

کنترل جدایش لایه مرزی روی ایرفویل با استفاده از جت دمش و ارائه تابع رگرسیونی مستقل به منظور تخمین مستقیم ضرایب آیرودینامیکی

دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک و هوافضا، واحد رامسر، دانشگاه آزاد اسلامی، رامسر، ایران،
 rezasamaci1234@gmail.com
 استادیار، گروه مهندسی مکانیک و هوافضا، واحد رامسر، دانشگاه آزاد اسلامی، رامسر، ایران،
 m.fadaei@iauramsar.ac.ir

سید رضا سماعی
 محدثه فدائی*

چکیده

در پژوهش حاضر کنترل فعال جریان توسط جت دمش در لبه حمله ایرفویل NACA0015 جهت به تعویق انداختن جدایش لایه مرزی از روی سطح مکشی ایرفویل صورت گرفته است. با ۴۸ اجرای عددی و روش سطح پاسخ، ارتباط بین پارامترهای جت دمش با ضرایب آیرودینامیکی به صورت یک تابع رگرسیونی مشخص ارائه شده است. عرض شکاف دمش در سه سطح، زاویه دمش و سرعت دمش هرکدام در چهار سطح مورد بررسی قرار گرفته است. برای شبیه‌سازی عددی از مدل تلاطم transition sst استفاده شده است و عدد رینولدز جریان ۲۳۲۹۴۰ می‌باشد. با توجه به نتایج، دمش مماسی بیشترین افزایش راندمان آیرودینامیکی را نشان می‌دهد. این مقدار از ۲/۵۶ به ۴۲/۸۳ در بازه مورد بررسی برای دمش مماسی افزایش می‌یابد، در حالی که جت دمش ۴۵ درجه کارایی خود را به طور کامل از دست می‌دهد. علاوه بر این، هنگامی که سرعت جت دمش افزایش می‌یابد راندمان آیرودینامیکی به طور پیوسته زیاد می‌شود. نتایج مدل استخراج شده به روش سطح پاسخ نشان می‌دهد که متغیرهای دمش به صورت تداخلی بر راندمان آیرودینامیکی تأثیر دارند.

واژه‌های کلیدی: کنترل فعال جریان، جدایش لایه مرزی، شبیه‌سازی عددی، روش سطح پاسخ، دمش.

Control of Boundary Layer Separation on Airfoil Using Blowing Jet and Providing Independent Regression Function for Direct Estimation of Aerodynamic Coefficients

S. R. Samaei

Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Ramsar Branch, Islamic Azad University, Ramsar, Iran

M. Fadaei

Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Ramsar Branch, Islamic Azad University, Ramsar, Iran

Abstract

In the present study, active flow control was performed by blowing jet at the leading edge of NACA 0015 airfoil to delay the separation of the boundary layer from the airfoil suction side. By employing 48 numerical simulations and the Response Surface Method, the relationship between the blowing jet parameters and the aerodynamic coefficients is presented as a specific regression function. The blowing width has been studied in three levels, the blowing angle and speed each in four levels. Transition SST turbulence model is used for numerical simulation and flow Reynolds number is 232940. According to the results, tangential blowing shows the most aerodynamic performance increase. This value increases from 2.56 to 42.83 inside the range under investigation for tangential blowing whereas 45° blowing jet loses its efficiency completely. Furthermore, when the blowing jet velocity rises, aerodynamic performance continuously increases. The response surface model indicates that blowing variables interactively influence the aerodynamic performance.

Keywords: Active flow control, Boundary layer separation, Numerical simulation, Response Surface Method, Blowing.

جریان اطراف ایرفویل NACA0015 پرداختند. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که دمش نزدیک به لبه حمله در کاهش پسا موثر می‌باشد. یوسفی و همکاران [۵] به بررسی کنترل جریان دمش و مکش بر ایرفویل NACA0012 پرداختند. بررسی آنها نشان داد جت دمش با عرض ۲/۵٪ طول وتر ایرفویل بهترین نتیجه را دارد. بونسر و باهل [۶] به بررسی جدایش لایه مرزی بر روی ایرفویل NACA0012 پرداختند. طبق بررسی آنها با افزایش سرعت جت دمش جدایش لایه مرزی به تأخیر می‌افتد تا زمانی که به صورت کامل بر طرف شود. اکبرزاده و همکاران [۷] به بررسی دمش و مکش بر ایرفویل NACA0012 پرداختند و نشان دادند که در بیشتر موارد با افزایش سرعت دمش ضریب پسا کاهش می‌یابد. کیم جانکیو و همکاران [۸] کنترل جریان دمش را بر ایرفویل OA209 بررسی کردند. بر طبق نتایج جت دمش مماسی باعث تأخیر در استال دینامیک و پایا می‌شود.

