



Effect of Gurney Flap on Airfoil Lift Coefficient by Design of Experiment (DOE) Method

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Kazemian M.E. ^{*1 PhD},

Kazemian A.H. ^{2 PhD},

Jaafarian S.M. ^{1 PhD}

How to cite this article

Kazemian M.E, Kazemian A.H, Jaafarian S.M. Effect of Gurney Flap on Airfoil Lift Coefficient by Design of Experiment (DOE) Method. Modares Mechanical Engineering. 2019;-19(12):2857-2863.

ABSTRACT

In this paper, the effect of the Gurney flap parameters such as the angle of attack, Reynolds number, angle and height of the flap and its location from the escape edge on the lift coefficient of a symmetric airfoil is considered with the help of simulation in computational fluid dynamic software of Fluent. The turbulence model k- ϵ is used for the two-dimensional domain. Also, the value of the lift coefficient is introduced as a function of effective parameters by the design of experiment (DOE) method and using the backward elimination regression model which is a statistical method for selecting the model and estimated error terms. The value of the airfoil lift coefficient can be determined and predicted by the obtained function. The numerical values derived from the function of the lift coefficient resulted from the design of experiment method are in good agreement with other valid papers. The results show that at the constant attack angle by increasing Gurney flap height, lift coefficient increase. On the other hand, at the constant height of the Gurney flap, this coefficient decreases with increasing angle of attack. Moreover, the lift coefficient increased by increasing the distance of the Gurney flap from the airfoil escape edge at a 90-degree angle and 1.5%, as well as increasing the Reynolds number at a constant height of a Gurney flap.

Keywords Airfoil; Lift Coefficient; Gurney Flap; Design of Experiments (DOE) Method

¹Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Higher Education Complex of Bam, Bam, Iran

²Mechanical Engineering Department, Sistan & Balochistan University, Zahedan, Iran

*Correspondence

Address: Mechanical Engineering Department, Engineering Faculty, Higher Education Complex of Bam, Bam, Iran

Phone: +98 (34) 44215868

Fax: +98 (34) 44215659

m.kazemian@bam.ac.ir

Article History

Received: May 15, 2018

Accepted: May 26, 2019

ePublished: December 21, 2019

CITATION LINKS

[1] Design of subsonic airfoils for high lift [2] Gurney flap experiments on airfoils, wings, and reflection plane model [3] Wind tunnel test of Gurney flaps and T-strips on an NACA 23012 wing [4] Effect of the Gurney flap on a NACA 23012 airfoil [5] Visualization of flow fields about an airfoil with a gurney flap [6] Effects of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil [7] Effect of Reynolds number on aerodynamics of airfoil with Gurney flap [8] Computational investigations on the effects of Gurney flap on airfoil aerodynamics [9] Experimental study to the effect of gurney flap on the Clark Y-14 airfoil wing model [10] A high-order sensitivity method for multi-element high-lift device optimization [11] Numerical investigation of an airfoil with a Gurney flap [12] Effect of Gurney flaps on a NACA 0011 airfoil [13] Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing [14] Gurney flap effects and scaling for low-speed airfoils [15] High-lift low Reynolds number airfoil design [16] Numerical investigation of influence geometry variation on the aerodynamic characteristics and static stability of wing in ground effect [17] Effects of various parameters on dynamic stall behavior and aerodynamic coefficients of a NACA0012 airfoil [18] Numerical simulation of Gurney flap on SFYT15thick airfoil [19] Aerodynamic efficiency study of 2D airfoils and 3D rectangular wing in heavy rain via two-phase flow approach [20] Dynamic stall prediction of a pitching airfoil using an adjusted two-equation URANS turbulence model [21] Design and analysis of experiments [22] Experimental and numerical investigation of vortex generator effects on flow pattern and aerodynamic coefficients of an airplane wing model

بررسی تاثیر فلپ‌گاری روی مقدار ضریب بالاروندگی ایرفویل با استفاده از روش تحلیل آزمایش‌ها

محمد احسان کاظمیان * PhD

گروه مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، مجتمع آموزش عالی بم، بم، ایران

امیرحسین کاظمیان PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه سیستان و بلوچستان، زاهدان، ایران

سیدمحمد جعفریان PhD

گروه مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، مجتمع آموزش عالی بم، بم، ایران

چکیده

در این مقاله با کمک شبیه‌سازی در نرم‌افزار تحلیل سیالاتی فلونت تاثیر تغییر پارامترهای فلپ‌گاری از قبیل تغییر زاویه حمله، عدد رینولدز، زاویه و ارتفاع فلپ و محل قرارگیری آن از لبه فرار روی ضریب بالاروندگی یک ایرفویل متقارن مورد بررسی قرار می‌گیرد. مدل‌سازی به صورت ۲ بعدی است و مدل آشفته‌گی استفاده شده $k - \epsilon$ در نظر گرفته شده است. همچنین با استفاده از روش تحلیل آزمایش‌ها به کمک مدل حذف رگرسیون پس‌گرد که یک روش آماری برای انتخاب جملات مدل و ترم‌های خطای برآورد شده است، مقدار ضریب بالاروندگی به صورت تابعی از پارامترهای موثر معرفی می‌شود. با استفاده از تابع به دست آمده می‌توان مقدار ضریب بالاروندگی ایرفویل را تعیین و پیش‌بینی نمود. مقادیر عددی حاصل از تابع ضریب بالاروندگی منتج از روش تحلیل آزمایش‌ها همخوانی خوبی با سایر مقالات معتبر دارد. نتایج نشان می‌دهد که در یک زاویه حمله ثابت، با افزایش طول فلپ‌گاری مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد و از سوی دیگر در ارتفاع فلپ‌گاری ثابت، با افزایش زاویه حمله این مقدار کاهش می‌یابد. علاوه بر این با افزایش فاصله محل قرارگیری فلپ‌گاری از لبه فرار ایرفویل در زاویه ۹۰ درجه و ارتفاع ۱/۵٪ و همچنین افزایش عدد رینولدز در یک فلپ‌گاری با طول ثابت، ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد.

