

بررسی عددی اثر مکش و دمش همزمان با شرایط یکسان بر روی

ضرایب ایرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۱۲-

شهرزاد عباسی نژاد

دکتری مکانیک-تبدیل انرژی، گروه مکانیک، دانشکده شناوری؛ دانشگاه دریایی امام خمینه‌ای (مدظله‌العالی)؛ shahroozabbasinejhad@gmail.com
(تاریخ دریافت: ۹۵/۱۲/۲۳؛ تاریخ پذیرش: ۹۶/۷/۱۴)

چکیده:

در این مقاله، یک بررسی عددی مکش و دمش همزمان بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ انجام شده است. در گذشته اثر جت مکش و دمش به طور جداگانه بر روی این ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این پژوهش نشان داد که وقوع مکش در فاصله ۱۰ درصد طول وتر و دمش در فاصله ۸۰ درصد طول وتر از لبه‌ی ورودی؛ بیشترین افزایش ضریب لیفت را ایجاد می‌کند. در این پژوهش، طول ناحیه‌ی مکش و دمش یکسان و برابر ۲٫۵ درصد طول وتر و همچنین، دامنه‌ی مکش و دمش از ۰٫۱، ۰٫۲، ۰٫۳ و ۰٫۵ مورد بررسی قرار گرفته شده است. جریان عبوری از ایرفویل تراکم‌ناپذیر، عدد رینولدز ۵۰۰۰۰۰ و سیال مورد نظر نیز هوا می‌باشد. برای بررسی عددی از مدل توربولانسی SST و همچنین، برای جریان در نزدیکی دیواره از مدل دیواره قابل مقیاس استفاده شده است. با توجه به نتایج مکش و دمش همزمان در نواحی ذکرشده؛ موجب افزایش ضریب لیفت تا ۲/۱ در دامنه‌ی مکش ۰/۵ می‌شود. همچنین، زاویه‌ی حمله که در آن استال اتفاق می‌افتد به میزان قابل توجهی افزایش و در دامنه‌ی ۰/۵ به ۲۶ درجه می‌رسد. واژه‌های کلیدی: ایرفویل، جدایش، مکش و دمش، ضریب لیفت و درگ.

Numerical investigation of simultaneous suction and blowing jets with same conditions on aerodynamic characteristics of NACA0012 airfoil

Shahrooz Abbasi nejad

Ph.D. Student of Mechanical Energy Conversion, Imam Khamenei Marine Sciences University;

shahroozabbasinejhad@gmail.com

(Submitted: 2017/March/13; Accepted: 2017/Oct/6)

Abstract:

In this paper, the numerical simulation of suction and blowing on airfoil NACA0012 are performed. In the past, the effect of suction and blowing jets on the airfoil has been explored separately. The result of this study showed that the occurrence of suction at a distance of 10% in length of the chord from the entrance edge would be increased the lift factor. The result of this study showed that occurrence of suction at a distance 10% of its length and length in the distance 10% of the chord from entrance edge causes to maximum increasing to lift coefficient. In this study the suction and blowing zone lengths were same and 2.5% longer in length as well as the suction and blowing range of 0.3, 0.2, 0.1, 0.5 and were examined. The flow of an incompressible airfoil, the Reynolds number of 500000 and also desired fluid is air. SST turbulence model has been used for this numerical study and for flow near wall a scalable wall function has been used. Due to the suction and blowing simulation results in the areas mentioned it increases lift factor by 1.2 in the suction range 0.5. Also the angle of attack on which stall occurs is significantly increased and reaches a range of 0.5 to 26 degrees.

Keywords: Airfoil, Separation, Suction, Blowing, Lift and drag coefficient.

