مجله مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دوره 15، شماره 6، ص‌ص 393-401

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

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

سیدعرفان سلیمی‌پور[1*]، شیما یزدانی[2]

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

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 کنترل‌کننده حباب
معادلات ناویر- استوکس

چکیده

در مقاله حاضر، کنترل پدیده واماندگی دینامیکی جریان ناپایا پیرامون بالواره ناکا 0012 در اعداد رینولدز پایین (حدود 130,000) به‌صورت عددی و در حالت دوبعدی مورد بررسی قرار گرفته است. بدین‌منظور، یک تیغه نازک با ارتفاع 0/5 درصد طول وتر به‌صورت عمودی روی لبه حمله بالواره قرار داده شده است تا از گسترش حباب جدایش آرام لبه حمله روی سطح جلوگیری کند. شبیه‌سازی عددی به‌کاررفته در حل جریان، بر پایه گسسته‌سازی شارهای جابه‌جایی معادلات ناویر- استوکس ناپایا و آشفته 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، به‌منظور 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؛ به‌طوری که این تأثیرات با افزایش فرکانس نوسان بیشتر شده است. بهترین نتیجه حاصل‌شده، در دامنه زاویه‌ای 5 درجه و فرکانس کاهش‌یافته 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 ≈ 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 flaxes 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

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 مسائل جدیدی را پیش‌روی مهندسین 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

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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)

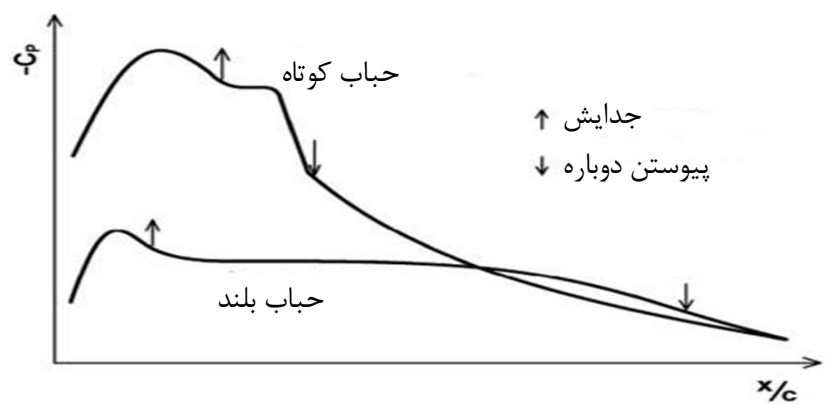
به‌صورت یک لایه برشی آشفته دوباره به سطح بپیوندد. به ناحیه بین جدایش آرام جریان و پیوستن دوباره[1] آن به سطح، حباب جدایش آرام گفته می‌شود [1]. برای جریان‌هایی با اعداد رینولدز از مرتبه 10^5- 10^4 و کمتر، رفتار فیزیکی جریان تفاوت‌های بسیار زیادی نسبت به جریان‌های با اعداد رینولدز بالاتر دارد. یکی از مشخصه‌های 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 به‌دنبال افزایش زاویه حمله‌ای که سبب جدایش جریان است، مشخص می‌شود [4]. از سوی دیگر، واماندگی دینامیکی یک پدیده ناپایاست که به‌واسطه تغییر شکل گردابه‌ها بر سطح بالواره نوسان‌کننده 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 هیسترزیس 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 درصورت 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 به‌سادگی آن‌چه 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 $1/18\times10^5$- 3×10^4 انجام دادند و تأثیر پارامترهای



شکل 1 ضرایب فشار حباب جدایش آرام [3]

1- Reattachment

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 به‌صورت 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 $1/7\times10^5$ استفاده کردند. گرونتاکوس و همکاران [10] اثرات یک فلپ متحرک لبه فرار را بر حلقه‌های بارهای دینامیکی یک بالواره ناکا 0015 نوسانی در عدد رینولدز $1/65\times10^5$ 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 $1/35\times10^5$ و عدد ماخ 0/1 به کمک یک تیغه کنترل‌کننده حباب جدایش است. این تیغه با ارتفاع 0/5 درصد طول وتر به‌صورت 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 کنترل‌کننده 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 رایانه‌ایی حل شده است. با توجه به مقدار عدد رینولدز به‌کار 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 کنترل‌کننده حباب جدایش، برای اطمینان از صحت عملکرد برنامه رایانه‌ایی نوشته شده، نتایج به‌دست آمده نخستین با نتایج تجربی معتبر مقایسه گردیده‌اند.

2- روابط ریاضی و عددی

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

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\vec{W}\,d\Omega + \oint_{\Omega}\left(\vec{F_c} - V_t\vec{W} - \vec{F_v}\right)dS = 0 \quad (1)$$

به‌طوری که براساس رابطه (2) داریم:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho E\end{bmatrix}, \vec{F_c} = \begin{bmatrix}\rho V\\ \rho uV + n_x p\\ \rho vV + n_y p\\ \rho HV\end{bmatrix}, \vec{F_v} = \begin{bmatrix}0\\ n_x\tau_{xx} + n_y\tau_{xy}\\ n_x\tau_{yx} + n_y\tau_{yy}\\ n_x\Theta_x + n_y\Theta_y\end{bmatrix} \quad (2)$$

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 به‌صورت حاصل‌ضرب نقطه‌ای بردار سرعت در بردار یکه عمود بر سطح مطابق روابط (3) تعریف می‌شوند.

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

E انرژی کل بر واحد جرم است که به‌صورت 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.

$$\begin{aligned}\tau_{xx} &= 2(\mu+\mu_t)\left(\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\vec{\nabla}\cdot\vec{v}}{3}\right)\\ \tau_{yy} &= 2(\mu+\mu_t)\left(\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\vec{\nabla}\cdot\vec{v}}{3}\right)\\ \tau_{xy} &= \tau_{yx} = (\mu+\mu_t)\left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right)\end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned}\Theta_x &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy}\\ \Theta_y &= u\tau_{yx} + v\tau_{yy}\end{aligned} \quad (6)$$

برای مدل‌سازی 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- امگا[1] شناخته می‌شود. دلیل انتخاب این مدل در پژوهش حاضر، ادعای والترز و همکاران [15] در خصوص دقت بالای آن در مدل‌سازی 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 به‌طور وسیعی در جریان‌های ناپایا مورد استفاده قرار می‌گیرد، بر پایه دقت زمانی مرتبه دوم و به‌صورت اختلاف پس‌روی 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 حل‌کننده تقریبی ریمان (طرح رو) با دقت مرتبه دوم گسسته‌سازی شده است. برای استفاده از روش گام زمانی، معادله (6) به‌صورت رابطه (8) نوشته می‌شود.

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

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

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

به‌طوری 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 به‌صورت 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 کاهش‌یافته k است که با رابطه (12) تعریف می‌شود.

