



کنترل واماندگی دینامیکی یک بالواره با عدد رینولدز پایین به کمک یک تیغه کنترل کننده حباب جدایش

سیدعرفان سلیمی پور^{1*}، شیما یزدانی²

1- مربی، مهندسی مکانیک، دانشگاه مهندسی فناوری‌های نوین قوچان، قوچان
2- کارشناس، مهندسی مکانیک، دانشگاه مهندسی فناوری‌های نوین قوچان، قوچان
* قوچان، صندوق پستی 94771-67335، esalimipour@qiet.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 11 فروردین 1394

پذیرش: 30 فروردین 1394

ارائه در سایت: 19 اردیبهشت 1394

کلید واژگان:

واماندگی دینامیکی

لبه حمله

تیغه کنترل کننده حباب

معادلات ناویر-استوکس

در مقاله حاضر، کنترل پدیده واماندگی دینامیکی جریان ناپایا پیرامون بالواره ناکا 0012 در اعداد رینولدز پایین (حدود 130,000) به صورت عددی و در حالت دوبعدی مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور، یک تیغه نازک با ارتفاع 0/5 درصد طول وتر به صورت عمودی روی لبه حمله بالواره قرار داده شده است تا از گسترش حباب جدایش آرام لبه حمله روی سطح جلوگیری کند. شبیه‌سازی عددی به کار رفته در حل جریان، بر پایه گسسته‌سازی شارهای جابه‌جایی معادلات ناویر-استوکس ناپایا و آشفتته توسط طرح «رو» مرتبه دوم و استفاده از یک روش صریح به شیوه حجم محدود در یک شبکه محاسباتی متحرک است. به دلیل اهمیت پارامترهای زمان‌مند در مسأله، دقت زمانی مرتبه دوم به روش گام زمانی دوگانه مورد استفاده قرار گرفته است. برای بررسی پدیده واماندگی دینامیکی از سه الگوی نوسانی با دامنه‌ها و فرکانس‌های مختلف استفاده شده است. همچنین، به منظور تأیید صحت عملکرد برنامه رایانه‌ای، تعدادی از نتایج واماندگی استاتیکی و دینامیکی با نتایج تجربی معتبر مقایسه شده‌اند. نتایج حاصل از این بررسی‌ها نشان داده است که تیغه کنترل حباب تأثیرات قابل قبولی بر کنترل واماندگی دینامیکی داشته؛ به طوری که این تأثیرات با افزایش فرکانس نوسان بیشتر شده است. بهترین نتیجه حاصل شده، در دامنه زاویه‌ای 5 درجه و فرکانس کاهش یافته 0/15 است که محدوده واماندگی ضریب برآ در حدود 50 درصد کاهش داشته و برای ضریب پسا واماندگی قابل ملاحظه‌ای رخ نداده است.

Dynamic Stall Control of a Low Reynolds Number Airfoil with a Separation Bubble Control Blade

Seyed Erfan Salimipour*, Shima Yazdani

- Department of Mechanical Engineering, Quchan University of Advanced technology, Quchan, Iran.

* P.O.B. 94771-67335, Quchan, Iran, esalimipour@qiet.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 31 March 2015
Accepted 19 April 2015
Available Online 09 May 2015

Keywords:

Dynamic Stall
Leading Edge
Bubble Control Blade
Navier-Stokes Equations

ABSTRACT

In the present paper, a two dimensional numerical analysis of the dynamic stall phenomenon associated with unsteady flow around the NACA 0012 airfoil at low Reynolds number ($Re \approx 130000$) is studied. For this purpose, a thin blade with height of 0.005 chord length was placed vertically on the airfoil to control the bursting of the laminar leading edge separation bubble. The numerical simulation of flow is based on discretization of convective fluxes of the turbulent unsteady Navier-stokes equations by second-order Roe's scheme and an explicit finite volume method in a moving coordinate system. Because of the importance of the time dependent parameters in the solution, the second-order time accuracy is applied by dual time stepping approach. Three oscillating patterns with different frequencies and angular amplitudes were used to study the dynamic stall phenomenon. In order to validate the operation of computer code, some results for static and dynamic stall are compared with experimental data. The results of this study showed that the burst control blade had acceptable effects on the dynamic stall control; so that these effects were increased while the oscillation frequency was raised. The best result occurs in 5 degree angular amplitude and reduced frequency of 0.15. The lift stall reduced 50% and there was no obvious stall in drag coefficient.

1- مقدمه

مسائل جدیدی را پیش‌روی مهندسين قرار داد. بحث جدایش لایه مرزی از سطح بالواره به دلیل تأثیرات زیادی که روی نیروهای آیرودینامیکی دارد، از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. پس از جدایش لایه مرزی آرام از سطح بالواره، ممکن است جریان سیال

دستاوردها و پیشرفت‌های دور از ذهن در شاخه‌های علم هوا فضا نشان از بلند پروازی‌های متخصصان این حوزه از همان آغاز شکل‌گیری این علم مدرن داشت. با پیشرفته‌تر شدن زندگی، علاقه به رسیدن به پیشرفت‌های بیشتر

Please cite this article using:

S. E. Salimipour, Sh. Yazdani, Dynamic Stall Control of a Low Reynolds Number Airfoil with a Separation Bubble Control Blade, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 6, pp. 393-401, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

مختلف مانند نرخ پیچش، عدد رینولدز، زمان مکش و اندازه شکاف مکش را بررسی کردند. ویور و همکاران [8] بارهای ناپایا بر بالواره نوسانی وی آر-7 را در عدد رینولدز 10^5 در یک تونل آب اندازه‌گیری کردند و اثر دمش بر سطح بالایی بالواره به صورت پایا و پالسی را مورد بررسی قرار دادند. سان و همکاران [5] استفاده از دمش مماسی پایا و ناپایا برای کنترل واماندگی دینامیکی روی یک بالواره نوسانی را از طریق حل عددی معادلات ناویر-استوکس مطالعه کردند. ماگیل و همکاران [9] از یک جت مولد گردابه پالسی برای تأخیر واماندگی دینامیکی روی یک بالواره پیچشی در عدد رینولدز $1/7 \times 10^5$ استفاده کردند. گروتناکوس و همکاران [10] اثرات یک فلپ متحرک لبه فرار را بر حلقه‌های بارهای دینامیکی یک بالواره ناکا 0015 نوسانی در عدد رینولدز $1/65 \times 10^5$ مورد بررسی قرار دادند. در سال‌های اخیر نیز بررسی‌ها بر کنترل واماندگی دینامیکی ادامه داشته است. سلماسی و همکاران [11] تأثیر حضور عملگر پلاسمایی بر واماندگی جریان روی بالواره ان ال اف 0414 را به دو صورت تجربی و عددی بررسی کردند. لومباردی و همکاران [12] از یک طرح کنترل با تحریک پلاسمایی حلقه بسته برای تشخیص وقوع جدایش جریان استفاده کردند. جهان‌میری [13] توضیحات مفصلی را در مورد حباب جدایش آرام در قالب یک کتاب بیان کرده و روش‌های کاهش نیروی پسا تحت این شرایط را بررسی کرده است. مطالعات جدید دیگری نیز در زمینه کنترل واماندگی دینامیکی انجام شده و در حال حاضر نیز در حال بررسی است، اما درخصوص استفاده از مفهوم کنترل حباب جدایش برای کنترل واماندگی دینامیکی، تا کنون مطالعه‌ای صورت نگرفته است؛ هرچند رینویی و همکاران [3] از این مفهوم در کنترل واماندگی استاتیکی استفاده کرده‌اند. یکی از تفاوت‌های میان واماندگی استاتیکی و دینامیکی، زاویه وقوع واماندگی است که در واماندگی استاتیکی مقدار ثابتی دارد، اما در واماندگی دینامیکی، وابسته به سرعت نوسان بالواره است.

هدف از این پژوهش، بررسی کنترل واماندگی دینامیکی بر یک بالواره ناکا 0012 نوسانی در عدد رینولدز $1/35 \times 10^5$ و عدد ماخ 0/1 به کمک یک تیغه کنترل کننده حباب جدایش است. این تیغه با ارتفاع 0/5 درصد طول وتر به صورت عمودی روی لبه حمله بالواره قرار داده شده و اثرات دامنه و فرکانس نوسان روی واماندگی دینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. ایده این مطالعه از بررسی واماندگی استاتیکی رینویی و همکاران [3] برگرفته شده است. آن‌ها از یک صفحه کنترل کننده حباب جدایش برای جلوگیری از واماندگی استاتیکی یک بالواره ناکا 0012 ساکن استفاده کردند و نشان دادند که این صفحه می‌تواند از ترکیدن حباب جدایش در محدوده‌ای از زوایای حمله جلوگیری کند. در واقع صفحه یا تیغه، سبب ایجاد آشفتگی در لبه حمله بالواره شده و تا حدودی مانع رشد گردابه‌های آرام می‌شود.

در مقاله حاضر، معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده بر یک جریان ناپایای تراکم‌پذیر دوبعدی در یک دستگاه مختصات متحرک با نوشتن یک برنامه رایانه‌ای حل شده است. با توجه به مقدار عدد رینولدز به کار رفته و وجود جدایش لایه مرزی، یک جریان انتقالی تشکیل خواهد شد؛ بنابراین نیاز به یک مدل آشفتگی مناسب است، اما پیش از بررسی اثر تیغه کنترل کننده حباب جدایش، برای اطمینان از صحت عملکرد برنامه رایانه‌ای نوشته شده، نتایج به دست آمده نخستین با نتایج تجربی معتبر مقایسه گردیده‌اند.

2- روابط ریاضی و عددی

شکل انتگرالی معادلات دو بعدی ناویر-استوکس به صورت رابطه (1) بیان می‌شود [14].

