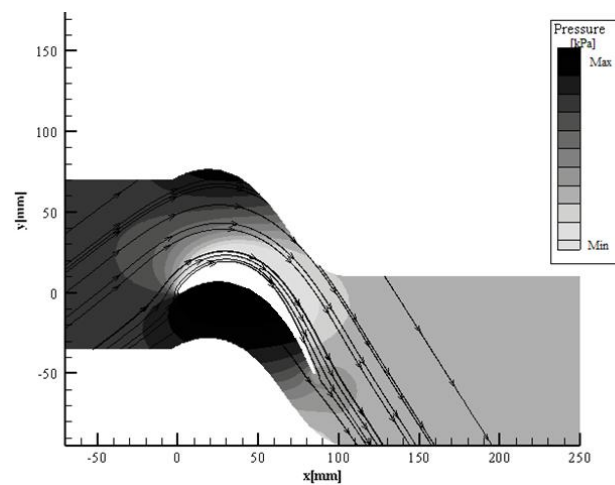
$$Ma_{is,x} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left( \frac{P_{t1}}{P_x} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad (3)$$

که در این معادله  $x$  فاصله از لبه جلویی روی سطح پره بر حسب  $[m]$  و  $P_{t1}$  فشار کل در ورودی بر حسب  $[kPa]$  و  $k$  برابر  $1/4$  است. ملاحظه می‌شود که در میان مدل‌های RANS مدل SST تطابق بهتری با نتایج تجربی دارد. مدل اسپالارت-الماراس در لبه انتهایی پره خطای قابل توجهی دارد. تمامی مدل‌ها عدد ماخ آیزنتروپیک را در سطح فشار پره با دقت خوبی پیش‌بینی کرده‌اند. در سطح فشار چون شتاب جریان به‌طور پیوسته مثبت است، خطر جدایی جریان بسیار کم است. در سطح مکش تا قبل از شروع حباب جدایش در  $s/s_0$  برابر  $0.7$  تطابق نتایج عددی و تجربی مناسب است اما تمامی مدل‌های RANS در پیش‌بینی محل گذار لایه مرزی و شروع حباب جدایش ناموفق عمل کرده‌اند. به دلیل اینکه پس از جدایش جریان سریعاً به سطح بازگشته، نتایج عددی با حل تجربی تطابق یافته‌اند. در این حالت که حباب جدایش کوچک است برای پیش‌بینی دقیق موقعیت جدایش به روش‌های محاسباتی پرهزینه‌تری مانند شبیه‌سازی گردابه بزرگ (Large Eddy Simulation) نیاز است.



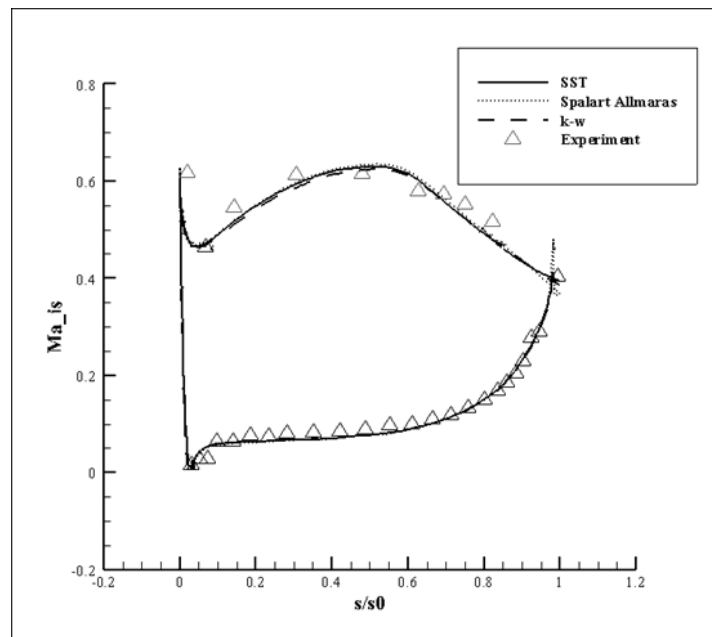
شکل ۵- مقایسه نتایج تجربی و عددی توزیع عدد ماخ روی پره T106D در رینولدز ۲۰۰,۰۰۰

شکل ۶ کانتور فشار و خطوط جریان اطراف پره برای حل RANS SST در آزمون اول را نمایش می‌دهد. همانطور که ملاحظه می‌شود اختلاف فشار در سطح فشار و مکش پره‌های لیفت‌بالا بسیار زیاد است و از حالت بیشینه در سطح فشار به مقدار کمینه در سطح مکش می‌رسد. این موضوع عامل ایجاد سیرکولاسیون قوی در جریان شده و ضریب برآ پره را بالا می‌برد. انحنای خطوط جریان اطراف پره زیاد است و ریسک جدایش جریان نزدیک پره بالاست، اما به دلیل تراکم بالاتر خطوط در اطراف پره حباب جدایش کوچک می‌ماند.