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

3- نتایج

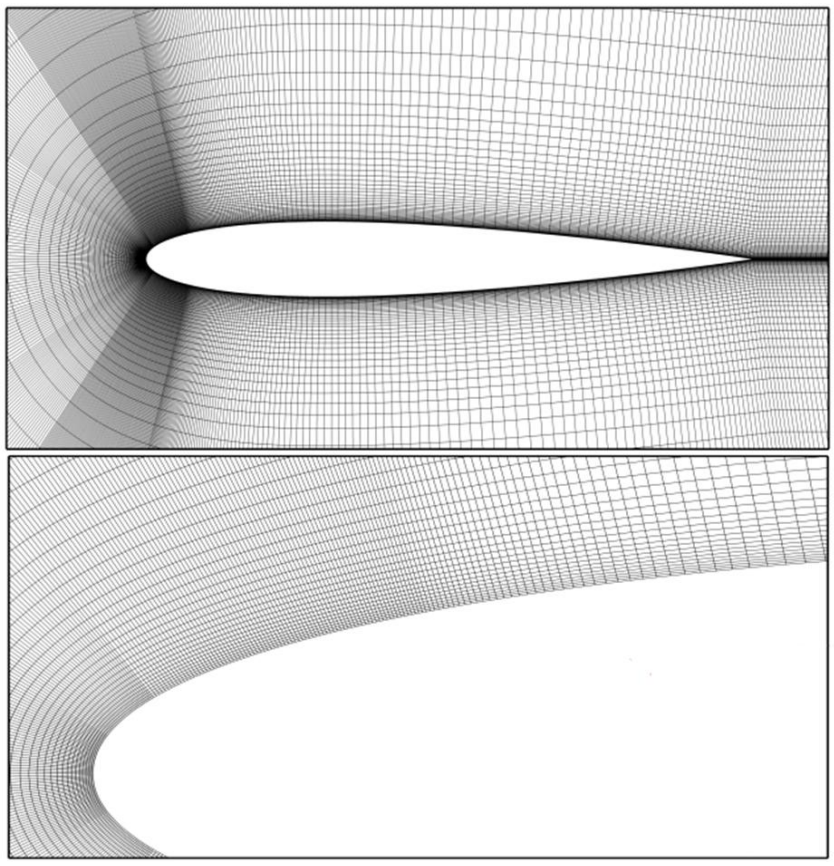
3-1- اعتبارسنجی

پیش از به‌کارگیری برنامه رایانه‌ایی نوشته شده برای بررسی اثر تیغه کنترل‌کننده حباب جدایش، لازم است تا اعتبار حل‌کننده 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 $1/3\times10^5$ قرار گرفته، نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تطابق خوبی میان نتایج به‌دست آمده و نتایج تجربی ارائه شده در مرجع [3] وجود دارد؛ به‌طوری که بیشینه خطا در زاویه 11 درجه 8%، در زاویه 12 درجه 12درصد و در زاویه 13 درجه 10درصد 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 $1/35\times10^5$ با دو شبکه محاسباتی 200 × 512 و 200 × 128 نقطه انجام شده است.

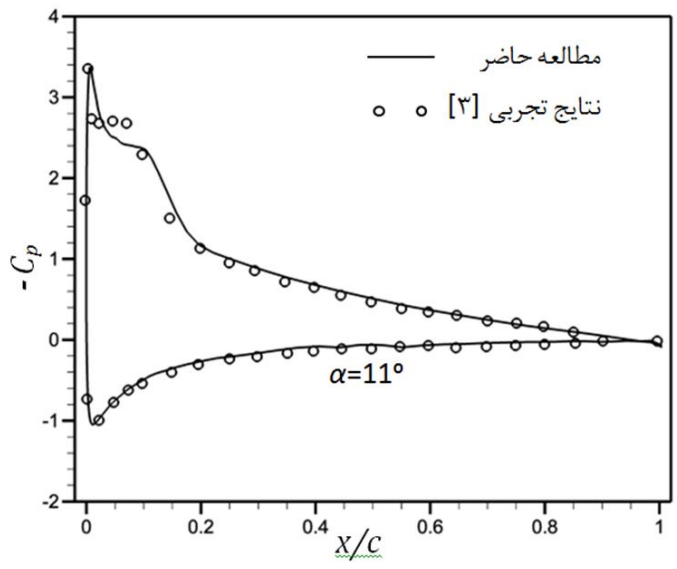
براساس آن‌چه در مرجع [3] بیان شده، یک حباب جدایش کوتاه در زاویه حمله 11 درجه و یک حباب جدایش بلند در زوایای حمله 12 و 13 درجه تشکیل شده است. شکل‌های 4 و 5 این دو نوع حباب جدایش را به‌صورت خطوط جریان برای زوایای حمله 11 و 12 درجه نشان می‌دهند. حباب جدایش بلند در زوایه حمله 12 درجه نشان‌دهنده وقوع واماندگی 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 حل‌کننده ناویر- استوکس در به‌دست آوردن نتایج دقیق واماندگی دینامیکی، منحنی‌های ضرایب برآ و پسا نسبت‌به زاویه حمله به همراه نتایج تجربی مرجع [19] برای بالواره ناکا 0012 با عدد رینولدز $1/35\times10^5$ و نوسان پیچشی در سه مورد طبق جدول 1 بررسی و در

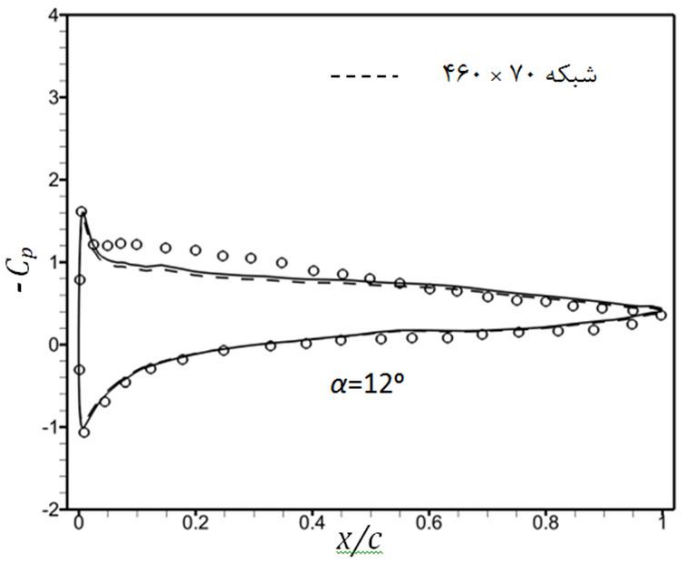
1- k-kL-ω

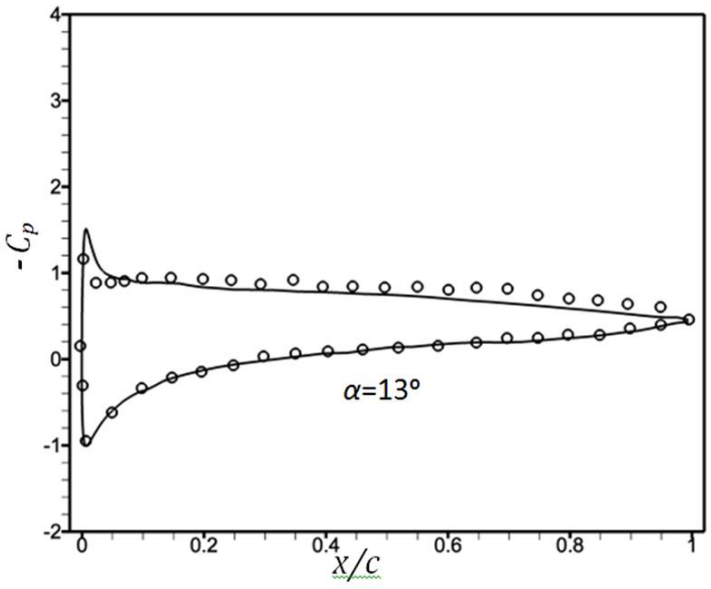
شکل‌های 6 تا 8 نشان داده شده‌اند. خلاصه نتایج مرجع [19] در غالب یک جدول در مرجع [20] نیز آمده است. براساس این شکل‌ها، با آغاز حرکت بالواره و افزایش زاویه حمله، ضرایب برآ و پسا با یک شیب تقریباً ثابت افزایش می‌یابند. با وقوع واماندگی دینامیکی، ضریب برآ با کاهش و ضریب پسا با افزایش ناگهانی مواجه می‌شوند 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.