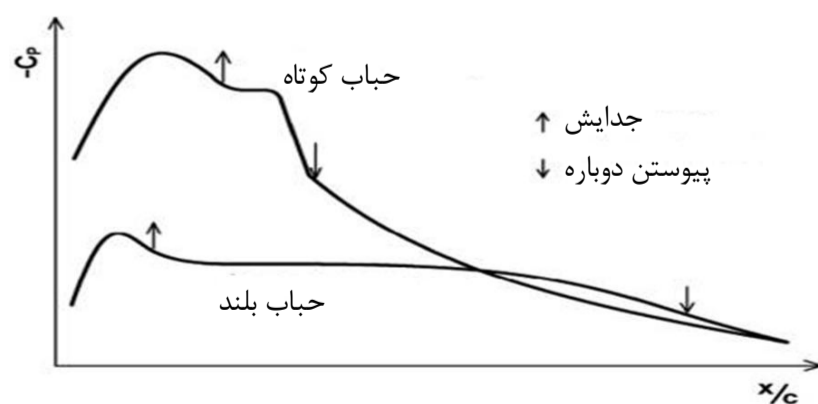
به صورت یک لایه برشی آشفته دوباره به سطح پیوندند. به ناحیه بین جدایش آرام جریان و پیوستن دوباره آن به سطح، حباب جدایش آرام گفته می‌شود [1]. برای جریان‌هایی با اعداد رینولدز از مرتبه $10^4 - 10^5$ و کمتر، رفتار فیزیکی جریان تفاوت‌های بسیار زیادی نسبت به جریان‌های با اعداد رینولدز بالاتر دارد. یکی از مشخصه‌های غالب در این رژیم جریان، تشکیل حباب جدایش در نزدیکی لبه حمله بالواره در زوایای حمله بالاتر از 10 درجه است [2]. حباب جدایش آرام روی بالواره به دو نوع «حباب کوتاه» و «حباب بلند» تقسیم می‌شود. با افزایش زاویه حمله، طول حباب کوتاه کم می‌شود و موقعیتش به سمت لبه حمله حرکت می‌کند. با افزایش بیشتر زاویه حمله، حباب کوتاه توانایی پیوستن دوباره به سطح بالواره را از دست می‌دهد. در این وضعیت، حباب کوتاه به اصطلاح می‌ترکد و این ترکیدن سبب واماندگی بالواره می‌شود. پس از ترکیدن حباب کوتاه، حباب بلند تشکیل می‌شود که طول این حباب با افزایش زاویه حمله تا رسیدن به زاویه واماندگی، افزایش می‌یابد [3]. شکل 1 مقایسه میان این دو نوع حباب را نشان می‌دهد.

واماندگی یک بالواره با افت ناگهانی نیروی عمود بر سطح به دنبال افزایش زاویه حمله‌ای که سبب جدایش جریان است، مشخص می‌شود [4]. از سوی دیگر، واماندگی دینامیکی یک پدیده ناپایاست که به واسطه تغییر شکل گردابه‌ها بر سطح بالواره نوسان کننده در زوایای حمله بالا پدیدار می‌شود. وقوع واماندگی دینامیکی سبب افت شدید در نیروی برآ و افزایش چشم‌گیر در نیروی پسا و گشتاور پیچشی می‌شود.

اثرات واماندگی دینامیکی، سبب ایجاد حلقه‌های هیستریزس ضرایب نیرو و گشتاور می‌شود. این پدیده به طور گسترده‌ای عملکرد وسایلی نظیر هلیکوپترها، توربین‌های بادی و هواپیماهای نظامی را محدود می‌کند. در دنیای امروز چنین محدودیت‌هایی بر قابلیت مانور، سرعت و عملکرد وسایل نقلیه، قابل قبول نیستند؛ بنابراین مطالعه بر روش‌هایی برای کنترل و یا در صورت امکان، حذف واماندگی دینامیکی و اثرات نامطلوب آن اهمیت بسیاری دارد [5].

ناپایا بودن جریان حول جسم، ناشی از هر عاملی که باشد سبب پیچیدگی جریان حول آن شده و محاسبه نیروهای وارد بر جسم دیگر به سادگی آن چه در حالت پایا انجام می‌شود، نخواهد بود. در این حالت برخلاف حالت پایا، عامل زمان نقش مؤثری در تعیین نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جسم خواهد داشت [6].

مطالعات بسیاری برای کنترل واماندگی دینامیکی بر بالواره‌های با اعداد رینولدز پایین انجام شده است. کریم و آکاریا [7] بررسی تجربی کنترل واماندگی دینامیکی را بر بالواره ناکا 0012 با ایجاد مکش لبه حمله در محدوده اعداد رینولدز $1/18 \times 10^5 - 3 \times 10^4$ انجام دادند و تأثیر پارامترهای



شکل 1 ضرایب فشار حباب جدایش آرام [3]

$$\vec{R}^*(\vec{W}^*) = \vec{R}(\vec{W}^*) + \frac{3}{2\Delta t}(\Omega M)^{n+1}\vec{W}^* - \vec{Q}^* \quad (9)$$

به طوری که براساس رابطه (10) داریم.

$$\vec{Q}^* = \frac{2}{\Delta t}(\Omega M)^n\vec{W}^n - \frac{1}{2\Delta t}(\Omega M)^{n-1}\vec{W}^{n-1} \quad (10)$$

در واقع Q^* شامل تمام عبارت‌هایی است که در طول گام‌زنی زمانی ثابت می‌مانند. معادله (8) به کمک طرح چهار مرحله‌ای جیمسون [17] حل شده است.

حرکت پیچشی بالواره به صورت معادله سینوسی (11) تعریف شده است.

$$\alpha(t) = \alpha_m + \alpha_0 \sin(\omega t) \quad (11)$$

که α_m زاویه حمله متوسط و α_0 دامنه زاویه‌ای نوسان است. همچنین فرکانس زاویه‌ای ω مرتبط با فرکانس کاهش یافته k است که با رابطه (12) تعریف می‌شود.

$$k = \frac{\omega c}{2U_\infty} \quad (12)$$

3- نتایج

3-1- اعتبارسنجی

پیش از به کارگیری برنامه رایانه‌ای نوشته شده برای بررسی اثر تیغه کنترل کننده حباب جدایش، لازم است تا اعتبار حل کننده جریان مورد ارزیابی قرار گیرد، اما جهت اعمال آنچه تا کنون یاد شده، نیاز به تولید یک فضای محاسباتی بر فضای فیزیکی مسأله است. برحسب هندسه مسأله، می‌توان از شبکه بندی‌های گوناگونی استفاده کرد. در این پژوهش برای حل جریان، از یک شبکه C با 80×780 نقطه و تعامد بسیار بالا و شعاع متوسط 20 برابر طول بالواره استفاده شده است. بخش‌هایی از این شبکه در شکل 2 مشاهده می‌شود. در شکل 3 توزیع فشار بر یک بالواره ناکا 0012 در سه زاویه حمله 11، 12 و 13 درجه که در یک جریان پایا با عدد رینولدز $1/3 \times 10^5$ قرار گرفته، نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تطابق خوبی میان نتایج به دست آمده و نتایج تجربی ارائه شده در مرجع [3] وجود دارد؛ به طوری که بیشینه خطا در زاویه 11 درجه 8%، در زاویه 12 درجه 12 درصد و در زاویه 13 درجه 10 درصد بوده است. همچنین برای بررسی استقلال حل از شبکه، جریان برای زاویه حمله 12 درجه بر یک شبکه 70×460 نقطه نیز حل شده که مطابق شکل 3 تفاوت محسوسی در نتیجه ایجاد نشده است. در مرجع [18] نیز بررسی استقلال شبکه در شرایطی مشابه با کار حاضر در عدد رینولدز $1/35 \times 10^5$ با دو شبکه محاسباتی 512×200 و 128×200 نقطه انجام شده است.

براساس آنچه در مرجع [3] بیان شده، یک حباب جدایش کوتاه در زاویه حمله 11 درجه و یک حباب جدایش بلند در زوایای حمله 12 و 13 درجه تشکیل شده است. شکل‌های 4 و 5 این دو نوع حباب جدایش را به صورت خطوط جریان برای زوایای حمله 11 و 12 درجه نشان می‌دهند. حباب جدایش بلند در زاویه حمله 12 درجه نشان دهنده وقوع واماندگی استاتیکی است که منحنی توزیع فشار شکل 3 نیز مطابق توضیحات مربوط به شکل 1، مؤید این مطلب است. پس زاویه حمله 12 درجه، زاویه آغاز واماندگی استاتیکی بالواره ناکا 0012 در عدد رینولدز یادشده محسوب می‌شود. برای نشان دادن توانایی حل کننده ناویر-استوکس در به دست آوردن نتایج دقیق واماندگی دینامیکی، منحنی‌های ضرایب برآ و پسا نسبت به زاویه حمله به همراه نتایج تجربی مرجع [19] برای بالواره ناکا 0012 با عدد رینولدز $1/35 \times 10^5$ و نوسان پیچشی در سه مورد طبق جدول 1 بررسی و در

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W} d\Omega + \oint_{\Omega} (\vec{F}_c - V_t \vec{W} - \vec{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

به طوری که براساس رابطه (2) داریم:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \vec{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho v V + n_y p \\ \rho H V \end{bmatrix}, \vec{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

که Ω حجم کنترل، V سرعت جریان عمود بر سطح، V_t سرعت عمود بر سطوح حجم کنترل و dS المان سطح است. سرعت‌های عمود به صورت حاصل ضرب نقطه‌ای بردار سرعت در بردار یکه عمود بر سطح مطابق روابط (3) تعریف می‌شوند.

$$V \equiv \vec{v} \cdot \vec{n} = n_x u + n_y v, \quad V_t = n_x \frac{dx}{dt} + n_y \frac{dy}{dt} \quad (3)$$

E انرژی کل بر واحد جرم است که به صورت رابطه (4) تعریف می‌شود.

$$E = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} + \left(\frac{u^2 + v^2}{2} \right) \quad (4)$$

تنش‌های برشی، Θ_x و Θ_y نیز براساس روابط (5) و (6) بیان می‌شوند.

$$\tau_{xx} = 2(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\vec{\nabla} \cdot \vec{v}}{3} \right)$$

$$\tau_{yy} = 2(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\vec{\nabla} \cdot \vec{v}}{3} \right)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = (\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (5)$$

$$\Theta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy}$$

$$\Theta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} \quad (6)$$

برای مدل سازی جریان انتقالی-آشفته، از یک مدل سه معادله‌ای که توسط والترز و همکاران [14] معرفی شده، استفاده گردیده است. این مدل شامل معادله انرژی جنبشی آشفته (k_T)، معادله انرژی جنبشی آرام (k_L) و معادله نرخ پراکندگی ویژه (ω) است که به نام مدل کی-کی-ال-امگا¹ شناخته می‌شود. دلیل انتخاب این مدل در پژوهش حاضر، ادعای والترز و همکاران [15] در خصوص دقت بالای آن در مدل سازی جریان‌های انتقالی از آرام به آشفته است. روابط مدل بالا با جزئیات کامل به همراه چند اصلاحیه در مرجع [16] آمده است.