کلیدواژه‌ها: ایرفویل، ضریب بالاروندگی، فلپ‌گاری، روش تحلیل آزمایش‌ها

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۲/۲۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۳/۵

* نویسنده مسئول: m.kazemian@bam.ac.ir

۱- مقدمه

در طول سال‌ها، دستگاه‌های افزایشنده بالاروندگی توجه طراحان هواپیما و مهندسان زیادی را به خود جلب نموده‌اند تا آن‌ها بتوانند عملکرد پرواز و فرود آمدن هواپیما را بهبود بخشند. هواپیماها هنگام پرواز تحت تاثیر نیروهای گوناگونی قرار دارند که این نیروها همیشه در حال تعادل نمی‌باشند. جریان در طول سطوح کنترلی و برازا خیلی پیچیده است و گاهی اوقات در ناحیه پشت این سطوح گردابه و جریان‌های برگشتی رخ می‌دهد. این باعث می‌گردد تا طراحی سطوح کنترلی و برازا سخت باشد. اثرات کلی آئرو دینامیکی فلپ‌های گاری اولین بار توسط لای‌ک در سال ۱۹۸۷ مورد بررسی قرار گرفت^[1]. وی مطالعه‌ای تجربی از فلپ‌گاری را بر ایرفویل نیومن انجام داده است. او نشان داد که فلپ‌گاری ضریب بالاروندگی را افزایش می‌دهد اما هم‌زمان درگ را کاهش می‌دهد. همچنین نتایج تحقیق او نشان داد که ارتفاع فلپ باید بین محدوده خاصی نگه داشته شود تا دستگاه‌های افزایشنده بالاروندگی ماکزیمم بهره آیرودینامیکی را داشته باشند.

میوس^[2] به بررسی تاثیر فلپ بر ایرفویل ۲ بعدی، ۳ بعدی و بال هواپیما پرداخت و در تمامی حالات، نتایج نشان‌دهنده تاثیر مثبت اضافه‌نمودن فلپ بر ضریب بالاروندگی بود. کاوانا و همکاران^[3] ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۲ را مورد بررسی قرار داد. آن‌ها از گاری فلپ‌ها برای اصلاح عملکرد مشخصات بالاروندگی استفاده کردند. نتایج

نشان داد که فلپ‌گاری باعث افزایش ضریب بالاروندگی و همچنین باعث افزایش بیشینه مقدار ضریب بالاروندگی می‌گردد. همچنین یو^[4] نیز ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۲ را مورد بررسی قرار داد و مشخص گردید که استفاده از فلپ‌گاری باعث افزایش نسبت ضریب بالاروندگی به درگ در زوایای حمله پایین و همچنین در ضرایب بالاروندگی بالا می‌گردد.

تاکاکورا و همکاران^[5] ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ را مورد بررسی قرار دادند که نشان‌دهنده افزایش ضریب بالاروندگی توسط فلپ‌گاری می‌باشد. لی و همکاران^[6] با بررسی ایرفویل ناکا ۰۰۲۲ نشان دادند که اضافه‌کردن فلپ‌گاری باعث افزایش ماکزیمم ضریب بالاروندگی می‌گردد. جین و همکاران^[7,8] با استفاده از مدل‌سازی ۲ بعدی در فلونت موقعیت قرارگیری و زاویه قرارگیری متفاوت در ناکا ۰۰۱۲ مورد بررسی قرار دادند و به بررسی مقادیر ضرایب بالاروندگی و درگ پرداخته و بهترین حالت را نزدیکترین فاصله به انتهای بال جهت داشتن ماکزیمم ضریب بالاروندگی پیشنهاد دادند.

خیرالدین و حمید^[9] با استفاده از تونل باد به بررسی انواع اشکال فلپ‌گاری (صاف، دندان‌دار و غیره) پرداختند نتایج نشان‌دهنده تاثیر بسیار بالای مساحت سطح فلپ‌گاری بر نتایج بود. همچنین نتایج نشان داد که نوع گاری از لحاظ شکل مهم نمی‌باشد. سولت و همکاران^[10] یک روش کامل را برای مطالعه و بهینه‌سازی دستگاه‌های افزایشنده بالاروندگی معرفی کردند. آن‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیکی که استفاده نمودند نشان دادند که فلپ‌گاری ضریب بالاروندگی را افزایش می‌دهد. همچنین نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که در بهینه‌سازی آرایش فضایی، ماکزیمم ضریب بالاروندگی با تنظیم نمودن زاویه حمله و عدد ماخ در مقدار ماکزیمم آن‌ها بدست می‌آید. مشابه نتایج لای‌ک، برای ایرفویل‌های ناکا ۴۴۱۲ توسط جانگ و همکاران^[11]، برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۱ توسط مایوس و همکاران^[12]، برای ایرفویل‌های ناکا ۰۰۱۲ و ای ۴۲۳ توسط جفری و همکاران^[13] و برای ایرفویل ال آ ۲۰۳ آ توسط گیگر و همکاران^[14] گزارش شده است.

سلیگ و گاکلیمو^[15] فلسفه طراحی یک ایرفویل را در عملکرد هواپیمای بدون سرنشین بررسی نموده‌اند، آن‌ها با استفاده از این فلسفه نشان داده‌اند که به کارگیری اثرات مطلوب بازگشت فشار مقعر و بارگذاری به سمت عقب ماکزیمم ضریب بالاروندگی را ایجاد می‌کند.