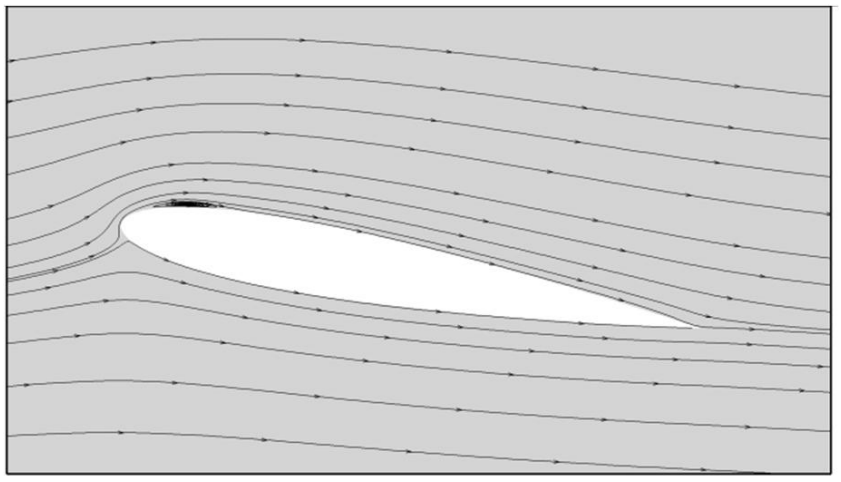
شکل 2 بخش‌هایی از شبکه استفاده‌شده در محاسبات جریان



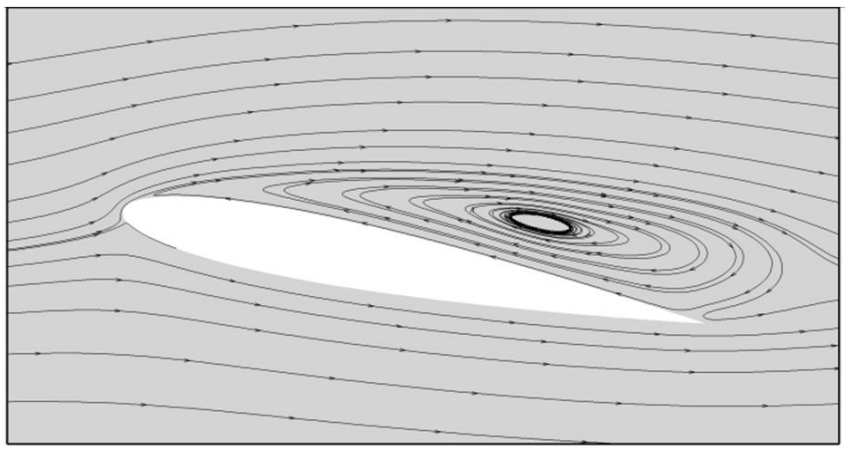




شکل 3 مقایسه نتایج ضریب فشار بر بالواره ناکا 0012 در عدد رینولدز $1/3\times10^5$



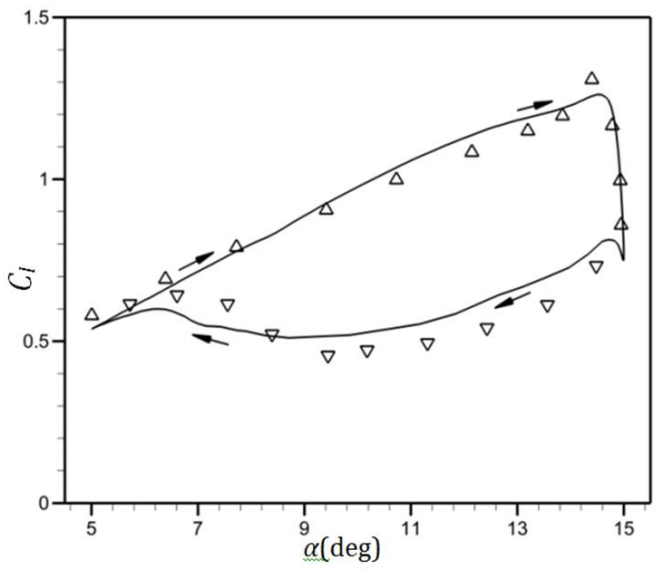
شکل 4 تشکیل حباب کوتاه بر بالواره ناکا 0012 در زاویه حمله 11 درجه

