



بررسی تأثیر پارامترهای مختلف در واماندگی دینامیکی ایروفویل NACA0012 و ضرایب آیرودینامیکی آن در شرایط متفاوت

غلامرضا عبدی زاده¹، حمید احمدوند¹، محمد مهدی جعفری^{2*}

1- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
2- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
* mmjafari110@mut.ac.ir, 1955857858 صندوق پستی

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 08 آذر 1395
پذیرش: 03 فروردین 1396
ارائه در سایت: 09 اردیبهشت 1396
کلید واژگان:
ایرفویل نوسانی
استال دینامیکی
ساختار جریان
گردابه

چکیده

در این مقاله به بررسی عددی استال دینامیکی روی ایرفویل ناکا-0012 در حالت نوسان پیششی و برخی عوامل مؤثر بر آن پرداخته شده است. این عوامل شامل شدت آشفتگی، فرکانس نوسان، دامنه نوسان و عدد رینولدز است، همچنین ساختار میدان جریان و گردابه‌های ایجاد شده نیز برای درک بهتر چگونگی رخداد این پدیده مورد بررسی قرار گرفته و مدل‌سازی به صورت دوبعدی و مدل آشفتگی مورد استفاده $k-\omega$ SST است. تغییرات بازده آیرودینامیکی با فرکانس نوسان یکی از موارد بررسی شده در این مقاله است. از نتایج حاصله مشاهده می‌شود که با افزایش دامنه نوسان، شدت آشفتگی و فرکانس نوسان، واماندگی دینامیکی در زوایای حمله بالاتری اتفاق می‌افتد، همچنین با افزایش عدد رینولدز، ضریب برای ایرفویل کاهش یافته و حلقه هیستریزس نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله کوچک‌تر می‌شود. از سوی دیگر با بررسی بازده آیرودینامیکی و تغییرات آن با فرکانس نوسان مشاهده می‌شود که نمودار بازده برحسب فرکانس نوسان در تمام زوایای حمله دارای نقطه ماکزیمم است. با بررسی ساختار جریان مشاهده می‌شود که عامل اصلی پدیده واماندگی دینامیکی تشکیل یک سری گردابه‌های کم فشار در لبه حمله و فروریزش این گردابه‌ها به سمت انتهایی ایرفویل و در نتیجه جدایش آن‌ها از سطح ایرفویل است. پس از گردابه اولیه، گردابه ثانویه‌ای تشکیل می‌شود که موجب افزایش ناگهانی ضریب برآ می‌گردد. نتایج حاصل از این تحقیق با نتایج حاصله از مراجع معتبر مقایسه شده که از همخوانی خوبی برخوردار است.

Effects of various parameters on dynamic stall behavior and aerodynamic coefficients of a NACA0012 airfoil

Gholam Reza Abdizadeh, Hamid Ahmadvand, Mohammad Mehdi Jafari*

Department of Aerospace Eng. Malek Ashtar University of Tech, Tehran, Iran
* P.O.B. 1955857858 Tehran, Iran, mmjafari110@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 28 November 2016
Accepted 23 March 2017
Available Online 29 April 2017

Keywords:
Oscillating airfoil
Dynamic stall
Flow structure
Vortex

ABSTRACT

Dynamic stall behavior of a NACA0012 airfoil undergoing pitching motion has been studied by a numerical approach. The turbulence intensity, oscillation frequency and amplitude and the Reynolds number were found to be the major contributors in dynamic stall. The flowfield structure and the associated vortices for this airfoil as well as the impact of the oscillation frequency on aerodynamic efficiency were also studied. The simulations were two dimensional and the $k-\omega$ SST turbulence model was utilized for the present analysis. The results show that increasing the oscillation frequency and amplitude and the turbulence intensity, postpones the dynamic stall to higher angles of attack. Furthermore, as the Reynolds number is increased, both the lift coefficient and the width of the associated hysteresis loop decrease. The airfoil aerodynamic efficiency variation with oscillation frequency has been shown to have a maximum point for all angles of attack considered. The flowfield structure revealed that the main cause of the dynamic stall is a series of low pressure vortices formed at the leading edge which shed into downstream and separate from the surface. A secondary vortex will then appear and increase the lift coefficient dramatically. The present simulation results are in a good agreement with those found in the literature.

1- مقدمه

نوسانی بسیار اهمیت دارد، چرا که در عمل بسیاری از این ایرفویل‌ها دارای نوسانات به نسبت ریز و سریعی است که امکان دارد منجر به پیدایش پدیده‌های گوناگون آیرودینامیکی شود که در ضرایب لیفت و درگ آن تأثیر زیادی گذارد. تحلیل و بررسی این گونه اجسام به صورت تجربی امری

یکی از مسائل مهم و کاربردی موجود در علوم آیرودینامیکی، تحلیل جریان ناپایا حول اجسام متحرک از جمله ایرفویل‌ها، بال‌های محدود و دیگر اجسام متحرک دارای جریان خارجی است. در میان این مباحث، مبحث ایرفویل‌های

Please cite this article using:

Gh. R. Abdizadeh, H. Ahmadvand, M. M. Jafari, Effects of various parameters on dynamic stall behavior and aerodynamic coefficients of a NACA0012 airfoil, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 4, pp. 359-368, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

در بین مقالات منتشرشده مرتبط با این بحث می توان به مقاله برتون اشاره کرد که یک مقاله تجربی و آزمایشگاهی در زمینه ایرفویل نوسانی است [1]. تیسانگ در سال 2008 یک سری آزمایشات تجربی روی استال دینامیکی ایرفویل نوسانی به کمک اندازه گیری نیرو انجام داد [4]. از سوی دیگر اکبری در سال 2003 با استفاده از روش گردابه^۷ یک سری مطالعات و تحقیقات عددی را روی یک ایرفویل نوسانی پیچشی در جهت بررسی استال دینامیکی انجام داد [5]. به عنوان معرفی دیگر مقالات در زمینه مدل سازی عددی ایرفویل های نوسانی می توان به تحقیقات هاس در سال 2002 اشاره کرد. این مقاله نتایج به دست آمده از حل عددی حول یک ایرفویل پیچشی نوسانی در رینولدزهای بالا با آزمایشات تجربی برتون و پیزیالی مقایسه کرده است [6].

2- معادلات حاکم و مدل های توربولانسی

معادلات حاکم بر جریان ناپایا، آشفتنه، دو بعدی و غیر قابل تراکم برای سیال با خواص ثابت و بدون در نظر گرفتن نیروهای حجمی به صورت روابط (2,1) است [7].

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

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

معادلات حاکم بر جریان، به روش حجم محدود حل شده اند. در این روش مدل سیال مورد نظر به صورت المان های حجمی، انتگرال گیری می شود. معادلات انتگرالی به دست آمده گسسته سازی شده و در نهایت معادلات به دست آمده در یک فرایند تکراری حل می شود. روش حل جریان نیز فشار مبنا بوده و در الگوریتم عددی استفاده شده برای حل میدان جریان برای کوپل کردن گرادیان های سرعت و فشار از روش سیمپل^۸ و برای گسسته سازی معادله مومنتم از روش مرتبه دوم استفاده شده است. برای مدل سازی آشفتگی جریان نیز از مدل آشفتگی k- ω SST استفاده شده است که از نوع مدل دو معادله ای بر پایه گردابه-لزجت^۹ است.

یکی از زیر مدل های پر کاربرد مدل k- ω ، مدل انتقال تنش برشی SST K- ω است. مدل یاد شده شامل یک معادله لزجت گردابه اصلاح شده برای محاسبه اثرات انتقال تنش برشی آشفتگی اصلی است. مدل k- ω SST برای شبیه سازی جریان های با گرادیان فشار معکوس قوی و محاسبه بسیار دقیق محل جدایش ارائه شده است [8]. فرمول بندی کامل این مدل به صورت روابط (4,3) است [9].

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k U_i)}{\partial x_i} = \bar{P}_k - c\rho k\omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\omega U_i)}{\partial x_i} = \alpha\rho S^2 - \beta\rho\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1)\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (4)$$

که F_1 و $CD_{k\omega}$ از روابط (6,5) به دست می آید.

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\} \quad (5)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left[2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-20} \right] \quad (6)$$

هزینه بر است. در نتیجه تحلیل عددی این گونه مسائل می تواند بسیار مؤثر باشد. به خصوص امروزه که به واسطه پیشرفت نسبی در مباحث جریان آشفته نتایج حاصل از حل عددی به نتایج تجربی نزدیک تر شده است.

