



کنترل جریان توسط دمش و مکش توأم بر روی ایرفویل کلارک-وای

احمدعلی ربیع نتاج درزی^{1*}، سامان ودودی مفید²

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه مازندران، بابلسر

2- دانشجو کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، موسسه پردیسان، فریدونکنار

* بابلسر، صندوق پستی 416، a.rabienataj@umz.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 07 آبان 1395

پذیرش: 10 آذر 1395

ارائه در سایت: 18 بهمن 1395

کلید واژگان:

ایرفویل

ضریب برآ

ضریب پسا

واماندگی

جریان تراکم‌پذیر

چکیده

در این تحقیق به بررسی عددی تأثیر دمش و مکش توأم و دمای دمش بر روی عملکرد ایرفویل در جریان تراکم‌پذیر پرداخته می‌شود. دمش و مکش توأم روشی برای افزایش نسبت ضریب برآ به پسا و زاویه‌ی واماندگی است که با دمش هوا بر روی ایرفویل از ابتدای آن و مکش آن از انتهای ایرفویل عمل می‌کند. عدد ماخ جریان‌های مورد بررسی بین 0.4 تا 0.6 می‌باشند. در این تحقیق، ایرفویل کلارک-وای که ایرفویلی مینا برای طراحی ایرفویل‌های جدید می‌باشد، انتخاب شده است. برای تأیید روش حل مسئله، نتایج بدست آمده از این حل عددی با نتایج آزمایشگاهی موجود مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد که درصد بهبود عملکرد این سیستم در جریان تراکم‌پذیر کمتر از مقدار آن در جریان تراکم‌ناپذیر است. با افزایش ضریب مومنتم جت، ضریب پسا کاهش و ضریب برآ افزایش می‌یابد. استفاده از دمش و مکش در جریان تراکم‌پذیر باعث افزایش زاویه‌ی واماندگی می‌شود. بیشینه‌ی کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب برآ در محدوده‌ی زاویه‌ی واماندگی اتفاق می‌افتد و با افزایش دما در محدوده‌ای خاص از زاویه و سرعت، عملکرد ایرفویل مقدار اندکی افزایش می‌یابد، اما با توجه به سهولت در انجام نسبت به افزایش ضریب مومنتم جت، بسیار مفید است.

Flow control via co-flow jet over Clark-Y airfoil

AhmadAli Rabienataj Darzi^{1*}, Saman Vadudi Mofid²

1- Department of Mechanical Engineering, University of Mazandaran, Babolsar, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Pardisan Institute of Higher Education, Fridonkenar, Iran

* P.O.B. 416 Babolsar, Iran, a.rabienataj@umz.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 28 October 2016

Accepted 30 November 2016

Available Online 06 February 2017

Keywords:

Airfoil

lift Coefficient

drag coefficient

stall

compressible flow

ABSTRACT

In this study, the effects of Co-flow jet and injection temperature on the enhancement of airfoil performance in the compressible flow is investigated numerically. Co-flow jet is a method of increasing lift to drag ratio and varying the Stall Degree which works via injecting the air from the edge of airfoil and suction from the tail. The Mach number of studied flow changes from 0.4 to 0.6. Clark-Y airfoil has been chosen for this study because of its application in compressible flow, it is the base airfoil for development of new airfoils. A validation is performed for Clark-Y airfoil by comparing the present numerical result and available experimental data in the literature. Results indicate that the enhancement induced by the Co-flow jet on the compressible flow is less than one in the incompressible flow. The drag and lift coefficients reduce and increase by increasing the jet momentum coefficient, respectively. By using the Co-flow jet the stall degree is increased. The maximum of lift decrement and drag increment occurs around the stall degree. Increasing the temperature increases lift coefficient slightly where it seems to be a better choice in comparison with increment of jet momentum coefficient due to ease of operation.

1- مقدمه

علت گرانروی از دست داده‌اند، توانایی حفظ مسیر جریان را ندارند و تغییر مسیر می‌دهند که این امر باعث از بین رفتن لایه‌ی مرزی می‌شود. این پدیده همراه خود گردابه‌های بزرگ، افزایش نیروی پسا و کاهش نیروی برآ را همراه خواهد داشت. که به آن واماندگی می‌گویند. این اتفاق باعث از کنترل خارج شدن هواپیما و احتمالاً موجب سقوط آن خواهد شد. دستگاه‌های کنترل جریان باعث افزایش ضخامت لایه‌ی مرزی و مومنتم ذرات سیال در آن ناحیه شده که برای جدا شدن از سطح ایرفویل احتیاج به مقدار بسیار زیادی اختلاف فشار خواهند داشت [2]. اولین بار ژا به همراه همکارانش [3] ایده‌ی دمش و مکش توأم را برای

کنترل فعال جریان به عنوان راهی برای افزایش محدودیت‌های عملکرد بال‌های هواپیماهای مرسوم شناخته می‌شود. با کنترل جریان روی ایرفویل، زاویه‌ی واماندگی و مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ افزایش می‌یابد. نتیجه‌ی آن بهبود برخاستن هواپیما از زمین و فرود آن و یا امکان کاهش ابعاد بال هواپیما خواهد بود [1].

عامل اصلی افزایش نیروی برآ کاهش فشار روی ایرفویل می‌باشد. با کاهش فشار روی ایرفویل (بسته به زاویه‌ی حمله، سرعت جریان، شکل ایرفویل) در فشاری خاص ذرات سیال در لایه‌ی مرزی که مومنتم خود را به

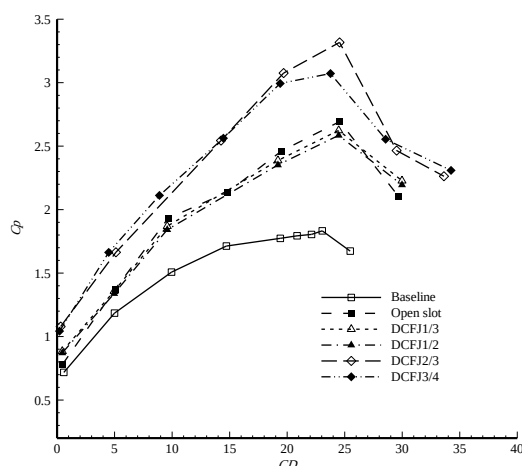


Fig. 2 lift coefficient for different obstruction factor at constant flow [5]
شکل 2 ضریب برآ- حالت‌های مختلف مسدودیت شکاف در دبی جرمی ثابت [5]

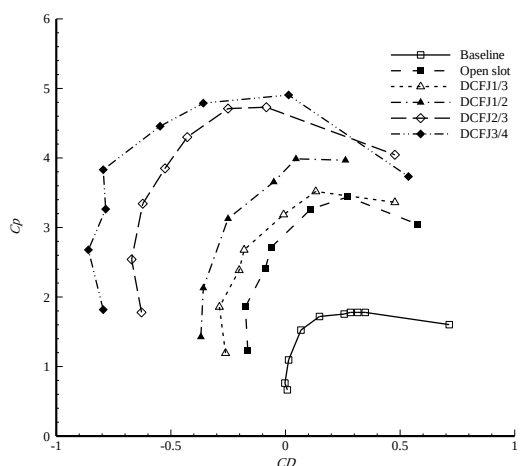


Fig. 3 lift coefficient for different obstruction factor at constant flow [6]
شکل 3 ضریب برآ- حالت‌های مختلف مسدودیت شکاف در دبی جرمی ثابت [6]

توأم مورد بررسی قرار داد و آنها را با نتایج مکش و دمش جداگانه به طور تجربی مقایسه کرد. نتایج این آزمایش در شکل 4 به نمایش گذاشته شده است. به طور کلی نمودار ضریب فشار دمش یا مکش به طور مجزا بالاتر از نمودار ایرفویل مبنا قرار دارد، اما هر دو کاملاً زیر خط دمش و مکش توأم هستند. این نمودار نشان می‌دهد که دمش و مکش توأم در تمام شرایط از هر دو حالت، خواص آیرودینامیکی بهتری نشان می‌دهند. البته این نکته قابل چشم پوشی نیست که در زاویه‌های حمله پایین مکش جداگانه به تنهایی وضعیت را از حالت مبنا بدتر کرده است و علت آن این است که در زاویه‌های حمله‌ی پایین جریان کاملاً به سطح ایرفویل چسبیده است و هرگونه دستکاری در جریان می‌تواند این روند را از بین برده و گرادیان فشار شدید ایجاد کند.