معادله انتگرالی (1) با تکنیک گام زمانی دوگانه و به شیوه صریح حل شده است. این تکنیک که به طور وسیعی در جریان‌های ناپایا مورد استفاده قرار می‌گیرد، بر پایه دقت زمانی مرتبه دوم و به صورت اختلاف پس روی سه نقطه‌ای (7) برای یک حجم کنترل دلخواه و در زمان $n+1$ نوشته می‌شود [13].

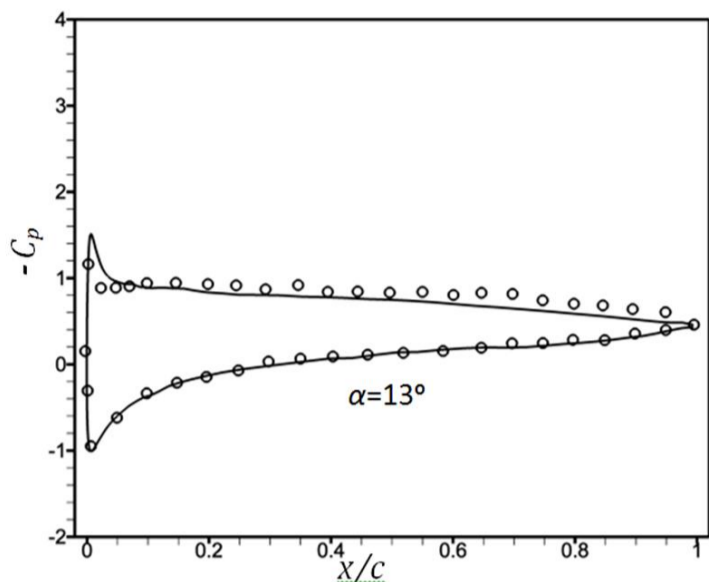
$$\frac{3(\Omega M)^{n+1}\vec{W}^{n+1} - 4(\Omega M)^n\vec{W}^n + (\Omega M)^{n-1}\vec{W}^{n-1}}{2\Delta t} = -\vec{R}^{n+1} \quad (7)$$

که Ω حجم، M ماتریس جرم و Δt گام زمانی است. R مانده سمت راست معادله است که با استفاده از روش حجم محدود و بر پایه حل کننده تقریبی ریمان (طرح رو) با دقت مرتبه دوم گسسته سازی شده است. برای استفاده از روش گام زمانی، معادله (6) به صورت رابطه (8) نوشته می‌شود.

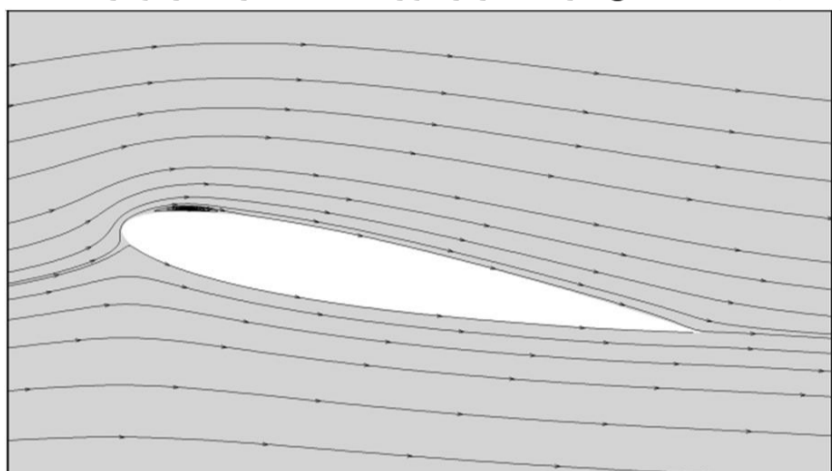
$$\frac{\partial}{\partial t^*} (\Omega^{n+1}\vec{W}^*) = -\vec{R}^*(\vec{W}^*) \quad (8)$$

که W^* تقریبی از W^{n+1} ، t^* یک متغیر زمانی کاذب و R^* مانده ناپایا نام دارد که به صورت رابطه (9) تعریف می‌شود.

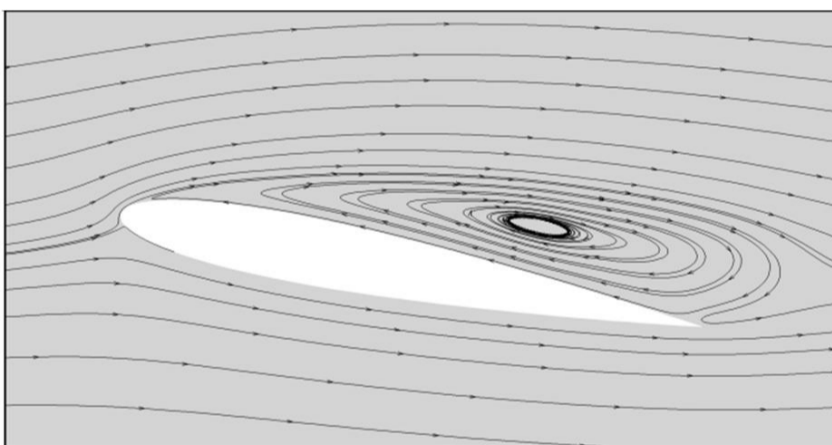
شکل‌های 6 تا 8 نشان داده شده‌اند. خلاصه نتایج مرجع [19] در غالب یک جدول در مرجع [20] نیز آمده است. براساس این شکل‌ها، با آغاز حرکت بالواره و افزایش زاویه حمله، ضرایب برآ و پسا با یک شیب تقریباً ثابت افزایش می‌یابند. با وقوع واماندگی دینامیکی، ضریب برآ با کاهش و ضریب پسا با افزایش ناگهانی مواجه می‌شوند که پس از کاهش زاویه حمله، سبب ایجاد حلقه‌های بسته می‌شوند. با مقایسه نتایج عددی و تجربی می‌توان بیان داشت که حل‌کننده حاضر پدیده واماندگی دینامیکی را به خوبی پیش‌بینی کرده و برای بررسی‌های پسین، قابل اطمینان است.



شکل 3 مقایسه نتایج ضریب فشار بر بالواره ناکا 0012 در عدد رینولدز $1/3 \times 10^5$



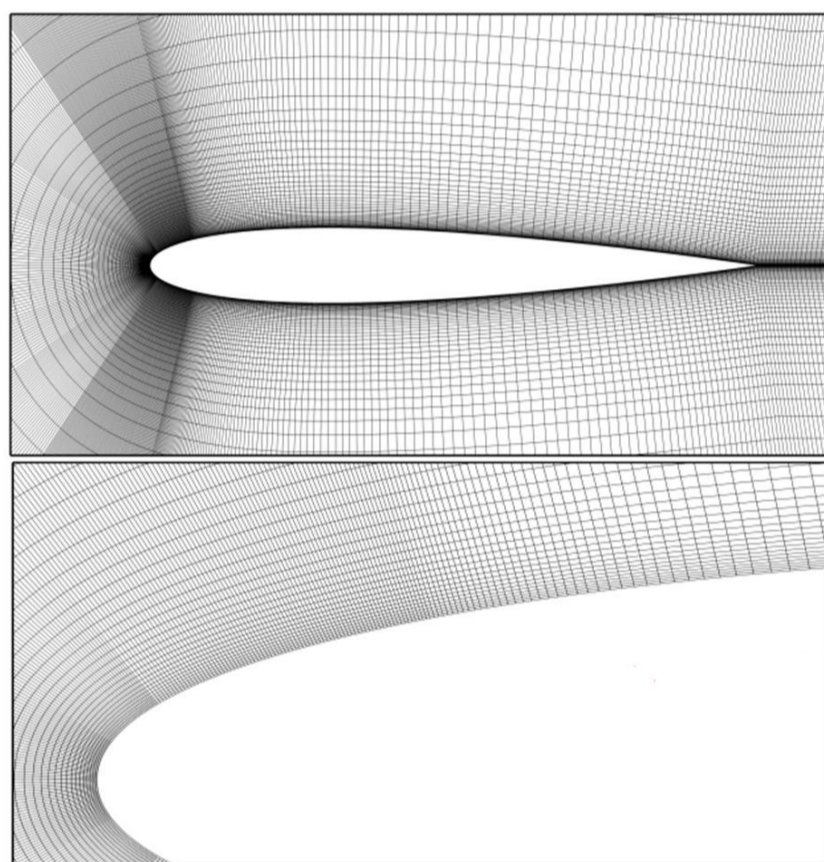
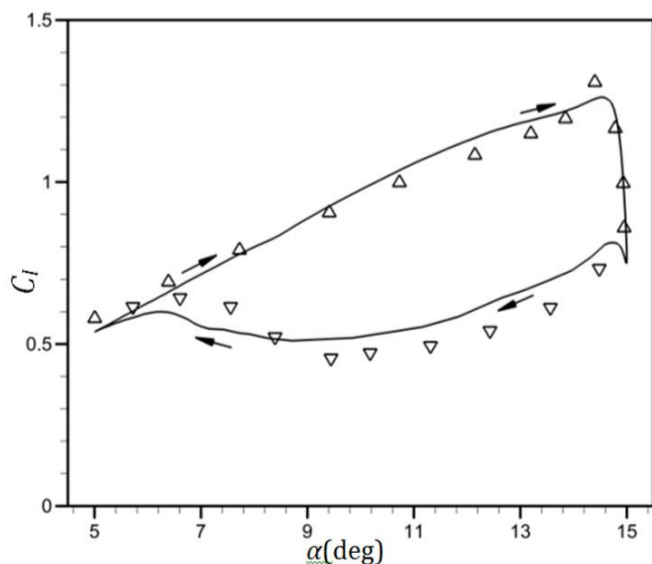
شکل 4 تشکیل حباب کوتاه بر بالواره ناکا 0012 در زاویه حمله 11 درجه