در میان همه حالت های حرکت های نوسانی ایرفویل، یکی از مهم ترین حرکت های یک ایرفویل، حرکت پیچشی^۱ آن است که در واقع در این نوع حرکت ایرفویل حول خطی عمود بر مقطع عرضی ایرفویل نوسان می کند. در این نوع حرکت، ضرایب برآ و پسا نیز نوسانی خواهند بود که این خود بسیار حائز اهمیت است. رفتار جریان در مبحث ایرفویل نوسانی پیچشی حول ایرفویل به پارامترهای مهمی مانند دامنه نوسانات، فرکانس نوسانات، زاویه حمله متوسط و هندسه ایرفویل و همچنین به طور ویژه ای به عدد رینولدز و ماخ بستگی دارد. در چنین ایرفویلی یک گردابه که به آن گردابه لبه حمله^۲ گفته می شود در لبه حمله گسترش می یابد و در نزدیکی دیواره به سمت لبه فرار حرکت می کند. به تبع آن این گردابه رشد کرده و منجر به افزایش ضخامت لایه مرزی و در نتیجه جدایش جریان می شود. هنگامی که این حباب در لبه حمله جاری می شود جریان کاملاً وامانده شده و یک اتلاف ناگهانی در ضریب لیفت و افزایش ناگهانی ضریب درگ القا می کند. با کاهش این موارد القا شده جریان در نهایت مجدداً از لبه حمله به جسم متصل می شود [1].

شناخت و بررسی بهتر پدیده استال دینامیکی^۳ یکی از مهم ترین نتایجی که در بررسی حرکت پیچشی ایرفویل ها به دست می آید. استال یا واماندگی دینامیکی پدیده ای است که به واسطه ریزش گردابه ها بر سطح بال در حال نوسان در زوایای حمله زیاد به وجود می آید؛ بنابراین برای شناخت بهتر این پدیده باید ساختار جریان را مورد بررسی قرار داد. این پدیده یک سری شرایط غیرتعادلی و قوی توربولانسی را در جریان به وجود می آورد که سبب می شود تولید انرژی جنبشی توربولانسی با میزان اتلاف انرژی جریان برابر نباشد [2].

یکی از موارد نمود استال دینامیکی در پره توربین های بادی با محور عمودی است. در واقع این پدیده در عملکرد نوک پره های توربین در نسبت سرعت های پایین تأثیر بسیاری دارد که این تأثیرات خود منجر به لرزش، سرو صدا و کاهش میزان قدرت خروجی توربین می شود. استال دینامیکی عموماً در ایرفویل های نوسانی که به سرعت حرکت پیچشی انجام می دهند نمود بیشتری دارد و خود این پدیده برای توصیف تأخیر در استال روی بال ها به کار می رود. این پدیده می تواند به طور قابل ملاحظه ای مهم تر از استال استاتیکی باشد و عموماً با تولید یک نیروی لیفت بزرگ در یک بازه زمانی کوچک همراه است [3].

فرایند استال دینامیکی به چهار مرحله اصلی جریان متصل، توسعه گردابه لبه حمله، پیدایش و جاری شدن گردابه ثانویه پس از استال و اتصال دوباره جریان تقسیم بندی می شود. آزمایش های متعدد نشان می دهد که میدان جریان برای یک استال دینامیکی قوی توسط شکل گیری اولیه، رشد، انتقال و فروریزش یک گردابه بزرگ^۴ روی قسمت کم فشار^۵ ایرفویل مشخص می شود [1].

در مقالات منتشرشده به میزان کمتری به بررسی این پدیده از روی ساختار جریان پرداخته شده است. از سوی دیگر یکی از پارامترهای مهم در کاهش اثرات استال دینامیکی، شدت توربولانسی^۶ و تأثیر عدد رینولدز که در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است.

¹ Pitching Motion

² Leading Edge Vortex (LEV)

³ Dynamic Stall

⁴ Vortex Shedding

⁵ Suction Side

⁶ Turbulence Intensity

⁷ Vortex Method

⁸ SIMPLE

⁹ Eddy-Viscosity Model (EVM)

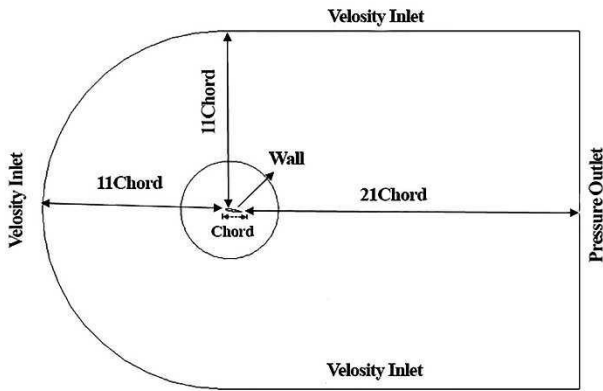


Fig. 1 Computational domain and applied boundary conditions around NACA 0012 airfoil

شکل 1 دامنه حل و شرایط مرزی حول ایرفویل ناکا 0012

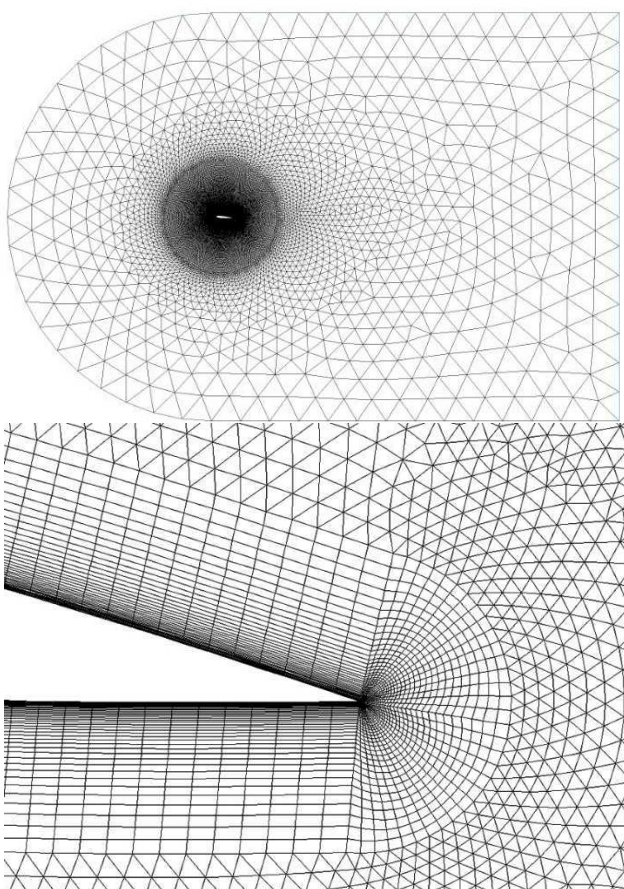


Fig. 2 Unstructured grids around NACA 0012 airfoil with different views

شکل 2 شبکه بی‌سازمان حول ایرفویل ناکا 0012 با لایه مرزی در دینامی متفاوت

از سوی دیگر شبکه دارای 48756 سلول نسبت به این دو شبکه دارای مقادیر درگ متفاوت تری است که در شکل 3 قابل مشاهده است. در نتیجه شبکه متوسط که تعداد سلول‌های کمتری را نیز دارد به‌عنوان شبکه اصلی انتخاب شده، همچنین y^+ مطلوب شبکه‌ها حدود 1 است.

برای بررسی حساسیت حل به گام زمانی نیز از سه گام زمانی متفاوت روی بهترین شبکه انتخاب شده در بررسی حساسیت شبکه استفاده شده است. این گام‌های زمانی برابر 0.005 و 0.01 و 0.02 است. مقادیر ضریب برآ با زاویه حمله 12 درجه در یک دوره نوسان ایرفویل با

y فاصله تا نزدیک‌ترین دیواره است. در حقیقت تابع F_1 یک تابع ترکیبی است که مدل SST $k-\omega$ برای انتقال تدریجی بین مدل $K-\omega$ استاندارد در نزدیکی دیواره به ویرایشی از $K-\epsilon$ رینولدز بالا در مناطق دور از لایه مرزی از آن استفاده می‌کند. F_1 برابر با صفر برای دور از سطح (مدل $K-\epsilon$) و برابر با یک برای درون لایه مرزی (مدل $K-\omega$) است. لزجت گردابه آشفته نیز از رابطه (7) محاسبه می‌شود [9].

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (7)$$

S ثابت اندازه‌گیری نرخ کرنش و F_2 تابع دوم ترکیبی طبق رابطه (8)،

همچنین P_k و \bar{P}_k به‌صورت روابط (10,9) محاسبه می‌شود.