۱- مقدمه

در سال ۱۹۰۴ میلادی لودویگ پراتنل^۱ نشان داد که جریان حول یک جسم صلب به دو جریان، یکی لایه‌ی نازکی بر روی سطح جسم که در آن اصطکاک سطح نقش اصلی را دارد و دیگری جریان بیرون از لایه‌ی مرزی که می‌توان از اثر اصطکاک چشمپوشی کرد، تقسیم می‌شود. او همچنین، جدایش حول یک سیلندر را با مکش لایه‌ی مرزی به تعویق انداخت [۱]. وو و همکاران در سال ۱۹۹۸ اثر کنترل مکش و دمش از راه شکاف در نزدیک لبه‌ی حمله بر ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را مورد بررسی قرار دادند [۲]. در این سال‌ها این تحقیقات همچنان ادامه داشته است [۳، ۴، ۵، ۶، ۷، ۸، ۹، ۱۰] تا اینکه در سال ۲۰۱۲ آقای یوسفی و همکاران به بررسی پارامترهای مکش و دمش برای کاهش ضریب درگ و افزایش ضریب لیفت برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ تحت جریان کاملاً مغشوش با عدد رینولدز ۵ میلیون با استفاده از مدل توربولانسی SST^۲ پرداختند [۱۱]. در تحقیقات گذشته، حالت بهینه‌ی مکش در ۱۰ درصد طول وتر از لبه‌ی حمله و همچنین، حالت بهینه‌ی دمش در ۸۰ درصد از طول وتر از لبه‌ی حمله در رینولدز ۵۰۰۰۰۰ بیان گردیده است. همچنین، برای حالت ماکزیمم ضریب لیفت طول ناحیه مکش ۲/۵ درصد طول وتر به دست آمده است. در تحقیق حاضر، با استفاده از دو جت یکی مکش در ۱۰ درصد طول وتر از لبه‌ی ورودی و دیگری دمش در ۸۰ درصد طول وتر از لبه‌ی ورودی به بررسی ضرایب آیرودینامیکی پرداخته می‌شود.

۲- معادلات حاکم

در این مقاله، جریان پایدار، تراکم‌ناپذیر و دو بعدی در نظر گرفته شده است. در حال حاضر، برجسته‌ترین مدل‌های دومعادله‌ای در این زمینه، مدل‌هایی هستند که بر پایه‌ی K- ω بنا شده‌اند. مدل انتقال تنش برشی SST که بر پایه‌ی K- ω بنا شده است به منظور پیش‌بینی بسیار دقیق شروع جدایش تحت گرادیان فشار مخالف با مد نظر قرار دادن اثرات انتقال در فرمول‌بندی ادی-ویسکوزیته است. برای حل معادلات توربولانسی از مدل SST اصلاح‌شده SST و K- ω استفاده شده است. این

مدل شامل دو مدل K- ω و K- ϵ استاندارد است که برای بهبود محاسبات جریان در لایه‌ی مرزی در جریان‌های خارجی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

مشکل اصلی مدل K- ω ، حساسیت شدید آن به شرایط جریان آزاد است. بسته به مقدار انتخابی برای ω در ورودی، تغییرات قابل ملاحظه‌ای در نتایج حاصل می‌گردد. برای برطرف کردن این مشکل، ترکیبی از مدل K- ω در نزدیک سطوح و مدل K- ϵ در نواحی بیرونی، توسط منتر^۳ ایجاد گردیده است که به مدل BSL مشهور می‌باشد.

مدل SST^۴ بر پایه K- ω ، مقدار انتقال تنش برشی آشفتگی را محاسبه می‌کند و با دقت بالایی شروع و مقدار جدایش جریان را پیش‌بینی می‌کند. این مدل به طور همزمان، توانایی بالای مدل K- ω در نواحی با عدد رینولدز پایین و توانایی بالای مدل K- ϵ در نواحی با عدد رینولدز بالا را در اختیار گرفته است [۱۲، ۱۳].

۳- مدل‌سازی جریان نزدیک دیواره

نزدیک یک دیواره با شرط عدم لغزش، گرادیان‌های قوی در متغیرهای وابسته وجود دارند. علاوه بر این، تأثیرات لزج در پروسه‌های انتقال بسیار زیاد است. آزمایش‌ها و آنالیزهای عددی نشان داده‌اند که ناحیه نزدیک دیواره را می‌توان به سه لایه تقسیم نمود. در داخلی‌ترین لایه که اصطلاحاً زیرلایه لزج^۵ نامیده می‌شود، جریان اغلب شبه‌آرام^۶ است و لزجت مولکولی نقش اساسی در انتقال حرارت و مومنتوم دارد. خارجی‌ترین لایه که اصطلاحاً لایه تمام‌آشفته^۷ نامیده می‌شود، آشفتگی بر پروسه اختلاط تسلط دارد. در بین این دو لایه، ناحیه‌ای به نام لایه میانی^۸ یا گذرا و یا لایه‌ی محافظ وجود دارد که در آن تأثیرات لزجت مولکولی و لزجت آشفتگی از اهمیت یکسانی برخوردار هستند.

روش تابع دیواره^۹ در نرم‌افزار CFX، توسعه‌ی روشی است که توسط لاندرو و اسپالدینگ^۱ استفاده شده است.