طحانی و همکاران^[16] نیز اثر زاویه حمله را بر پارامترهای مهم آیرودینامیکی بررسی کرده‌اند. آن‌ها در نهایت با تغییر مشخصات هندسی چون زاویه پیش متوجه شدند که زاویه پیش مثبت باعث کاهش درگ و به تاخیر انداختن واماندگی می‌گردد.

در این پژوهش به کمک شبیه‌سازی با نرم‌افزار، تاثیر اضافه‌نمودن فلپ‌گاری بر ضریب بالاروندگی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را بر اساس تغییر پارامترهای زاویه حمله، عدد رینولدز، زاویه فلپ‌گاری، محل قرارگیری فلپ‌گاری از لبه فرار و ارتفاع فلپ به کمک روش تحلیل آزمایش‌ها می‌پردازیم.

۲- بیان مسئله

در مقاله حاضر تاثیر پارامترهایی همچون: عدد رینولدز (Re)، زاویه حمله (α)، محل قرارگیری فلپ‌گاری از نوک فرار (s)، ارتفاع فلپ‌گاری (h) و زاویه قرارگیری فلپ‌گاری (ϕ) بر ضریب بالاروندگی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ که ایرفویلی متقارن است (شکل ۱) به کمک روش‌های عددی و شبیه‌سازی کامپیوتری و همچنین استفاده از روش تحلیل آزمایش‌ها انجام شده است.

بررسی تاثیر فلپ گارنی روی مقدار ضریب بالاروندگی ایرفویل با استفاده از روش تحلیل آزمایش‌ها ۲۸۵۹ عددی ایرفویل‌ها می‌باشد [16, 18]. بنابراین مدل استفاده در پژوهش حاضر، مدل کی اسپیلن به دلیل استفاده غالب در مدل‌های صنعتی و سادگی کار می‌باشد [7, 8, 19, 20]. فرمول‌بندی کامل این مدل در روابط (۳ و ۴) آورده شده است [8].

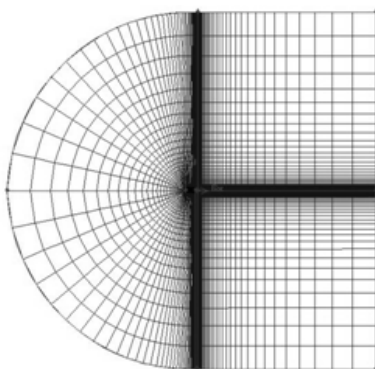
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b + \varepsilon \rho - Y_M + S_k \quad (۳)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - \frac{\rho \varepsilon^2}{k} C_{2\varepsilon} - R_\varepsilon + S_\varepsilon \quad (۴)$$

در معادلات (۳ و ۴)، G_k نشان‌دهنده تولید اغتشاش انرژی جنبشی است به واسطه میانگین گرانش سرعت می‌باشد، در حالی که G_b تولید آشفتگی انرژی جنبشی به دلیل شناوری است. Y_M نشان دهنده یک شکست در محدوده آشفتگی تراکم‌پذیر به میزان کلی است. α_k و α_ε عدد معکوس عدد پرانتل برای k و ε هستند.

۲-۲- روش عددی

برای بررسی تاثیر پارامترهای ورودی، در حضور فلپ‌گارنی بر ایرفویل از مدل شبکه‌ای با مش‌بندی نشان‌داده‌شده در شکل ۳ استفاده شده است. شرایط مرزی به صورت فشار در دوردست (Pressure Far-Field) در مرزهای بالا، پایین و پایین‌دست جریان و ورودی سرعت در ناحیه دایره‌ای بالادست جریان و همچنین شرایط بدون لغزش بر سطح ایرفویل به عنوان دیواره در نظر گرفته شده است. مرزهای بالا و پایین ۲۰ برابر طول وتر و همچنین مرزهای بالادست و پایین‌دست جریان نیز در فاصله ۲۰ برابر طول وتر تعریف گردیده‌اند. این فواصل برای اعمال شرایط جریان آزاد در مرزهای بیرونی جهت محاسبات معادلات ناویراستوکس با تغییر مکان‌های مرزی دورافتاده مورد تایید می‌باشد [4]. مقدار فشار جریان خروجی برابر با فشار جریان آزاد ۱۰۱۳۲۵ پاسکال است.



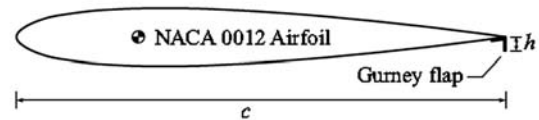
شکل ۳) شبکه‌بندی حوزه حل حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

لازم به ذکر است نوع شبکه‌بندی مسئله با توجه موقعیت و نحوه قرارگیری فلپ‌گارنی متفاوت خواهد بود؛ با این حال در تمامی شبکه‌بندی‌ها از حوزه حل D شکل با مش مربعی استفاده شده است. مقدار عددی رینولدز با توجه به طول وتر و زاویه حمله بر اساس سرعت ورودی در مسئله تعریف گردیده شده است.

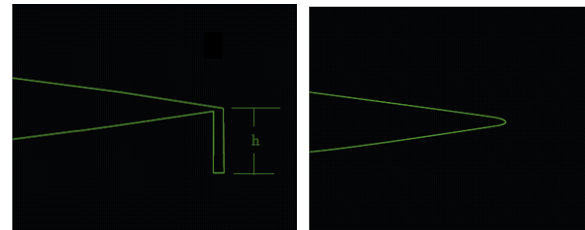
۲-۳- آنالیز بر مبنای روش تحلیل آزمایش‌ها

جهت بررسی اثر پارامترهای گفته‌شده بر ضریب بالاروندگی از روش تحلیل آزمایش‌ها [21] استفاده شده است. لذا ابتدا با استفاده از قانون فاکتوریل مرتبه دو و با توجه به جدول ۱ که نشان‌دهنده مقادیر پارامترهای اولیه جهت آنالیز بر ضریب بالاروندگی می‌باشد. تعداد ۳۲ تست برای شناسایی هر یک از پارامترها مورد نیاز می‌باشد.