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (8)$$

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] \quad (9)$$

$$\bar{P}_k = \min(P_k, 10 \cdot \beta^* \rho k \omega) \quad (10)$$

ثابت‌های موجود در روابط بالا نیز از ترکیب ثابت‌های مدل $K-\omega$ و $K-\epsilon$

به‌دست می‌آیند و به‌صورت جدول 1 است [9].

3- تولید شبکه و شرایط مرزی

برای بررسی تأثیر نوسان بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل ناکا-0012، از سه شبکه با سلول‌های متفاوت استفاده شده است. فاصله مرکز ایرفویل از مرزهای آزاد و ورودی برابر 11 و از مرز خروجی 21 برابر طول وتر ایرفویل بوده و از بالا و پایین 11 برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. جزئیات بیشتر و شرایط مرزی اعمال شده در شکل 1 قابل مشاهده و مقدار فشار در مرز خروجی نیز برابر فشار جریان آزاد 101325 پاسکال است. عدد رینولدز جریان با احتساب مقدار وتر ایرفویل به‌عنوان بعد مکانی، برابر 10^5 و سرعت جریان در مرز ورودی و مرزهای آزاد 1.5 متر بر ثانیه است.

شبکه‌بندی حول ایرفویل از دو قسمت تشکیل شده است. یک قسمت ناحیه دایره‌ای شکل است که نوسان ایرفویل در این ناحیه انجام می‌شود و در نتیجه سلول‌های موجود در این شبکه متحرک است، با توجه به شکل 2 قسمت دیگر بخش خارج از این قسمت دایروی که همان مرز دور دست، همچنین شبکه از نوع بی‌سازمان است.

زاویه نصب ایرفویل، 12 درجه است. برای بررسی حساسیت شبکه نسبت به حل، از سه شبکه ریز و متوسط و درشت استفاده شده است. در شبکه درشت تعداد نقاط روی ایرفویل 150 نقطه، و در شبکه متوسط و ریز 200 نقطه انتخاب شده است. دیگر جزئیات را در جدول 2 می‌توان مشاهده کرد. با مقایسه این سه شبکه مشاهده شد که در شبکه دارای 78568 سلول مقادیر ضرایب درگ نسبت به شبکه دارای 90318 سلول تغییر چندانی نداشته است.

جدول 1 ثابت‌های مدل SST $k-\omega$ [9]

مقدار	ثابت‌های مدل SST $k-\omega$
0.075	β_1
0.0828	β_2
0.09	β^*
0.31	a_1
0.5	$\sigma_{\omega 1}$
0.856	$\sigma_{\omega 2}$
0.5	$\sigma_{k 1}$
1	$\sigma_{k 2}$

جدول 2 مشخصات شبکه‌های مورد بررسی

Table 2 Meshes information

شبه که	تعداد سلول	مشخصات شبکه لایه مرزی		
		تعداد لایه	فاصله اولین سلول	نرخ رشد
1	48756	42	0.000054	1.1
2	78568	42	0.000054	1.1
3	90318	60	0.000054	1.1

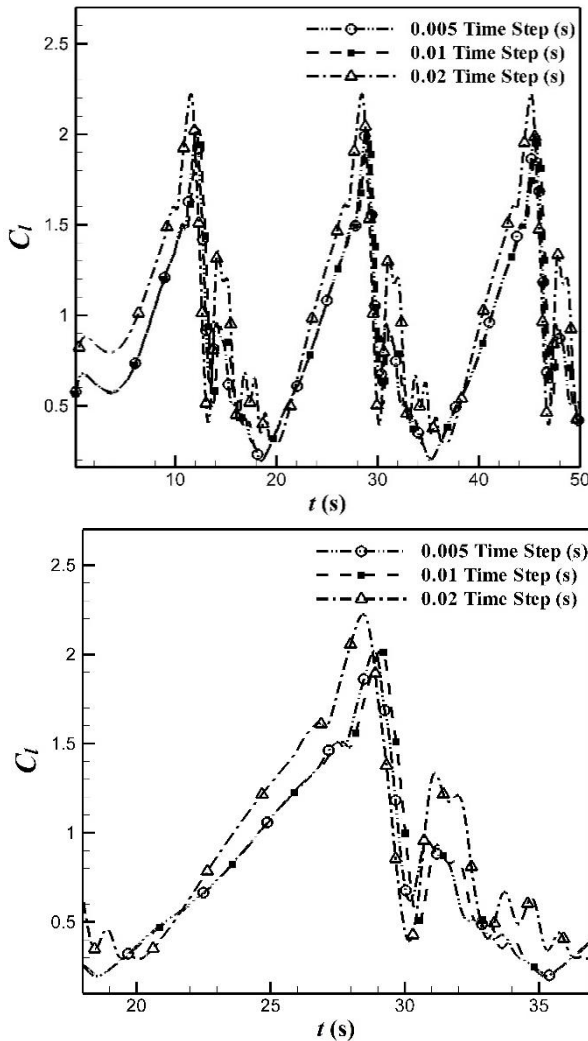


Fig. 4 lift coefficient Variations versus time for different time step with distant and close-up views

شکل 4 حساسیت شبکه نسبت به گام زمانی از نمای دور و نزدیک

می‌توان مقایسه‌ای بین روش SST k- ω مربوط به این نوشتار و روش تجربی برتون و روش عددی مارتینت را مشاهده کرد.

5- بحث و بررسی نتایج

در مطالعه حاضر به بررسی ساختار جریان حول ایرفویل ناکا-0012 در حالت نوسانی پرداخته شده که در نهایت منجر به مشاهده نحوه تأثیر گردابه لبه حمله بر استال دینامیکی و تأثیر شدت توربولانسی و تغییر دامنه نوسان و عدد رینولدز بر این پدیده شده است. معادلات نوسان ایرفویل به صورت روابط (11,12) است.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(2ft) \quad (11)$$

جدول 3 پارامترهای فیزیکی نمونه مورد آزمایش برتون و همکاران [1]

پارامترهای فیزیکی نمونه تجربی	مقدار پارامتر
عدد رینولدز (برحسب طول ایرفویل)	10^5
زاویه نصب ایرفویل	12 درجه
دامنه نوسان	6 درجه
فرکانس نوسان	0.188

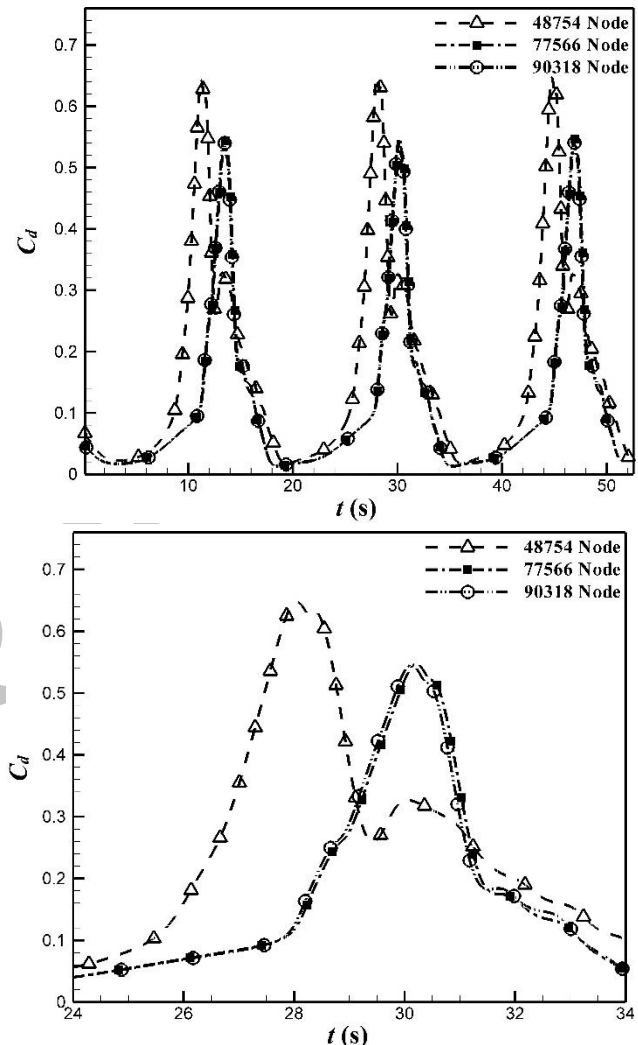


Fig. 3 drag coefficient Variations versus time for different grids with distant and close-up views

شکل 3 نمودار حساسیت شبکه نسبت به تعداد سلول از نمای دور و نزدیک

فرکانس کاهشی 0.188 بررسی شد که در شکل 4 نتایج آن آورده شده است. با توجه به این شکل می‌توان بیان کرد که نتایج مربوط به گام زمانی 0.005 و 0.01 بسیار به هم نزدیک است که با توجه به این اختلاف اندک گام زمانی بیشتر یعنی 0.01 انتخاب شده است.