آگور به همراه همکارانش در مقاله‌ای [8] به مدل‌سازی هواپیمایی به‌همراه دمش و مکش توأم پرداختند. آنها نشان دادند که مقدار بیشینه‌ی نیروی برآ و زاویه‌ی واماندگی بالا بوده همچنین راندمان سیستم بسیار بیشتر از سیستم‌های قدیمی موتور هواپیماها می‌باشد. در شکل 5 مقایسه‌ای بین حالت مبنا و دمش و مکش توأم از ایرفویل NACA 6425 به نمایش درآمده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود گردابه‌ی تشکیل شده روی ایرفویل با استفاده از دمش و مکش توأم کاملاً از بین رفته است.

بهبود عملکرد ایرفویل را معرفی کردند. مصرف انرژی دمش و مکش توأم نسبت به سایر روش‌های کنترل جریان فعال¹ کمتر است و می‌تواند پایه‌ی هواپیماهایی باشد که از دمش و مکش توأم برای تولید نیروی برآ و نیروی جلو برنده بدون استفاده از نیروی محرکه‌ی پره‌ها بهره می‌برند [4].

ایده‌ی دمش و مکش توأم در شکل 1 نشان داده شده است. جریان روی سطح ایرفویل با دمش از ابتدای ایرفویل و مکش از انتهای آن کنترل می‌شود. مقدار اندکی از دبی جرمی توسط شکاف مکش گرفته شده و فشار آن به وسیله‌ی سیستم پمپاژ بالا رفته و سپس از شکاف دمش موازی با سطح ایرفویل به جریان اصلی تزریق می‌شود. در طول این پروسه دبی جرمی هیچ تغییری نمی‌کند و شار جرمی جریان صفر است و مصرف انرژی به حداقل می‌رسد. در این روش، دمش در ابتدای ایرفویل یعنی جایی که کمترین فشار روی سطح ایرفویل است قرار دارد و مکش در انتهای ایرفویل جایی که بیشترین فشار وجود دارد. قدرت پمپ دمش و مکش توأم، پایین تر از حالتی است که دمش یا مکش تنها وجود دارد [4].

کاهش نیروی پسا به وسیله دمش و مکش توأم را می‌توان به دو حالت توجیه کرد. حالت اول، به علت گردش جریان زیاد، مکش جریان هوا در ابتدای ایرفویل آنقدر قدرتمند می‌شود که فشار کم در ابتدای ایرفویل باعث ایجاد نیروی محرکه می‌شود. حالت دوم: جریان اصلی که انرژی گرفته است جدایش و کمبود سرعت را جبران می‌کند. دمش و مکش توأم از معدود روش‌های کنترل جریان است که همزمان نیروی برآ و نیروی محرکه (معکوس پسا) تولید می‌کند [5].

شکل 2 نمودار ضریب برآ نسبت به زاویه‌ی حمله است که در آن ایرفویل مبنا با ایرفویل دارای دمش و مکش توأم که دارای شکاف‌هایی با اندازه‌های مختلف هستند، بررسی شده است. در واقع این ایرفویل‌ها دارای دبی جرمی ثابت می‌باشند و در هر ایرفویل ضریبی از سطح شکاف مسدود شده است به طوری که نام DCFJ 1/2 به معنی این است که نیمی از سطح شکاف مسدود شده اما دبی جرمی تمام حالات برابر است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود سطح کاملاً باز از دمش و مکش 50% مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ را افزایش می‌دهند در صورتی که در حالت 2/3 مسدود شده این مقدار به 100% افزایش تغییر پیدا می‌کند. از خواص منحصر به فرد دمش و مکش توأم، توانایی اعمال نیروی محرکه زیادی همراه با تولید نیروی برآ به علت افزایش مومنتم در جهت جریان اصلی است. شکل 3 نشان می‌دهد که تمام ایرفویل‌ها در آزمایش تونل باد نیروی محرکه (پسای منفی) تولید کرده‌اند که بیشینه‌ی آن در ضریب مسدودیت 3/4 اتفاق می‌افتد [6,5].

چنگ در مقاله‌ای [7] ایرفویل کلارک-وای² را همراه با دمش و مکش

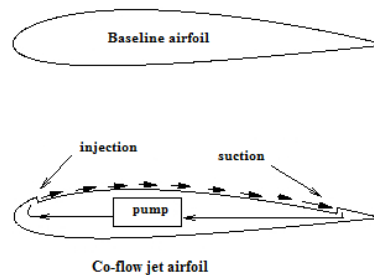


Fig. 1 Co-flow jet method scheme

شکل 1 طرح روش کار سیستم دمش و مکش توأم

¹ Active flow control method

² Clark Y

$$= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\overline{u_i} (\overline{\tau_{ij}} - \overline{\rho u_i' u_j'}) - \overline{\rho u_i' h'} + \overline{\tau_{ji} u_i'} - \overline{\rho u_j' \frac{1}{2} u_i' u_i'} \right] \quad (3)$$

که در آن چگالی، ρ ، سرعت، u ، فشار، P ، آنتالپی، h ، انرژی داخلی مخصوص، τ تنش برشی می‌باشد. لازم بذکر است که برای مدل‌سازی اغتشاش از روش کی-امگا استفاده شده است و دو معادله مدل اغتشاشی انتقال تنش برشی یکی برای "کی" و دیگری برای "امگا" نیز به معادلات جریان اضافه می‌شوند [9].

لزجت سیال بر اساس قانون ساترلند تغییر می‌کند. همچنین برای کوپلینگ جملات سرعت و فشار از روش سیمپل سی¹ استفاده شده است.

2-2- دامنه‌ی محاسبات و شرایط مرزی

شکل 6- الف دامنه‌ی محاسبات برای این تحقیق را نشان می‌دهد. نماهای نزدیک‌تر در از ایرفویل در شکل 6- ب به نمایش درآمده است. وتر ایرفویل 200 میلی‌متر است. محدوده‌ی محاسبات با 451550 شبکه به استقلال حل مسئله از تعداد شبکه رسیده است. نمونه‌ای از توزیع عدد بی‌بعد وای-پلاس² در شکل 7 نشان داده شده است. این عدد در طول ایرفویل حدود 0.8 است که این مقدار برای تشخیص جدایش از سطح ایرفویل مناسب می‌باشد. عدد ماخ جریان از 0.4 تا 0.6 و دمای آن 255 درجه کلونین انتخاب شده است. زاویه‌ی حمله از 0 تا 30 درجه تغییر می‌کند.

ضریب مومنتم برای دمش و مکش توأم به صورت رابطه‌ی (4) تعریف می‌شود:

$$Cm = \frac{\dot{m}_j V_j}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (4)$$

در رابطه‌ی (4) Cm ضریب مومنتم جت، $\dot{m}_j$ دبی جرمی جت، V_j سرعت جت هوا، ρ_∞ چگالی هوا، V_∞ سرعت جریان اصلی و S سطح تصویر شده‌ی روی ایرفویل است. مقادیر انتخاب شده‌ی ضریب مومنتم جت برای این تحقیق 1، 1.1 و 2.1 می‌باشند.

دمای خروجی جت هوا، سه دمای مختلف می‌باشد که در حالت عادی دمای هوای محیط است که به مقدار 55 و 110 درجه‌ی کلونین افزایش خواهد داشت.

3- اعتبار سنجی

برای اعتبار سنجی این تحقیق، نتایج آزمایش دو مقاله‌ی مختلف با روش حل عددی این مسئله مقایسه شده‌اند. در آزمایش اول [7] ایرفویل کلارک-وای در جریانی تراکم ناپذیر مورد آزمایش قرار گرفته و نتایج بدست آمده در این مقاله به صورت ضریب فشار ارائه شده است. شکل 8 ضریب فشار در طول سطح ایرفویل به صورت آزمایشی و حل عددی به روش حل این مسئله ارائه شده است.