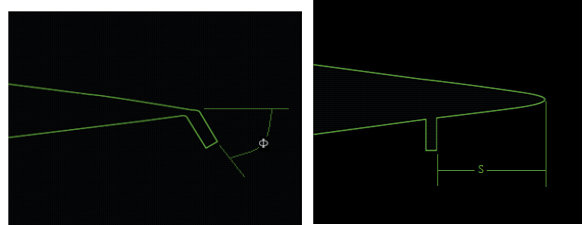
موقعیت و نحوه قرارگیری فلپ‌گارنی بر ایرفویل به صورت شماتیک در شکل ۲ آورده شده است.



شکل ۱) ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ به همراه فلپ‌گارنی



الف) ایرفویل بدون فلپ‌گارنی ب) ایرفویل با فلپ‌گارنی در لبه فرار



ج) ایرفویل با فلپ‌گارنی به فاصله S از لبه فرار د) ایرفویل با فلپ‌گارنی زاویه ϕ^0 در لبه فرار

شکل ۲) شماتیک نحوه قرارگیری فلپ‌گارنی در حالات مختلف

بررسی عددی جریان اطراف ایرفویل در حضور فلپ‌گارنی به دلایلی همچون هزینه کمتر، سرعت بالا و توانایی شبیه‌سازی روش عددی و شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت که اساس آن دینامیک سیالات محاسباتی می‌باشد، صورت پذیرفته است. علی‌رغم مزایای استفاده از بررسی‌های عددی و شبیه‌سازی‌های نرم‌افزاری، به منظور بررسی تاثیر پارامترهای مختلف در حضور فلپ‌گارنی بر ضریب بالاروندگی ایرفویل، بایستی عواملی از قبیل معادلات پایه‌ای و حاکم، شرایط مرزی، مدل آشفتگی، نوع و تعداد شبکه مد نظر قرار گیرد.

۲-۱- معادلات حاکم و مدل آشفتگی

معادلات پایه‌ای حاکم بر سیستم معادلات بقای جرم، مومنتم می‌باشند. معادلات حاکم بر جریان ناپایا، آشفته، ۲ بعدی و غیرقابل تراکم برای سیال با خواص ثابت و بدون درنظرگرفتن نیروهای حجمی به صورت روابط (۱ و ۲) می‌باشد [17].

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_i \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_i} \quad (۲)$$

روش حل جریان فشار مبنا بوده است و در الگوریتم عددی استفاده شده، برای حل میدان جریان، برای کوپل نمودن گرادیان‌های سرعت و فشار از روش سیمپل و جهت گسسته‌سازی معادله مومنتم از مرتبه دوم استفاده شده است. نظر به این که مدل امگا مبنا به دلیل بهینه‌سازی معادلات در نزدیکی دیواره برای اعداد رینولدز پایین برای مدل‌سازی جریان حول ایرفویل مناسب می‌باشد، مدل کی امگا اس اس تی (K- ω SST) به دلیل آمیختن فرمول‌بندی دقیق، مدل کی امگا استاندارد در نواحی نزدیک دیواره و مدل کی اسپیلن در جریان‌های آزاد در نواحی دور از دیواره بهترین مدل در شبیه‌سازی

جدول (۱) پارامترهای اولیه جهت آنالیز ضریب بالاروندگی

متغیر	پارامتر	سطح مینیمم (-۱)	سطح ماکزیمم (+۱)
A	α (°)	.	۱۶
B	h (mm)	.	۵۰
C	S (mm)	.	۱۵۰
D	φ (°)	.	۹۰
E	Re	1×10^{-1}	3×10^{-1}

در جدول ۲ چیدمان پارامتری تست‌های انجام‌شده با توجه به مقادیر ورودی پارامترها آورده شده است. برای بررسی پارامترهای مذکور بر ضریب بالاروندگی از روش حذف رگرسیون پس‌گرد استفاده شد. روش حذف رگرسیون پس‌گرد یک روش آماری برای انتخاب جملات مدل و ترم‌های خطای برآوردشده می‌باشد.

جدول (۲) تست‌های حاصل از نرم‌افزار فلوئنت جهت آنالیز ضریب بالاروندگی

A:α	B:h	C:S	D:φ	E:Re
.	.	.	.	1×10^{-1}
۱۶	.	.	.	1×10^{-1}
.	.	.	.	3×10^{-1}
۱۶	.	.	.	3×10^{-1}
.	۵۰	.	.	1×10^{-1}
۱۶	۵۰	.	.	1×10^{-1}
.	۵۰	.	.	3×10^{-1}
۱۶	۵۰	.	.	3×10^{-1}
.	.	۱۵۰	.	1×10^{-1}
۱۶	.	۱۵۰	.	1×10^{-1}
.	.	۱۵۰	.	3×10^{-1}
۱۶	.	۱۵۰	.	3×10^{-1}
.	۵۰	۱۵۰	.	1×10^{-1}
۱۶	۵۰	۱۵۰	.	1×10^{-1}
.	۵۰	۱۵۰	.	3×10^{-1}
۱۶	۵۰	۱۵۰	.	3×10^{-1}
.	.	.	۹۰	1×10^{-1}
۱۶	.	.	۹۰	1×10^{-1}
.	.	.	۹۰	3×10^{-1}
۱۶	.	.	۹۰	3×10^{-1}
.	۵۰	.	۹۰	1×10^{-1}
۱۶	۵۰	.	۹۰	1×10^{-1}
.	۵۰	.	۹۰	3×10^{-1}
۱۶	۵۰	.	۹۰	3×10^{-1}
.	.	۱۵۰	۹۰	1×10^{-1}
۱۶	.	۱۵۰	۹۰	1×10^{-1}
.	.	۱۵۰	۹۰	3×10^{-1}
۱۶	.	۱۵۰	۹۰	3×10^{-1}
.	۵۰	۱۵۰	۹۰	1×10^{-1}
۱۶	۵۰	۱۵۰	۹۰	3×10^{-1}