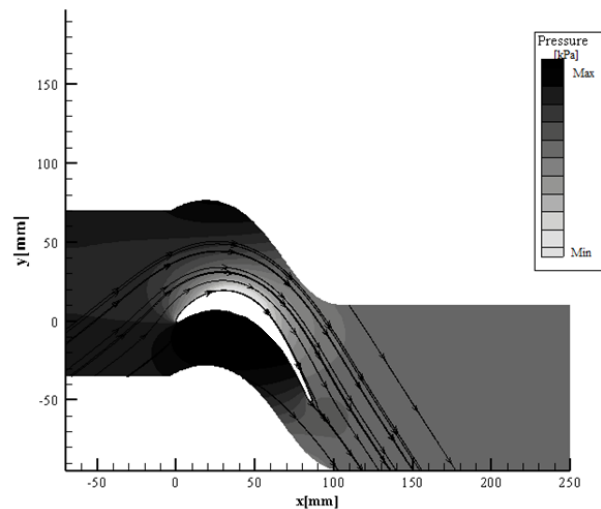
شکل ۶- کانتور فشار و خطوط جریان حل RANS SST روی پره T106D در رینولدز ۲۰۰,۰۰۰

شکل ۷ نمودار توزیع عدد ماخ آیزنروپیک روی سطح پره برای آزمون دوم را نشان می‌دهد. در آزمون دوم حباب جدایش بزرگ است و به منظور افزایش دقت اندازه‌گیری فشار در سطح مکش از سنسورهای فشار KULITE LQ-125 که دقت بالاتر و پاسخ فرکانسی سریع‌تری دارند استفاده شده است [۹]. مانند حالت قبل تمامی مدل‌ها عدد ماخ آیزنروپیک را در سطح فشار پره با دقت خوبی پیش‌بینی کرده‌اند. در سطح مکش جدایش کمی بعد از  $S/S_0$  برابر ۰/۵۲ جایی که ماخ به بالاترین مقدار خود می‌رسد، اتفاق می‌افتد و جریان در  $S/S_0$  برابر ۰/۸ به سطح بازمی‌گردد. بنابراین ناحیه توربولانس تقریباً ۳۰٪ سطح پره را اشغال می‌کند و افت پروفیل پره بالا می‌رود. در ناحیه بین جدایش و بازگشت جریان گرادیان‌های سرعت و فشار بسیار شدید هستند به همین علت دقت نتایج عددی پایین است، اما پس از بازگشت جریان به سطح دقت نتایج مناسب است. به طور کلی پیش‌بینی فرآیند گذار لایه‌مرزی مشکل بوده و این موضوع خصوصاً برای طراحی توربین‌های فشارپایین مهم است و مدل‌های RANS در جایی که گرادیان‌ها شدید می‌شوند دقت محدودی دارند [۱۵].



شکل ۷- مقایسه نتایج تجربی و عددی توزیع عدد ماخ روی پره T106D در رینولدز ۶۰,۰۰۰

شکل ۸ کانتور فشار و خطوط جریان اطراف پره برای حل RANS SST در آزمون دوم را نمایش می‌دهد. همانطور که ملاحظه می‌شود اختلاف فشار در سطح فشار و مکش از حالت قبل کمتر است. انحنای خطوط جریان اطراف پره زیاد است و نسبت به آزمون اول تراکم خطوط در اطراف پره کمتر است. به همین دلیل حباب جدایش از حالت قبل زودتر تشکیل شده و بزرگتر می‌باشد. به دلیل این که شبیه‌سازی به صورت دو بعدی انجام شده، گردابه‌های پس از ناحیه جدایش که طبیعتی سه بعدی دارند آشکار نشده‌اند.