³Menter

⁴Shear Stress Transport

⁵Viscosity affected sublayer

⁶Laminar

⁷Fully turbulent

⁸Buffer layer

⁹Wall Function

¹Ludwig Prandtl

²Shear Stress Transport

در ناحیه‌ی لگاریتمی^۲، سرعت مماسی نزدیک دیواره توسط یک رابطه‌ی لگاریتمی به تنش برشی دیواره τ بستگی دارد. در روش تابع دیواره، زیرلایه‌ی لزج، با بکارگیری روابط تجربی مدل می‌شود تا شرایط مرزی برای معادلات انتقال آشفته‌گی و جریان متوسط به دست آیند. این فرمول‌ها، شرایط دیواره (مثلاً تنش برشی دیواره) را به متغیرهای وابسته در گره شبکه نزدیک دیواره‌ای که فرض شده در ناحیه‌ی کاملاً متلاطم قرار دارد وصل می‌کند. همان طوری که از تعریف y^+ مشهود است، این کمیت چیزی از جنس عدد رینولدز می‌باشد. همان طور که در جریان روی صفحات تخت، با استفاده از عدد رینولدز، سه محدوده جریان آرام، گذرا و آشفته تعیین می‌گردد، در جریانات آشفته و در راستای عمود بر دیواره، با استفاده از y^+ سه محدوده‌ی جریان به صورت زیرلایه‌ی لزج یا ناحیه مجاور دیواره با جریان کاملاً آرام، ناحیه‌ی میانی یا ناحیه‌ی ترکیبی با جریانی در حالت گذرا و ناحیه‌ی دور از دیواره یا ناحیه‌ی قانون لگاریتمی با جریان تماماً آشفته تعریف می‌گردد. یکی از معایب روش تابع دیواره، این است که پیش‌بینی‌ها بستگی به مکان نزدیک‌ترین نقطه به دیواره دارد و به شبکه در نزدیکی دیواره بسیار حساس است. بهبود مش لزوماً موجب دست یافتن به یک جواب واحد با افزایش دقت نمی‌شود. با استفاده از تابع دیواره‌ی قابل مقیاس، که توسط نرم‌افزار Ansys CFX ایجاد شده است، این ناسازگاری در تابع دیواره را می‌توان حل نمود. این روش اجازه می‌دهد که شما یک پالایش مش سازگار مستقل از عدد رینولدز ایجاد کرد. عرض هر کدام $7/3$ سانتی‌متر و با فاصله بین دو ستون $1/2$ سانتی‌متر تنظیم شود. تورفتگی پاراگراف‌های بعدی $0/5$ سانتی‌متر است.

۴- کمیت‌های مکش و دمش

در این پژوهش؛ بررسی بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ انجام می‌گیرد. سیال مورد استفاده هوا می‌باشد و عدد رینولدز برای جریان خارجی عبوری از سطح ایرفویل ۵۰۰۰۰۰ است. دو ناحیه یکی مکش در ۱۰ درصد و دیگری دمش در ۸۰ درصد طول وتر از لبه حمله ایرفویل

با سطح $2/5$ درصد طول وتر در نظر گرفته شده است. برای جت مکش و دمش کمیت‌های زیر تعریف شده است: دامنه‌ی مکش یا دمش (نسبت سرعت در جت به سرعت جریان آزاد):

$$R_j = \frac{u_j}{u_\infty} \quad (1)$$

طول بی‌بعد (طول ناحیه‌ی جت به وتر ایرفویل):

$$H = \frac{h}{c} \quad (2)$$

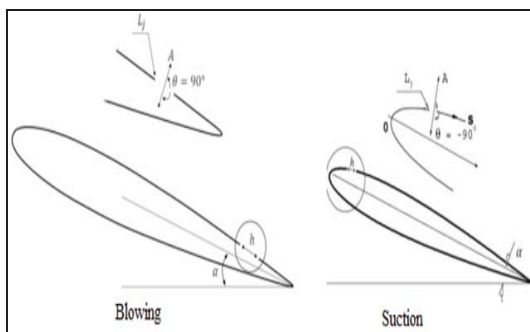
ضریب مکش یا دمش:

$$C_\mu = H \cdot R_j^2 \quad (3)$$

سرعت ورودی ناحیه‌ی مکش یا دمش نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} u &= R_j \cos(\theta + \beta) \\ v &= R_j \sin(\theta + \beta) \end{aligned} \quad (4)$$

که β زاویه‌ی بین سرعت جریان آزاد و سطح جت و θ نیز زاویه‌ی بین سطح جت و جهت سرعت خروجی مکش و یا ورودی دمش است. لازم به ذکر است که دمش به صورت مماس بر سطح و مکش به صورت عمود بر سطح ایرفویل انجام می‌گیرد. شکل ۱ نواحی مکش و دمش را بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ نشان می‌دهد.