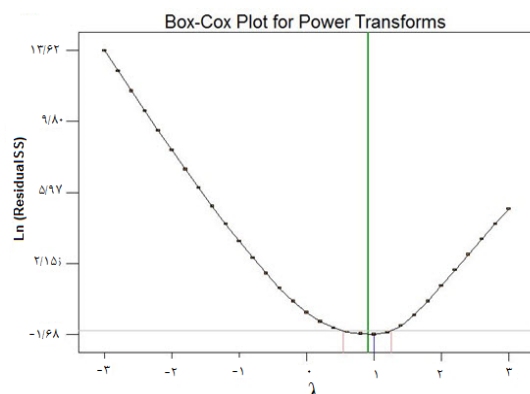
عملکرد این روش انتخاب تمامی جملات به عنوان ترم مدل و حذف تک تک آنها از بیشترین ترکیب تا تک تک اعضا برای محاسبه مقدار ضریب احتمال و ضریب فیشر سندکور می‌باشد. جواب‌های آنالیز واریانس به روش حذف رگرسیون پس‌گرد با توجه به داده‌های بدست آمده از جدول ۲، در جدول ۳ آورده شده است.

جدول (۳) آنالیز واریانس

پارامتر	مجموع مجذورات	میانگین مجذورات	F-value	P-value
Model	۳۲/۶۳	۲/۹۷	۳۱۸/۳۶	<۰/۰۰۰۱
A-α	۰/۰۰۶۴۹۷	۰/۰۰۶۴۹۷	۰/۷	۰/۴۳۳۶
B-h	۸/۴	۸/۴	۹۰۱/۱۷	<۰/۰۰۰۱
C-S	۰/۳۴	۰/۳۴	۳۶/۲۵	<۰/۰۰۰۱
D-φ	۱۵/۳۳	۱۵/۳۳	۱۶۴۵/۲۷	<۰/۰۰۰۱
E-Re	۰/۰۰۴۰۶۸	۰/۰۰۴۰۶۸	۰/۴۴	۰/۵۱۳۶
AB	۰/۰۰۳۸۷۸	۰/۰۰۳۸۷۸	۰/۴۱	۰/۵۳۱
AE	۰/۰۰۸۶۱۸	۰/۰۰۸۶۱۸	۰/۹۶	۰/۳۳۹۶
BD	۸/۴۶	۸/۴۶	۹۰۷/۵۹	<۰/۰۰۰۱
BE	۰/۰۰۷۸۵۶	۰/۰۰۷۸۵۶	۰/۸۴	۰/۳۶۹۵
CD	۰/۰۴۵۶	۰/۰۴۵۶	۴/۹۱	۰/۰۳۸۴
ABE	۰/۰۳۲	۰/۰۳۲	۳/۴۳	۰/۰۷۹
باقی‌مانده	۰/۱۹	۰/۰۰۹۳۱۸		

ترادیدی یک تابع شامل عملیات یک تابع ریاضی بر مقادیر پاسخ می‌باشد به طوری که با استفاده از این تغییر بر مقادیر پاسخ، مقادیر آنالیز واریانس پاسخ مورد نظر، مقادیر قابل قبولی باشند و باقی‌مانده‌ها بایستی با یک مقدار واریانس ثابت توزیع شوند. اکثر توابع تبدیل داده‌ها را می‌توان به فرم $\sigma = f(\mu^\alpha)$ نشان داد که در آن σ انحراف استاندارد، μ مقدار میانگین و α توان تابع تبدیل می‌باشند و در تمامی حالات $\lambda = 1 - \alpha$ است. رسم نمودار مقدار λ نسبت به لگاریتم طبیعی باقی‌مانده مجموع مربعات (نمودار Box-Cox) در نمودار ۱ معیاری مناسب برای انتخاب تابع تبدیل می‌باشد و برای ضریب بالاروندگی تابع تبدیل نیاز نمی‌باشد. هدف از آنالیز واریانس مقدار ضریب بالاروندگی، رسیدن به تابعی از ترکیب متغیرهای ورودی می‌باشد. مقدار تابع مذکور برای محاسبه C_L به صورت معادله (۵) می‌باشد.

$$C_L = 1.09251 - 0.012197\alpha - 4.27248 \times 10^{-3}h - 8.6546 \times 10^{-4}S - 9.14224 \times 10^{-4}\varphi - 9.8848 \times 10^{-7}Re + 3.26811 \times 10^{-4}\alpha \times h + 8.00879 \times 10^{-8} \times \alpha \times Re + 5.71210 \times 10^{-4} \times \varphi \times h + 2.36263 \times 10^{-8} \times h \times Re - 1.12075 \times 10^{-5} \times \varphi \times S - 1.974 \times 10^{-9} \times \alpha \times h \times Re \quad (5)$$