4- اعتبارسنجی حل عددی

برای بررسی اعتبار روش حل انجام شده در این نوشتار از مقاله برتون که یک مقاله تجربی است [1] و همچنین مقاله مارتینت [2] استفاده شده است. در مقاله‌های برتون و مارتینت از ایرفویل ناکا-0012 با مشخصات جدول 3 استفاده شده است که نتایج آن در شکل (5,6) آورده شده است. در این شکل

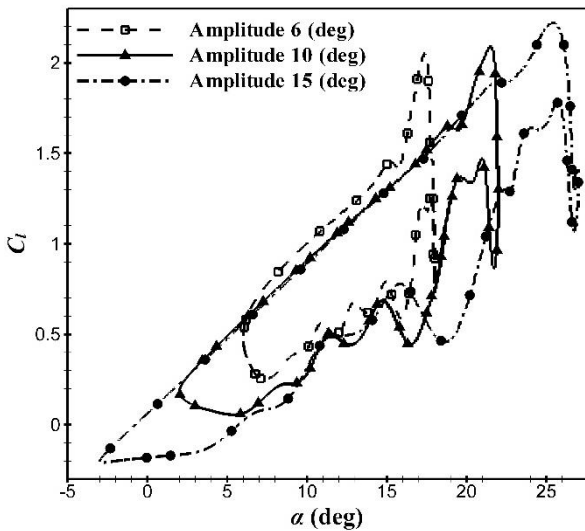


Fig. 7 lift coefficient versus AOA in different amplitudes

شکل 7 نمودار ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در دامنه نوسان‌های متفاوت

نمودار برای سه حالت در دامنه نوسان 6 و 10 و 15 درجه در فرکانس 0.188 و عدد رینولدز 10^5 رسم شده است. با توجه به شکل 7 می‌توان اظهار داشت که با افزایش دامنه نوسان، مقدار ماکزیمم ضریب لیفت افزایش یافته و از سوی دیگر مینیمم آن نیز کمتر شده است. در واقع استال دینامیکی قوی‌تری را با افزایش دامنه شاهد هستیم، زیرا میزان افت و خیز ضریب لیفت بیشتر از مقدارش در دامنه‌های کم است. هر چند که زاویه استال نیز به تبع آن بیشتر شده است. در واقع با افزایش دامنه نوسان شاهد تأخیر در استال دینامیکی هستیم. یعنی هرچه دامنه نوسان افزایش می‌یابد استال دینامیکی در زوایای حمله بیشتری اتفاق می‌افتد.

از شکل 8 برای ضریب درگ نیز می‌توان گفت که ابتدا این تغییر دامنه در مقدار مینیمم آن تأثیر چندانی نداشته، اما مشاهده می‌شود که ماکزیمم ضریب درگ نیز با افزایش دامنه نوسان افزایش یافته است.

5-2- بررسی اثرات تغییر شدت توربولانس

شدت توربولانس جریان نیز تأثیر بسیاری در بررسی استال دینامیکی دارد.

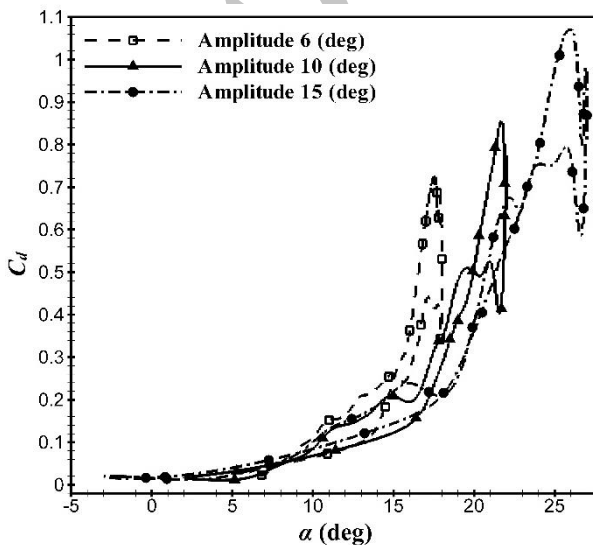


Fig. 8 drag coefficient versus AOA in different amplitudes

شکل 8 نمودار درگ برحسب زاویه حمله در دامنه نوسان‌های متفاوت

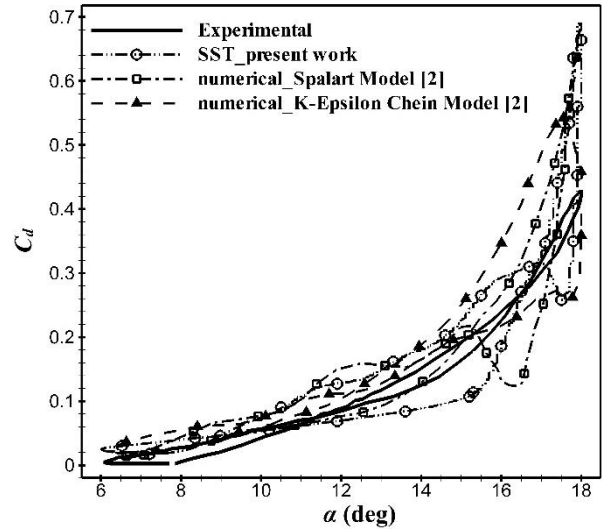


Fig. 5 Hysteresis loops computations on drag coefficient versus AOA, compared to experimental results

شکل 5 نمودار ضریب درگ برحسب زاویه حمله در مقایسه با نتایج تجربی

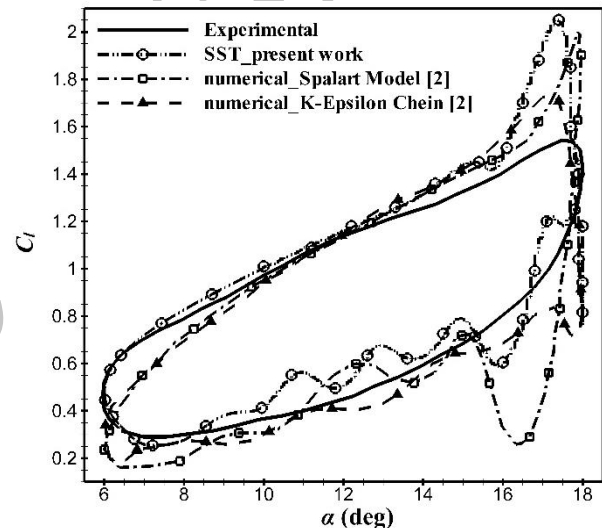


Fig. 6 Hysteresis loops computations on lift coefficient versus AOA, compared to experimental results

شکل 6 نمودار ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در مقایسه با نتایج تجربی

$$\omega = 2\alpha_1 f \cos(2ft) \quad (12)$$

در رابطه (11) α_0 زاویه نصب ایروفویل، α_1 دامنه نوسان و f فرکانس کاهشی است. همان‌طور که بیان شد در این مطالعه مدل آشفتگی $k-\omega$ SST برای بررسی به کار گرفته شده است. با توجه به شکل 6 نتایج حاصل از حل عددی با استفاده از این روش در نرم‌افزار فلوئنت، با روش تجربی برتون مورد مقایسه و اعتبارسنجی قرار گرفته است و مشاهده می‌شود که این روش از دقت نسبتاً خوبی نسبت به روش تجربی برخوردار است، همچنین اگر به این شکل دقت شود در زوایای حمله بالا ضریب لیفت ناگهان کاهش می‌یابد که این تغییر به واسطه پدیده استال دینامیکی است.