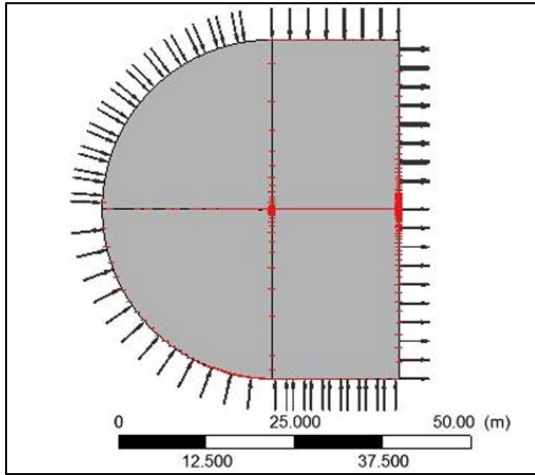


شکل (۱): نواحی مکش و دمش بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲.

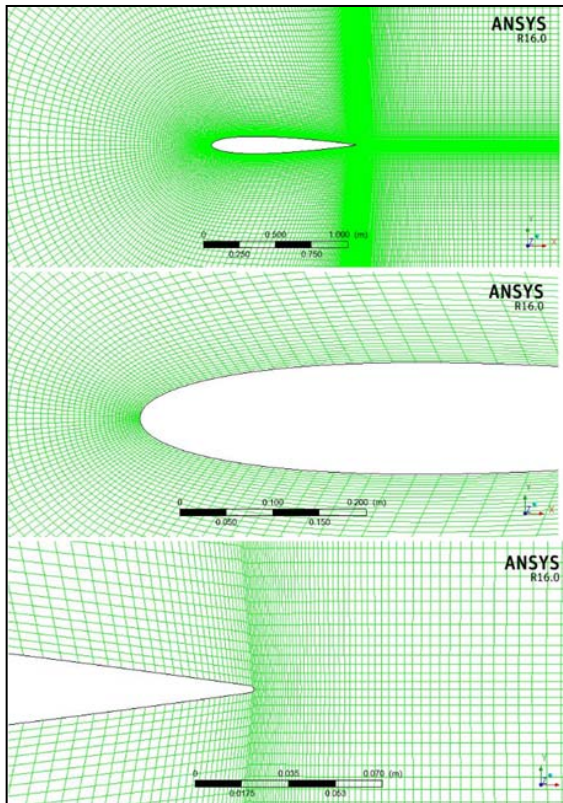
نتایج استفاده از مکش در لایه‌ی مرزی برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز ۵۰۰۰۰۰ نشان داد که در طول ناحیه‌ی مکش (h) حدود $2/5$ درصد طول وتر بیشترین افزایش در ضریب لیفت را داشته است. در این بررسی، با استفاده از ترکیب یک ناحیه‌ی مکش در نزدیکی لبه‌ی

¹Launder and Spalding

²Log-law region



شکل (۲): ناحیه حل اطراف ایرفویل.



شکل (۳): شبکه‌بندی در اطراف ایرفویل و لبه حمل و فرار.

جدول (۱): بررسی استقلال از شبکه.

تعداد شبکه- بندی	CL ($\alpha=12$)	CD ($\alpha=12$)	CL ($\alpha=14$)	CD ($\alpha=14$)	CL ($\alpha=16$)	CD ($\alpha=16$)
20139	0.923	0.0362	0.72	0.0521	0.57	0.063
45876	1.201	0.0572	0.98	0.0635	0.82	0.084
92124	1.158	0.0635	1.14	0.0788	1.09	0.101
191203	1.16	0.0651	1.15	0.0821	1.05	0.113

ورودی و یک ناحیه‌ی دمش در نزدیکی لبه‌ی خروجی در دامنه‌ی مکش و دمش ۰/۱ تا ۰/۵ به مقایسه ضرایب آیرودینامیکی در حالت بدون جت مکش و دمش می‌پردازیم.