۱- مقدمه

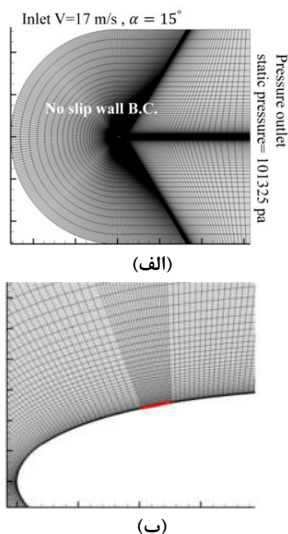
جدایش جریان از مهمترین عوامل کاهش عملکرد مناسب ملخ، پره توربین های بادی و وسایل پرنده می‌باشد. این پدیده علاوه بر ایجاد نویز از لحاظ کاهش راندمان نامطلوب است [۱]. جدایش هوا از روی مقطع بال وسیله پرنده یا پره توربین باد سبب کاهش نیروی برآ و افزایش نیروی پسا فشاری بر روی ایرفویل می‌شود [۲]. کنترل جریان توسط روش های فعال مانند استفاده از عملگر پلاسمایی، دمش و مکش جریان که مستلزم صرف انرژی می‌باشند و روش های غیر فعال مانند مولد گردابه که مصرف انرژی ندارند سبب به تأخیر انداختن گذار می‌شود [۳]. در مقاله حاضر روش کنترل فعال جریان به روش دمش مورد استفاده قرار می‌گیرد.

گودرزی و همکاران [۴] به بررسی تأثیر تزریق جریان بر کنترل

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: m.fadaei@iauramsar.ac.ir

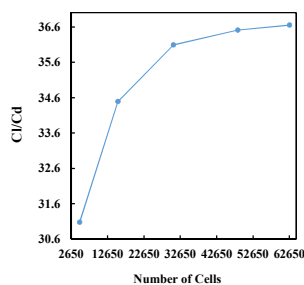
تاریخ دریافت: ۰۰/۰۲/۲۹

تاریخ پذیرش: ۰۰/۰۶/۱۵



شکل ۱- الف) شبکه محاسباتی و شرایط مرزی اطراف ایرفویل NACA0015. ب) شبکه محاسباتی در محل دمش و شکاف ایجاد شده به اندازه ۲/۵٪ طول وتر روی سطح ایرفویل.

شکل ۱ شبکه محاسباتی از نوع C در اطراف ایرفویل و همچنین محل جت دمش را نشان می دهد. به منظور اجتناب از تأثیر مرزها نواحی اطراف ایرفویل در فاصله ۳۰ برابر طول وتر از لبه فرار به سمت عقب و ۲۵ برابر طول وتر از لبه حمله به سمت جلو و بالا و پایین ایرفویل می باشد. استقلال حل از تعداد شبکه در زاویه حمله ۱۰ درجه بررسی گردیده و تعداد ۴۸۴۵۰ المان گرید انتخاب شده است. شکل ۲ تغییر ضریب آیرودینامیکی با افزایش تعداد شبکه را نشان می دهد.



شکل ۲- استقلال حل از شبکه.

تزریق جریان نزدیک به لبه حمله کاهش نیروی پسا و به دنبال آن افزایش راندمان آیرودینامیکی را به دنبال خواهد داشت [۴]. لذا در پژوهش حاضر، تزریق جریان در مکان ۱۰٪ طول وتر نسبت به لبه حمله مورد بررسی قرار گرفته است.

۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان اطراف ایرفویل در حالت پایا، تراکم ناپذیر، متلاطم و دوبعدی به صورت معادلات (۳) و (۴) می باشد. معادله پیوستگی:

اتو و همکاران [۹] به بررسی تأثیر دمش یکنواخت بر ایرفویل Clark-y پرداختند و کاهش ۲۰ تا ۴۰ درصدی پسا را نشان دادند. آبراموا و سانداکوف [۱۰] به بررسی تأثیر جت دمش مماسی بر ایرفویل p-184-15sr پرداختند که بر اساس نتایج آنها اعمال دمش باعث کاهش پسا شد.

