

ماهنامه علمى پژوهشى

، مکانیک مدر س



mme.modares.ac.ir

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

سيدعرفان سليمىپور^{1*}، شيما يزدانى²

1- مربی، مهندسی مکانیک، دانشگاه مهندسی فناوریهای نوین قوچان، قوچان
 2- کارشناس، مهندسی مکانیک، دانشگاه مهندسی فناوریهای نوین قوچان، قوچان
 * قوچان، صندوق پستی 67335-94771

چکیدہ	اطلاعات مقاله
در مقاله حاضر، کنترل پدیده واماندگی دینامیکی جریان ناپایا پیرامون بالواره ناکا 0012 در اعداد رینولدز پایین (حدود 130,000) بهصورت عددی	مقاله پژوهشی کامل د انسا 11 نیم ۱۵۵۰
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	دريافت. ٢٦ فروردين ٢٦٠٩ بذيرش : 30 فروردين. 1394
بالواره قرار داده شده است تا از گسترش حباب جدایش آرام لبه حمله روی سطح جلوگیری کند. شبیهسازی عددی بهکاررفته در حل جریان، بر	پدیرین، با مروردین ۲۰۰۰ ارائه در سایت: 19 اردیبهشت 1394
پایه گسستهسازی شارهای جابهجایی معادلات ناویر - استوکس ناپایا و آشفته توسط طرح «رو» مرتبه دوم و استفاده از یک روش صریح به شیوه	کلید واژگان:
حجم محدود در یک شبکه محاسباتی متحرک است. به دلیل اهمیت پارامترهای زمانمند در مسأله، دقت زمانی مرتبه دوم به روش گام زمانی	واماندگی دینامیکی
دوگانه مورد استفاده قرار گرفته است. برای بررسی پدیده واماندگی دینامیکی از سه الگوی نوسانی با دامنهها و فرکانسهای مختلف استفاده شده	لبه حمله
است. همچنین، بهمنظور تأیید صحت عملکرد برنامه رایانهای، تعدادی از نتایج واماندگی استاتیکی و دینامیکی با نتایج تجربی معتبر مقایسه	تيغه كنترل كننده حباب
شدهاند. نتایج حاصل از این بررسیها نشان داده است که تیغه کنترل حباب تأثیرات قابل قبولی بر کنترل واماندگی دینامیکی داشته؛ بهطوری که	معادلات ناویر - استوکس
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 براً 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

ABSTRACT

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 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 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
 مسائل جدیدی را پیشروی مهندسین قرار داد. بحث جدایش لایه مرزی از دستاوردها و پیشرفتهای دور از ذهن در شاخههای علم هوا فضا نشان از بلند
 مسائل جدیدی را پیشروی مهندسین قرار داد. بحث جدایش لایه مرزی از دستاوردها و پیشرفتهای دور از ذهن در شاخههای علم هوا فضا نشان از بلند
 مسائل جدیدی را پیشروی مهندسین قرار داد. بحث جدایش لایه مرزی از پروای از داد. بحث جدایش لایه مرزی از رام از سطح بالواره، ممکن است جریان سیال داشت. با پیشرفتهای آیرات زیادی مهندسین قرار داد. بحث جدایش لایه مرزی از رام از سطح بالواره، ممکن است جریان سیال 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)

بهصورت یک لایه برشی آشفته دوباره به سطح بپیوندد. به ناحیه بین جدایش آرام جریان و پیوستن دوباره¹ آن به سطح، حباب جدایش آرام گفته میشود [1]. برای جریانهایی با اعداد رینولدز از مرتبه ⁵00- ⁴01 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 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 موقعیت، حباب کوتاه به اصطلاح میترکد و این ترکیدن سبب واماندگی بالواره میشود. پس از ترکیدن حباب کوتاه، حباب بلند تشکیل میشود که مول این حباب با افزایش زاویه حمله تا رسیدن به زاویه واماندگی، افزایش میواد که میشود. که میشود که میشود که میشود را از دست میدهد. در این

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 چشم گیر 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 می شود، 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 10⁵×10⁴ - 1⁄18×3 انجام دادند و تأثیر پارامترهای