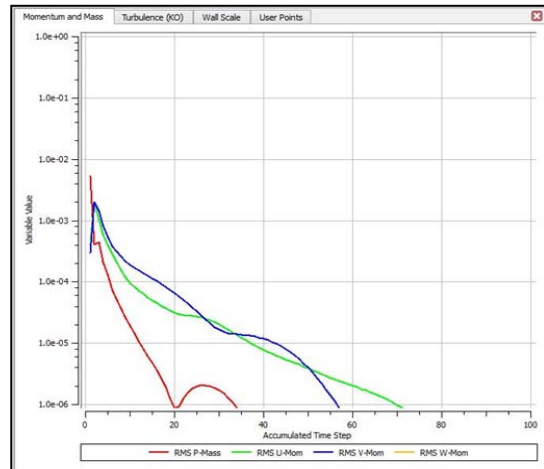
۵- شرایط مرزی

برای جریان روی دیواره‌های ایرفویل شرط عدم لغزش، یعنی $u=0$, $v=0$ در نظر گرفته شده است. در مرز ورودی اندازه‌ی مؤلفه‌های سرعت ثابت و عمود بر جریان آزاد قرار داده شده است. در مرز خروجی نیز فشار برابر با فشار جریان آزاد تعیین شده است. در مرز جت مکش و دمش اندازه‌ی مؤلفه‌ی سرعت ثابت به صورت کسری از سرعت جریان آزاد در نظر گرفته شده است.

۶- روش حل عددی

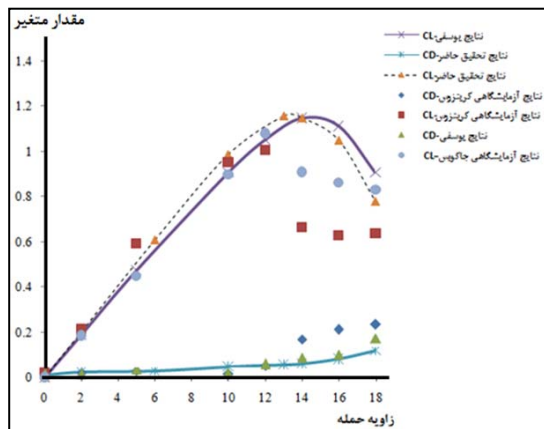
به منظور بررسی عددی جریان در گذر از ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ اطراف ایرفویل یک ناحیه حل به صورت ۱۰ برابر وتر ایرفویل از بالا و پایین و در امتداد وتر در نظر گرفته شده است. بررسی عددی توسط نرم‌افزار ANSYS ۱۴ CFX انجام شده است و شبکه‌بندی در ناحیه‌ی حل به صورت سازمان‌یافته و از نوع C می‌باشد. در شکل ۲ ناحیه‌ی حل و در شکل ۳ شبکه‌بندی در قسمت‌های مختلف نشان داده شده است. لازم به ذکر است که ناحیه‌ی حل در جهت عمودی ۵۰ برابر ضخامت ایرفویل و در حالت افقی ۱۰ برابر وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. همچنین، برای بررسی استقلال از شبکه نیز ضرایب لیفت و درگ در زوایای حمله ۱۲، ۱۴ و ۱۶ برای حالت بدون جت مکش و دمش در جدول ۱ نشان داده شده است.

مراحل حل عددی تا زمانی ادامه می‌یابد که ضریب لیفت و درگ کاملاً همگرا شوند. نمونه‌ای از همگرایی معادلات مومنوم تا $10e-6$ در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل (۴): همگرایی معادلات مومنوم.

همچنین، برای صحت‌سنجی نتایج حاصل از حل عددی به مقایسه نتایج به دست آمده با نتایج آزمایشگاهی کریتزوس [۱۴] و همچنین، نتایج حاصل از حل عددی آقای یوسفی [۱۱] می‌پردازیم. بدین منظور، ضرایب لیفت و درگ در زوایای حمله‌ی متفاوت بر روی یک نمودار نشان داده شده است.



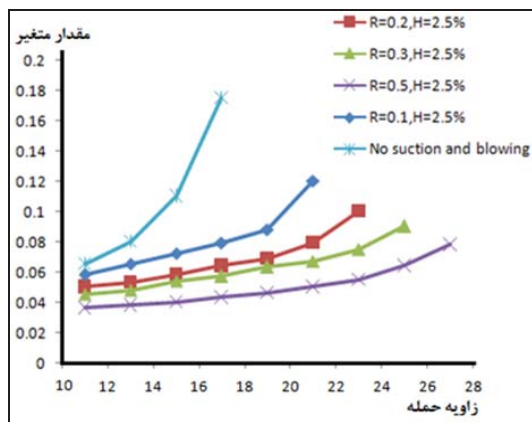
شکل (۵): مقایسه‌ی نتایج عددی با نتایج قبل.