مقایسه‌ی بعدی، آزمایش بر روی یک ایرفویل NACA0012 در جریان تراکم‌پذیر است. شکل 9 ضریب فشار را برای عدد ماخ 0.719 و زاویه حمله‌ی 3 درجه، در طول ایرفویل نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج حاصل از حل عددی برای محدوده‌ی تراکم‌پذیر نیز تطابق خوبی با نتایج آزمایشگاهی دارد.

4- نتایج

هدف اصلی این مقاله بررسی تغییرات ضریب برآ و پسا و همچنین زاویه‌ی

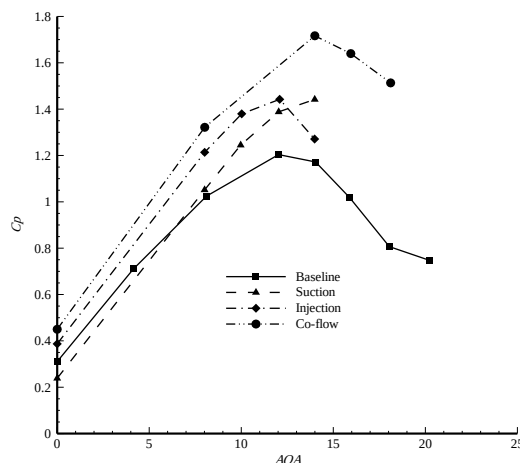


Fig. 4 Co-flow jet versus injection and suction independently [7]

شکل 4 مقایسه‌ی دمش و مکش به صورت توأم و مجزا [7]

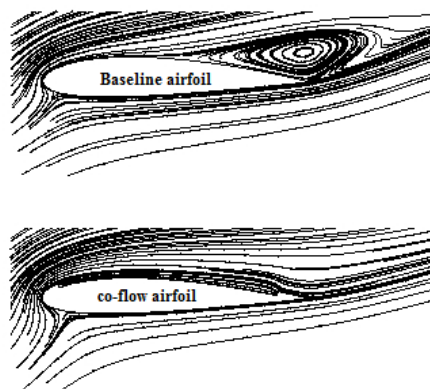


Fig. 5 Adjustment of vortex via Co-flow jet [8]

شکل 5 اصلاح جدایش توسط دمش و مکش توأم [8]

تحقیقات گذشته در حالت تراکم ناپذیر صورت پذیرفته‌اند. در این مقاله تأثیر دمش و مکش توأم در جریان تراکم‌پذیر بررسی می‌شود و همچنین تأثیر افزایش دمای هوای دمش بر ایرفویل نیز بررسی می‌گردد. ایرفویل کلارک-وای به علت اینکه مبنایی برای طراحی ایرفویل‌ها می‌باشد به عنوان ایرفویل مورد نظر در این تحقیق انتخاب شده است.

2- حل عددی

1-2- معادلات حاکم

در این تحقیق میدان جریان لزج، تراکم‌پذیر و مغشوش می‌باشد. معادلات حاکم عبارتند از معادله پیوستگی، معادله مومنتم و معادله انرژی که در مختصات دو بعدی نوشته شده‌اند.

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

معادله مومنتم:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j) = - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_i' u_j') \quad (2)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\bar{\rho} \left(\bar{e} + \frac{\bar{u}_i \bar{u}_i}{2} \right) + \frac{1}{2} \bar{\rho} u_i' u_i' \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{\rho} \bar{u}_j \left(\bar{h} + \frac{\bar{u}_i \bar{u}_i}{2} \right) + \frac{1}{2} \bar{u}_j \bar{\rho} u_i' u_i' \right]$$

¹ SIMPLEC
² Y+

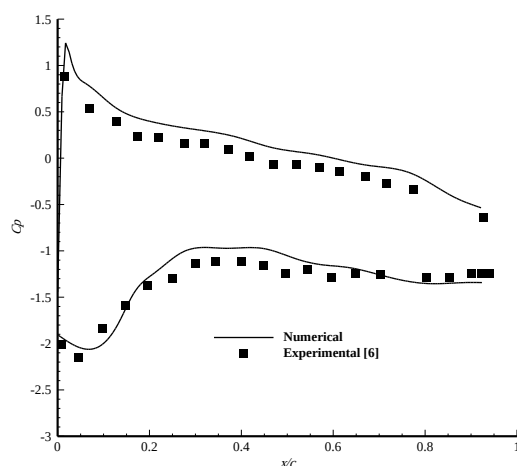


Fig. 8 Comparison of numerical and experimental results [7] for Clark Y airfoil

شکل 8 مقایسه‌ی نتایج عددی و آزمایشگاهی [7] برای ایرفویل کلارک-وای

ایرفویل در سرعتی خاص، زاویه‌ای وجود دارد که با رسیدن به آن زاویه افزایش زاویه‌ی حمله باعث کاهش ضریب برآ و افزایش ضریب پسا خواهد بود، به این حالت واماندگی و این زاویه، زاویه‌ی واماندگی می‌گویند. علت اصلی به وجود آمدن زاویه‌ی واماندگی گسترش گردابه‌های روی ایرفویل هستند. شکل 10 شروع گسترش گردابه بر روی ایرفویل کلارک-وای در جریان با ماخ 0.6 و زاویه‌ی حمله‌ی 10 درجه را نشان می‌دهد.

در شکل 11 نمودار ضریب برآ نسبت به زاویه‌ی حمله برای جریان با

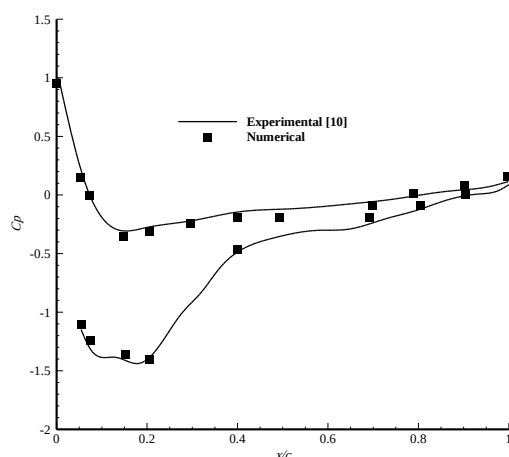


Fig. 9 Comparison of numerical and experimental results [10] in compressible flow

شکل 9 مقایسه‌ی نتایج عددی و آزمایشگاهی [10] در جریان تراکم‌پذیر

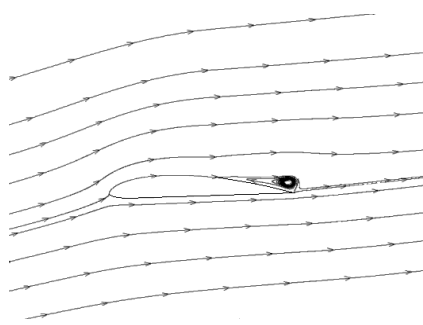
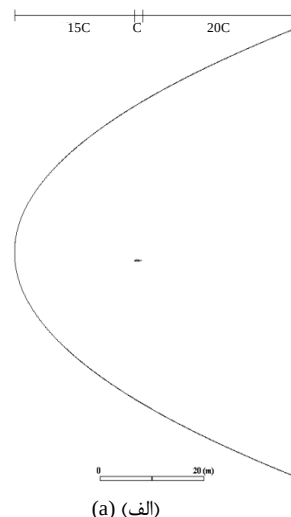
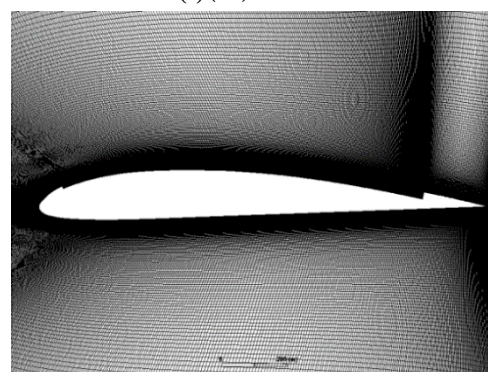