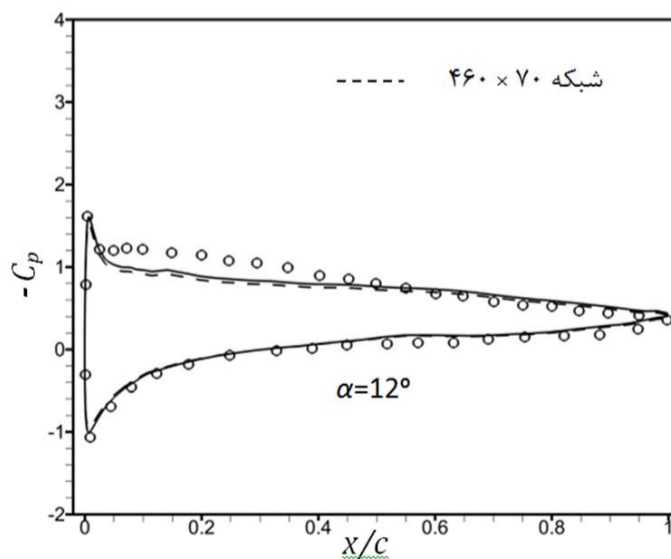
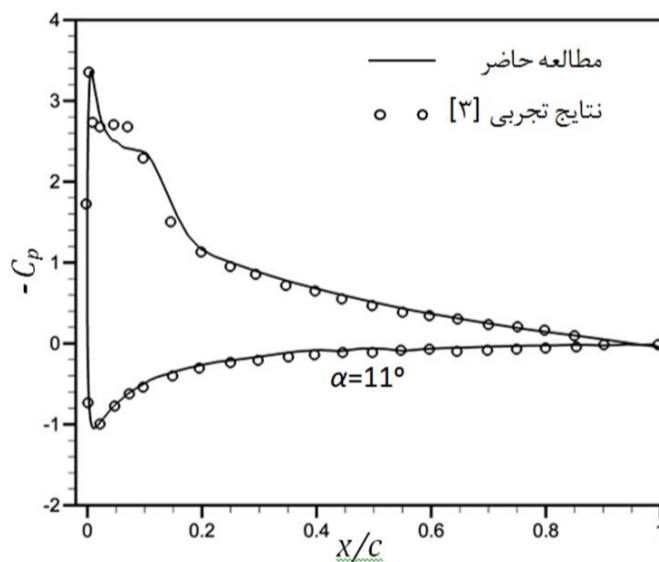
شکل 5 تشکیل حباب بلند بر بالواره ناکا 0012 در زاویه حمله 12 درجه

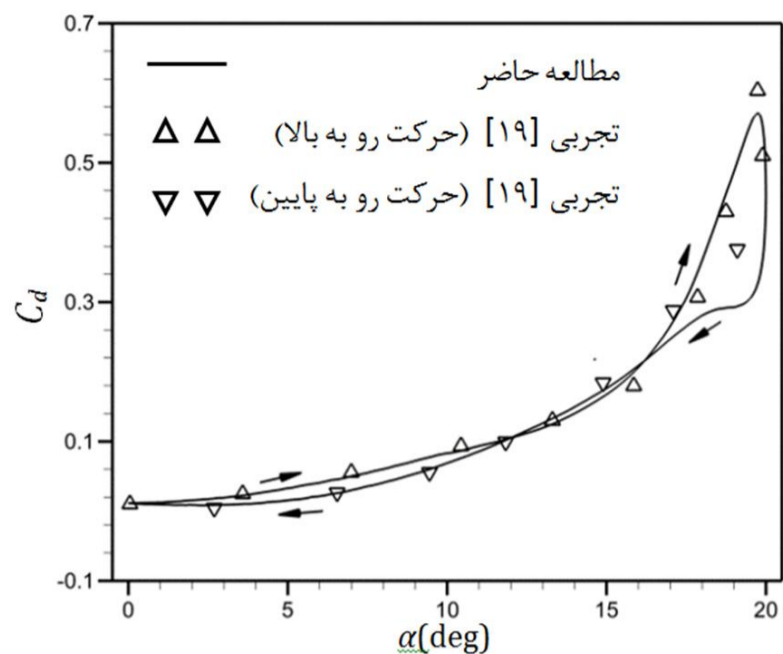
جدول 1 مشخصه‌های نوسانی بالواره برای مقایسه نتایج با داده‌های تجربی

مورد 3	مورد 2	مورد 1	
10°	10°	10°	α_m
10°	5°	5°	α_0
0/1	0/1	0/05	k



شکل 2 بخش‌هایی از شبکه استفاده شده در محاسبات جریان



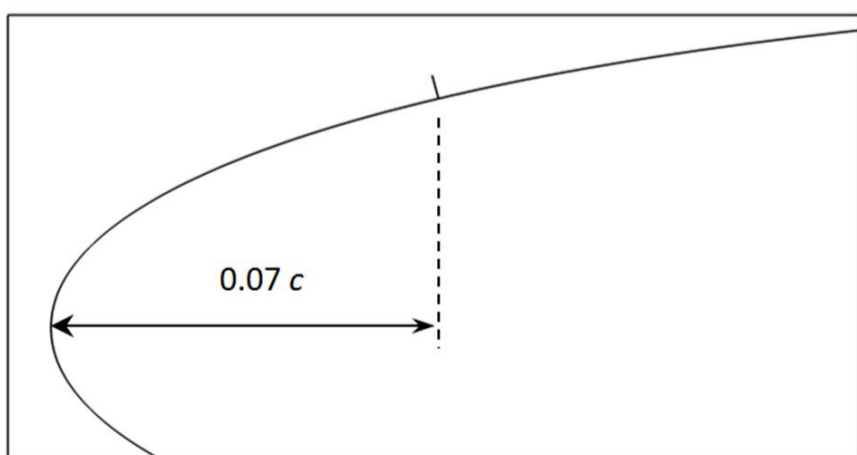


شکل 8 مقایسه نتایج عددی و تجربی پدیده واماندگی دینامیکی بر بالواره ناکا 0012 ($\alpha_m=10^\circ, \alpha_0=10^\circ, k=0.1$)

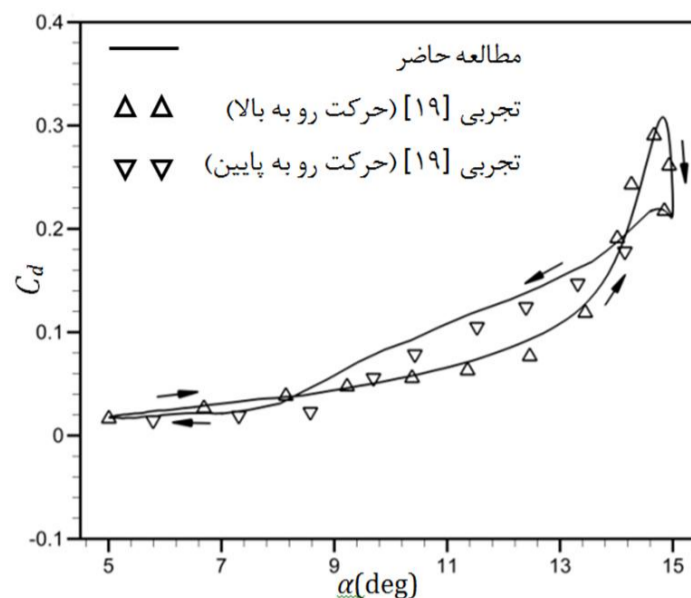
3-2- اثر تیغه کنترل کننده حباب در بالواره ساکن

پیش از بررسی کنترل واماندگی دینامیکی، اثر تیغه کنترل کننده حباب جدایش بر بالواره ساکن تحت شرایط وقوع و عدم وقوع واماندگی استاتیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است. همان طور که از پیش نیز اشاره شد، به منظور کنترل ترکیدن حباب جدایش آرام از یک تیغه نازک با ارتفاع 0/5 درصد طول وتر استفاده شده که به صورت عمودی بر لبه حمله بالواره قرار داده شده است. شکل 9 ناحیه قرار گرفتن تیغه بر لبه حمله بالواره ناکا 0012 را نشان می دهد. شبکه محاسباتی در این حالت همان شبکه استفاده شده در بخش اعتبارسنجی است که در شکل 2 نشان داده شد؛ با این تفاوت که در محل قرار گیری تیغه، شرایط مرزی دیوار به برنامه رایانه ای افزوده شده است.