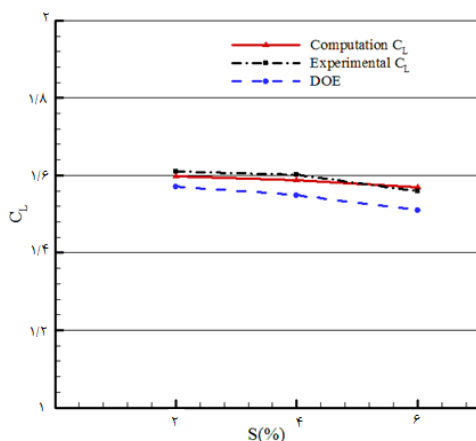


نمودار (۱) نمودار مقدار λ نسبت به لگاریتم طبیعی باقی‌مانده مجموع مربعات

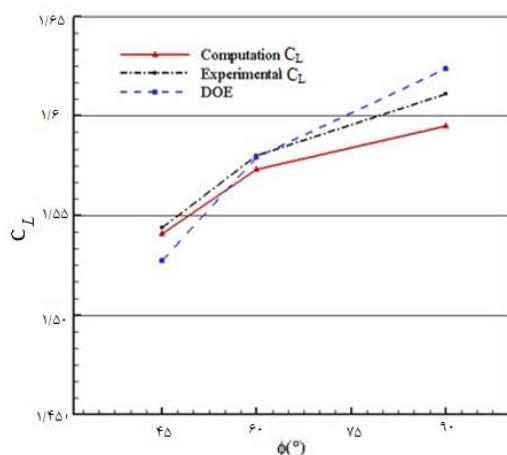
۳- نتایج و بحث

۳-۱- اعتبارسنجی روش عددی

جهت اعتبارسنجی کد محاسباتی، برای ضریب بالاروندگی بر اساس



نمودار ۳) مقایسه تغییرات ضریب بالاروندگی بر حسب تغییر موقعیت فلپ گارنی از لبه فرار ایرفویل با نتایج مرجع [۸]



نمودار ۴) مقایسه تغییرات ضریب بالاروندگی بر حسب تغییر زاویه فلپ گارنی در لبه فرار ایرفویل و ارتفاع $h = 1/5\%$ با نتایج مرجع [۸]

۲-۳- نتایج حاصل از روش تحلیل آزمایش‌ها

با توجه به رابطه (۵) حاصل از آنالیز واریانس به کمک روش تحلیل آزمایش‌ها می‌توان مقدار ضریب بالاروندگی ایرفویل را توسط کنتورهایی همانند شکل ۴ نمایش داد. همان‌گونه که در شکل ۴-الف مشاهده می‌شود در یک زاویه حمله ثابت با افزایش ارتفاع فلپ گارنی مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد. همچنین در یک ارتفاع ثابت از فلپ گارنی با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب بالاروندگی کاهش می‌یابد. همچنین شکل ۴-ب نشان می‌دهد که در زاویه فلپ گارنی ثابت با افزایش ارتفاع مقدار ضریب بالاروندگی کاهش می‌یابد. میزان تغییرات مقدار ضریب بالاروندگی ناشی از تغییر زاویه فلپ گارنی بسیار زیاد و مشهود می‌باشد. مطابق با مرجع [۸] همان‌گونه که در شکل ۴-ج مشخص می‌باشد افزایش محل قرارگیری از لبه فرار مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد. با افزایش عدد رینولدز در یک ارتفاع ثابت از فلپ گارنی مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد (شکل ۴-د). با این وجود در یک رینولدز ثابت با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب بالاروندگی نیز مطابق شکل ۴-ه تغییر می‌یابد. همان‌گونه که در مرجع [۲۲] بدان اشاره شده در زاویه حمله ثابت برای زاویای کمتر از ۱۵ درجه با افزایش عدد رینولدز مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد و برای زاویه حمله بیشتر از ۱۵ درجه با افزایش عدد رینولدز ضریب بالاروندگی کاهش خواهد یافت.

منبع [۸] مقدار ضریب بالاروندگی حاصل از رابطه (۵) که با استفاده از روش تحلیل آزمایش‌ها بدست آمده، با مقادیر ذکر شده در مرجع [۸] مقایسه شده است. برای این منظور سه پارامتر شامل ارتفاع فلپ گارنی، محل قرارگیری فلپ از لبه فرار و زاویه فلپ گارنی را متغیر قرار می‌دهیم و در هر مرحله بقیه پارامترها را ثابت نگه می‌داریم. بر اساس مرجع [۸] مقدار رینولدز برابر است با $2/1 \times 10^6$ و مقدار زاویه حمله ۱۲ درجه می‌باشد. بنابراین با تنظیم پارامترهای ورودی مطابق مرجع [۸]، مقادیر ضریب بالاروندگی حاصل از رابطه (۵) در جداول ۴ تا ۶ و نمودارهای ۲ تا ۴ آورده شده است.

جدول ۴) مقادیر ضریب بالاروندگی ایرفویل در ارتفاع‌های مختلف از فلپ گارنی با قرارگیری در لبه فرار ایرفویل با زاویه ۹۰ درجه

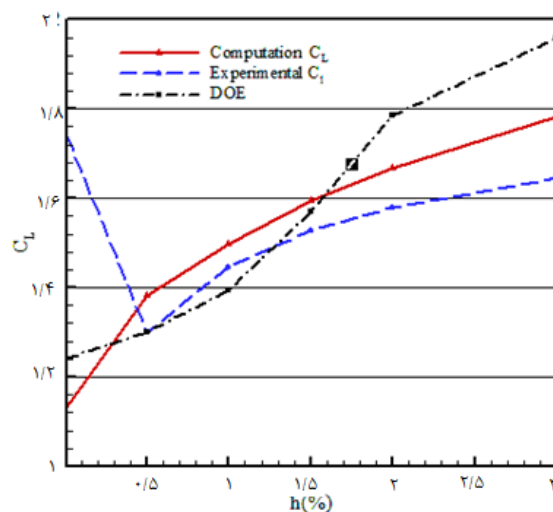
روش طرح‌ریزی آزمایش‌ها C_L	آزمایشگاهی C_L	محاسباتی C_L	h (%)
۱/۲۴۲	۱/۷۵	۱/۱۲۸	۰
۱/۳۰۱۲	۱/۲۹۹	۱/۳۸۲	۰/۵
۱/۳۵۹۴	۱/۴۴۶	۱/۴۹۷	۱
۱/۵۶۹۸	۱/۵۲۸	۱/۵۹۵	۱/۵
۱/۷۸۴۸	۱/۵۸	۱/۶۶۷	۲
۱/۹۵۹۲	۱/۶۴۶	۱/۷۸۲	۳