Fig. 10 Streamlines for flow with $M=0.6$ at $AOA=10$

شکل 10 خط جریان در ماخ 0.6 و زاویه‌ی 10 درجه



(الف) (a)



(ب) (b)

Fig. 6 a) Computational domain b) Close view of grids

شکل 6 الف) محدوده‌ی محاسبات ب) شبکه بندی در نزدیکی ایرفویل

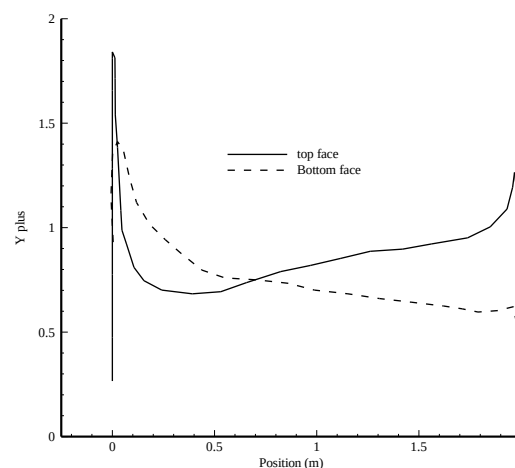


Fig. 7 Typical Y^+ on airfoil body

شکل 7 نمونه توزیع مقدار "وای-پلاس" روی ایرفویل [6]

واماندگی با تغییرات دما در جریان با ماخ‌های بالای 0.3 می‌باشد. برای این کار ابتدا تأثیر دمش و مکش توأم بر ایرفویل مبنا بررسی و سپس با دماهای مختلف مقایسه می‌گردد.

4-1- ضریب برآ و واماندگی

افزایش زاویه‌ی حمله، افزایش نیروی برآ را به همراه خواهد داشت اما برای هر

شکل 13 نمودار ضریب مومنتم جت نسبت به ضریب برآ را نشان می‌دهد. در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ از بازه‌ی مورد بررسی خارج بوده، اما با افزایش زاویه‌ی حمله به 15 درجه این مقدار در ضریب مومنتم جت کمتری اتفاق می‌افتد و به نزدیکی 1.25 می‌رسد و با افزایش زاویه‌ی حمله به 20 درجه بازهم مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ در ضریب مومنتم جت کمتری یعنی حدود 1.15 رخ می‌دهد.

افزایش ضریب برآ در زاویه‌های حمله کم که جدایش اتفاق نیفتاده است، بسیار اندک است. شکل 14 نمودار ضریب برآ نسبت به ضریب مومنتم جت را برای عدد ماخ 0.4 به نمایش می‌گذارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با ضریب مومنتم 1، ضریب برآ تا 14% افزایش یافته و زاویه‌ی واماندگی نیز تا حدود 3 درجه افزایش می‌یابد. با افزایش ضریب مومنتم به 1.1 و 1.2 درصد افزایش ضریب برآ به ترتیب 17 و 16 می‌شوند.

با استفاده از دمش و مکش در جریان با ماخ 0.5 با ضریب مومنتم 1، 1.1 و 1.2 ضریب برآ به ترتیب 13%، 18% و 21% و زاویه واماندگی بین 2 تا 2.5 درجه نسبت به حالت مینا افزایش پیدا کرده است که بیشترین مقدار در مومنتم جت 1.2 اتفاق می‌افتد (شکل 15).

در شکل 16 تغییرات میدان سرعت ایرفویل را با سیستم دمش و مکش توأم و افزایش دمای دمش مشاهده می‌گردد. در مرحله‌ی اول با دمش و مکش توأم هوا بر روی ایرفویل تغییر بسیار زیادی در میدان سرعت دارد. سپس با افزایش دما، تا حدودی انتقال انرژی از جت به جریان هوا بهبود یافته و سرعت روی ایرفویل افزایش می‌یابد.

شکل‌های 17 تا 19 تغییرات ضریب برآ با افزایش دمای دمش را برای جریان با عدد ماخ 0.4 نمایش می‌دهد. با افزایش دما به اندازه 55°C ضریب برآ افزایش می‌یابد که بیشینه‌ی آن برای جریان با $C_m = 1$ ، 4% است. این مقدار برای جریان با ماخ $C_m = 1.1$ و $C_m = 1.2$ به ترتیب 3.9% و 3.5% می‌باشد. با افزایش دما به اندازه 110°C مقدار بیشینه‌ی افزایش ضرایب برآ با ضریب مومنتم جت 1.2 و 1.1، $C_m = 1$ به ترتیب به مقدار 7.5، 7.3، 7.1 درصد افزایش می‌یابد.

شکل‌های 20 تا 22 تغییرات ضریب برآ را با دمای دمش در عدد ماخ 0.6 نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، این تغییرات با افزایش سرعت جریان و ضریب مومنتم جت کاهش چشمگیری داشته‌اند، به طوری که مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ با افزایش 55°C برای ضریب مومنتم جت 1، 1.1 و 1.2 به ترتیب 3%، 2% و 1% افزایش یافته است و با اعمال اختلاف

ماخ‌های مختلف مشاهده می‌گردد. زاویه‌ی واماندگی برای ماخ‌های 0.4، 0.5 و 0.6 به ترتیب 12.5، 15، و 16 درجه و مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ 0.8، 1.75 و 2.4 می‌باشد.

دمش و مکش توأم با از بین بردن گردابه باعث افزایش نیروی برآ و به تأخیر انداختن واماندگی می‌شود. شکل 12 تأثیر دمش و مکش توأم را در جریان با ماخ 0.6 و زاویه‌ی 10 درجه و استفاده از دمش و مکش توأم با ضریب مومنتم 1 را نشان می‌دهد.