همانگونه که مشاهده می‌شود نتایج همخوانی مناسبی با نتایج عددی آقای یوسفی و دوستان دارد. نکته‌ی قابل توجه حدود زاویه‌ی حمله است که در آن استال رخ می‌دهد که در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی آقای

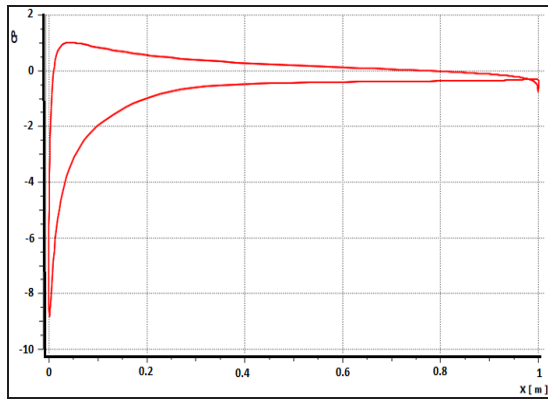
کریتزوس و جاکوبس که استال در زاویه‌ی حمله ۱۲ درجه برای رینولدز 500000 اتفاق می‌افتد، مقداری حدود ۱۳ درجه دارد که خطایی حدود ۸ درصد دارد و مقدار قابل قبولی است. بنابراین، انتخاب مدل توربولانسی و شرایط حل معادلات تأثیر زیادی بر روی نتایج خصوصاً زاویه‌ی استال (واماندگی) دارد. نتایج نشان داده است که استفاده از مدل توربولانسی K-E زاویه‌ی استال حدود ۱۶ درجه را نتیجه می‌دهد.

۷- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

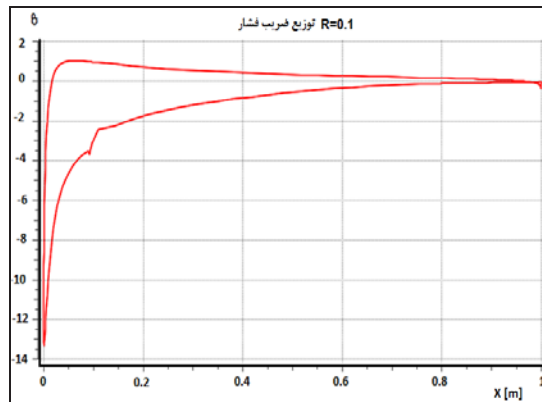
شکل‌های ۶ و ۷ ضریب لیفت و درگ را برای زوایای مختلف در شرایط متفاوت مکش و دمش با ضرایب مکش متفاوت نشان می‌دهد. همان طور که مشخص است با افزایش ضریب مکش (طول مکش و دمش ثابت $2/5\%$ و تغییر دامنه مکش و دمش) ضریب لیفت تا حدود ۲٫۱ افزایش می‌یابد از طرفی بیشینه زاویه‌ی حمله (زاویه استال) نیز تا حدود ۲۶ درجه برای ضریب مکش $0/0625$ به دست می‌آید که در مقایسه با نتایج آقای یوسفی و دوستان در این ضریب مکش حدود ۴ درجه (۱۸ درصد) افزایش یافته است. لازم به ذکر است که مکش به صورت عمود بر سطح و دمش به صورت مماسی انجام گرفته است.



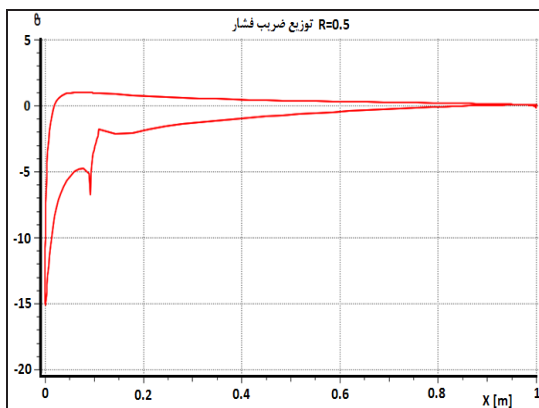
شکل (۶): اثر مکش و دمش همزمان بر روی ضریب درگ.



شکل (۱) ضریب فشار حالت بدون مکش و دمش.