جدول ۵) مقادیر ضریب بالاروندگی ایرفویل با فلپ گارنی در فواصل مختلف از لبه فرار

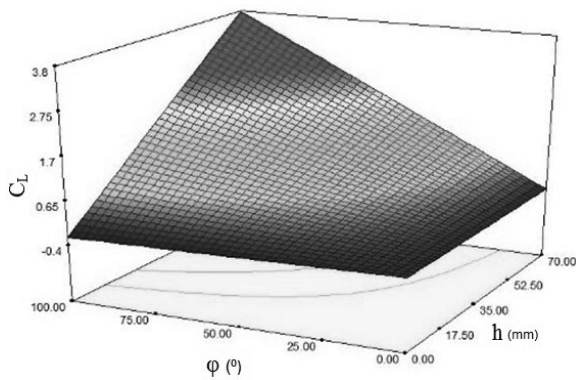
روش طرح‌ریزی آزمایش‌ها C_L	آزمایشگاهی C_L	محاسباتی C_L	S (%)
۱/۵۷۱۳	۱/۶۱	۱/۵۹۸	۲
۱/۵۴۸۵	۱/۶۰۲	۱/۵۸۸	۴
۱/۵۱۱۲	۱/۵۶	۱/۵۶۹	۶

جدول ۶) مقادیر ضریب بالاروندگی ایرفویل در زوایای مختلف قرارگیری فلپ گارنی در لبه فرار با ارتفاع $h = 1/5\%$

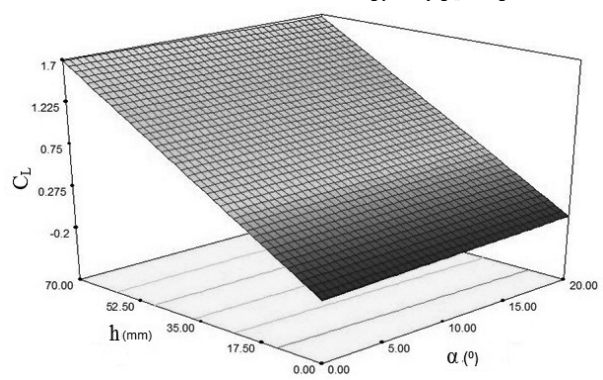
روش طرح‌ریزی آزمایش‌ها C_L	آزمایشگاهی C_L	محاسباتی C_L	ϕ (°)
۱/۵۲۷۳	۱/۵۴۴	۱/۵۴۱	۴۵
۱/۵۷۹۲	۱/۵۸	۱/۵۷۳	۶۰
۱/۶۲۳۷	۱/۶۱۱	۱/۵۹۵	۹۰



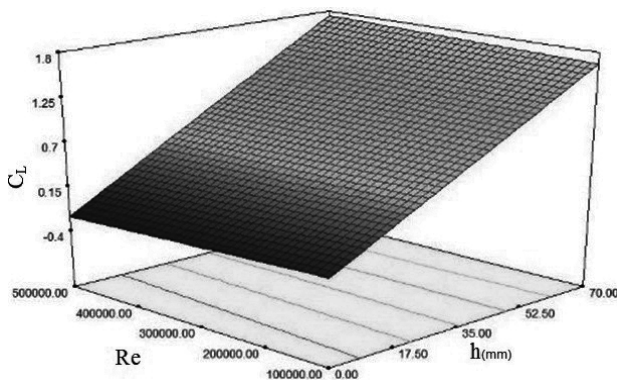
نمودار ۲) مقایسه تغییرات ضریب بالاروندگی بر حسب تغییر ارتفاع فلپ گارنی با نتایج مرجع [۸]



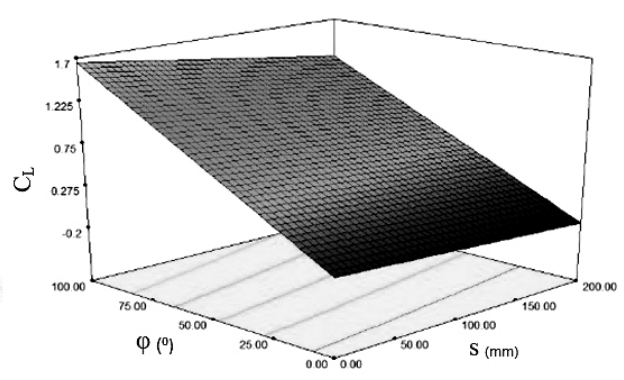
(ب)



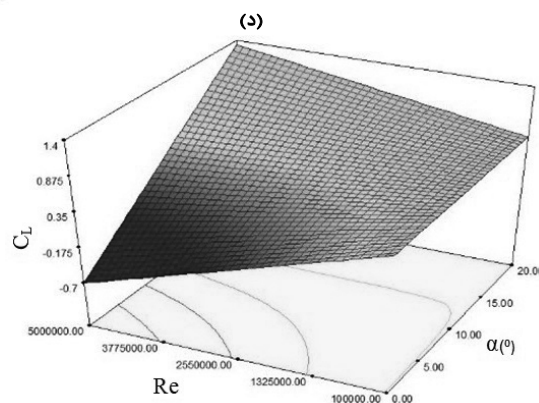
(الف)



(د)



(ج)



(ه)

شکل ۴) کنتورهای ۳ بعدی مقدار ضریب بالاروندگی بر حسب متغیرهای ورودی حاصل از روش تحلیل آزمایش‌ها

منابع مالی: نویسندگان این مورد را بیان نکردند.