جاب كمتاه

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 ⁵10 در یک تونل آب اندازه *گ*یری 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 10⁵×1/7 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 10^{5×1}/6 مورد بررسی قرار دادند. در سالهای اخیر نیز بررسیها بر کنترل واماندگی دینامیکی ادامه داشته است. سلماسی و همكاران [11] تأثير حضور عملگر پلاسمايي بر واماندگي جريان روي بالواره ان ال اف 0414 را به دو صورت تجربی و عددی بررسی کردند. لومباردی و همكاران [12] از يک طرح كنترل با تحريک پلاسمايي حلقه بسته براي تشخيص وقوع جدايش جريان استفاده كردند. جهان ميرى [13] توضيحات مفصلی را در مورد حباب جدایش آرام در قالب یک کتاب بیان کرده و روش های 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 2001 نوسانی در عدد رینولدز ⁵10×10⁵ و عدد ماخ 1/1 به کمک یک تیغه کنترل کننده حباب جدایش است. این تیغه با ارتفاع 2/5 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 کنترل کننده حباب جدایش برای جلوگیری از واماندگی استاتیکی یک بالواره ناکا 2001 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 می شود.

در مقاله حاضر، معادلات ناویر - استوکس میانگین گیری شده بر یک جریان ناپایای تراکم پذیر دوبعدی در یک دستگاه مختصات متحرک با نوشتن یک برنامه رایانهایی 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 رایانهایی نوشته شده، نتایج بهدست آمده نخستین با نتایج تجربی معتبر مقایسه گردیدهاند.



1- Reattachment

2- روابط ریاضی و عددی
 شکل انتگرالی معادلات دو بعدی ناویر - استوکس به صورت رابطه (1) بیان
 می شود [14].

مہندسی مکانیک مدرس، شہریور 1394، دورہ 15، شمارہ 6

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

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

در واقع *0 شامل تمام عبارتهایی است که در طول گامزنی زمانی ثابت می مانند. معادله (8) به کمک طرح چهار مرحلهای جیمسون [17] حل شده است.

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

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

که α_m زاویه حمله متوسط و α_0 دامنه زاویهای نوسان است. همچنین فرکانس α_m زاویهای w مرتبط با فرکانس کاهشیافته k است که با رابطه (12) تعریف زاویهای wمىشود.

$$k = \frac{\omega c}{2U_{\infty}} \tag{12}$$

3- نتايج

3-1- اعتبار سنجي

پیش از به کارگیری برنامه رایانهایی نوشته شده برای بررسی اثر تیغه كنترل كننده حباب جدايش، لازم است تا اعتبار حل كننده جريان 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، می توان از شبکه بندی های گوناگونی استفاده کرد. در این پژوهش برای حل جریان، از یک شبکه C با C \times 780 نقطه و تعامد بسیار بالا و شعاع متوسط 20 برابر طول بالواره استفاده شده است. بخشهایی از این شبکه در شکل 2 مشاهده می شود. 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 10^{5×1}/3 قرار گرفته، نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود 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 رينولدز 10° 1/35 با دو شبكه محاسباتي 200 × 512 و 200 × 128 نقطه انجام شده است.

براساس آن چه 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

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

بهطوری که براساس رابطه (2) داریم:

(6)

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

که Ω حجم کنترل، V سرعت جریان عمود بر سطح، V_t سرعت عمود بر سطوح حجم كنترل و dS المان سطح است. سرعتهاى عمود بهصورت حاصل ضرب نقطه ای بردار سرعت در بردار یکه عمود بر سطح مطابق روابط (3) تعريف مي شوند.