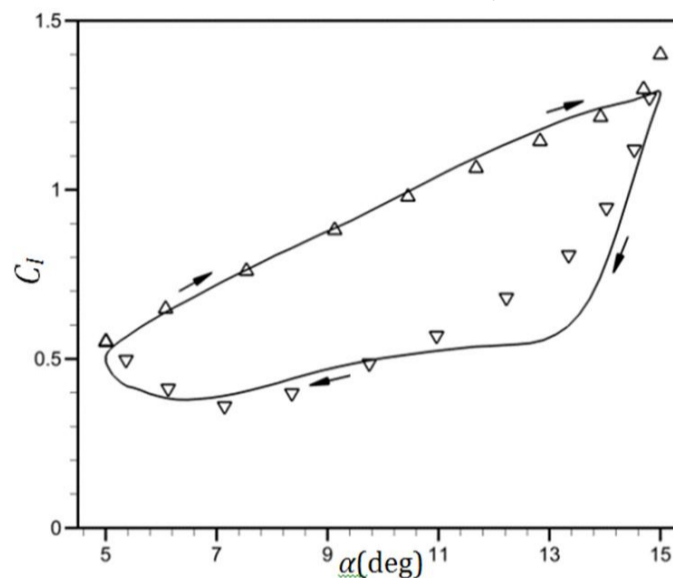
شکل های 10 تا 12 مقایسه توزیع فشار بر بالواره ناکا 0012 را در سه زاویه حمله 11، 12 و 13 درجه که در یک جریان پایا با عدد رینولدز $1/3 \times 10^5$ قرار گرفته است، در حالت با تیغه و بدون تیغه نشان می دهند. ملاحظه می شود که در زاویه حمله 11 درجه که هنوز واماندگی ایجاد نشده، توزیع فشار بالواره به همراه تیغه کنترل کننده تقریباً منطبق بر حالت بدون تیغه است. در واقع این تیغه تأثیری بر حباب جدایش کوتاه ندارد. در زاویه حمله 12 درجه، تیغه یادشده تا حد زیادی توانسته است از ایجاد حباب جدایش بلند و به دنبال آن وقوع واماندگی جلوگیری کند. در زاویه حمله 13 درجه، اگرچه تا حدودی مکش لبه حمله بیشتر شده، ولی تیغه موفق به کنترل ترکیدن حباب نشده و واماندگی به وقوع پیوسته است، زیرا در این حالت به دلیل افزایش شیب بالواره، گردابه قوی تری ایجاد شده که توانسته است از روی تیغه عبور کند.



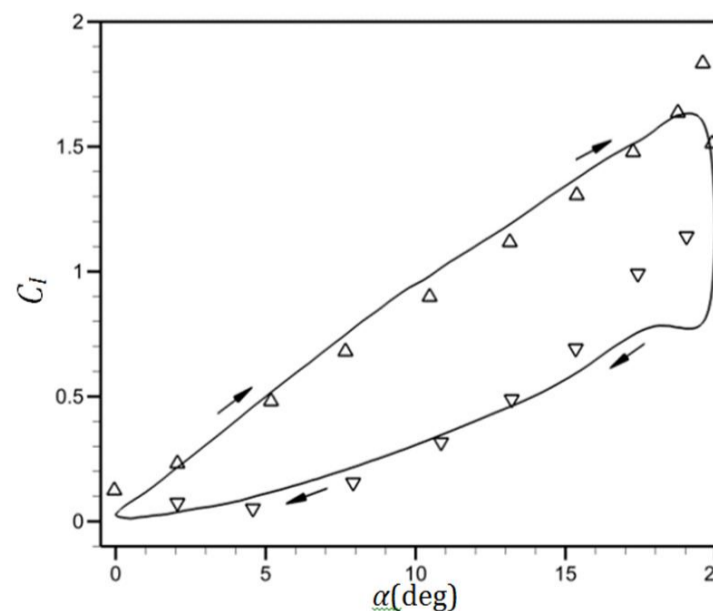
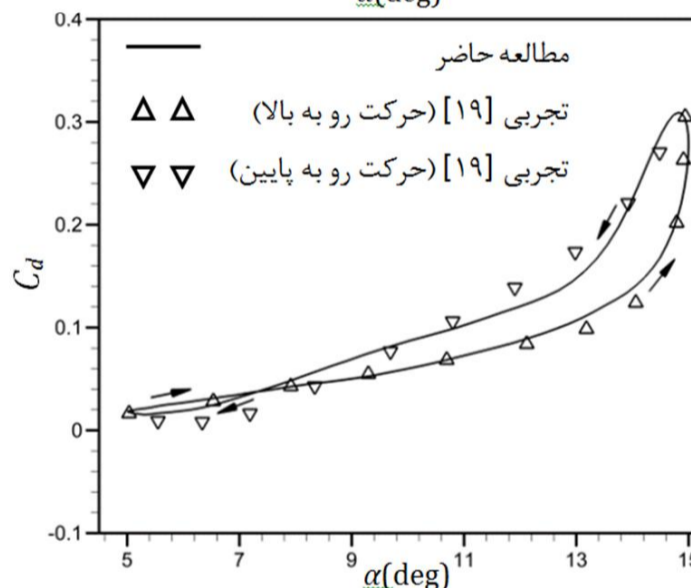
شکل 9 ناحیه قرار گرفتن تیغه بر لبه حمله



شکل 6 مقایسه نتایج عددی و تجربی پدیده واماندگی دینامیکی بر بالواره ناکا 0012 ($\alpha_m=10^\circ, \alpha_0=5^\circ, k=0.05$)



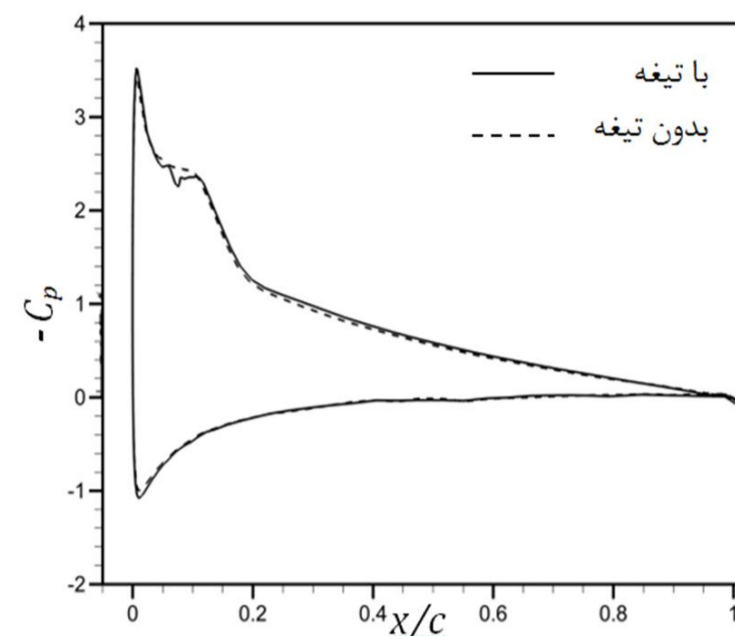
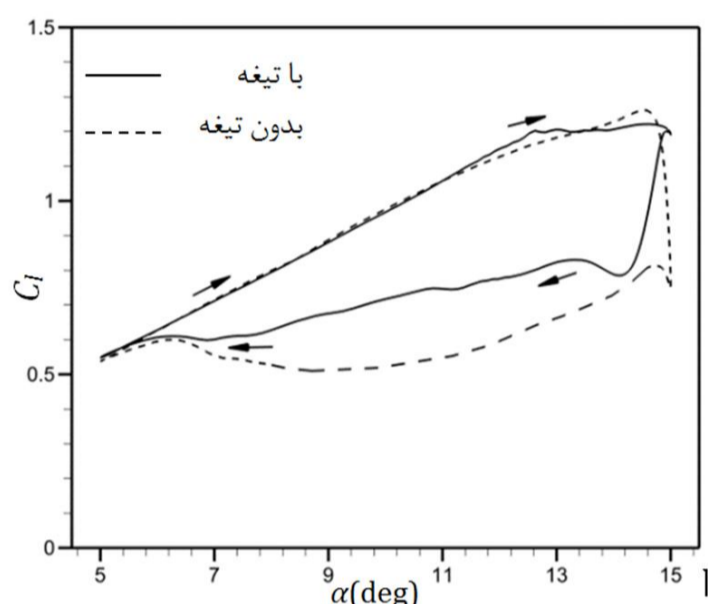
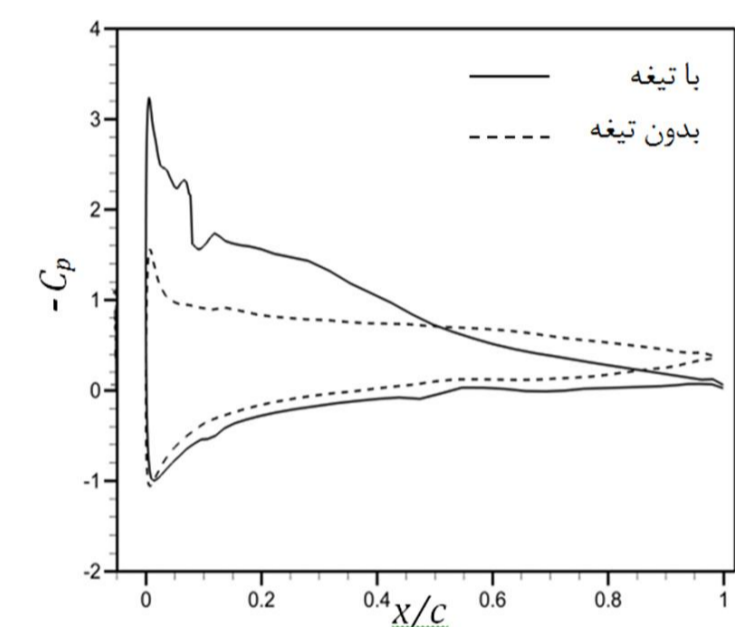
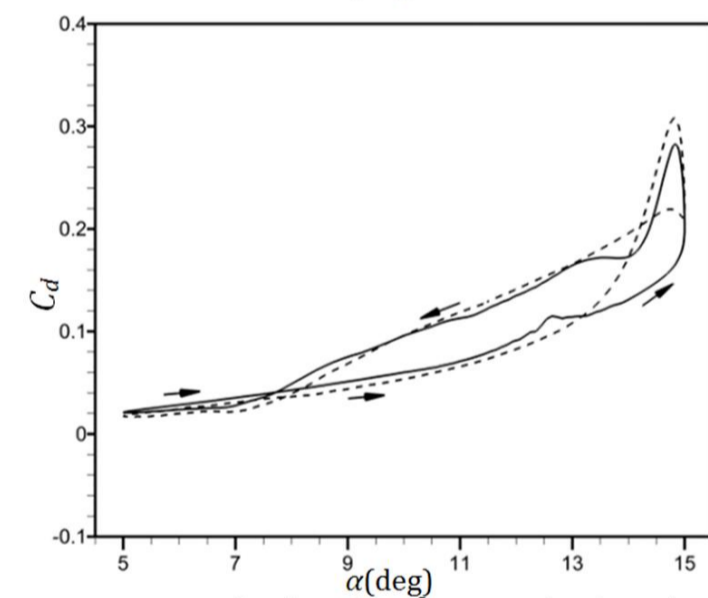
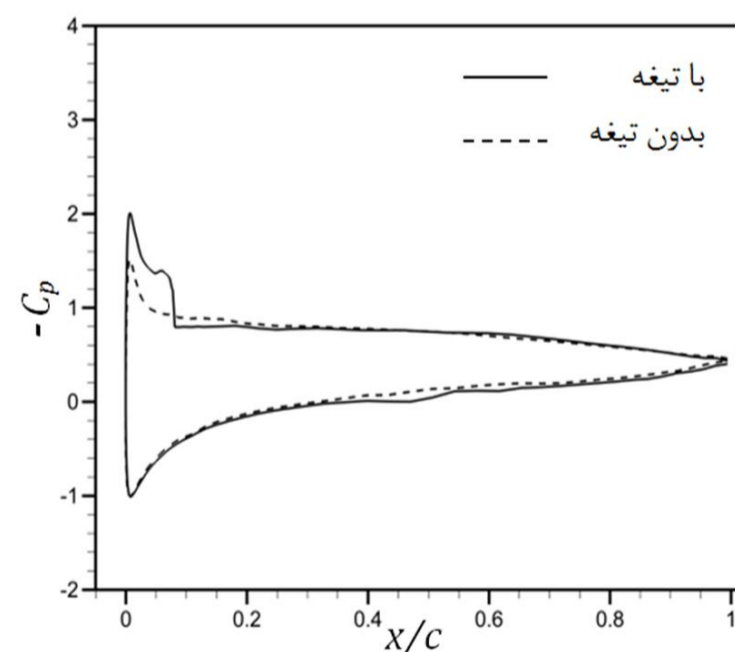
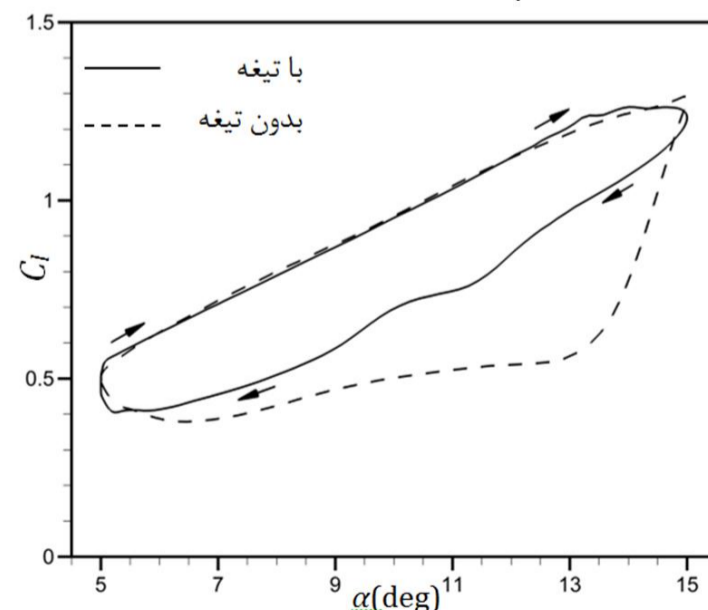
شکل 7 مقایسه نتایج عددی و تجربی پدیده واماندگی دینامیکی بر بالواره ناکا 0012 ($\alpha_m=10^\circ, \alpha_0=5^\circ, k=0.1$)