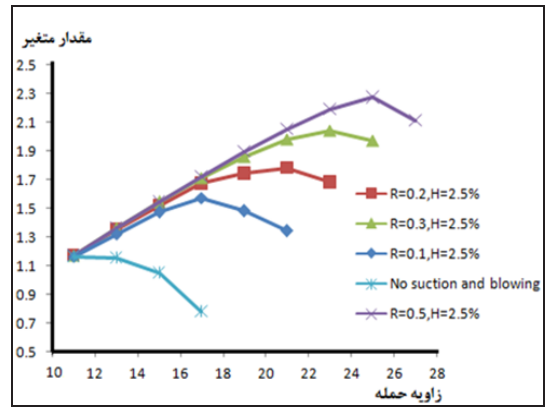
شکل (۲) ضریب فشار حالت مکش و دمش با دامنه‌ی ۰/۱.



شکل (۳) ضریب فشار حالت مکش و دمش با دامنه‌ی ۰/۵.

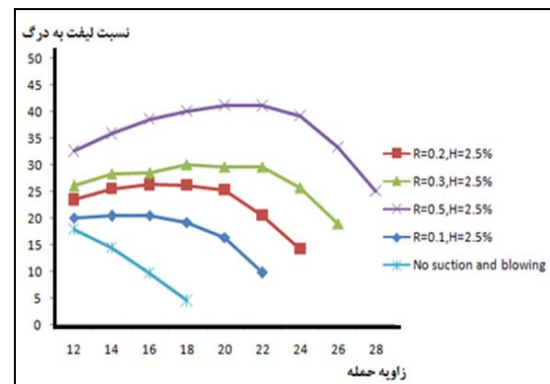
شکل (۹): نمودار توزیع فشار در زاویه حمله ۱۸ درجه در حالت‌های مختلف.

شکل ۱۰ نیز توزیع کانتور سرعت در زاویه حمله‌ی ۱۸ درجه را نشان می‌دهد که به وضوح می‌توان اثر جت مکش و دمش را در به تأخیر انداختن جدایش جریان مشاهده کرد. همان طور که مشاهده می‌شود ناحیه کم سرعت با افزایش دامنه مکش و دمش به مقدار کاملاً محسوسی کاهش یافته است.



شکل (۷): اثر مکش و دمش همزمان بر روی ضریب لیفت.

در شکل ۸ نمودار نسبت ضریب لیفت به درگ برای زوایای بالای ۱۲ درجه نشان داده شده است که در مقایسه با حالت مکش تنها و دمش تنها افزایش یافته است.



شکل (۸): نمودار ضریب لیفت به درگ در زوایای مختلف حمله.

شکل ۹ نیز نشان‌دهنده‌ی توزیع ضریب فشار بر روی سطوح بالایی و پایینی ایرفویل در زاویه‌ی حمله ۱۸ درجه می‌باشد. همانگونه که مشاهده می‌گردد با افزایش دامنه‌ی مکش و دمش اختلاف فشار بین سطح بالایی و پایینی افزایش می‌یابد که افزایش ضریب لیفت را تأیید می‌کند.

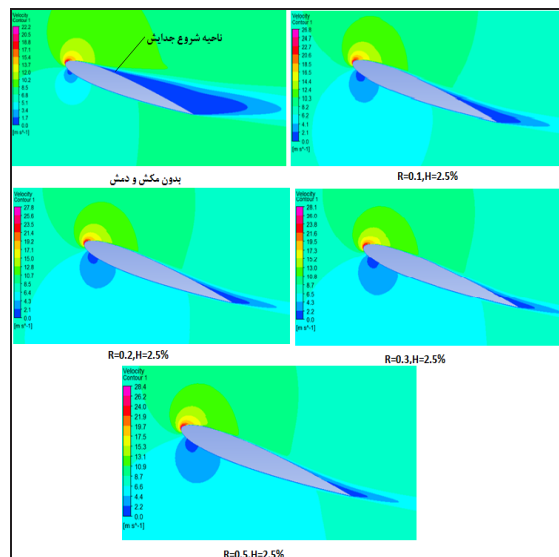
گسترش در اجسام شناور از قبیل قایق‌های پرنده خواهد بود.