5-1- بررسی اثرات تغییر دامنه نوسان

همان‌طور که در مقدمه نیز اشاره شد یکی از عوامل تأثیرگذار در استال دینامیکی و همین‌طور در ضرایب آیرودینامیکی ایروفویل، تغییرات دامنه نوسان است که تأثیر آن را در شکل‌های (8,7) می‌توان مشاهده کرد. این

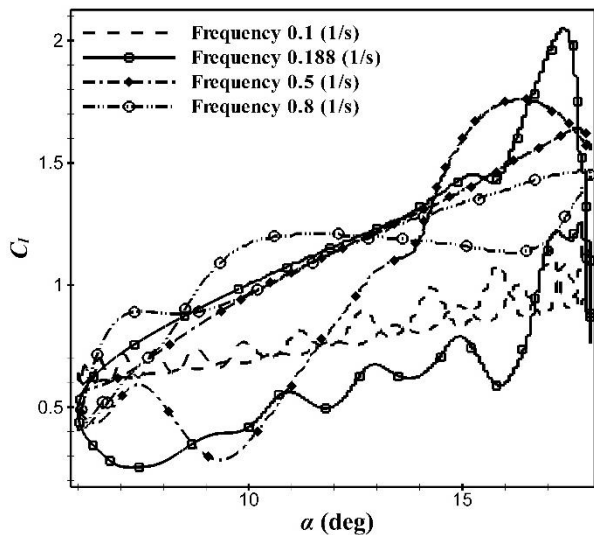


Fig. 10 lift coefficient versus AOA in different frequency

شکل 10 نمودار ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در فرکانس های متفاوت

درصد، فرکانس نوسان 0.5 و دامنه نوسان 30 درجه استفاده شده است. با توجه به شکل 11 مشاهده می‌شود که ضریب لیفت با افزایش عدد رینولدز کاهش می‌یابد.

از سوی دیگر با افزایش این عدد حلقه هیستریزس تشکیل شده در نمودار شکل 11 کوچک‌تر شده است. هر چه این حلقه کوچک‌تر شود، اختلاف بین ضریب لیفت در فاز حرکت روبه بالا و پایین کمتر می‌شود. همچنین افزایش عدد رینولدز سبب تشدید در پدیده استال دینامیکی می‌شود. با توجه به نمودار شکل 12 مشاهده می‌شود که این نمودار نیز تشدید نوسانات ضریب درگ را با افزایش عدد رینولدز تأیید می‌کند.

5-5- تغییرات بازده با فرکانس نوسان

در این بخش به بررسی تغییرات بازده یا همان نسبت نیروی لیفت به درگ نسبت به تغییرات فرکانس پرداخته می‌شود. در شکل 13 نمودار رسم شده، نمودار بازده برحسب زاویه حمله در فرکانس‌های مختلف است. با دقت در این

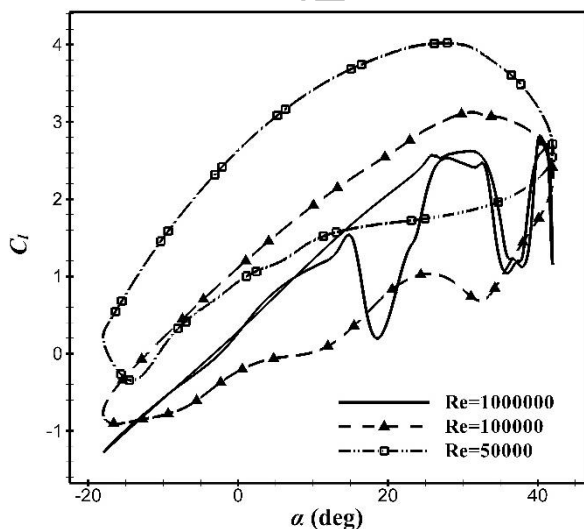


Fig. 11 lift coefficient versus AOA in different Reynolds number

شکل 11 نمودار ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در اعداد رینولدز متفاوت

شدت توربولانس اثر مهمی در پایداری نمودارهای ضریب لیفت پیش‌بینی شده توسط حل عددی داشته و با افزایش این پارامتر نمودار به‌دست‌آمده هموارتر می‌شود. اگر به شکل 9 توجه شود استال دینامیکی با افزایش میزان شدت توربولانس به تعویق افتاده است. یعنی استال در زوایای حمله بیشتری اتفاق افتاده است. هنگامی که مقدار شدت توربولانس از 0.05% به 0.1% افزایش می‌یابد، تغییرات کاملاً مشهود بوده و زیادی در زاویه استال ایجاد می‌شود. در تغییر این پارامتر از 0.1% به 0.2% که به همان میزان افزوده شده، تغییرات چندانی مشاهده نمی‌شود، هر چند که این‌جا نیز افزایش زاویه استال وجود دارد. نکته دیگر این‌که با افزایش این پارامتر نمودار به‌دست‌آمده نیز هموارتر شده است.

5-3- بررسی اثرات فرکانس نوسان

همان‌طور که در بخش‌های پیشین اشاره شد فرکانس نوسانات یکی از عوامل مؤثر در تغییرات ضرایب آیرودینامیکی ایروفویل نوسانی و در نتیجه استال دینامیکی است. از سوی دیگر در نمودارهای ضریب برآ برحسب زاویه حمله با توجه به تعریف واماندگی که تغییرات ناگهانی در ضریب لیفت در زوایای حمله بالاست، می‌توان زوایای واماندگی دینامیکی و اثرات فرکانس نوسانات را بر آن مشاهده کرد.

با توجه به شکل 10 مشاهده می‌شود که به‌ازای افزایش فرکانس در زوایای 6-12 درجه که همان زاویه نصب است شاهد افزایش ضریب لیفت هستیم و این درحالی است که با افزایش زاویه حمله از 12-18 درجه، افزایش فرکانس سبب کاهش ضریب لیفت شده است. در طی حرکت رو به بالای ایروفویل شاهد آن هستیم که استال دینامیکی به ترتیب برای فرکانس‌های 0.2 و 0.5 و 0.8، مقادیر 16.6 و 17.6 و 18 درجه است، در نتیجه با افزایش فرکانس استال دینامیکی به زوایای حمله بالاتر منتقل و اثرات ناشی از استال دینامیکی کم‌رنگ‌تر می‌شود. در واقع افزایش فرکانس سبب هموارتر شدن منحنی شده که این بدان معناست که افت و خیز ضریب لیفت در فرکانس‌های بالاتر کمتر است.

5-4- بررسی اثر عدد رینولدز

برای بررسی اثر عدد رینولدز از مدل آشفتگی k- ω SST با شدت آشفتگی

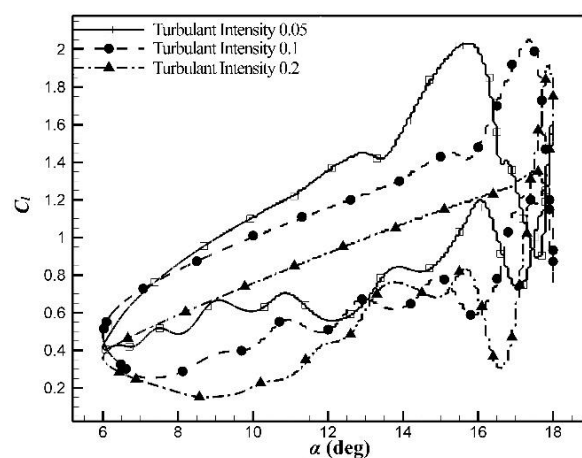


Fig. 9 lift coefficient versus AOA in different turbulence intensity

شکل 9 نمودار ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در شدت توربولانس مختلف

¹ Upstroke

زاویه حمله (با فرض ثابت بودن فرکانس نوسان) بستگی دارد. برای نمونه با توجه به شکل 14، در یک فرکانس ثابت، بازده در زاویه 7 درجه ماکزیمم است.

5-6- بررسی ساختار جریان

در این قسمت به بررسی ساختار میدان جریان حول ایرفویل با استفاده از دامنه نوسان 15 درجه، فرکانس 0.188، شدت توربولانس 0.1% و عدد رینولدز 10^5 با مدل $k-\omega$ SST پرداخته شده است. این موضوع عموماً پذیرفته شده که گردابه لبه حمله حامل یک موج کم فشار است که نیروی لیفت قابل ملاحظه‌ای را در زاویای حمله بالا تا زمانی که گردابه به انتهای ایرفویل برسد تولید می‌کند. از سوی دیگر فروریزش گردابه لبه حمله است که سبب تغییرات شدید در ضریب لیفت و درگ می‌شود، همچنین در فاز حرکت روبه پایین ایرفویل¹ در یک سیکل نوسانی، اغلب یک گردابه ثانویه علاوه بر گردابه لبه حمله ایجاد می‌شود که ضریب لیفت را به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌دهد. تأثیر این گردابه ثانویه را می‌توان در منحنی ضریب لیفت برحسب زاویه حمله (شکل 6) مشاهده کرد. در واقع این تأثیر به صورت یک قله مینیمم‌دار پس از قله ایجادشده توسط گردابه لبه حمله است. اگر به ترتیب از بالا به پایین در شکل 15 به نمودارهای موجود دقت شود، در حالت حرکت رو به بالا و زاویای حمله کم هیچ گونه گردابه‌ای بر ایرفویل تشکیل نشده و با افزایش زاویه حمله و حرکت ایرفویل به سمت بالا به تدریج حباب کوچکی در لبه حمله در حال شکل‌گیری است که با افزایش زاویه حمله کم‌کم رشد کرده و یک گردابه بزرگ‌تر تشکیل می‌شود. این گردابه با توجه به کانتور رسم شده ناحیه‌ای کم فشار که در حال رشد و حرکت به سمت انتهای ایرفویل است که در قسمت‌های پیشین نیز به آن اشاره شد. در یک زاویه نسبتاً بالا و مجزا به نگاه گردابه بزرگ از سطح ایرفویل جدا شده و گردابه‌های کوچک دیگری در قسمت‌های مختلف ایرفویل تشکیل می‌شود. این موج کم فشار در این قسمت سبب استال دینامیکی شده و پس از آن مشاهده می‌شود که گردابه کوچکی در انتهای ایرفویل در حال رشد که همان گردابه ثانویه است. پس از به انتها رسیدن دامنه و آغاز حرکت روبه پایین، همین گردابه ثانویه سبب افزایش ناگهانی ضریب لیفت می‌شود که پیشتر نیز