می‌شود، این است که تیغه یادشده سبب تأخیر در آغاز جدایش جریان شده است. این واقعیت را می‌توان با مراجعه به منحنی‌های ضریب پسا مشاهده کرد. هنگامی که جدایش جریان آغاز می‌شود، ضریب پسا با شیب بسیار زیادی آغاز به رشد می‌کند و از همین تغییر ناگهانی شیب می‌توان شروع جدایش جریان در حالت با تیغه و بدون تیغه را مقایسه کرد.

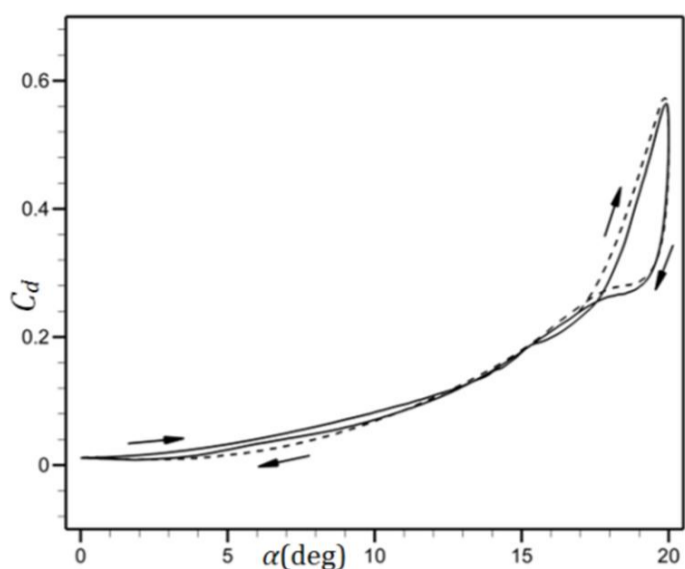
جدول 2 مشخصه‌های نوسانی بالواره برای بررسی واماندگی دینامیکی

مورد 1	مورد 2	مورد 3	مورد 4	مورد 5	
10°	10°	10°	10°	10°	α_m
5°	5°	5°	10°	10°	α_o
0/05	0/1	0/15	0/1	0/2	k

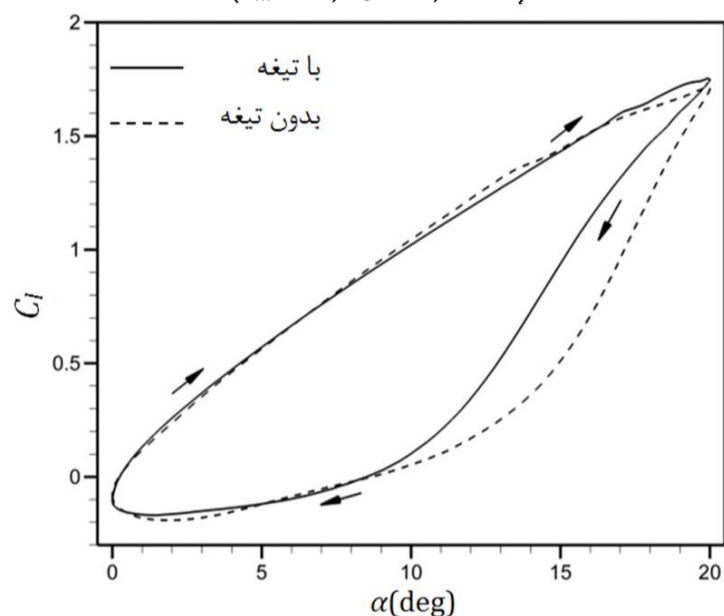
شکل 10 مقایسه نتایج ضریب فشار در حالت با تیغه و بدون تیغه در $\alpha=11^\circ$ شکل 11 مقایسه نتایج ضریب فشار در حالت با تیغه و بدون تیغه در $\alpha=12^\circ$ شکل 12 مقایسه نتایج ضریب فشار در حالت با تیغه و بدون تیغه در $\alpha=13^\circ$ شکل 13 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون تیغه ($\alpha_m=10^\circ, \alpha_o=5^\circ, k=0.05$)

3-3- کنترل واماندگی دینامیکی

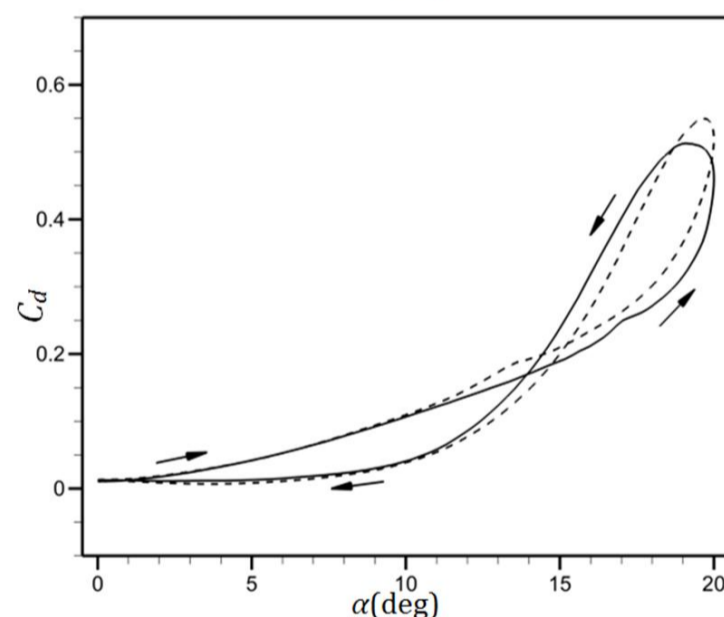
در این بخش، اثر تیغه کنترل کننده حباب جدایش جریان بر میزان واماندگی دینامیکی بالواره ناکا 0012 مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور، منحنی‌های ضرایب برآ و پسا نسبت به زاویه حمله در پنج مورد مطابق داده‌های جدول 2 برای دو حالت لبه حمله با تیغه و بدون تیغه در عدد رینولدز $1/35 \times 10^5$ مقایسه شده‌اند. شکل‌های 13-17 این مقایسه‌ها را به ترتیب موارد جدول 2 نشان می‌دهند. آنچه در تمامی موارد 1 تا 5 دیده