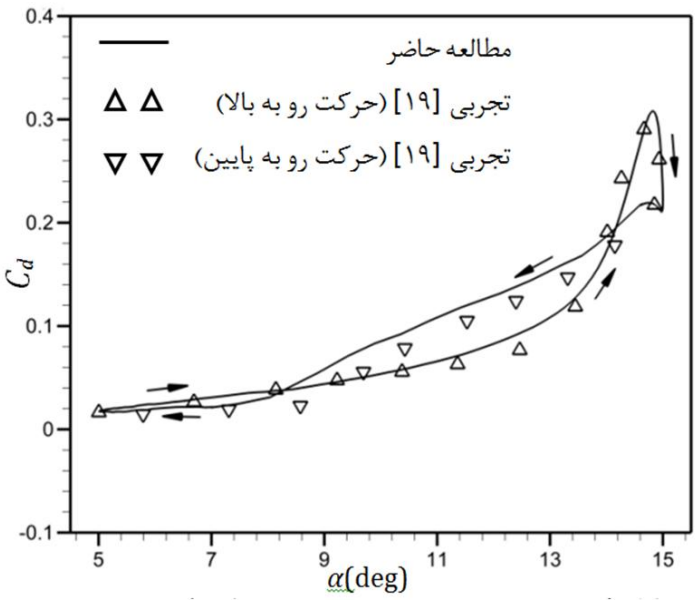


شکل 5 تشکیل حباب بلند بر بالواره ناکا 0012 در زاویه حمله 12 درجه

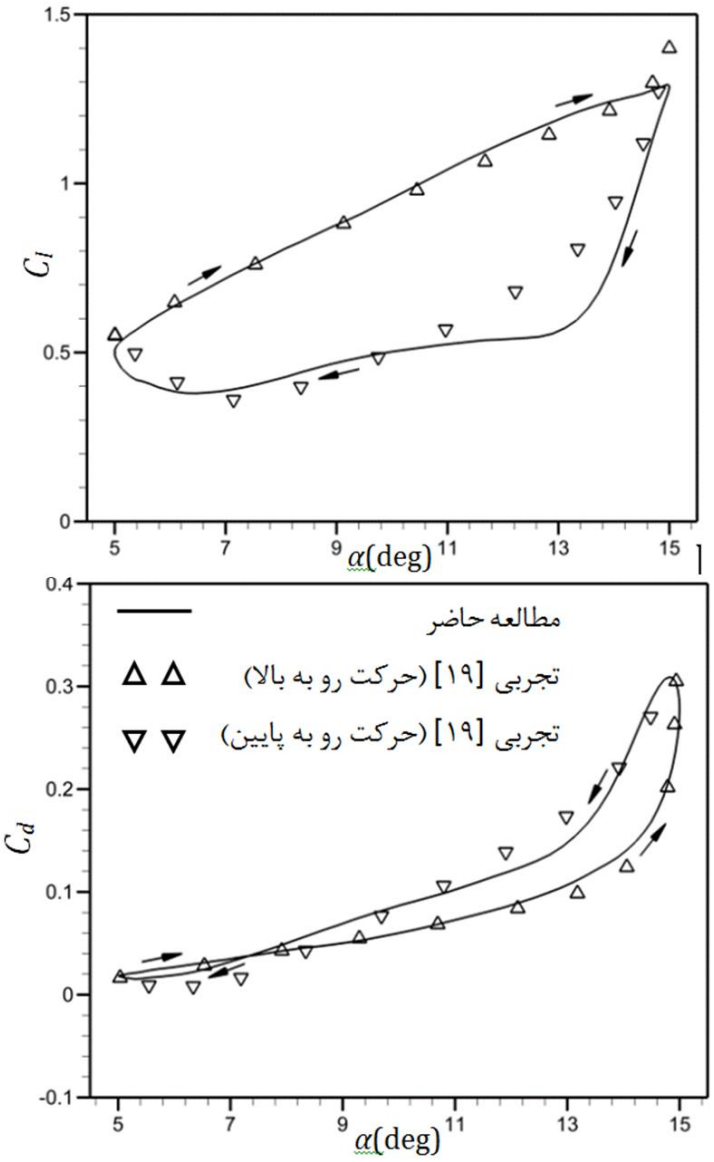
جدول 1 مشخصه‌های نوسانی بالواره برای مقایسه نتایج با داده‌های تجربی

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

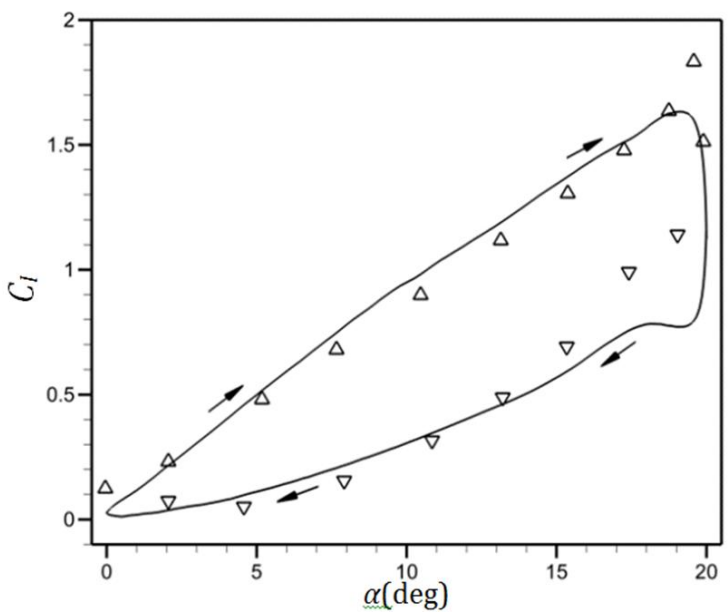


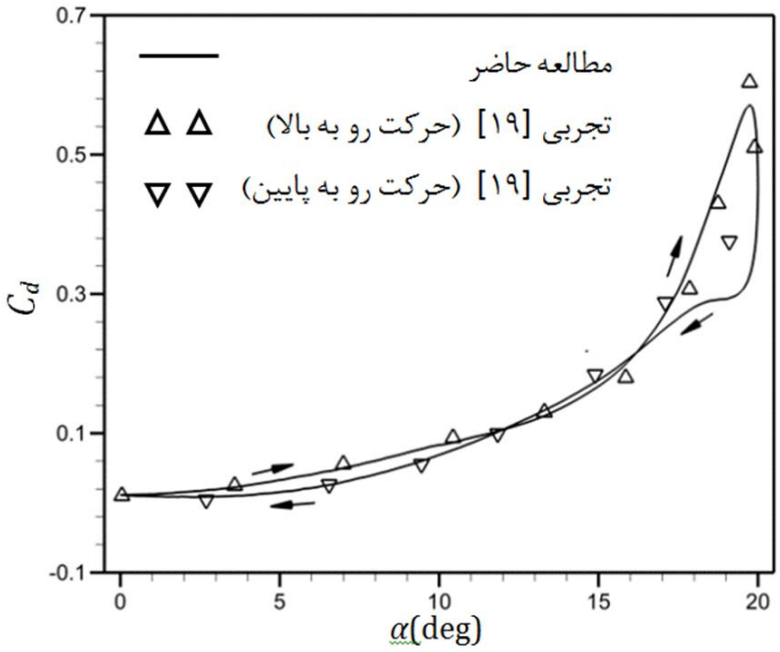


شکل 6 مقایسه نتایج عددی و تجربی پدیده واماندگی دینامیکی بر بالواره ناکا 0012 (α_m=10°, α_0=5°, k=0.05)



شکل 7 مقایسه نتایج عددی و تجربی پدیده واماندگی دینامیکی بر بالواره ناکا 0012 (α_m=10°, α_0=5°, k=0.1)



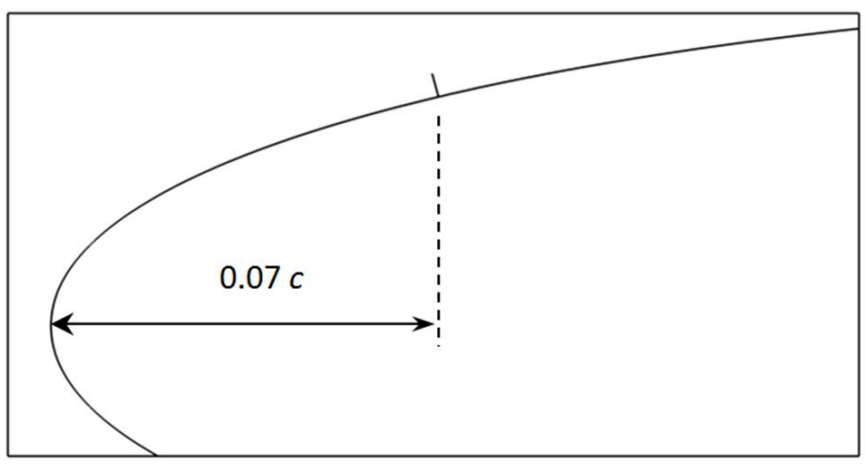


شکل 8 مقایسه نتایج عددی و تجربی پدیده واماندگی دینامیکی بر بالواره ناکا 0012 (α_m=10°, α_0=10°, k=0.1)