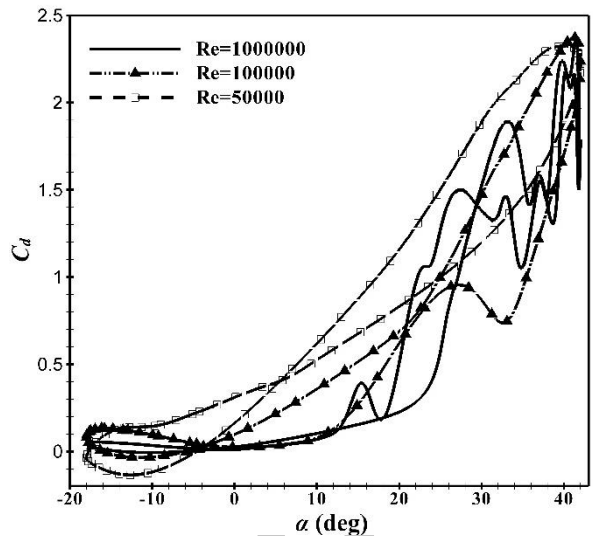


Fig. 12 lift coefficient versus AOA in different Reynolds number

شکل 12 نمودار ضریب درگ برحسب زاویه حمله در اعداد رینولدز متفاوت

نمودار می‌توان مشاهده کرد که تغییرات بازده چه نسبت به زاویه حمله و چه نسبت به تغییر فرکانس یکنواخت نبوده و دارای نقطه ماکزیمم است. مقدار بازده برای فرکانس 0.188 بیشینه است، بدان معنا که در فرکانس 0.5 بازده بیشتر از فرکانس 0.8 و در 0.1 بازده کمترین مقدار را در هر دو حالت حرکت رو به بالای ایرفویل دارد. نکته دیگر آن که هر چه فرکانس به 0.188 نزدیک‌تر باشد میزان افت و خیز بازده نسبت به تغییرات زاویه حمله در آن بیشتر است. برای نمونه در زاویه حمله بیش از 7 درجه، بازده در فرکانس 0.5 از بازده در فرکانس 0.188 بیشتر می‌شود. اگر نمودار بازده برحسب فرکانس را در زاویای حمله متفاوت برای فاز حرکت رو به بالای ایرفویل رسم نماییم به شکل 14 دست خواهیم یافت.

نمودار شکل 14 نشان می‌دهد که در زاویای حمله مختلف، نمودار بازده برحسب فرکانس دارای یک مقدار ماکزیمم است، یا در یک زاویه حمله مشخص، بازده آیرودینامیکی ایرفویل، در یک فرکانس نوسان خاص بیشترین مقدار خود را دارد. البته این مقدار ماکزیمم لزوماً در همه زاویای حمله یکسان نیست؛ بنابراین بازده آیرودینامیکی هم به فرکانس نوسان و هم به

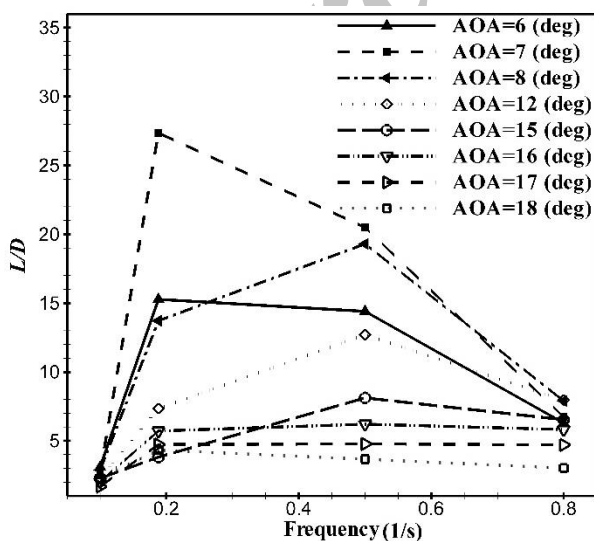


Fig. 14 Aerodynamic performance versus frequency in different AOA
شکل 14 نمودار تغییرات بازده برحسب فرکانس‌های نوسان در زاویای حمله مختلف

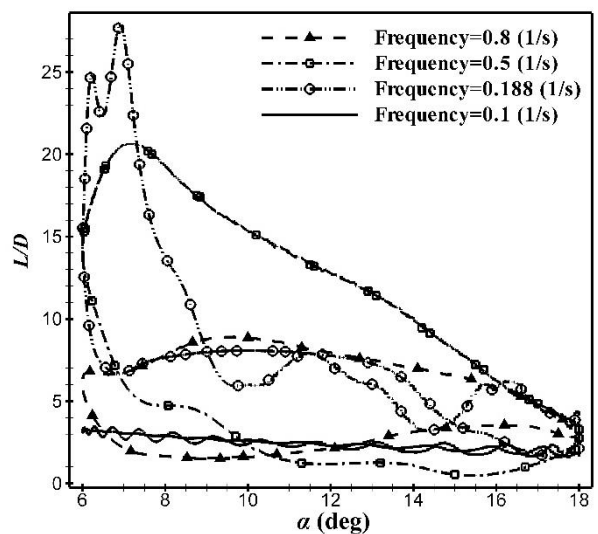
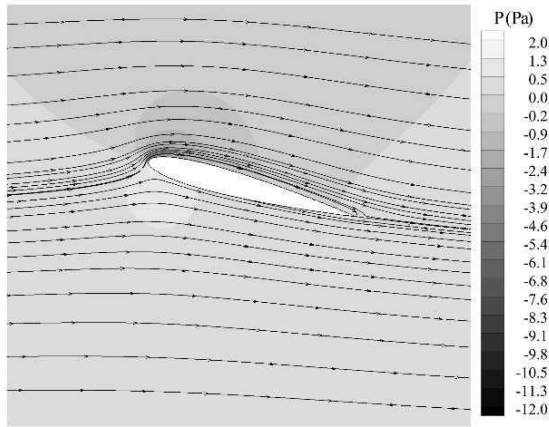


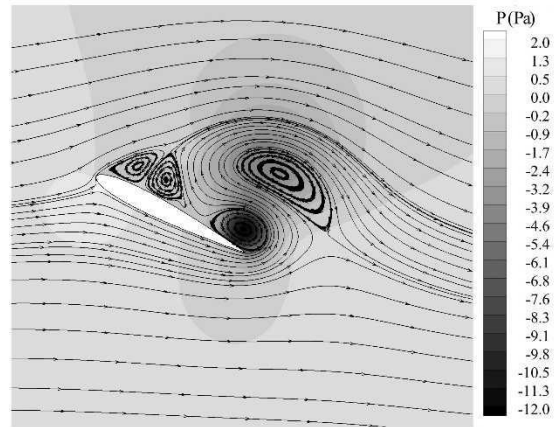
Fig. 13 Aerodynamic performance versus AOA in different frequency