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

انرژی کل بر واحد جرم است که به صورت رابطه (4) تعریف می شود.
$$n \qquad (u^2 + u^2)$$

$$E = \frac{\rho}{\rho(\gamma - 1)} + \left(\frac{a + \nu}{2}\right) \tag{4}$$

تنشهای برشی، x⁰ و v⁰ نیز براساس روابط (5) و (6) بیان میشوند. $(\partial u \quad \vec{\nabla} \cdot \vec{v})$

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

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

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

$$\Theta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy}$$
(5)

$$\partial_{x} = u\tau_{xx} + v\tau_{xy}$$

$$\Theta_{y} = u\tau_{yx} + v\tau_{yy}$$

برای مدلسازی جریان انتقالی- آشفته، از یک مدل سه معادلهای که توسط والترز و همكاران [14] معرفی شده، استفاده گردیده است. این مدل شامل معادله انرژی جنبشی آشفته (κτ)، معادله انرژی جنبشی آرام (k) و معادله نرخ پراکندگی ویژہ (ω) است که به نام مدل کی- کی ال- امگا $^{-1}$ شناخته می شود. 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 جزئيات كامل به همراه چند اصلاحيه 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 جریان های ناپایا مورد استفاده قرار می گیرد، 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 مى شود [13].

$$\frac{\mathbf{3}(\Omega M)^{n+1} \overline{W}^{n+1} - \mathbf{4}(\Omega M)^n \overline{W}^n + (\Omega M)^{n-1} \overline{W}^{n-1}}{\mathbf{2} \Delta t}$$

$$- \underline{\vec{p}}^{n+1}$$
(7)

که Ω حجم، M ماتریس جرم و Δt گام زمانی است. R مانده سمت راست

[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.6.45.1]

به صورت خطوط جریان برای زوایای حمله 11 و 12 درجه نشان می دهند. حباب جدایش بلند در زوایه حمله 12 درجه نشاندهنده وقوع واماندگی استاتیکی است که منحنی توزیع فشار شکل 3 نیز مطابق توضیحات مربوط به شكل 1، مؤيد اين مطلب است. پس زاويه حمله 12 درجه، زاويه آغاز واماندگی استاتیکی بالواره ناکا 0012 در عدد رینولدز یادشده محسوب می شود. برای نشان دادن توانایی حل کننده ناویر - استوکس در بهدست 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 10⁵×1/3 و نوسان پیچشی در سه مورد طبق جدول 1 بررسی و در

معادله است که با استفاده از روش حجم محدود و بر پایه حل کننده تقریبی ریمان (طرح رو) با دقت مرتبه دوم گسستهسازی شده است. برای استفاده از روش گام زمانی، معادله (6) بهصورت رابطه (8) نوشته می شود. $\frac{\partial}{\partial t^*} \left(\Omega^{n+1} \vec{W}^* \right) = -\vec{R}^* \left(\vec{W}^* \right)$ (8) که W^* تقریبی از t^* ، W^{n+1} یک متغیر زمانی کاذب و R^* مانده ناپایا نام دارد که بهصورت رابطه (9) تعریف می شود.

1- k-kL-ω

مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دوره 15، شماره 6

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 می یابند. 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 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
αm	10 [°]	10 [°]	10 [°]
$lpha_0$	5 °	5 [°]	10 [°]
k	0/05	0/1	0/1



مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دوره 15، شماره 6

1.5



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

3-2- اثر تيغه كنترلكننده حباب در بالواره ساكن

پیش از بررسی کنترل واماندگی دینامیکی، اثر تیغه کنترل کننده حباب جدایش بر بالواره ساکن تحت شرایط وقوع و عدموقوع 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 5/0درصد 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 2001 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 رایانهای افزوده شده است.

شکلهای 10 تا 12 مقایسه توزیع فشار بر بالواره ناکا 2001 را در سه زاویه حمله 11، 12 و 13 درجه که در یک جریان پایا با عدد رینولدز ⁵10×13 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 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 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.



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



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





مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دوره 15، شماره 6

397



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



lpha=12° شكل 11 مقايسه نتايج ضريب فشار در حالت با تيغه و بدون تيغه در



می شود، این است که تیغه یادشده سبب تأخیر در آغاز جدایش جریان شده است. این واقعیت را می توان با مراجعه به منحنی های ضریب پسا مشاهده کرد. هنگامی که جدایش جریان آغاز می شود، ضریب پسا با شیب بسیار زیادی آغاز به رشد می کند و از همین تغییر ناگهانی شیب می توان شروع جدایش جریان در حالت با تیغه و بدون تیغه را مقایسه کرد.