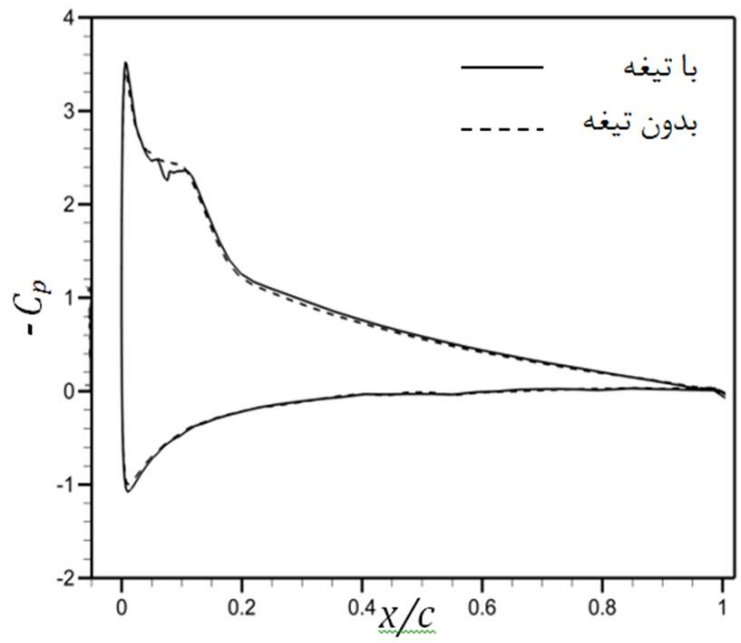
3-2- اثر تیغه کنترل‌کننده حباب در بالواره ساکن

پیش از بررسی کنترل واماندگی دینامیکی، اثر تیغه کنترل‌کننده حباب جدایش بر بالواره ساکن تحت شرایط وقوع و عدم‌وقوع واماندگی استاتیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است. همان‌طور که از پیش نیز اشاره شد، به منظور کنترل ترکیدن حباب جدایش آرام از یک تیغه نازک با ارتفاع 0/5درصد طول وتر استفاده شده که به‌صورت عمودی بر لبه حمله بالواره قرار داده شده است. شکل 9 ناحیه قرار گرفتن تیغه بر لبه حمله بالواره ناکا 0012 را نشان می‌دهد. 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 رایانه‌ای افزوده شده است.

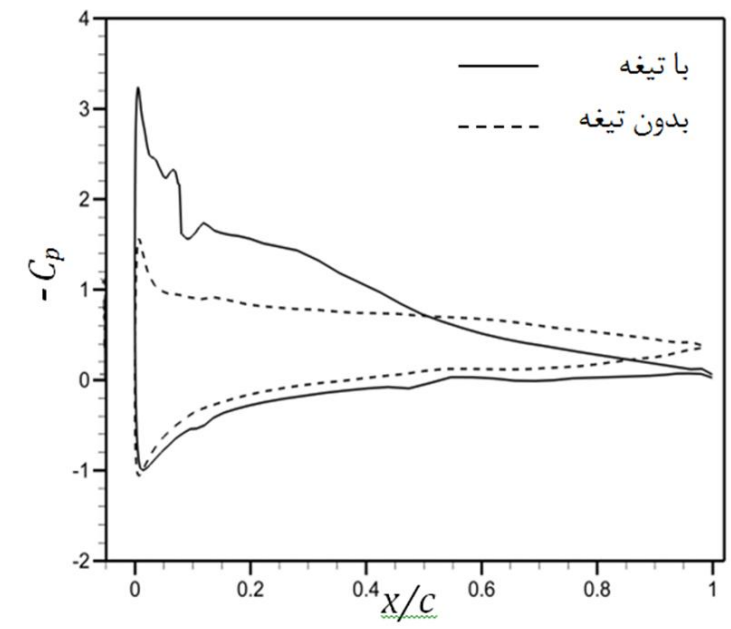
شکل‌های 10 تا 12 مقایسه توزیع فشار بر بالواره ناکا 0012 را در سه زاویه حمله 11، 12 و 13 درجه که در یک جریان پایا با عدد رینولدز $1/3\times10^5$ قرار گرفته است، در حالت با تیغه و بدون‌تیغه نشان می‌دهند. ملاحظه می‌شود که در زاویه حمله 11 درجه که هنوز واماندگی ایجاد نشده، توزیع فشار بالواره به همراه تیغه کنترل‌کننده تقریباً منطبق‌بر 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 به‌دنبال 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 به‌وقوع پیوسته است، زیرا در این حالت به دلیل افزایش شیب بالواره، گردابه قوی‌تری ایجاد شده که توانسته است از روی تیغه عبور کند.