شکل 13 نمودار تغییرات بازده برحسب زاویه حمله در فرکانس‌های نوسان مختلف

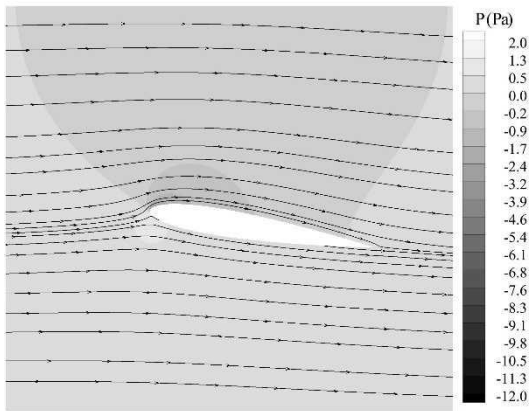
¹ Downstroke



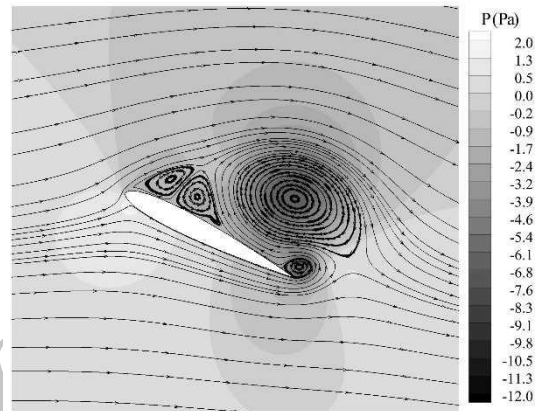
$\alpha = 15.2^\circ \uparrow$



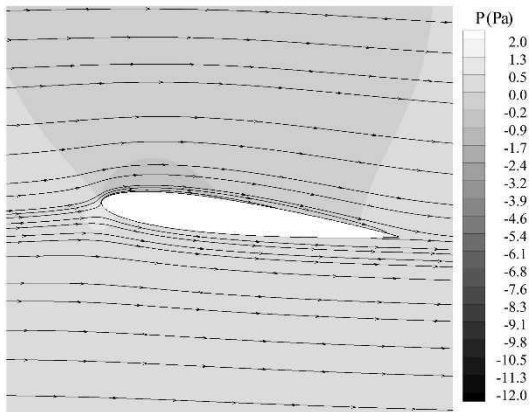
$\alpha = 27^\circ \uparrow$



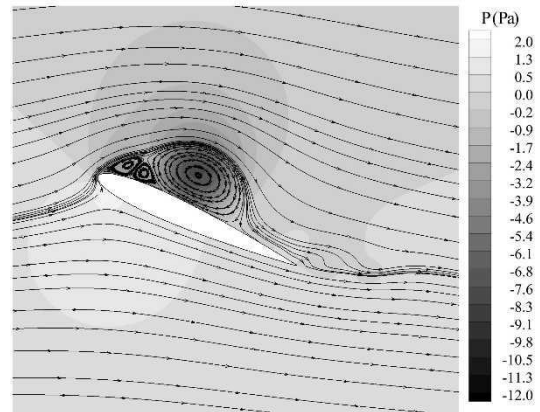
$\alpha = 9.55^\circ \uparrow$



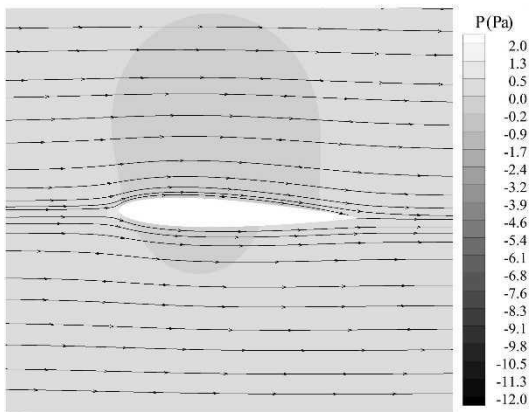
$\alpha = 26.8^\circ \uparrow$



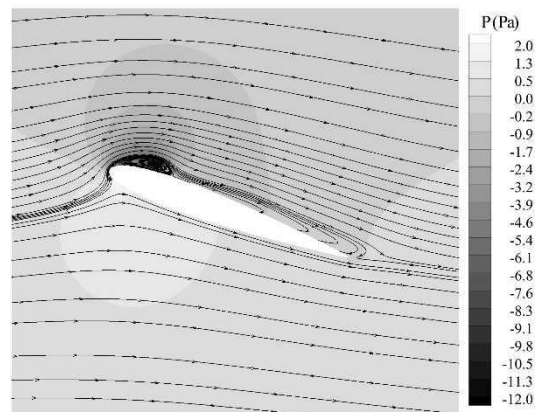
$\alpha = 6.42^\circ \uparrow$



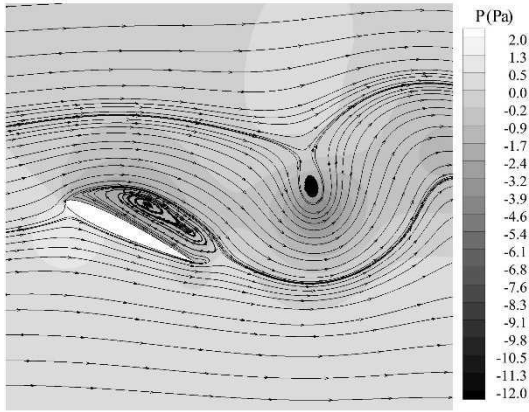
$\alpha = 24.3^\circ \uparrow$



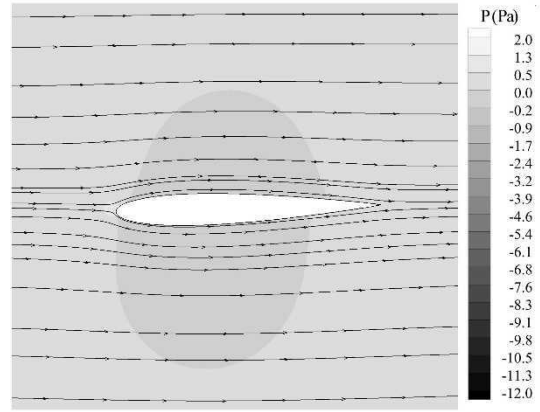
$\alpha = 2.02^\circ \uparrow$



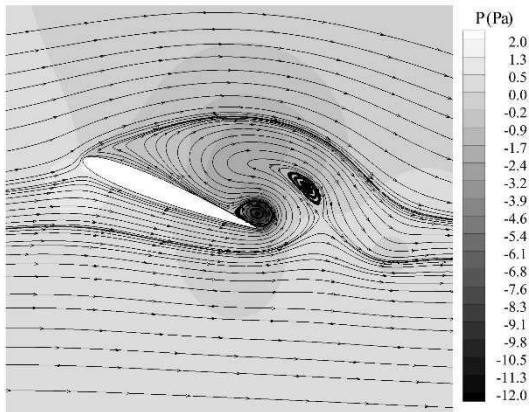
$\alpha = 20.3^\circ \uparrow$



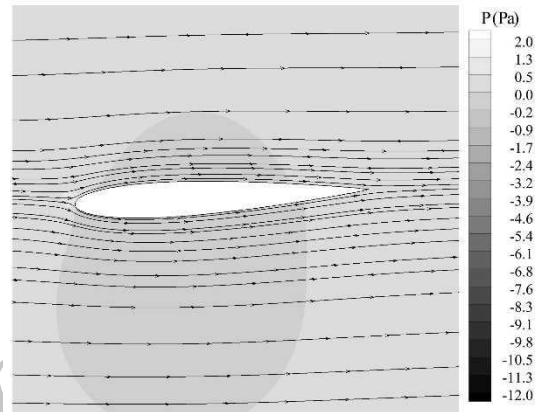
$\alpha = 25^\circ \downarrow$



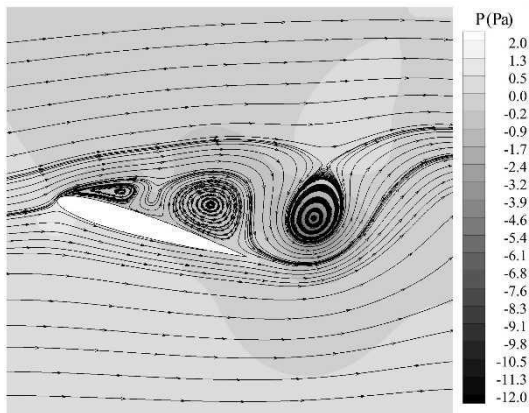
$\alpha = -1.4^\circ \uparrow$



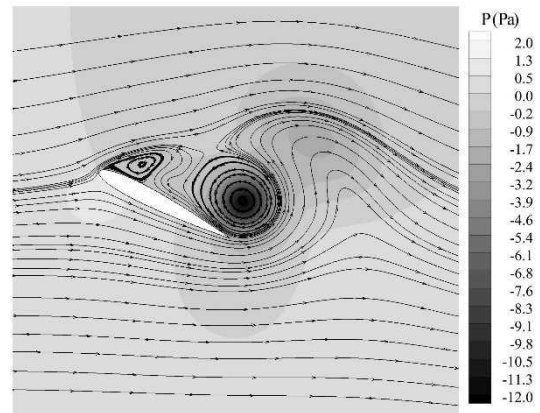
$\alpha = 21.4^\circ \downarrow$



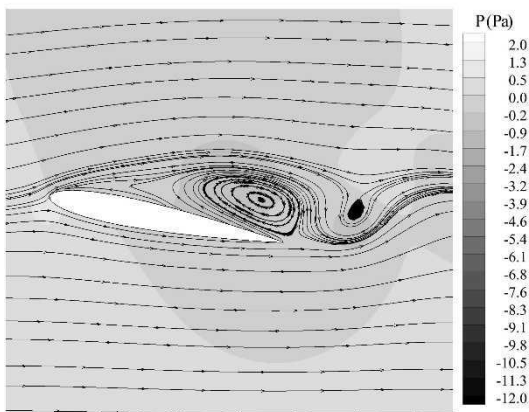
$\alpha = -2.4^\circ \uparrow$



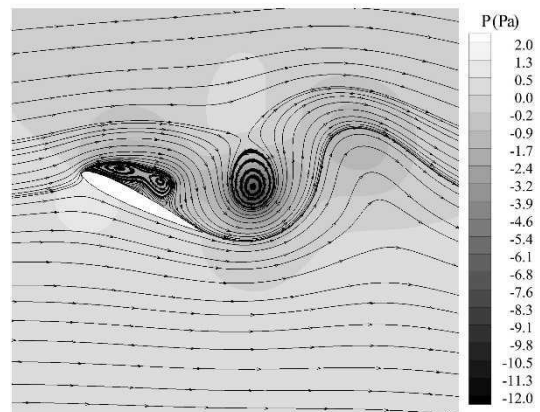
$\alpha = 16.4^\circ \downarrow$



$\alpha = 26.8^\circ \downarrow$



$\alpha = 10.8^\circ \downarrow$



$\alpha = 26.2^\circ \downarrow$

6- نتیجه گیری

همانطور که مشاهده شد تحلیل عددی میدان جریان حول ایرفویل ناکا-0012 در حالت نوسان پیچشی توسط نرم افزار فلونت با نتایج تجربی مطابقت بسیار خوبی دارد. با بررسی تأثیر عوامل مختلف بر نوسان پیچشی با افزایش دامنه نوسانات که از جمله خواص مربوط به مرجع نوسان ایرفویل است، استال دینامیکی در زوایای حمله بیشتری اتفاق می افتد. با افزایش شدت توربولانسی نیز زاویه استال به تعویق افتاده و نمودارهای مربوط به ضریب لیفت برحسب زاویه حمله نیز پایدارتر و هموارتر می شود. با افزایش فرکانس استال دینامیکی به زوایای حمله بالاتر منتقل شده و اثرات ناشی از استال دینامیکی کم رنگ تر می شود. در بررسی تأثیرات عدد رینولدز مشاهده شد که با افزایش عدد رینولدز ضریب لیفت کاهش می یابد. از سوی دیگر با افزایش این عدد حلقه هیستریزس تشکیل شده در نمودارهای لیفت برحسب زاویه حمله کوچک تر شده و همچنین پدیده استال دینامیکی تشدید می شود. با بررسی بازده آیرودینامیکی مشاهده شد که تغییرات بازده چه نسبت به زاویه حمله و چه نسبت به تغییر فرکانس یکنوا نبوده و دارای نقطه بیشینه است. با توجه به تعریفی که از استال دینامیکی در مقدمه شد عامل اصلی پدیده استال دینامیکی و در نتیجه تغییرات ناگهانی ضرایب آیرودینامیکی تشکیل یک سری گردابه های کم فشار در لبه حمله و فروریزش این گردابه به سمت انتهای ایرفویل و در نتیجه جدایش آن از سطح ایرفویل است و پس از این گردابه نیز گردابه ثانویه ای تشکیل می شود که موجب افزایش ناگهانی ضریب لیفت می شود.