مولار و همکاران [۱۱] به بررسی تجربی تأثیر دمش پایا بر ایرفویل NACA0018 پرداختند و تأثیر دمش بر کنترل ورتکس های جدایش را بررسی کردند. فرهادی و همکاران [۱۲] به بهینه سازی اثر دمش و مکش بر ایرفویل NACA0012 پرداختند و نشان دادند که نسبت برآ به پسا به این روش تا ۸۰ درصد افزایش می یابد. مرتضوی و رزاقی [۱۳] به بررسی کنترل جریان بر ایرفویل s814 پرداختند. بر طبق نتایج آن ها در مدل اتصال حفره های مکش و دمش، ۳۸ درصد ضریب برآ و ۳۶ درصد ضریب پسا بهبود پیدا کرد. همچنین ۱۱۹ درصد ضریب آیرودینامیکی افزایش یافت.

در پژوهش حاضر تأثیر پارامترهای تزریق جریان بر ایرفویل NACA0015 بررسی شده و با ۴۸ اجرای محاسباتی و به کارگیری روش سطح پاسخ مدل ریاضی مشخصی که بیانگر ارتباط بین مشخصات جت دمش و پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل باشد به دست آمده است. این موضوع برای کاربرد های هر چه بیشتر صنعتی و اجتناب از محاسبات پیچیده و زمانبر حائز اهمیت ویژه ای می باشد.

۲- بیان مسئله

در مقاله حاضر تأثیر پارامترهایی چون زاویه حمله^۱، سرعت دمش V_j ، زاویه دمش θ_j و عرض شکاف h بر ضرایب برآ، پسا و نسبت برآ به پسا در ایرفویل NACA0015 به کمک شبیه سازی عددی بررسی شده است. ابتدا با استفاده از نرم افزار Gambit مدل ایرفویل و شبکه اطراف آن ایجاد شده و سپس به کمک نرم افزار fluent شبیه سازی عددی به روش حجم محدود انجام شد. استخراج مدل ریاضی رگرسیونی با استفاده از نرم افزار Design Expert و به روش سطح پاسخ انجام شده است.

شرط مرزی به کار رفته در اطراف ایرفویل با توجه به تراکم ناپذیر بودن جریان، شرط سرعت ورودی و در انتها فشار خروجی می باشد. همچنین روی سطح ایرفویل شرط مرزی عدم لغزش و در مکان دمش شرط مرزی سرعت ورودی استفاده شده است. جهت اعمال زاویه دمش در مکان دمش از روابط (۱) و (۲) استفاده شد.

$$\gamma_j = \theta_j + \beta \quad (1)$$

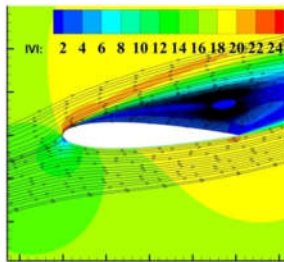
$$\beta = AoA - C \quad (2)$$

که در آن γ_j جهت سرعت دمش، θ_j زاویه راستای سرعت جت دمش و سطح جت و β زاویه بین جهت سرعت جریان آزاد و راستای سطح جت می باشد. C زاویه شیب جت است.

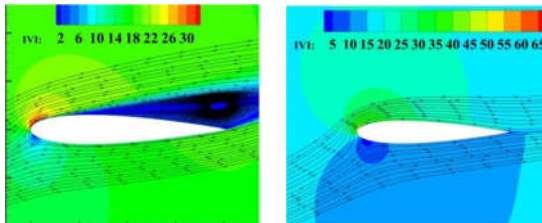
¹ AOA

۲-۴- بررسی اثر پارامترهای دمشی

پارامترهای در نظر گرفته شده سه عرض شکاف ۰.۲، ۰.۵ و ۰.۷۵ درصد طول وتر ایرفویل، سرعت دمشی ۱، ۰.۷۶، ۰.۹۴ و ۴ برابر سرعت جریان آزاد، زاویه دمشی ۰، ۱۲، ۲۵ و ۴۵ درجه می‌باشند که تمامی شبیه‌سازی‌ها در زاویه حمله ۱۵ درجه و عدد رینولدز ۲۳۲۹۴۰ انجام شده است. شکل ۳ تأثیر استفاده از دمشی را بر حذف ناحیه جدایش نشان می‌دهد تأثیر افزایش سرعت جت دمشی بر کوچک شدن ناحیه جدایش و نیز حذف واماندگی در شکل ۳-ب مشخص است.