شکل ۸- کانتور فشار و خطوط جریان حل RANS SST روی پره T106D در رینولدز ۶۰,۰۰۰

### نتیجه گیری

در این مقاله ابتدا اهمیت استفاده از پره‌های لیفت‌بالا در طراحی توربین فشارپایین بررسی شد. سپس تئوری لایه‌مرزی و پدیده‌های مربوط به آن در پره‌های لیفت‌بالا شامل جدایش جریان، گذر آرام به مغشوش و بازگشت جریان به سطح به طور خلاصه توضیح داده شد. سپس یک مدل عددی برای آبشار پره توربین T106D آماده شد و نتایج سه نوع مدل‌سازی RANS با داده‌های تجربی برای دو عدد رینولدز مختلف ۲۰۰,۰۰۰ (که نشان‌دهنده تشکیل حباب‌های جدایش کوچک‌تر است) و ۶۰,۰۰۰ (که نشان‌دهنده تشکیل حباب‌های جدایش بزرگ‌تر است) مقایسه شد. به صورت کلی دقت مدل SST بیش از اسپالارت-الماراس و k-w در پیش‌بینی توزیع عدد ماخ روی سطح پره است. در سطح فشار پره است. در سطح فشار پره است. اما در سطح مکش به علت گرادیان‌های سرعت و فشار شدید دقت حل افت پیدا کرد. به طور کلی پیش‌بینی فرآیند گذار لایه‌مرزی مشکل بوده و این موضوع خصوصاً برای طراحی توربین‌های فشارپایین مهم است و مدل‌های RANS در جایی که گرادیان‌ها شدید می‌شوند دقت محدودی دارند. بنابراین نیاز است که از روش‌هایی با دقت و هزینه محاسباتی بالاتر مانند شبیه‌سازی گردابه بزرگ استفاده شود.

- [1] Howell, R.J., Hodson, H.P., Schulte, V., Schiffer, H.P., Haselbach, F., Harvey, N.W. "Boundary Layer Development in the BR710 and BR715 LP Turbines: The Implementation of High Lift and Ultra High Lift Concepts", ASME Turbo Expo (2001).
- [2] Michelassi, V., Chen, L. W., Pichler, R., Sandberg, R. D. "Compressible direct numerical simulation of low-pressure turbines—part ii: Effect of inflow disturbances", *Journal of Turbomachinery* (2015).
- [3] Curtis, E. M., Hodson, H. P., Banieghbal, M. R., Denton, J. D., Howell, R. J., Harvey, N. W. "Development of blade profiles for low-pressure turbine applications", *Journal of Turbomachinery* (1997): 531-538.
- [4] González, P., Ulizar, I., Vázquez, R., Hodson, H. P. "Pressure and suction surfaces redesign for high lift low pressure turbines", ASME Turbo Expo (2001).
- [5] Coull, J. D., Thomas, R. L., Hodson, H. P. "Velocity distributions for low pressure turbines", *Journal of Turbomachinery* (2010).
- [6] Hourmouziadis, J. "Aerodynamic design of low pressure turbines", AGARD, Blading Design for Axial Turbomachines (1989).
- [7] Bigoni, F., Vagnoli, S., Arts, T., Verstraete, T. "Detailed Numerical Characterization of the Suction Side Laminar Separation Bubble for a High-Lift Low Pressure Turbine Blade by Means of RANS and LES", ASME Turbo Expo (2016).
- [8] Mayle, R. E., Dullenkopf, K. "A theory for wake-induced transition", ASME paper 89-GT (1989).
- [9] Stadtmüller, P., Fottner, L. "A test case for the numerical investigation of wake passing effects on a highly loaded LP turbine cascade blade", ASME Turbo Expo (2001).
- [10] Hokenson, GJ. "Consistent integral thickness utilization for boundary layers with transverse curvature", *AIAA Journal* 15.4 (1977): 597-600.
- [11] Roberts, S. K., Yaras, M. I. "Large-Eddy Simulation of Transition in a Separation Bubble", *J. Fluid Eng.*, (2006): 128: 232-238.
- [12] Michelassi, V., Wissink, J. G., Rodi, W. "Direct numerical simulation, large eddy simulation and unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of periodic unsteady flow in a low-pressure turbine cascade: A comparison", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy* (2003): 403-411.
- [13] "Ansys CFX Help, computational fluid dynamics, Release 16.0".
- [14] Schobeiri, M. T., Nikparto, A. "A Comparative Numerical Study of Aerodynamics and Heat Transfer on Transitional Flow Around a Highly Loaded Turbine Blade with Flow Separation Using RANS, URANS and LES", ASME Turbo Expo (2014).
- [15] Morata, E. C., Gourdain, N., Duchaine, F., Gicquel, L. Y. M. "Effects of free-stream turbulence on high pressure turbine blade heat transfer predicted by structured and unstructured LES", *International Journal of Heat and Mass Transfer* (2012): 5754-5768.