يناميكى	واماندگی د	ارہ برای بررسی	ای نوسانی بالو	ل 2 مشخصه ه	جدو
-		2	0	4	

مورد 5	مورد 4	مورد 3	مورد 2	مورد 1	
10 [°]	αm				
10 [°]	10 [°]	5°	5 [°]	5 [°]	$lpha_0$
0/2	0/1	0/15	0/1	0/05	k



شکل 12 مقایسه نتایج ضریب فشار در حالت با تیغه و بدون تیغه در α =13° **د. - کنترل واماندگی دینامیکی** در این بخش، اثر تیغه کنترل کننده حباب جدایش جریان بر میزان واماندگی دینامیکی بالواره ناکا 2000 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 10^{5} مقایسه شدهاند. شکلهای 13-17 این مقایسهها را بهترتیب موارد جدول 2 نشان میدهند. آن چه در تمامی موارد 1 تا 5 دیده

مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دوره 15، شماره 6

398





در موارد 1 تا 3 (شکلهای 13-15) زاویه حمله متوسط (α_m) و دامنه زاویه ای نوسان (αο)، بدون تغییر و فرکانس کاهشیافته (k) با افزایش همراه بوده است. مشاهده می شود که با افزایش فرکانس کاهشیافته، شدت واماندگی دینامیکی در حالت بدون تیغه بیشتر شده؛ درصور تی 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 این گونه 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

مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دورہ 15، شمارہ 6

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 نمی شود. در موارد 2 و 3 (شکلهای 15.14)، 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 چشم گیر است. در موارد 4 و 5 (شکلهای 16، 17) دامنه زاویهای نوسان (α) از 5 به است. در موارد 4 و 5 (شکلهای 16، 17) دامنه زاویهای نوسان (α) از 5 به فرکانس کاهش یافته است. مشاهده می شود که در این موارد نیز افزایش نورکانس کاهش یافته، سبب کاهش شدت واماندگی دینامیکی در حالت با اثر تیغه شده است. در هر صورت افزایش دامنه زاویهای نوسان در این دو مورد فرکانس کاهش یافته، سبب کاهش شدت واماندگی دینامیکی در حالت با اثر تیغه در کنترل واماندگی دینامیکی را کاهش داده است. در واقع با افزایش تواییه اثر تیزه در مورت افزایش دامنه زاویهای نوسان در این دو مورد محدوده زاویه حمله، قدرت گردابههای ایجادشده افزایش یافته و تیغه، توانایی اثر تیغه در کنترل آنها داشته است. شکلهای 18 و 19 خطوط جریان در حمتری درکنترل آنها داشته است. شکلهای از و 19 خطوط جریان در حاب برای مورد 3 در حرکت به سمت بالای بالواره بهترتیب برای

همان طور 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 می شود 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 بدون تیغه



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

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 بهدست آمد.

- تیغه کنترل کننده، زاویه واماندگی استاتیکی را حدود 9درصد 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 15درصد 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 کاهشیافته 0/15 است که ضریب برآ در حدود 06درصد 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

- (m) طول وتر بالواره c
- $(2p/
 ho U_{\infty}^2)$ ضريب فشار C_p
- C_l ضریب نیروی برآ ($2L/\rho U_{\infty}^2 A$) ضریب نیروی فر
- $(2D/
 ho U_{\infty}^2 A)$ ضریب نیروی پسا (C_d
 - L نیروی برآ (N)
 - D نيروى پسا (N)
 - E انرژی بر واحد جرم (m²s⁻²)
 - (m²s⁻²) آنتالپی بر واحد جرم (H
 - k فركانس كاهشيافته (بى بعد)
 - p فشار (kgm⁻¹s⁻²)
 - u مؤلفه افقی سرعت (ms⁻¹)
 - ۷ مؤلفه عمودی سرعت (ms⁻¹)
 - (ms⁻¹) سرعت جریان آزاد U_{∞}

علايم يونانى

- (deg.) زاويه حمله (α
- ρ چگالی (kgm⁻³)

لزجت دینامیکی (kgm⁻¹s⁻¹) μ لزجت دینامیکی آشفتگی (kgm⁻¹s⁻¹) μ_t

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



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

مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دورہ 15، شمارہ 6

400

- [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)

401

مهندسی مکانیک مدرس، شهریور 1394، دورہ 15، شمارہ 6