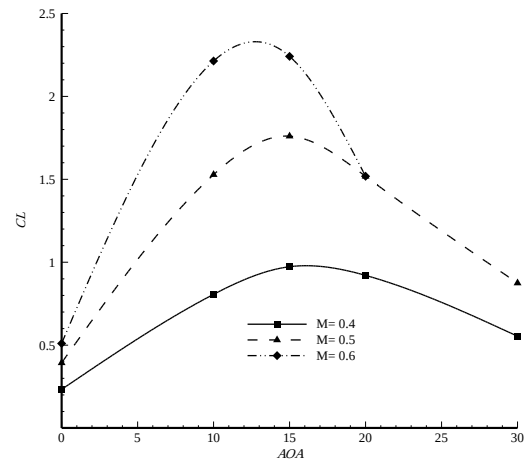


Fig. 11 CL versus AOA for different Mach numbers

شکل 11 ضریب برآ نسبت به زاویه‌ی حمله در ماخ‌های مختلف

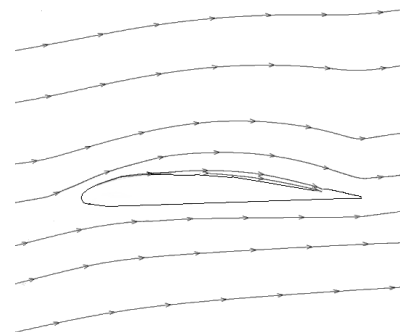


Fig. 12 Co-flow jet effect on M=0.6 and AOA=10

شکل 12 اثر دمش و مکش توأم بر جریان با ماخ 0.6 و زاویه‌ی 10 درجه

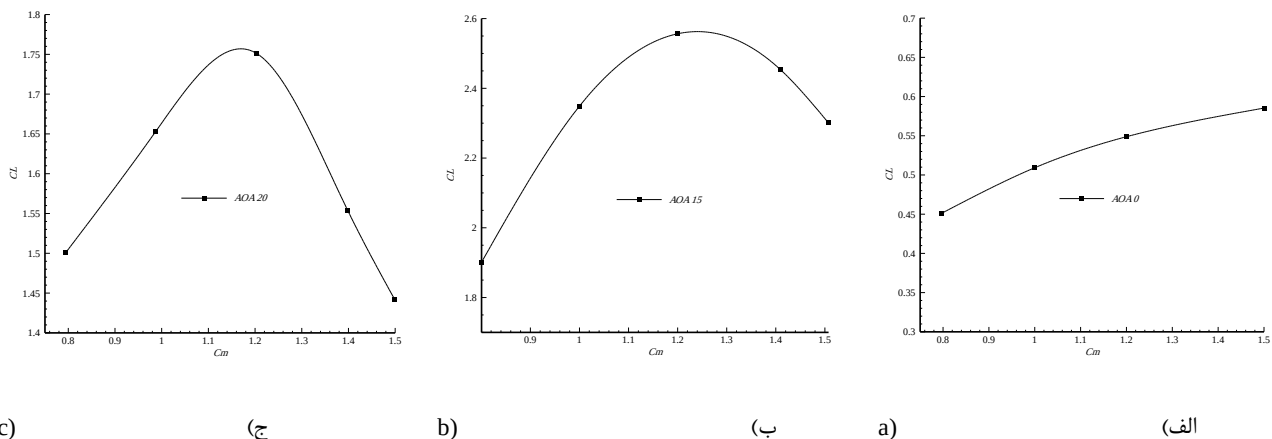


Fig. 13 CL versus C_m for M=0.6 and a) AOA=0 b) AOA=15 c) AOA=20

شکل 13 تغییرات ضریب برآ نسبت به ضریب مومنتم جت در ماخ 0.6 الف) زاویه‌ی حمله‌ی 0 درجه ب) زاویه‌ی حمله‌ی 15 درجه ج) زاویه‌ی حمله‌ی 20 درجه

همچنین افزایش محدوده‌ی پرواز، بالا بردن ظرفیت ترابری و در کنار افزایش زاویه‌ی حمله، امنیت پرواز را بالا می‌برد اما ضریب پسا نیز بسیار مهم است. این ضریب ارتباط مستقیم با مصرف سوخت هواپیما دارد. بنابراین با کاهش ضریب پسا صرفه‌جویی در مصرف سوخت، کاهش هزینه‌ی سفر با هواپیما و افزایش زمان پرواز بدست خواهد آمد.

شکل 23 توزیع ضریب فشار برای جریان با ماخ 0.5 و زاویه حمله‌ی 20 درجه را برای ایرفویل مینا نشان می‌دهد و شکل 24 همان شرایط را برای ایرفویل با دمش و مکش توأم نشان می‌دهد. در حالتی که ایرفویل با افق زاویه‌ی مثبت دارد کم شدن فشار در جلوی ایرفویل عامل اصلی نیروی محرکه می‌باشد.

نمودار شکل 25 ضریب پسا نسبت به زاویه‌ی حمله را برای جریان با ماخ‌های مختلف نشان می‌دهد. با افزایش زاویه‌ی حمله ضریب پسا افزایش می‌یابد بر خلاف ضریب برآ مقدار پیشنهادی نداشته و همواره افزایش می‌یابد. همچنین افزایش سرعت باعث افزایش ضریب پسا می‌شود.

ضریب پسا برای ایرفویل مینا در زاویه‌ی صفر درجه، 0.01 می‌باشد. در شکل 26، مقدار آن با دمش و مکش توأم $C_m = 1$ به 0.04- کاهش پیدا می‌کند و اصطلاحاً نیروی محرکه (نیروی پسای منفی) تولید می‌شود. همچنین در زاویه حمله‌ی 15 درجه نزدیک به 43% کاهش ضریب پسا مشاهده می‌گردد. این عدد برای 1.2 و $C_m = 1.1$ به ترتیب برابر 49% و 55% می‌باشد. در نتیجه با ضریب مومنتم جت مقدار نیروی پسا کاهش (نیروی محرکه افزایش) چشمگیری دارد. همچنین با افزایش زاویه‌ی حمله نیروی پسا افزایش خواهد یافت که با عبور از زاویه‌ی واماندگی شیب نمودار افزایش می‌یابد.

در شکل 27 تغییر نیروی پسا به نیروی محرکه در زاویه‌ی صفر درجه در جریان با ماخ 0.5 نیز مشاهده می‌شود. ضریب پسا در زاویه‌ی صفر درجه از 0.02 به 0.045- با $C_m = 1$ تغییر پیدا کرده است. ضریب پسا با اعمال 1.2 و $C_m = 1.1$ در زاویه‌ی 15 درجه به ترتیب 39%، 42% و 52% کاهش پیدا کرده است.

در جریان با ماخ 0.6 تغییر از $C_m = 1.1$ به $C_m = 1.2$ تأثیر بیشتری نسبت به تغییر از $C_m = 1$ به $C_m = 1.1$ دارد (شکل 28). علت آن را می‌توان بالا بودن مومنتم ذرات سیال دانست که برای کنترل و افزایش انرژی آنها نیاز به بالا بودن ضریب مومنتم جت دارد. بیشترین درصد کاهش ضریب پسا با

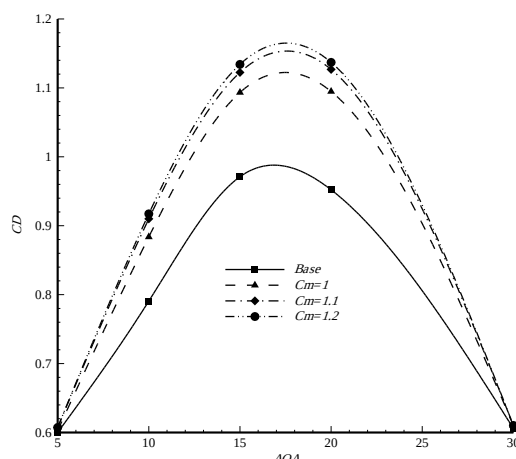


Fig. 14 CL versus AOA for $M=0.4$ and different C_m

شکل 14 ضریب برآ نسبت به زاویه‌ی حمله در ماخ 0.4 و ضریب مومنتم مختلف

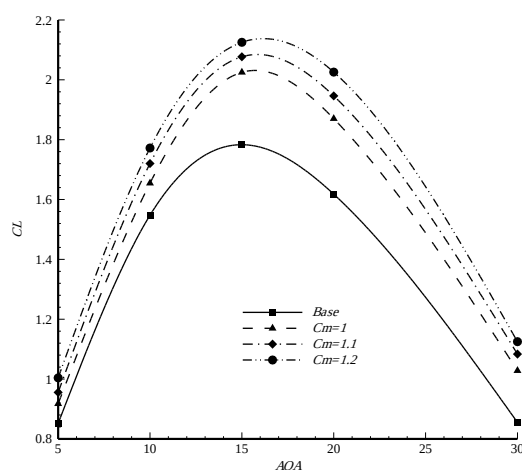


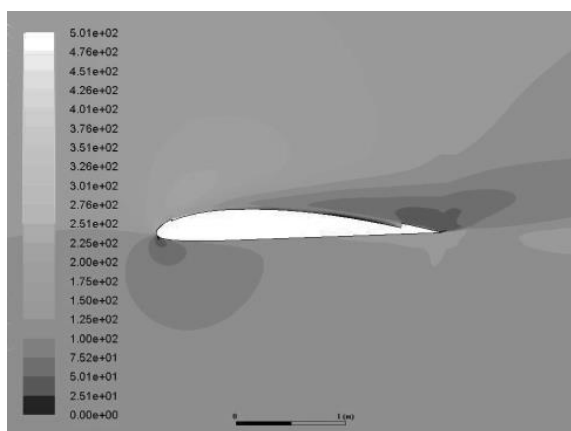
Fig. 15 CL versus AOA for $M=0.5$ and different C_m

شکل 15 ضریب برآ نسبت به زاویه‌ی حمله در ماخ 0.5 و ضریب مومنتم مختلف

دمای 110°C این اعداد به ترتیب به 5%، 3.5% و 1.5% تغییر می‌یابند.