(الف)

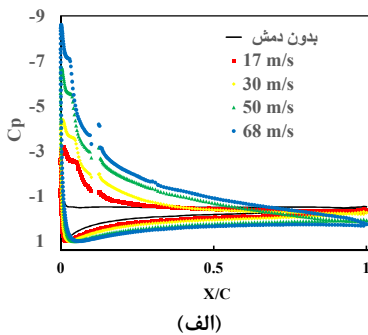


(ب)

(ج)

شکل ۳- کانتورهای اندازه سرعت در $AOA = 15$ (الف) بدون اعمال دمشی (ب) در $\theta_j = 0$ و $V_j = 17 \text{ m/s}$ (ج) در $\theta_j = 0$ و $V_j = 68 \text{ m/s}$

در شکل ۴ توزیع ضریب فشار ایرفویل در حالت بدون دمشی و در حالت با دمشی در سرعت‌های مختلف دمشی نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که با افزایش سرعت دمشی ضریب فشار در سمت مکشی منفی‌تر می‌شود که بهبود ضرایب آیرودینامیکی را به دنبال خواهد داشت



(الف)

شکل ۴- ضریب فشار بدون دمشی و سرعت‌های دمشی مختلف.

در شکل ۵ تأثیر سرعت‌های مختلف دمشی بر پروفیل سرعت در مکان بعد از محل دمشی نشان داده شده است. راستای عمود بر سطح

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (۳)$$

معادله ممنوم:

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\vartheta \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \bar{u}_i' \bar{u}_j' \right) \quad (۴)$$

$$\bar{u}_i' \bar{u}_j' = \vartheta_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij}$$

که در روابط فوق ρ چگالی، \bar{P} فشار متوسط، ϑ لزجت سینماتیک، \bar{u} سرعت متوسط، $-\bar{u}_i' \bar{u}_j'$ تانسور تنش رینولدز، ϑ_t لزجت توربولانس، k انرژی سینماتیک متوسط نوسانات سرعت و δ_{ij} دلتای کرونکر می‌باشند.

مدل متلاطم استفاده شده برای شبیه‌سازی حاضر transition sst می‌باشد که رابطه آن به صورت معادله (۵) می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j k) = \bar{P}_k - \bar{D}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu - \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (۵)$$

که در آن P_k و D_k جملات تولید و اضمحلال انرژی توربولانس برای مدل transition sst و μ_t لزجت سینماتیکی توربولانس است.

همچنین در پژوهش حاضر از روش سطح پاسخ جهت دستیابی به یک مدل ریاضی مشخص برای ارتباط پارامترهای جت دمشی و پارامترهای آیرودینامیکی استفاده شده است. برای پاسخ دلخواه y مدل رگرسیون مرتبه دوم به صورت رابطه (۶) می‌باشد که از روش حداقل مربعات [۱۴] برای تخمین ضرایب چندجمله‌ای استفاده می‌شود.

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_{1i} x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{2i} x_i^2 + \sum \sum \beta_{1ij} x_i x_j + \varepsilon \quad (۶)$$

در این رابطه x_i و x_j متغیرهای مسأله، β_0 ضریب ثابت، β_{1i} ضریب خطی، β_{2i} ضریب مرتبه دوم و β_{1ij} ضریب متقابل می‌باشد.

۴- نتایج

در این بخش ابتدا نتایج حاصل از صحت سنجی پژوهش حاضر و در ادامه نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های انجام شده توسط نرم‌افزار و مدل استخراج شده توسط سطح پاسخ و آنالیز واریانس آن ارائه می‌شود.