۴- فهرست علائم

ضریب بالاروندگی	C_L
ارتفاع (mm)	h
فشار ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)	P
عدد پراتل	Pr
عدد رینولدز	Re
فاصله قرارگیری فلپ‌گاری (mm)	s
زمان (s)	t
سرعت (ms^{-1})	u_j, u_i
زاویه حمله ($^\circ$)	α
لزجت سینماتیکی (m^2s^{-1})	ϑ
مقدار میانگین	μ
چگالی (kgm^{-3})	ρ
انحراف استاندارد	σ
زاویه قرارگیری فلپ‌گاری ($^\circ$)	φ

۳-۳- نتیجه‌گیری

با افزایش ارتفاع فلپ‌گاری در صورت ثابت بودن پارامترهای دیگر با زاویه فلپ‌گاری ۹۰ درجه در قسمت نوک لبه فرار مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد. با افزایش زاویه فلپ‌گاری از ۳۰ تا ۱۲۰ در ارتفاع ۱/۵٪ و زاویه فلپ‌گاری ۹۰، در قسمت نوک لبه فرار مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد. با افزایش فاصله فلپ‌گاری از لبه فرار در زاویه ۹۰ درجه و ارتفاع ۱/۵٪ مقدار ضریب بالاروندگی افزایش می‌یابد.

تشکر و قدردانی: نویسندگان این مورد را بیان نکردند.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله در زمان ارسال به نشریه مهندسی مکانیک مدرس، در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی دیگری در حال بررسی نبوده است.

تعارض منافع: تعارضی بین عوامل تولیدکننده مقاله وجود ندارد.

سهام نویسندگان: محمد احسان کاظمیان (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۵۰٪)؛ محمد جعفریان (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی (۵۰٪)

Sciences Meeting and Exhibit; 1996 Jan 15-18; Reno, NV, USA. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc; 1996.

13- Jeffrey D, Zhang X, Hurst DW. Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing. *Journal of Aircraft*. 2000;37(2):295-301.

14- Giguere P, Lemay J, Dumas G. Gurney flap effects and scaling for low-speed airfoils. 13th Applied Aerodynamics Conference; 1995 June 19-22; San Diego, CA, USA. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc; 1995.

15- Selig MS, Guglielmo JJ. High-lift low Reynolds number airfoil design. *Journal of Aircraft*. 1997;34(1):72-9.

16- Tahani M, Bargestan A, Sabour MH. Numerical investigation of influence geometry variation on the aerodynamic characteristics and static stability of wing in ground effect. *Journal of Solid and Fluid Mechanics*. 2014;4(2):75-87. [Persian]

17- Abdizadeh G, Ahmadvand H, Jafari MM. Effects of various parameters on dynamic stall behavior and aerodynamic coefficients of a NACA0012 airfoil. *Modares Mechanical Engineering*. 2017;17(4):359-68. [Persian]

18- He X, Wang J, Yang M, Ma D, Yan C, Liu P. Numerical simulation of Gurney flap on SFYT15thick airfoil. *Theoretical and Applied Mechanics Letters*. 2016;6(6):286-92.

19- Ismail M, Yihua C, Bakar A, Wu Z. Aerodynamic efficiency study of 2D airfoils and 3D rectangular wing in heavy rain via two-phase flow approach. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2014;228(7):1141-55.

20- Bangga G, Sasongko H. Dynamic stall prediction of a pitching airfoil using an adjusted two-equation URANS turbulence model. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2017;10(1):1-10.

21- Montgomery DC. Design and analysis of experiments. Hoboken: John Wiley & sons, 2017.

22- Sharafi A, Khah Anvar A, Bakhshandeh M, Mahmoudi MR. Experimental and numerical investigation of vortex generator effects on flow pattern and aerodynamic coefficients of an airplane wing model. *Journal of Aeronautical Engineering*. 2012;13(2):1-16. [Persian]

1- Liebeck RH. Design of subsonic airfoils for high lift. *Journal of Aircraft*. 1978;15(9):547-61.

2- Myose R, Papadakis M, Heron I. Gurney flap experiments on airfoils, wings, and reflection plane model. *Journal of Aircraft*. 1998;35(2):206-11.

3- Cavanaugh M, Robertson P, Mason W. Wind tunnel test of Gurney flaps and T-strips on an NACA 23012 wing. *Proceeding of the 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*; 2007 June 25-28; Miami, Florida. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc; 2007.

4- Yoo NS. Effect of the Gurney flap on a NACA 23012 airfoil. *KSME International Journal*. 2000;14(9):1013-9.

5- Takakura Y, Kobayashi T, Takagi M. Visualization of flow fields about an airfoil with a gurney flap. 15th International Symposium on Flow Visualization; 2012 June 25-28; Minsk, Belarus.

6- Li Y, Wang J, Zhang P. Effects of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil. *Flow, Turbulence and Combustion*. 2002;68(1):27-39.

7- Jain S, Sitaram N, Krishnaswamy S. Effect of Reynolds number on aerodynamics of airfoil with Gurney flap. *International Journal of Rotating Machinery*. 2015;2015(628632):1-10.

8- Jain S, Sitaram N, Krishnaswamy S. Computational investigations on the effects of Gurney flap on airfoil aerodynamics. *International Scholarly Research Notices*. 2015;2015(402358):1-11.

9- Kheir-aldeen M, Hamid A. Experimental study to the effect of gurney flap on the Clark Y-14 airfoil wing model. *International Journal of Innovation and Scientific Research*. 2014;9(1):120-32.

10- Soulat L, Pouangue AF, Moreau S. A high-order sensitivity method for multi-element high-lift device optimization. *Computers & Fluids*. 2016;124:105-16.

11- Jang CS, Ross JC, Cummings RM. Numerical investigation of an airfoil with a Gurney flap. *Aircraft Design*. 1998;1(2):75-88.

12- Myose R, Heron I, Papadakis M. Effect of Gurney flaps on a NACA 0011 airfoil. AIAA paper. 34th Aerospace