7- مرجع

- [1] E. Berton, D. Favier, M. Maresca, Embedded I.v. methodology for boundary-layer measurements on oscillating models, *28th Fluid Dynamics Conference AIAA*, Snowmass Village: Colorado, pp. 97-125, 1977.
- [2] G. Martinat, M. Braza, Y. Hoarau, G. Harran, Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil, *Fluids and Structures*, Vol. 24, No. 8, pp. 1294-1303 2008.
- [3] S. Wang, D. B. Ingham, M. Pourkashanian, Z. Tao, Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow, *Computers & Fluids*, Vol. 39, No. 9, pp. 1529-1541, 2010.
- [4] K. K. Y. Tsang, R. M. C. So, R. C. K. Leung, X. Q. Wang, Dynamic stall behavior from unsteady force measurements, *Fluids and Structures*, Vol. 24, No. 1, pp. 129-150, 2008.
- [5] M. H. Akbari, S. J. Price, Simulation of dynamic stall for a NACA0012 airfoil using a vortex method, *Fluids and Structures*, Vol. 17, No. 6, pp. 855-874, 2003.
- [6] W. Haase, V. Selmin, B. Winzell, *Progress in computational flow-structure interaction: results of the project UNSI, supported by the European Union 1998-2000*, First Edition, pp. 177-186, Berlin: Springer, 2003.
- [7] L. Juanmian, Numerical study of separation on the trailing edge of a symmetrical airfoil at a low Reynolds number, *Aeronautics*, Vol. 26, No. 4, pp. 918-925, 2013.
- [8] F. Rezaei, E. Roohi, M. Pasandideh- Fard, Stall simulation of flow around an airfoil using LES model and comparison of RANS models at low angle of attack, *Proceedings of The 15th Conference On Fluid Dynamics*, Bandar Abbas, Iran, December 18-20, 2013.
- [9] F. R. Menter, Zonal Two Equation k- ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows, *24th Fluid Dynamics Conference AIAA*, Orlando: Florida, pp. 93-114, 1993.

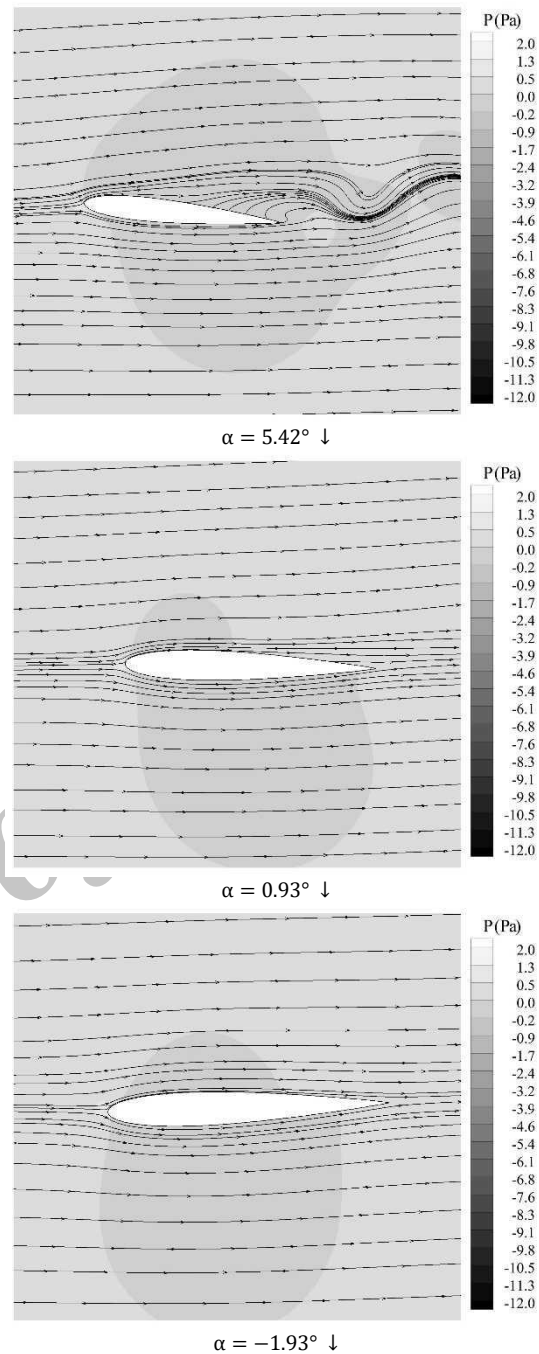


Fig. 15 Pressure field superimposed on the instantaneous streamlines Computed at different angles during an oscillation cycle

شکل 15 کانتورهای فشار به همراه خطوط جریان در یک دوره تناوب

به آن اشاره شد. در نهایت نیز دوباره جریان به سطح ایرفویل متصل شده و گردابه ها نیز کاملاً از بین می روند تا در تناوب بعدی مجدداً همین سیکل تکرار شود.