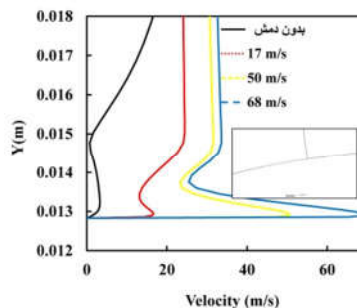
۴-۱- صحت سنجی

به منظور صحت سنجی نتایج، مقایسه نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی حاضر در اطراف ایرفویل NACA0015 با نتایج [۱۵] در عدد رینولدز ۲۳۲۹۴۰ صورت گرفته است. جدول ۱ مقایسه نتایج به دست آمده از پژوهش حاضر و نتایج تجربی [۱۵] را نشان می‌دهد.

جدول ۱- نتایج عددی و تجربی [۱۵]

| زاویه حمله | C_1 پژوهش حاضر | C_1 [۱۵] | میزان خطای $\% C_1$ | C_d پژوهش حاضر | C_d [۱۵] | میزان خطای $\% C_d$ |
|------------|------------------|------------|---------------------|------------------|------------|---------------------|
| ۰ | ۰/۰۰ | ۰/۰۰ | - | ۰/۰۱ | ۰/۰۱ | - |
| ۵ | ۰/۵۵ | ۰/۵۴ | ۱/۸ | ۰/۰۱۳ | ۰/۰۱۴ | ۷/۱۴ |
| ۱۰ | ۰/۸۸ | ۰/۹۰ | ۲/۲۲ | ۰/۰۲۴۱ | ۰/۰۲۷ | ۱۰/۷ |
| ۱۵ | ۰/۴۴ | ۰/۴۳ | ۲/۳ | ۰/۱۷۲ | ۰/۱۷۵ | ۱/۷ |

ایروفیل در نظر گرفته شده است. با توجه به پروفیل های سرعت ملاحظه می شود که تزریق جریان با سرعت بیشتر به دلیل القای مومنتم بیشتر، قادر به بهبود پروفیل سرعت جدا شده نزدیک به دیواره می باشد.



شکل ۵- تأثیر سرعت دمش بر پروفیل سرعت در عرض شکاف ۲/۵٪ و زاویه دمش صفر درجه در محل اعمال دمش

۳-۴- نتایج حاصل از روش سطح پاسخ

در این قسمت نتایج حاصل از روش سطح پاسخ ارائه شده است. جهت استخراج مدل رگرسیونی به دست آمده از ۴۸ اجرای محاسباتی استفاده شده است. میزان باقیمانده مرتبه دوم انطباق یافته برای راندمان آیرودینامیکی ۰/۹۴۶ و برای ضریب پسا ۰/۹۵۰۷ می باشد که به مفهوم درستی قابل قبول مدل انطباق یافته است. جدول ۲ مقادیر باقیمانده های مرتبه دوم را نشان می دهد. تفاوت ملاحظه شده مابین باقیمانده مرتبه دوم انطباق یافته و باقیمانده مرتبه دوم پیش بینی شده کمتر از ۰/۲ می باشد که نشان از دقت مدل بدست آمده دارد.

جدول ۲- باقیمانده مرتبه دوم

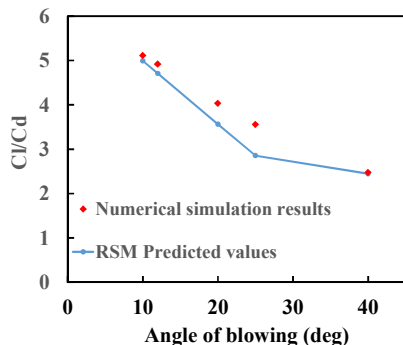
| C_d | راندمان آیرودینامیکی C_l/C_d | مقادیر باقیمانده |
|--------|--------------------------------|--------------------------------------|
| ۰/۹۵۹۱ | ۰/۹۵۲۹ | باقی مانده مرتبه دوم |
| ۰/۹۵۰۷ | ۰/۹۴۶۰ | باقی مانده مرتبه دوم تطبیق یافته |
| ۰/۹۳۶۲ | ۰/۹۳۵۹ | باقی مانده مرتبه دوم پیش بینی شده |

در جدول ۳ معادله رگرسیونی انطباق یافته بر پاسخ های حاصل از شبیه سازی های انجام شده ارائه شده است. در این رابطه θ بر حسب درجه، سرعت بر حسب متر بر ثانیه و عرض شکاف دمش بر حسب متر می باشد.