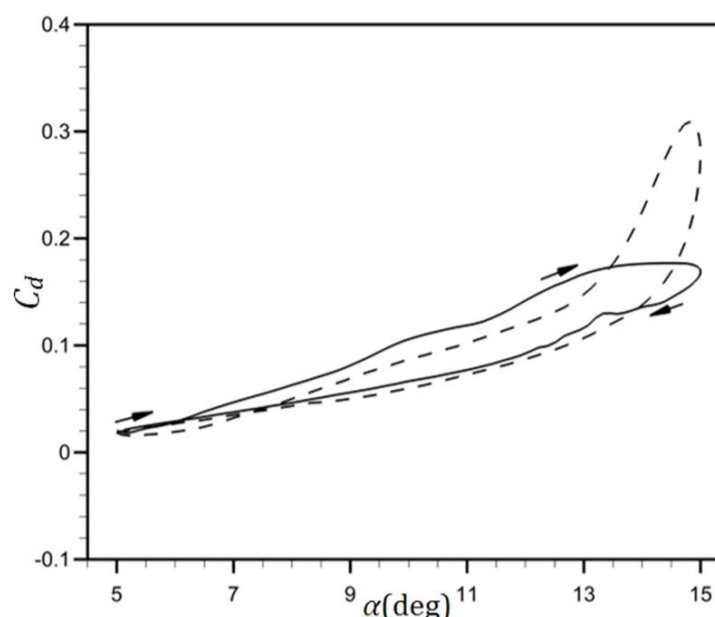
شکل 16 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون تیغه
($\alpha_m=10^\circ, \alpha_0=10^\circ, k=0.1$)



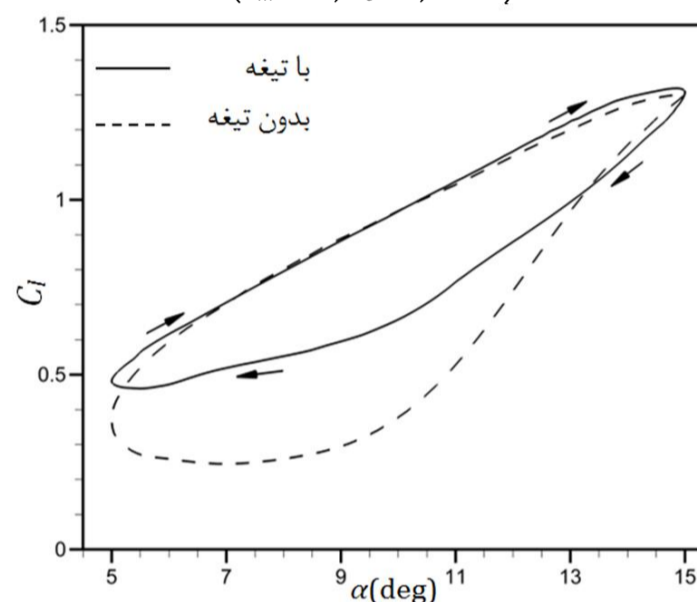
شکل 17 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون تیغه
($\alpha_m=10^\circ, \alpha_0=10^\circ, k=0.2$)



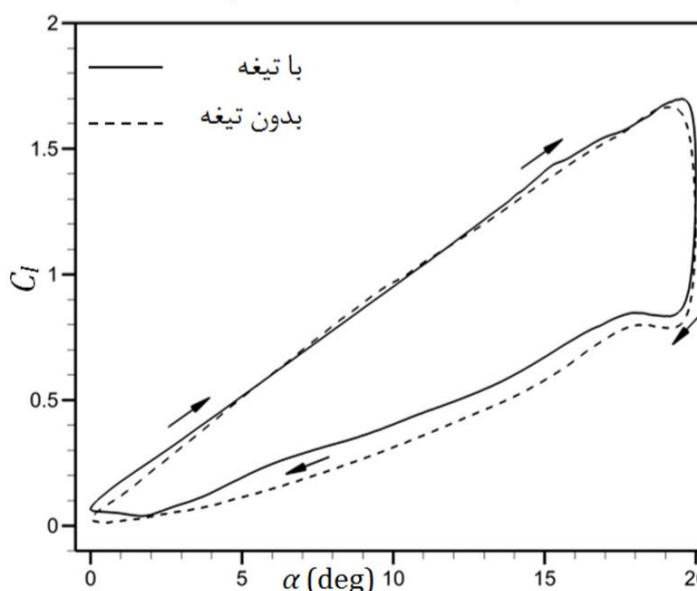
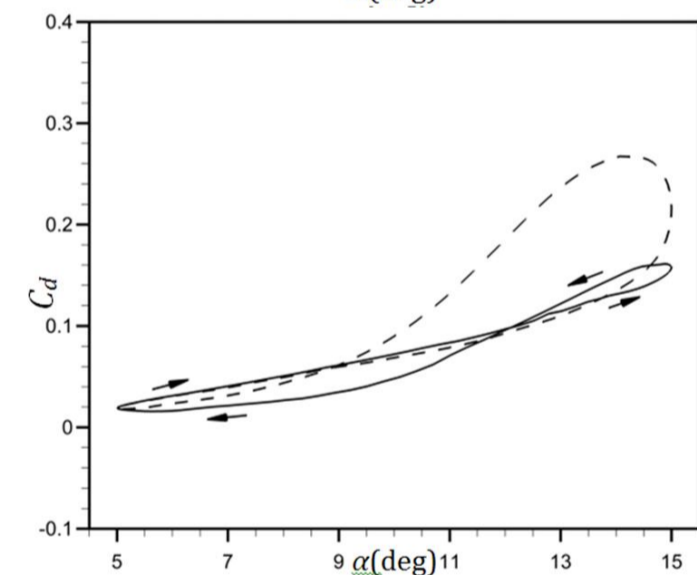
در موارد 1 تا 3 (شکل‌های 13-15) زاویه حمله متوسط (α_m) و دامنه زاویه‌ای نوسان (α_0)، بدون تغییر و فرکانس کاهش یافته (k) با افزایش همراه بوده است. مشاهده می‌شود که با افزایش فرکانس کاهش یافته، شدت واماندگی دینامیکی در حالت بدون تیغه بیشتر شده؛ در صورتی که در حالت با تیغه، شدت واماندگی دینامیکی با کاهش همراه بوده است. به عبارتی، تیغه در فرکانس‌های بالاتر، عملکرد بهتری از خود نشان داده است. می‌توان این‌گونه استدلال کرد که با افزایش فرکانس نوسان، سرعت حرکت تیغه نیز بیشتر شده و در نتیجه سبب ایجاد آشفتگی بیشتر در جریان و به دنبال آن، سبب کاهش رشد گردابه‌ها شده است. در مورد 1 (شکل 13) محدوده افت



شکل 14 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون تیغه
($\alpha_m=10^\circ, \alpha_0=5^\circ, k=0.1$)



شکل 15 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون تیغه
($\alpha_m=10^\circ, \alpha_0=5^\circ, k=0.15$)



4- بحث و نتیجه گیری

در این پژوهش، به بررسی اثر تیغه کنترل کننده حباب جدایش جریان آرام بر میزان واماندگی دینامیکی بالواره ناکا 0012 در دامنه‌ها و فرکانس‌های نوسانی مختلف پرداخته شد و نتایج زیر به دست آمد.

- تیغه کنترل کننده، زاویه واماندگی استاتیکی را حدود 9 درصد افزایش می‌دهد.
- تیغه کنترل کننده، سبب تأخیر در آغاز جدایش جریان در بالواره نوسانی می‌شود. بیشترین مقدار تأخیر در دامنه زاویه‌ای 5 درجه و فرکانس کاهش یافته 0/05، که این تأخیر در حدود 15 درصد بوده است.
- تیغه کنترل کننده، ضرایب برآ و پسا را در حرکت به سمت پایین بالواره بهبود می‌بخشد. بیشترین بهبود، در دامنه زاویه‌ای 5 درجه و فرکانس کاهش یافته 0/15 است که ضریب برآ در حدود 60 درصد افزایش و ضریب پسا در حدود 45 درصد کاهش داشته است.
- افزایش فرکانس نوسان، شدت واماندگی دینامیکی را در بالواره همراه با تیغه کاهش می‌دهد. بهترین نتیجه حاصل شده، در دامنه زاویه‌ای 5 درجه و فرکانس کاهش یافته 0/15 است که محدوده واماندگی ضریب برآ در حدود 50 درصد کاهش داشته و برای ضریب پسا واماندگی قابل ملاحظه‌ای رخ نداده است.