۹- فهرست علائم (در صورت لزوم)

u_j	سرعت جت m/s
u_∞	سرعت آزاد m/s
h	طول ناحیه‌ی جت mm
c	طول وتر ایرفویل mm

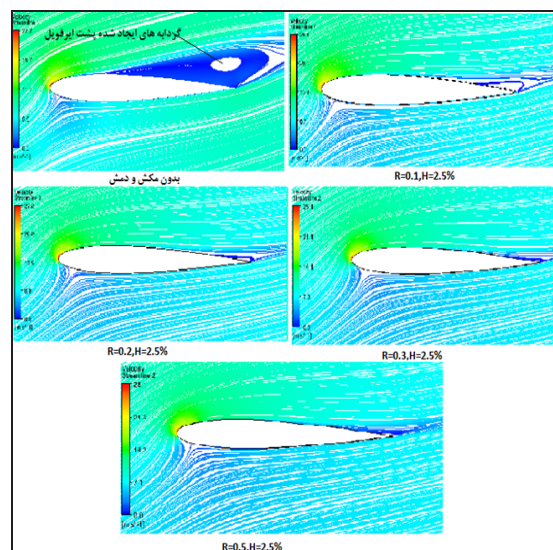
مراجع:

- [1] Braslow, A. L., "A history of suction-type laminar flow control on flight research," Nasa head quarters, 1999.
- [2] Wu, J. Z., Lu, X. Y., Andrew, D., Fan, G. and Wu, J. M., "Post stall flow control on an airfoil by local unsteady forcing," Journal of fluids mechanics, Vol. 371, pp. 21-58, 1998.
- [3] Catalin Nae, "Synthetic jets influence on NACA0012 airfoil at high angle of attack," AIAA , 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1998.
- [4] Hassan, A., and Janakiram, R. D., "Effect of zero-mass synthetic jets on the aerodynamics of the NACA0012 airfoil," Journal of the American helicopter society, Vol. 43, No.4, 1998.
- [5] Luo, D. H., Sun, X. J., Huang, D. G., and Wu, G. Q., "Flow control effectiveness of synthetic jet on a stalled airfoil," Journal of Mechanical Engineering Science, No. 25, 2011.
- [6] Ravidran, S. S., "Active control of flow separation over an airfoil," report of Langley research center, 1999.
- [7] Huang, L., Huang, P. G., and Lebeau, R. P., "Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 Airfoil," Journal of aircraft, Vol. 41 , 2004.
- [8] Beliganur, N. K., and Raymond, P., "Application of evolutionary algorithm to flow control optimization," report of university of Kentucky, 2008.
- [9] Piperas, A. T., "Investigation of boundary layer suction on a wind turbine airfoil using CFD," Technical University of Denmark, Master thesis, 2010.
- [10] Genc, M. S., Keynak, U., and Yapici, H., "Performance of transition model for predicting low Re airfoil flows with/without single blowing an suction," European Journal



شکل ۱۰ (۱۰): توزیع سرعت اطراف ایرفویل و کنترل جدایش جریان در زاویه حمله ۱۸ درجه.

در شکل ۱۱ نیز خطوط جریان در گذر از ایرفویل در زاویه حمله‌ی ۱۸ درجه نشان داده شده است. گردابه‌های ایجادشده پشت ایرفویل با افزایش دامنه‌ی مکش و دمش از ۰/۱ تا ۰/۵ از بین می‌روند.



شکل ۱۱ (۱۱): خطوط جریان در دامنه‌های مختلف مکش و دمش.

واضح است استفاده از روش‌های فوق به منظور به تأخیر انداختن ناحیه جدایش و همچنین، تغییر در ضرایب لیفت و درگ در طراحی و بررسی آیرودینامیکی اجسام پرنده بسیار مفید بوده و این موضوع قابل تعمیم و

of mechanics B/fluids, Vol. 30, pp. 218-235, 2011.

[11] Yousefi, K., Saleh, S. R., and Zandi, P., "Numerical investigation of suction jet on aerodynamics characteristics of NACA0012 airfoil," International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, Vol. 1, 2013.

[12] Menter, F. R., Kuntz, M. and Langtry, R., "Ten years of industrial experience with the SST turbulence model," 4th international symposium of turbulence, heat and mass transfer, Turkey, 2003.

[13] Voigt, L. K., Sorenes, J. N., Pedersen, J. M., and Crons, M., "Review of four turbulence models topology," presented at 8th international IBPSA conference, Netherlands, 2003.

[14] Critzos, C. C., Heyson, H. H., and Boswinkle, W., "Aerodynamics characteristics of NACA0012 airfoil at angle of attacks from 0 to 180, Langley aeronautical laboratory, Washington, NACA Technical note 3361, 1955.

[15] Jacobs, E. and sherman, A., "Airfoil section characteristic as affected by variations of the Reynolds number, NACA report 586, 231, 1937.