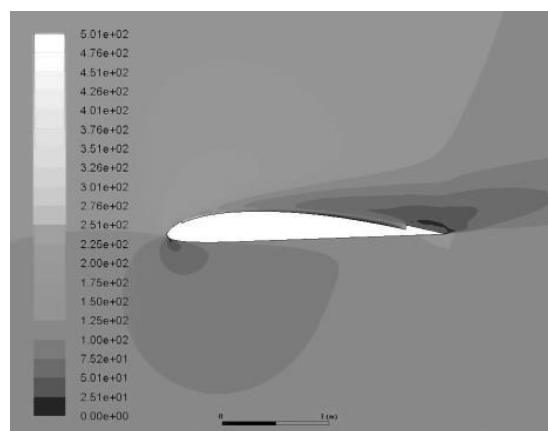
2-4- ضریب پسا

دلیل اهمیت ضریب برآ کوتاه کردن مسافت به پرواز درآمدن هواپیما و



a)

(الف)



b)

(ب)

Fig. 16 Velocity contour in $M=0.4$ for a) CFJ with $C_m=1$, $\Delta T = 0$ b) CFJ $C_m=1$, $\Delta T = 110^\circ\text{C}$

شکل 16 کانتور سرعت جریان در ماخ 0.4 برای (الف) دمش و مکش توأم با ضریب مومنتم 1 و افزایش دمای 110 درجه‌ی دمش (بدون افزایش دما) و (ب) بدون افزایش دما و مکش توأم با ضریب مومنتم 1 و افزایش دمای 110 درجه‌ی دمش

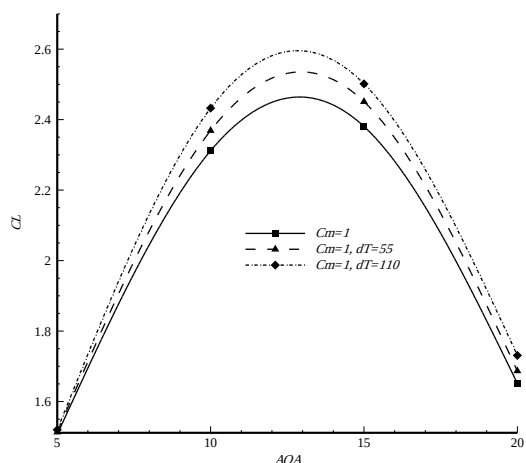


Fig. 20 Effect of temperature increment on CL for M=0.6

شکل 20 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب برآ در ماخ 0.6

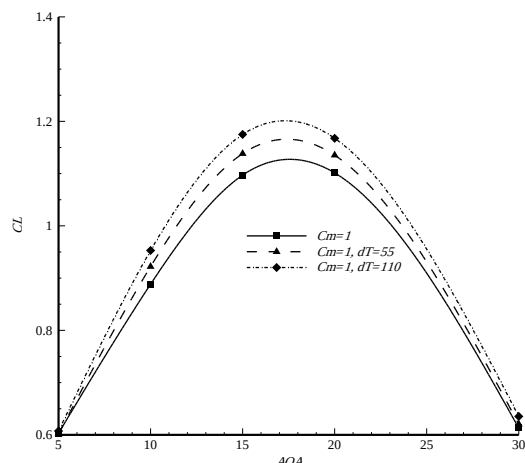


Fig. 17 Effect of temperature increment on CL for M=0.4

شکل 17 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب برآ در ماخ 0.4

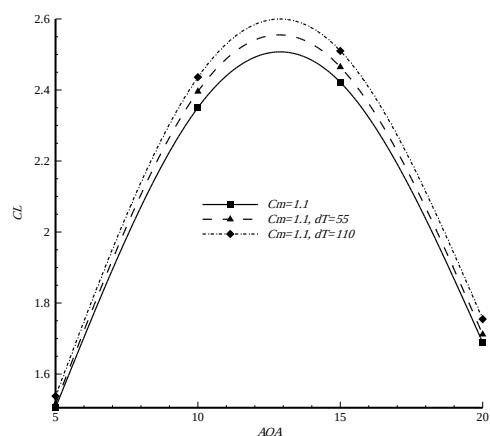


Fig. 21 Effect of temperature increment on CL for M=0.6

شکل 21 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب برآ در ماخ 0.6

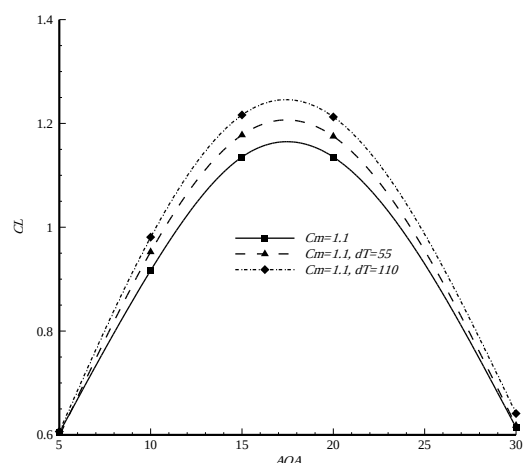


Fig. 18 Effect of temperature increment on CL for M=0.4

شکل 18 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب برآ در ماخ 0.4

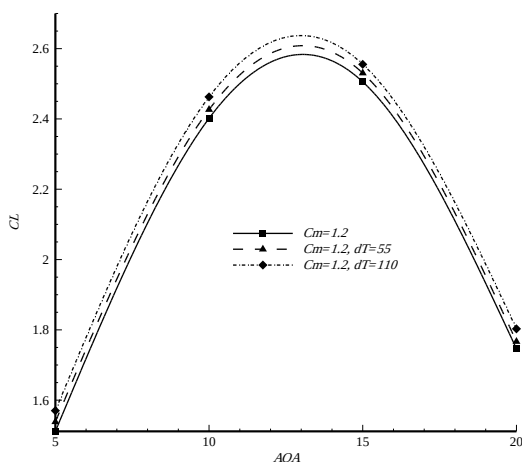


Fig. 22 Effect of temperature increment on CL for M=0.6

شکل 22 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب برآ در ماخ 0.6

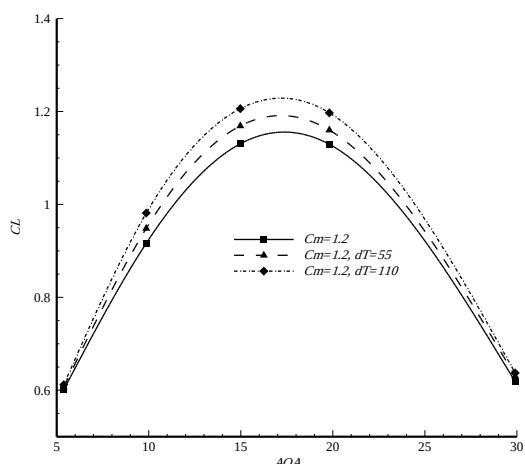


Fig. 19 Effect of temperature increment on CL for M=0.4

شکل 19 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب برآ در ماخ 0.4

پایین می‌باشد، با بالا رفتن زاویه‌ی حمله اثر دما کمتر دیده می‌شود. افزایش ضریب پسا برای $dT = 55^\circ\text{C}$ در $Cm = 1$ 23% می‌باشد و برای 1.2 و 1.1 به ترتیب 17% و 10% است. با اعمال $dT = 110^\circ\text{C}$ این اعداد به ترتیب به 50%، 36% و 22% تغییر می‌یابند.

استفاده از دمش و مکش با 1.2 و 1.1، $Cm = 1$ به ترتیب برابر با 17%، 30% و 45% می‌باشد.