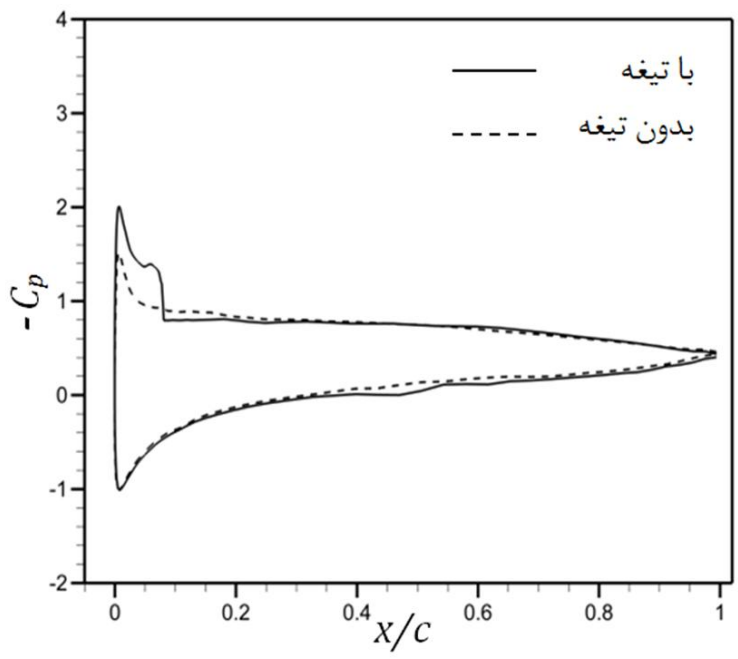
شکل 9 ناحیه قرار گرفتن تیغه بر لبه حمله



شکل 10 مقایسه نتایج ضریب فشار در حالت با تیغه و بدون تیغه در α=11°



شکل 11 مقایسه نتایج ضریب فشار در حالت با تیغه و بدون‌تیغه در α=12°



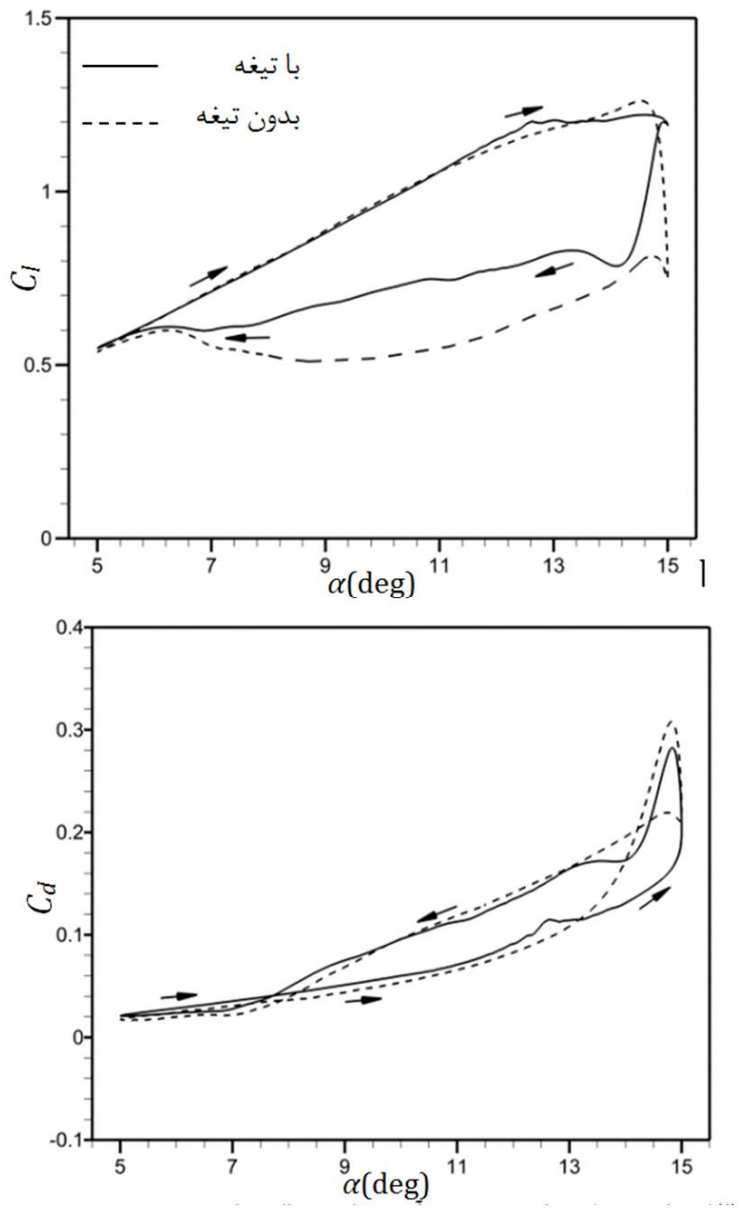
شکل 12 مقایسه نتایج ضریب فشار در حالت با تیغه و بدون‌تیغه در α=13°

3-3- کنترل واماندگی دینامیکی

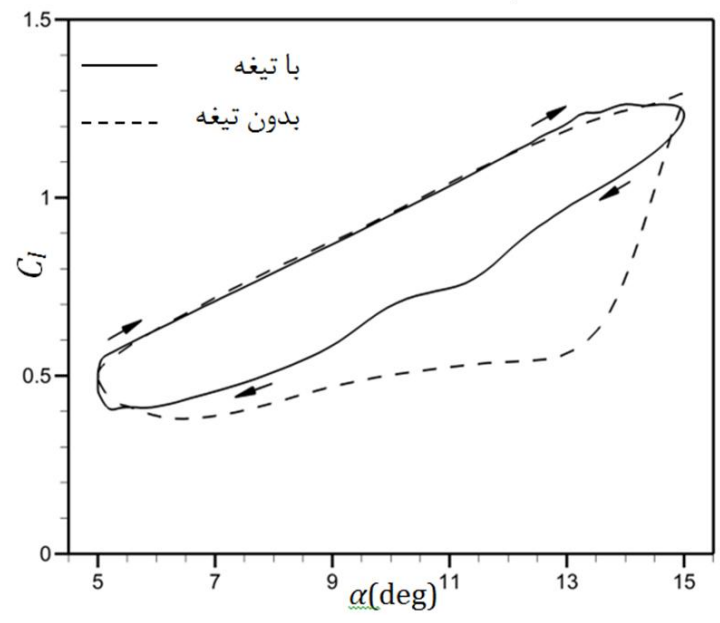
در این بخش، اثر تیغه کنترل‌کننده حباب جدایش جریان بر میزان واماندگی دینامیکی بالواره ناکا 0012 مورد بررسی قرار گرفته است. بدین‌منظور، منحنی‌های ضرایب برآ و پسا نسبت‌به زاویه حمله در پنج مورد مطابق داده‌های جدول 2 برای دو حالت لبه حمله با تیغه و بدون‌تیغه در عدد رینولدز $1/35\times10^5$ مقایسه شده‌اند. شکل‌های 13-17 این مقایسه‌ها را به‌ترتیب موارد جدول 2 نشان می‌دهند. آن‌چه در تمامی موارد 1 تا 5 دیده 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 بدون‌تیغه را مقایسه کرد.

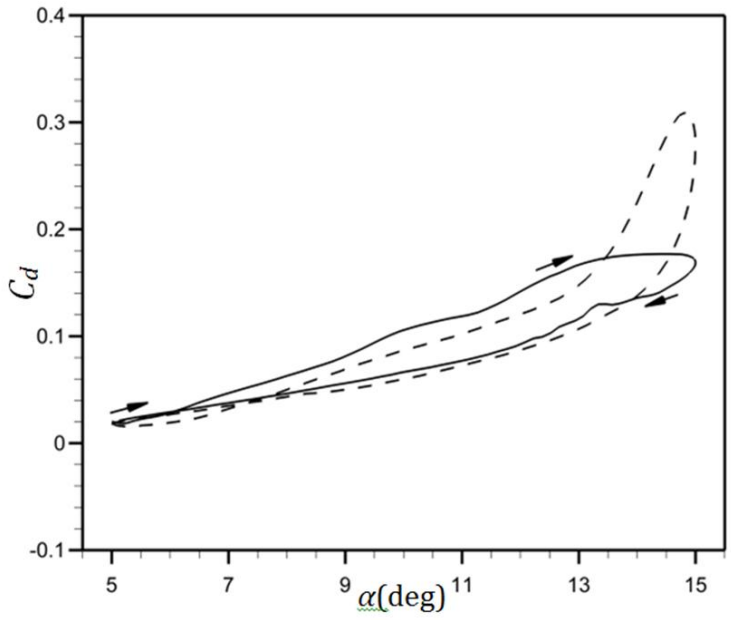
جدول 2 مشخصه‌های نوسانی بالواره برای بررسی واماندگی دینامیکی

	مورد 1	مورد 2	مورد 3	مورد 4	مورد 5
α_m	10°	10°	10°	10°	10°
α_0	5°	5°	5°	10°	10°
k	0/05	0/1	0/15	0/1	0/2