5- فهرست علائم

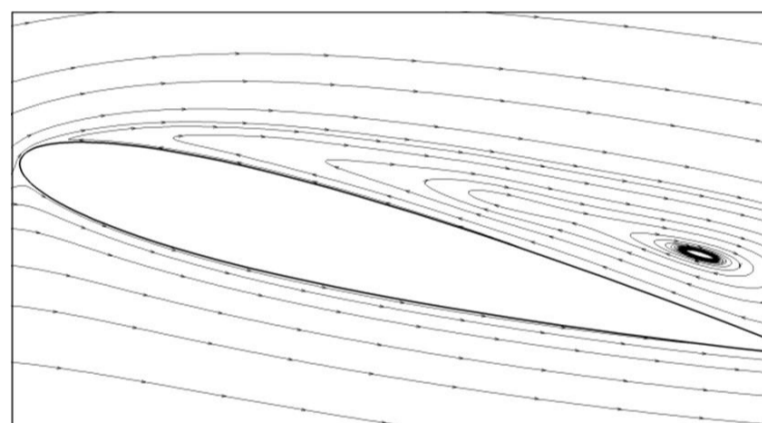
c	طول وتر بالواره (m)
C_p	ضریب فشار ($2p/\rho U_\infty^2$)
C_l	ضریب نیروی برآ ($2L/\rho U_\infty^2 A$)
C_d	ضریب نیروی پسا ($2D/\rho U_\infty^2 A$)
L	نیروی برآ (N)
D	نیروی پسا (N)
E	انرژی بر واحد جرم (m^2s^{-2})
H	آنتالپی بر واحد جرم (m^2s^{-2})
k	فرکانس کاهش یافته (بی‌بعد)
ρ	فشار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
u	مؤلفه افقی سرعت (ms^{-1})
v	مؤلفه عمودی سرعت (ms^{-1})
U_∞	سرعت جریان آزاد (ms^{-1})
علائم یونانی	
α	زاویه حمله (deg.)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
μ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
μ_t	لزجت دینامیکی آشفتگی ($kgm^{-1}s^{-1}$)

6- مراجع

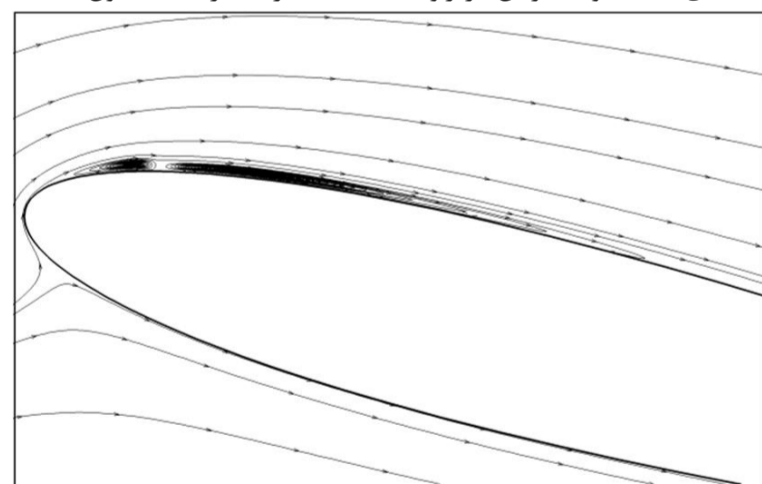
- [1] Tani, Low-Speed Flows Involving Bubble Separation, *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 5, pp. 70-103, 1964.
- [2] T. Grager, A. Rothmayer, H. Hu, Stall Suppression of a Low-Reynolds-Number Airfoil with a Dynamic Burst Control Plate, in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2011-1180, Orlando, Florida, 2011.
- [3] K. Rinoie, M. Okuno, Y. Sunada, Airfoil Stall Suppression by Use of a Bubble Burst Control Plate, *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 2, pp. 322-330, 2009.
- [4] M. H. Akbari, S. J. Price, Simulation of dynamic stall for a NACA 0012

ضریب برآ در حرکت به سمت پایین بالواره نسبت به حالت بدون تیغه کم شده است، ولی اثر قابل توجهی در منحنی ضریب پسا مشاهده نمی‌شود. در موارد 2 و 3 (شکل‌های 14، 15)، وجود تیغه هر دو منحنی ضریب برآ و پسا را در حرکت به سمت پایین بالواره بهبود داده و می‌توان گفت که در این دو مورد، واماندگی عمیقی رخ نداده است؛ به‌ویژه در مورد 3، این بهبود بسیار چشم‌گیر است. در موارد 4 و 5 (شکل‌های 16، 17) دامنه زاویه‌ای نوسان (α) از 5 به 10 درجه افزایش یافته است. مشاهده می‌شود که در این موارد نیز افزایش فرکانس کاهش یافته، سبب کاهش شدت واماندگی دینامیکی در حالت با تیغه شده است. در هر صورت افزایش دامنه زاویه‌ای نوسان در این دو مورد اثر تیغه در کنترل واماندگی دینامیکی را کاهش داده است. در واقع با افزایش محدوده زاویه حمله، قدرت گردابه‌های ایجادشده افزایش یافته و تیغه، توانایی کم‌تری در کنترل آن‌ها داشته است. شکل‌های 18 و 19 خطوط جریان در زاویه 14 درجه را برای مورد 3 در حرکت به سمت بالای بالواره به ترتیب برای حالت بدون تیغه و با تیغه نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که تیغه از تشکیل حباب جدایش بلند جلوگیری کرده است.

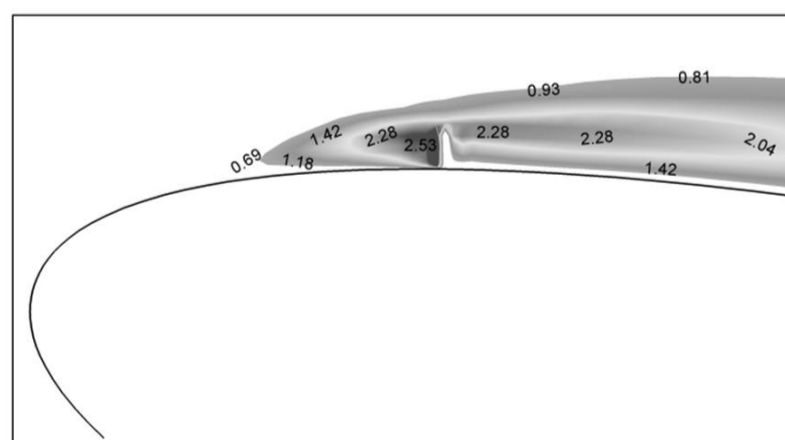
همان‌طور که اشاره شد، دلیل کنترل حباب جدایش توسط تیغه، ایجاد آشفتگی در نواحی نزدیک به تیغه است. در شکل 20 مقادیر بی‌بعدشده انرژی جنبشی آشفتگی در نزدیکی تیغه نشان داده شده است. دیده می‌شود که انرژی جنبشی آشفتگی در جلوی تیغه به مقدار قابل توجهی بیشتر از نواحی دیگر است.



شکل 18 خطوط جریان در زاویه حمله 14 درجه در حالت بدون تیغه



شکل 19 خطوط جریان در زاویه حمله 14 درجه در حالت با تیغه



شکل 20 مقادیر بی‌بعدشده انرژی جنبشی آشفتگی در نواحی نزدیک به تیغه

- [12] A. J. Lombardi, P. O. Bowles, T. C. Corke, Closed-Loop Dynamic Stall Control Using a Plasma Actuator, *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 5, pp. 1130-1141, 2013.
- [13] M. Jahanmiri, *Laminar Separation Bubble*, Lap Lambert, 2013.
- [14] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, Amsterdam, London, New York: Elsevier, 2001.
- [15] D. K. Walters, D. Cokljat, Three-Equation Eddy-Viscosity Model for Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Transitional Flow, *Journal of Fluids Engineering*, No. 130, 121401-14, 2008.
- [16] J. Furst, Numerical Simulation of Transitional Flows with Laminar Kinetic Energy, *Engineering Mechanics*, Vol. 20, No. 5, pp. 379-388, 2013.
- [17] A. Jameson, Time Dependent Calculatios Using Multigrid, with Applications to Unsteady Flows Past Airfoils and Wings, in *10th Computational Fluid Dynamics Conference*. AIAA 91-1596, Honolulu, HI, 1991.
- [18] C. Marongiu, Simulation of the Dynamic Stall at Low Reynolds Number, in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. AIAA 2010-513, Orlando, Florida, 2010.
- [19] P. Gerontakos, *An Experimental Investigation of Flow Over an Oscillating Airfoil*, M.Sc. Thesis, Department of Mechanical Engineering, McGill University, Montreal, Quebec, Canada, 2004.
- [20] T. Lee, P. Gerontakos, Investigation of Flow over an Oscillating Airfoil, *J. Fluid Mech.*, Vol. 512, pp. 313-341, 2004.
- airfoil using a vortex method, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 17, pp. 855-874, 2003.
- [5] M. Sun, S. R. Sheikh, Dynamic Stall Suppression on an Oscillating Airfoil by Steady and Unsteady Tangential Blowing, *Aerospace Science and Technology*, No. 6, pp. 355-366, 1999.
- [6] F. R. Marzabadi, R. K. Moghaddam, Longitudinal Dynamic Derivatives of an Airfoil under Pitching and Plunging Oscillations in Wind Tunnel, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 10, pp. 159-166, 2014. (In Persian)
- [7] M. A. Karim, M. Acharya, Suppression of Dynamic-Stall Vortices over Pitching Airfoils by Leading-Edge Suction, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1647-1655, 1994.
- [8] D. Weaver, K. W. McAlister, J. Tso, Suppression of Dynamic Stall by Steady and Pulsed Upper-Surface Blowing, *NASA Technical paper 3600, ATCOM Technical Report 95-A-005*, 1996.
- [9] J. Magill, M. Bachmann, G. Rixon, Dynamic Stall Control Using a Model-Based Observer, *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 2, pp. 355-362, 2003.
- [10] P. Gerontakos, T. Lee, Dynamic Stall Flow Control via a Trailing-Edge Flap, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 3, pp. 469-480, 2006.
- [11] A. Salmasi, A. Shadaram, M. Mirzaei, A. S. Taleghani, Numerical and Experimental Investigation on the Effect of a Plasma Actuator on NLF0414 airfoil's Efficiency After the Stall, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 6, pp. 104-116, 2012. (In Persian)