شکل‌های 29 تا 31 تغییرات ضریب پسا با تغییر دمای دمش را نمایش می‌دهند. بیشترین تغییر اعمال شده افزایش ضریب پسا در زوایای حمله

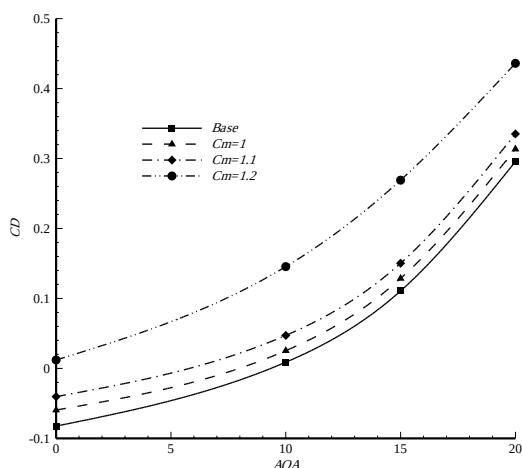


Fig. 26 Effects of C_m on C_D for $M=0.4$

شکل 26 تأثیر ضریب مومنتم جت بر ضریب پسا در ماخ 0.4

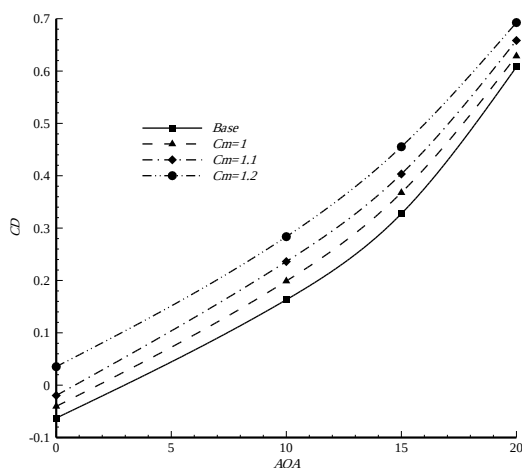


Fig. 27 Effects of C_m on C_D for $M=0.5$

شکل 27 تأثیر ضریب مومنتم جت بر ضریب پسا در ماخ 0.5

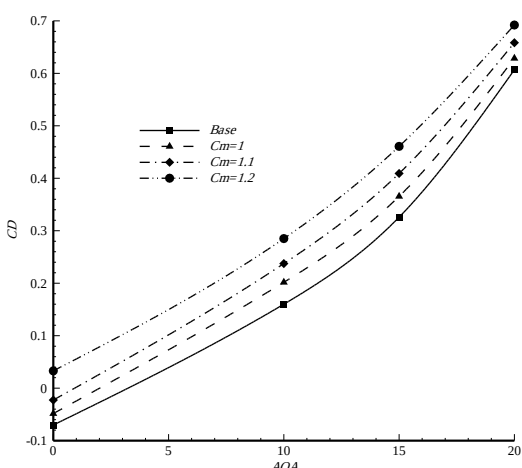


Fig. 28 Effects of C_m on C_D for $M=0.6$

شکل 28 تأثیر ضریب مومنتم جت بر ضریب پسا در ماخ 0.6

15 درجه، 1.25 و برای زاویه حمله‌ی 20 درجه، 1.15 است.

بطور کلی می‌توان رابطه‌ی ضریب مومنتم جت، دمای دمش و ضریب برآ و پسا را به صورت زیر بیان نمود:

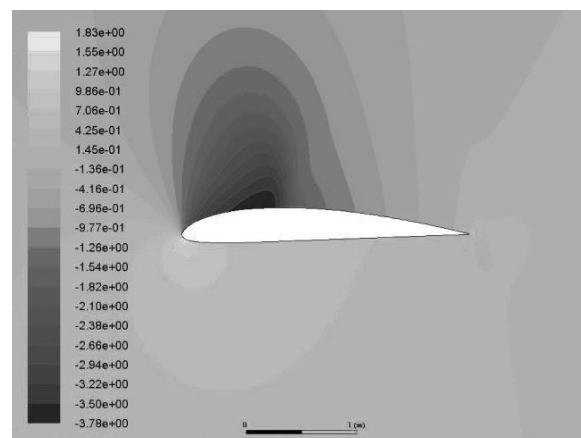


Fig. 23 C_p contour for $M=0.6$ $AOA=10$, base airfoil

شکل 23 کانتور ضریب فشار در ماخ 0.6 و زاویه‌ی 10 ایرفویل مبنا

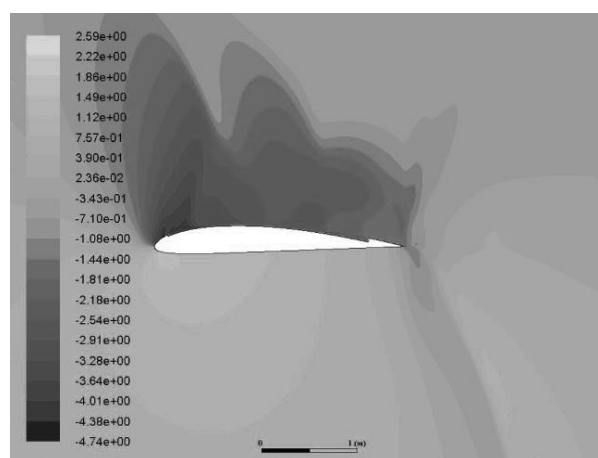


Fig. 24 C_p contour for $M=0.6$ $AOA=10$, CFJ $C_m=1.1$

شکل 24 کانتور ضریب فشار در ماخ 0.6 و زاویه‌ی 10 دمش و مکش ضریب مومنتم 1.1

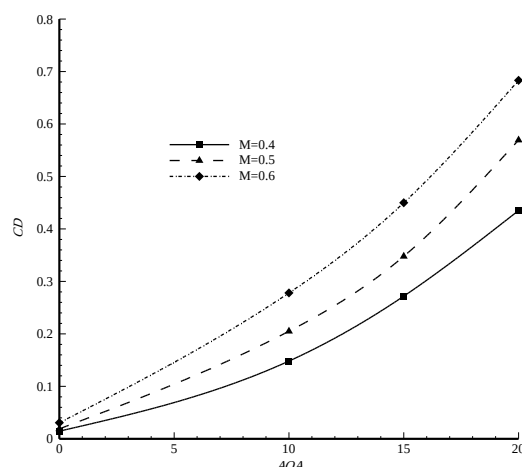


Fig. 25 C_D versus AOA for different Mach numbers

شکل 25 ضریب پسا نسبت به زاویه‌ی حمله برای ماخ‌های مختلف

5- نتیجه‌گیری

نتایج نشان می‌دهند که ضریب برآ و پسا را به کمک دمش و مکش توأم بهبود می‌یابند بطوری که مقدار بیشینه‌ای برای ضریب مومنتم جت دمش و مکش وجود دارد که افزایش این ضریب بیشتر از مقدار تعیین شده باعث افت عملکرد سیستم می‌شود. این مقدار برای جریان با ماخ 0.6 در زاویه حمله‌ی

مومنتم به 1.1، 5% به این مقدار اضافه شده و به 18% افزایش می‌یابد، اما با رسیدن به ضریب مومنتم 1.2، تنها 3% به این مقدار افزوده شده و 21% افزایش خواهد داشت. در جریان با ماخ 0.6 برعکس این پدیده رخ خواهد داد و افزایش ضریب مومنتم جت تأثیر آن را بطور مداوم افزایش می‌دهد

- با ثابت در نظر گرفتن ضریب مومنتم جت، با افزایش سرعت جریان، تأثیر ضریب مومنتم بر ضریب برآ کمتر خواهد شد. برای مثال در جریان با ماخ 0.4، ضریب مومنتم جت 1.1، تأثیری نزدیک به 14% افزایش ضریب برآ دارد اما همین ضریب مومنتم در جریان با ماخ 0.6 به 4.5% کاهش می‌یابد.

- تأثیر دمش و مکش در زاویه‌های پایین و زاویه‌های بعد از واماندگی بسیار کم است. به طوری که مقدار بیشینه‌ی افزایش ضریب برآ برای در جریان با ماخ 0.6 حدود 10% است اما در زاویای مذکور 3% می‌باشد. استفاده از دمش و مکش در جریان تراکم‌پذیر باعث افزایش زاویه‌ی واماندگی می‌شود. اما با افزایش سرعت جریان اثر آن کمتر می‌شود. زاویه‌ی واماندگی در جریان با ماخ 0.4 حداکثر 3 درجه و در جریان با ماخ 0.6 کمتر از 1 درجه افزایش خواهد داشت.