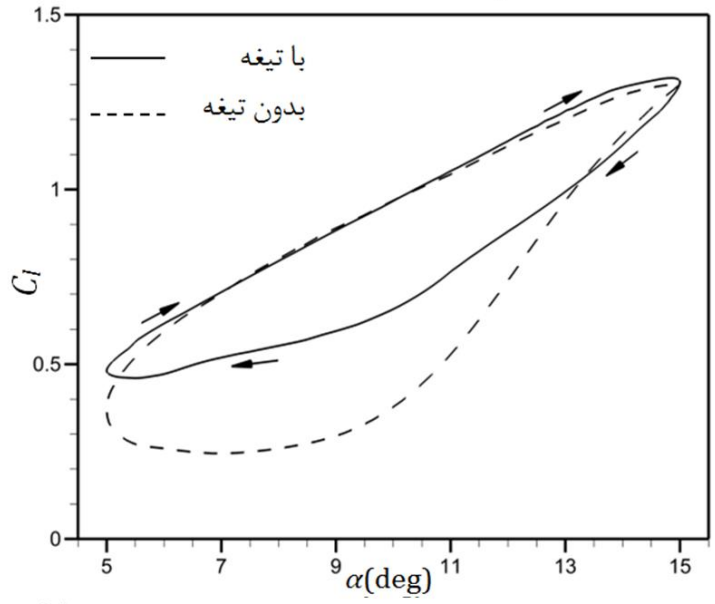


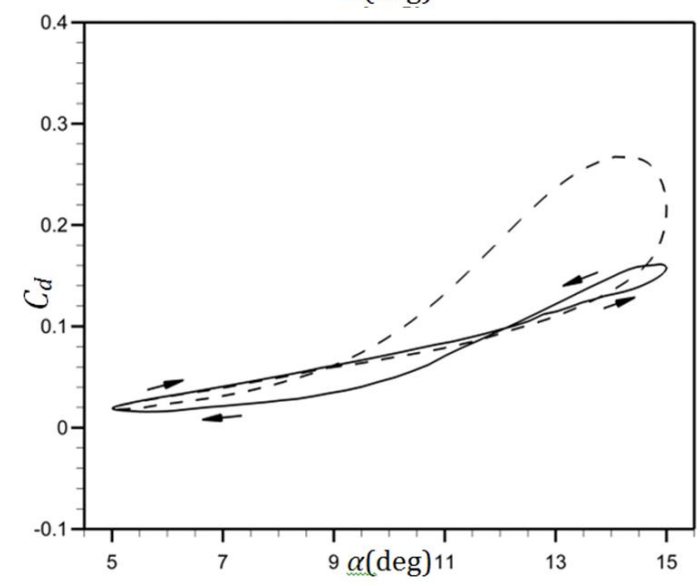
شکل 13 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون‌تیغه (α_m=10°, α_0=5°, k=0.05)



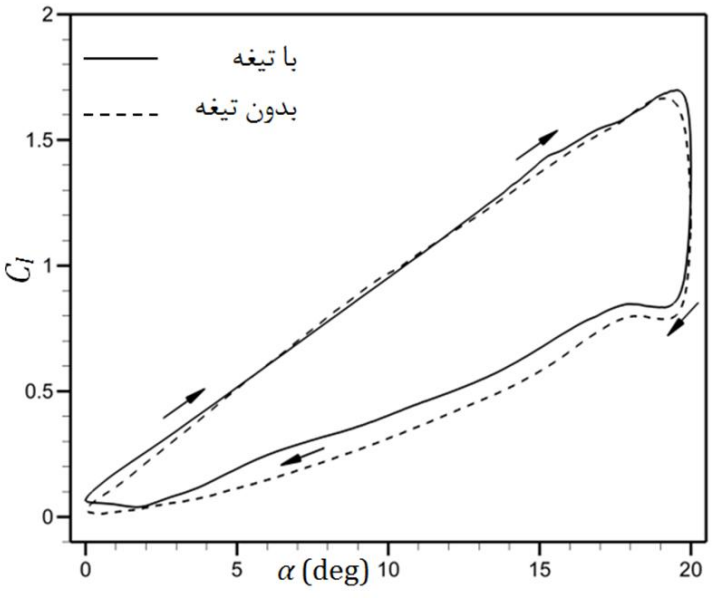


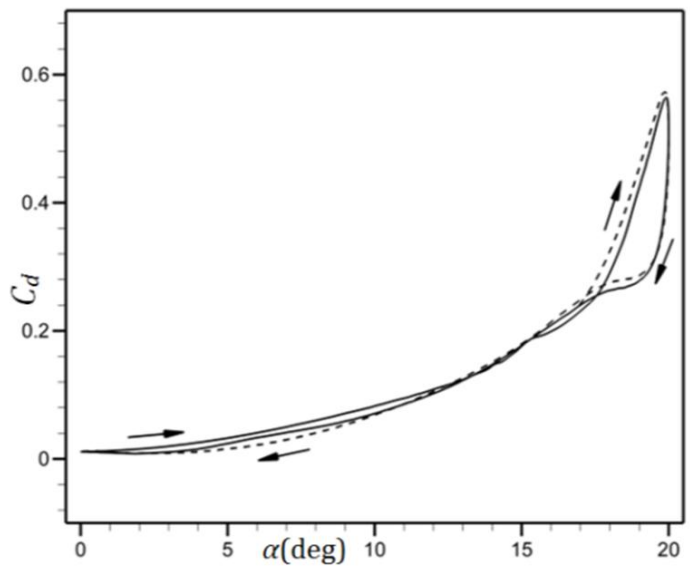
شکل 14 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون‌تیغه
(α_m=10°, α_0=5°, k=0.1)



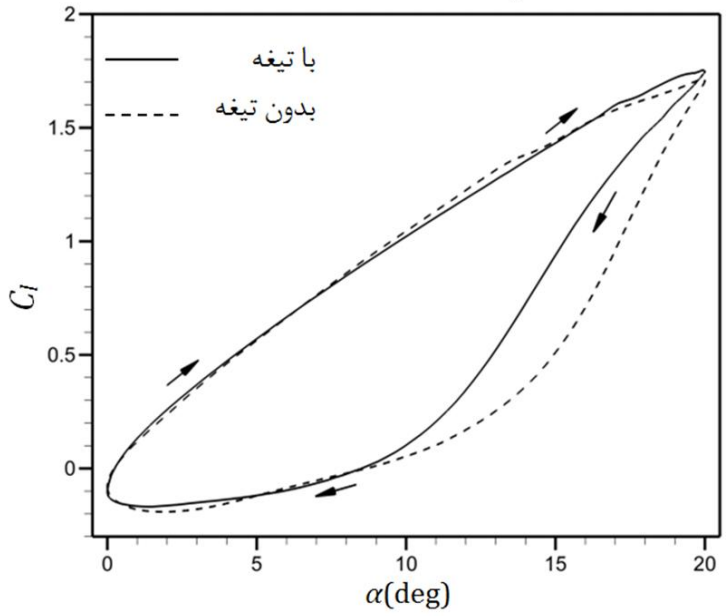


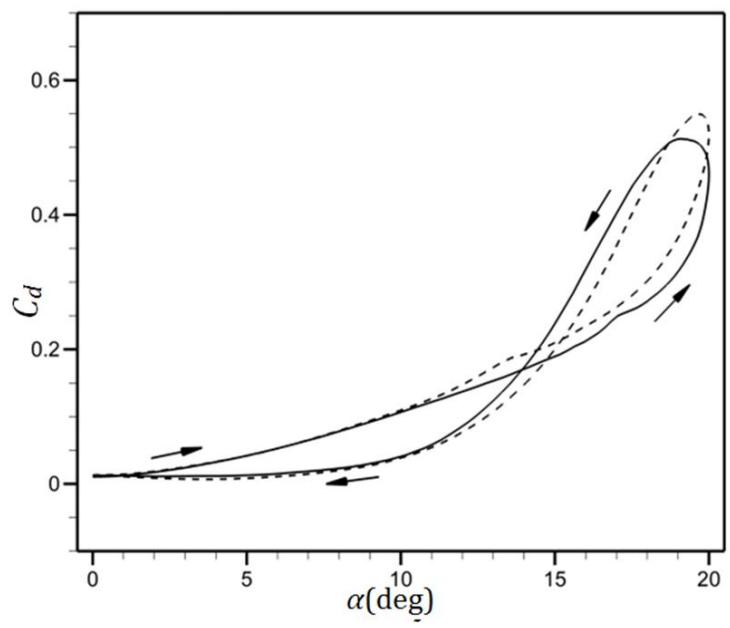
شکل 15 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون‌تیغه
(α_m=10°, α_0=5°, k=0.15)