جدول ۳- معادلات رگرسیونی راندمان آیرودینامیکی و ضریب پسا

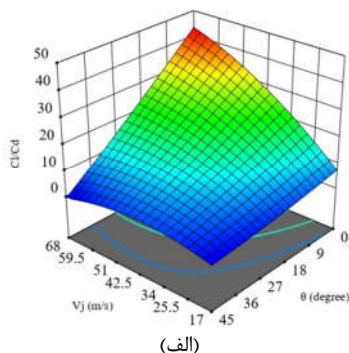
| L/D | C_d | = |
|-----------|-----------|----------------|
| -۱۵/۹۳۱۷ | +۰/۱۷۳۵۱۵ | |
| +۵۰۳/۲۹۴۸ | -۱/۷۲۳۳۸ | (h) |
| +۱/۴۱۱ | -۰/۰۰۵۱۷۲ | (v) |
| +۰/۱۳۶۳ | -۰/۰۰۱۶۹۱ | (θ) |
| -۲۶/۳۶۹۶ | +۰/۱۴۰۲۸۸ | (h×v) |
| | ۰/۰۹۶۰۸۹ | (h× θ) |
| -۰/۰۱۶۳۹ | +۰/۰۰۰۰۷۳ | (v× θ) |
| -۰/۰۰۶۵ | +۰/۰۰۰۰۳۷ | V^2 |
| | +۰/۰۰۰۰۳۳ | θ^2 |

جهت بررسی دقت مدل به دست آمده، چند شبیه سازی عددی صورت گرفته است و مقایسه آن با نتایج پیش بینی شده توسط معادله رگرسیونی انجام شده است. شکل ۶ نشان می دهد که نتایج حاصل از مدل، پیش بینی مناسبی داشته و نزدیک به مقادیر شبیه سازی عددی می باشد.



شکل ۶- نتایج شبیه سازی با نتایج پیش بینی شده مدل رگرسیونی در مقادیر زاویه دمش گوناگون، عرض شکاف ۲٪ و سرعت دمش ۱۷ m/s.

تأثیر تغییرات سرعت و زاویه دمش بر راندمان آیرودینامیکی در شکل ۷ مشخص است. هر چه سرعت دمش افزایش می یابد راندمان آیرودینامیکی نیز افزایش می یابد به عنوان مثال در $h = 3/5\%$ و $V_j = 17 \text{ m/s}$ و در $\theta_j = 0$ ضریب برآ به پسا ۶/۴ است و با افزایش سرعت دمش به ۶۸ متر بر ثانیه ضریب برآ به پسا به ۴۲/۱۴ افزایش یافت.

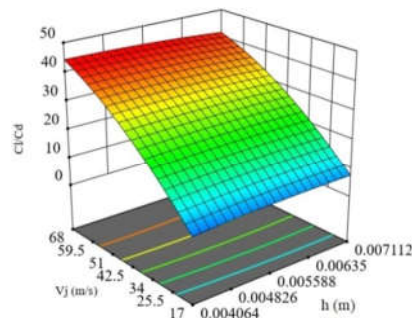


شکل ۷- راندمان آیرودینامیکی در سرعت دمش و زاویه دمش گوناگون

در شکل ۸ تأثیر عرض شکاف بر راندمان آیرودینامیکی نشان داده شده است. همانطور که از نمودار مشخص است افزایش عرض شکاف تأثیر کمی بر راندمان آیرودینامیکی دارد. این میزان با افزایش عرض شکاف، در بازه مورد بررسی از ۴۱/۶ به ۴۲/۱۴ افزایش می یابد.

International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, Vol. 1, No.2, pp. 136-142, 2013.