- افزایش دمای دمش باعث بهبود ضریب برآ می‌شود، اما تأثیر آن با بالا رفتن دمای دمش کاهش می‌یابد. افزایش سرعت جریان باعث کاهش تأثیر دمای دمش می‌شود، به طوری که در جریان با ماخ 0.4 افزایش 110 درجه‌ی دمای با در ضریب مومنتم جت 1.2 حدود 7.5% ضریب برآ را افزایش می‌دهد اما این مقدار برای جریان با ماخ 0.6 به 5% کاهش می‌یابد.

- افزایش ضریب مومنتم جت در دمش و مکش توأم باعث کاهش ضریب پسا می‌شود. در جریان با ماخ 0.4، ضریب مومنتم جت 1 باعث کاهش 43 درصدی ضریب پسا می‌شود. تأثیر دمش و مکش بر روی ضریب پسا با افزایش سرعت جریان در ضریب مومنتم ثابت کاهش می‌یابد. در جریان با ماخ 0.5 و ضریب مومنتم 1.2، ضریب پسا 52% بهبود می‌بخشد اما همین حالت برای جریان با ماخ 0.6 حدود 45% است.

- بیشینه‌ی درصد کاهش ضریب پسا در محدوده‌ی زاویه‌ی واماندگی اتفاق می‌افتد به طوری که دورتر شدن هرچه بیشتر از این محدوده، درصد بهبود ضریب پسا کمتر می‌شود. بیشینه درصد بهبود ضریب پسا در جریان با ماخ 0.5 و ضریب مومنتم 1.1 حدود 42% است اما در زاویه‌ی 20 درجه این مقدار به 25% کاهش می‌یابد.

- افزایش دمای دمش باعث افزایش ضریب پسا می‌شود و افزایش بیشتر آن، تأثیر بیشتری خواهد داشت. افزایش 55 درجه‌ی دمای دمش در جریان با ماخ 0.5 و ضریب مومنتم جت 1.1، ضریب برآ را 15% افزایش می‌دهد و با افزایش 110 درجه دمای دمش به این مقدار 17% افزوده و ضریب برآ 32% افزایش می‌یابد. بیشترین تأثیر افزایش دما در زاویه حمله‌های پایین دیده می‌شود و با گذشتن از زاویه‌ی واماندگی درصد افزایش ضریب پسا نزدیک به صفر می‌شود.

6- فهرست علائم

AOA	زاویه‌ی حمله
C	وتر ایرفویل (m)
CD	ضریب پسا
CL	ضریب برآ

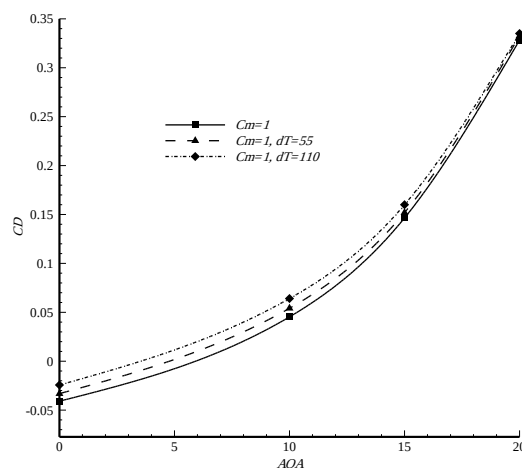


Fig. 29 Effects of temperature increment on CD for M=0.4

شکل 29 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب پسا در ماخ 0.4

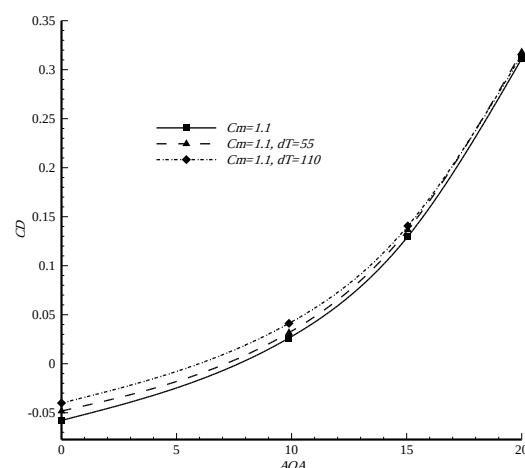


Fig. 30 Effects of temperature increment on CD for M=0.4

شکل 30 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب پسا در ماخ 0.4

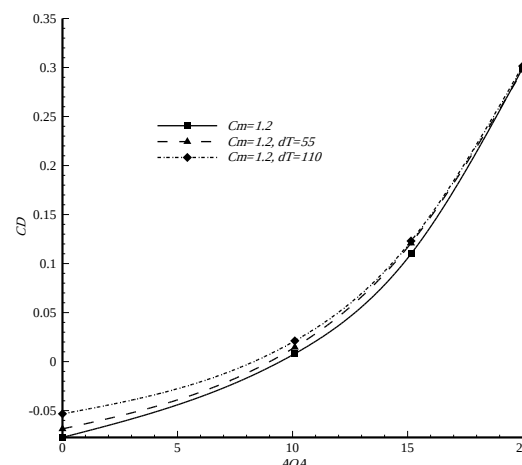


Fig. 31 Effects of temperature increment on CD for M=0.4

شکل 31 تأثیر افزایش دمای دمش بر ضریب پسا در ماخ 0.4

- با افزایش ضریب مومنتم جت، ضریب برآ افزایش می‌یابد. شدت این افزایش وابسته به عدد ماخ متغیر است. بعنوان مثال، مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ در جریان با ماخ 0.5، با استفاده از دمش و مکش با ضریب مومنتم جت 1، 13% افزایش پیدا خواهد کرد. با افزایش ضریب

- Revolutionary Air VehiCLES, AIAA 2003-3785, 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, June 23-26, 2003.
- [2] J. A. K. Ackroyd, B. P. Axccl and A. I. Ruban, In *Early Developments of Modern Aerodynamic*, pp. 77-91, Manchester: Butterworth-Heinemann, 2001.
- [3] G.-C. Zha and D. C. Paxton, A novel flow control method for airfoil performance enhancement using Co-Flow jet, *Applications of Circulation Control Technologies, Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 214, pp. 293-314, 2006.
- [4] G.-C. Zha, W. Gao, and C. Paxton, Jet effects on Co-Flow jet airfoil performance, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 6 pp. 1222-1231, 2007.
- [5] B. P. E. Dano, D. Kirk, G.-C. Zha, Experimental investigation of jet mixing mechanism of Co-Flow jet airfoil, *AIAA 2010, 5th Flow Control Conference*, Chicago, Illinois, 28 June- 1 July, 2010.
- [6] B. P. E. Dano, G.-C. Zha, M. Castillo, Experimental study of Co-Flow jet airfoil performance enhancement using micro discrete jets, *AIAA 2011, 49th Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, Florida, Jan 4-7, 2011.
- [7] T. L. Chng, A. Rachman, Ge-Cheng Zha, Flow control of an airfoil via injection and suction, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 1, pp. 2087-2090, 2009.
- [8] John Aguirre, B.Y. Wang, C. G. Zha, Conceptual design and study of engineless airplane using co-flow jet airfoil, *AIAA 2007, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami, Florida, Jun 25-28, 2007.
- [9] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [10] Y. Yamaguchi, K. Kaibara, T. Saito, Application of wall interference corrections to a low aspect ratio airfoil model, *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings*, Reno, Nevada, Jan 17-21, 1997.

ضریب مومنتم جت	C_m
ضریب فشار	C_p
اختلاف دمای هوای دمش و محیط (K)	dT
عدد ماخ	M
فشار ($\text{kg.m}^{-1}\text{s}^{-2}$)	P
عدد پراتل	Pr
عدد رینولدز	Re
دما (K)	T
سرعت (ms^{-1})	V_j
علایم یونانی	
لزجت دینامیکی ($\text{kg.m}^{-1}\text{s}^{-1}$)	μ
چگالی (kgm^{-3})	ρ
تنش برشی ($\text{kg.m}^{-1}\text{s}^{-2}$)	τ

7- مراجع

- [1] W. L. Sellers, B. A. Singer, and L. D. Leavitt, Aerodynamics for