شکل 16 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون‌تیغه
(α_m=10°, α_0=10°, k=0.1)



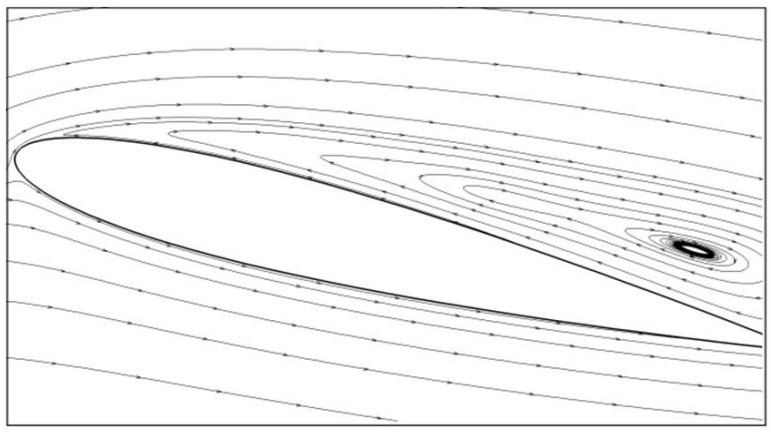


شکل 17 مقایسه حلقه‌های ضریب برآ و پسا در حالت با تیغه و بدون تیغه
(α_m=10°, α_0=10°, k=0.2)

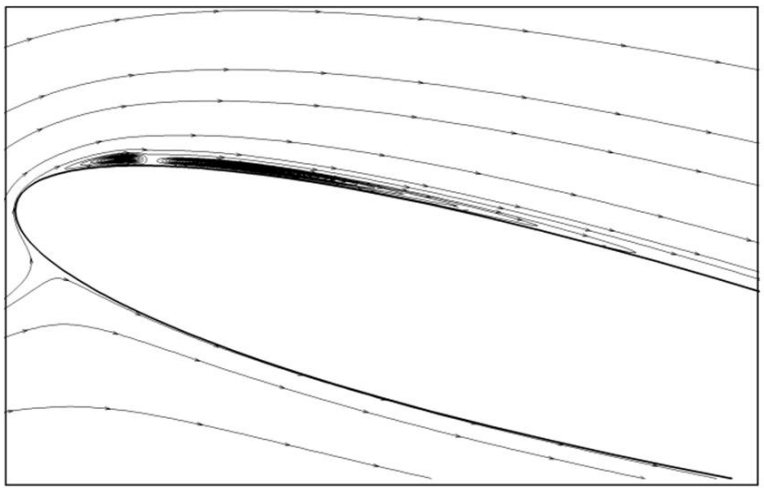
در موارد 1 تا 3 (شکل‌های 13-15) زاویه حمله متوسط (α_m) و دامنه زاویه‌ای نوسان (α_0)، بدون تغییر و فرکانس کاهش‌یافته (k) با افزایش همراه بوده است. مشاهده می‌شود که با افزایش فرکانس کاهش‌یافته، شدت واماندگی دینامیکی در حالت بدون‌تیغه بیشتر شده؛ درصورتی که در حالت با تیغه، شدت واماندگی دینامیکی با کاهش 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

ضریب برآ در حرکت به سمت پایین بالواره نسبت‌به 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_0) 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 درکنترل آن‌ها داشته است. شکل‌های 18 و 19 خطوط جریان در زاویه 14 درجه را برای مورد 3 در حرکت به سمت بالای بالواره به‌ترتیب برای حالت بدون‌تیغه و با تیغه نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که تیغه از تشکیل حباب جدایش بلند جلوگیری کرده است.

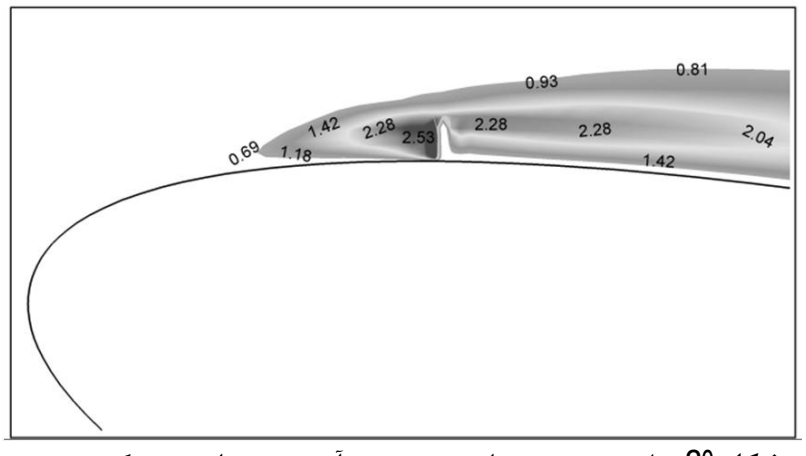
همان‌طور که اشاره شد، دلیل کنترل حباب جدایش توسط تیغه، ایجاد آشفتگی در نواحی نزدیک به تیغه است. در شکل 20 مقادیر بی‌بعدشده انرژی جنبشی آشفته در نزدیکی تیغه نشان داده شده است. دیده می‌شود که انرژی جنبشی آشفته در جلوی تیغه به مقدار قابل توجهی بیشتر از نواحی دیگر است.



شکل 18 خطوط جریان در زاویه حمله 14 درجه در حالت بدون‌تیغه



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



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

4- بحث و نتیجه‌گیری

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

- تیغه کنترل‌کننده، زاویه واماندگی استاتیکی را حدود 9درصد افزایش می‌دهد.
- تیغه کنترل‌کننده، 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 15درصد بوده است.
- تیغه کنترل‌کننده، ضرایب برآ و پسا را در حرکت به سمت پایین بالواره بهبود می‌بخشد. بیشترین بهبود، در دامنه زاویه‌ای 5 درجه و فرکانس کاهش‌یافته 0/15 است که ضریب برآ در حدود 60درصد افزایش و ضریب پسا در حدود 45درصد 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 کاهش‌یافته 0/15 است که محدوده واماندگی ضریب برآ در حدود 50درصد 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 کاهش‌یافته (بی‌بعد)
p	فشار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
u	مؤلفه افقی سرعت (ms^{-1})
v	مؤلفه عمودی سرعت (ms^{-1})
U_∞	سرعت جریان آزاد (ms^{-1})

علایم 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

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)

[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.