- [6] Bounecer A., & Bahl L., Numerical Study of an Incompressible Laminar Flow Around a NACA Airfoil With a Blowing Control. *Sciences & Technology*. Vol. 3, No. 2, pp. 27-35, 2018.
- [7] Akbarzadeh P., Lehdarbonei A. A., & Derazgisoo S. M., Low Reynolds unsteady flow simulation around NACA0012 airfoil with active flow control. *Meccanica*. Vol. 53, No.14, pp. 3457-3476, 2018.
- [8] Kim J., Park Y. M., Lee J., Kim T., Kim M., Lim J., & Jee S., Numerical investigation of jet angle effect on airfoil stall control. *Applied Sciences*, Vol. 9, No.15, pp. 2960, 2019.
- [9] Eto K., Kondo Y., Fukagata K., & Tokugawa N., Assessments of friction drag reduction on a Clark-Y airfoil by uniform blowing. *AIAA journal*, Vol. 57, No. 7, pp. 2774-2782, 2019.
- [10] Abramova K. A., & Soudakov V. G., Numerical optimization of flow control by tangential jet blowing on transonic airfoil. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Belo Horizonte, Brazil, 2018.
- [11] Müller-Vahl H. F., Strangfeld C., Nayeri C. N., Paschereit C. O., & Greenblatt D., Control of thick airfoil, deep dynamic stall using steady blowing. *AIAA journal*, Vol. 53, No. 2, pp. 277-295, 2015.
- [12] Farhadi A., Ghoshtasbi Rad E., & Emdad H. Aerodynamic Multi-Parameter Optimization of NACA0012 Airfoil Using Suction/Blowing Jet Technique. *Arabian Journal for Science and Engineering*, Vol. 42, No. 5, pp. 1727-1735, 2017.
- [۱۳] مرتضوی س. م. و رزاقی ر.، بررسی عددی مکانیزم مکش و دمش هوا جهت کنترل جریان غیر فعال بر روی ایرفویل توربین بادی. *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*، د. ۵۱، ش. ۳، ص ۲۰۱-۲۱۰، ۱۴۰۰.
- [14] Douglas c.d., *Design and Analysis of Experiments*. John Wiley and Sons, New York, 2001.
- [15] Miller S. D., Lift, Drag and moment of a NACA 0015 Airfoil. *Department of Aerospace engineering*, Vol. 28, 2008.



شکل ۸- راندمان آیرودینامیکی در عرض دمش و زاویه دمش گوناگون.

۵- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر شبیه‌سازی‌های عددی اعمال دمش بر سطح ایرفویل NACA0015 انجام شد. با استفاده از ۴۸ اجرای محاسباتی مدل رگرسیونی مشخصی به دست آمد. نتایج به‌خوبی نشان داد که اعمال دمش مماسی تحت شرایط مناسب منجر به حذف ناحیه جدایش شده و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA0015 را بدنبال خواهد داشت. با افزایش سرعت دمش راندمان آیرودینامیکی افزایش می‌یابد. در مقابل راندمان آیرودینامیکی با افزایش زاویه جت دمش کاهش می‌یابد.

در دمش با $h = 2/5\%$ و $V_j = 68 \text{ m/s}$ و در $\theta_j = 0$ ضریب برآ به پسا $42/83$ به دست آمد که بیشترین ضریب برآ به پسا به دست آمده در این بررسی است.

کمترین ضریب برآ به پسا $1/4$ است که در عرض شکاف $h = 3/5\%$ و $V_j = 50 \text{ m/s}$ و در $\theta_j = 45$ به دست آمده است.

استخراج یک مدل ریاضی مشخص از اهداف دیگر پژوهش حاضر بوده است. نتایج حاکی از دقت مناسب مدل رگرسیونی پیش‌بینی‌شده و تأثیر معنادار سرعت و زاویه دمش بر راندمان آیرودینامیکی و نیز پسای آیرودینامیکی می‌باشد.

۶- مراجع

- [۱] مصطفی صابری، تحلیل نرم‌افزاری اثر دمش و مکش هم‌زمان روی لایه-مرزی اطراف یک ایرفویل. *پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه بوعلی سینا همدان*، ۱۳۹۲.
- [2] Fadaei M., Davari AR., Sabetghadam F., Soltani MR., Investigation of Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator Effect on Separation Control of a Critical Section of Wind Turbine Blade. *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 20, No. 9, pp. 2289-2302, 2020.
- [۳] خوش نژاد ع.، ابراهیمی ر.، پوریوسفی غ.، دوست محمدی ع.، مطالعه عددی تأثیر عملگرهای پلاسمایی در کنترل جریان نشستی نوک در یک روتور کمپرسور محوری سرعت پایین، *مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز*، د. ۵۱، ش. ۴، ص ۳۷۷-۳۸۶، ۱۴۰۰.
- [4] Goodarzi M., Rahimi M., & Fereidouni R., Investigation of active flow control over NACA0015 airfoil via blowing. *International Journal of Aerospace Sciences*, Vol. 1, No. 4, pp. 57-63, 2012.
- [5] Yousefi K., Saleh S. R., & Zahedi P., Numerical Investigation of Suction and Length of Suction Jet on Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil.