



مشتقات دینامیکی طولی یک ایرفویل تحت دو حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی در تونل باد

فائزه راثی مرزآبادی^{1*}، رامین کمالی مقدم²

1 و 2- استادیار، مهندسی هوافضا، پژوهشکده سامانه‌های فضاوردی، سازمان فضایی ایران، تهران
*تهران، صندوق پستی 14665834، rasi@ari.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 20 خرداد 1393
پذیرش: 03 تیر 1393
ارائه در سایت: 05 مهر 1393
کلید واژگان:

چکیده

در تحقیق حاضر، مشتقات دینامیکی طولی یک ایرفویل از نوع ناکا سری 6، تحت نوسان اجباری پیچشی و انتقالی در شرایط مختلف در تونل باد زیر صوت مورد آزمایش قرار گرفته است. آزمایش‌های نوسانات پیچشی و انتقالی، در شرایط مختلفی از زاویه حمله متوسط، فرکانس کاهش یافته و دامنه نوسانی انجام شده و مشتقات دینامیکی طولی آن‌ها با استفاده از تغییرات ضریب ممان پیچشی نسبت به زاویه حمله، محاسبه و مورد بررسی واقع شده است. برای تخمین ضرایب مشتقات دینامیکی در حرکت‌های نوسانی هارمونیک از بسط تیلور و انتگرال فوری به صورت توابع خطی از پارامترهای وابسته استفاده شده است. روش‌های به کار گرفته شده، نتایج یکسان داشته و قابل تعمیم جهت تعیین مشتقات دینامیکی طولی هر وسیله پروازی است. نتایج نشان داد در نواحی قبل و حدود واماندگی استاتیکی ایرفویل، تغییرات ضرایب مشتقات دینامیکی طولی نسبت به زاویه حمله دارای روندی معکوس نسبت به نواحی بعد از واماندگی است. اثر فرکانس کاهش یافته بر میزان پایداری دو حرکت نوسان پیچشی و انتقالی متفاوت از یکدیگر است، به این ترتیب که در حرکت نوسانی انتقالی، افزایش فرکانس کاهش یافته، باعث کاهش پایداری نوسان می‌شود، در حالی که در حرکت نوسانی پیچشی، تغییر قابل توجه بر میزان پایداری آن نمی‌گذارد.

مشتقات دینامیکی طولی
تونل باد،
ایرفویل
نوسان پیچشی
نوسان انتقالی

Longitudinal Dynamic Derivatives of an Airfoil under Pitching and Plunging Oscillations in Wind Tunnel

Faezeh Rasi Marzabadi^{1*}, Ramin Kamali Moghaddam²

1, 2- Astronautics Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran.
*P.O.B. 14665834 Tehran, Iran, rasi@ari.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 10 June 2014
Accepted 24 June 2014
Available Online 27 September 2014

Keywords:
Longitudinal Dynamic Derivative
Wind Tunnel
Airfoil
Pitching
Plunging

ABSTRACT

In this study, longitudinal dynamic derivatives of an airfoil of the type NACA 6-series, oscillating in pitching and plunging motions were calculated using variation of pitching moment coefficients with angle of attack in various conditions, based on wind tunnel data. Various parameters of the tests were mean angle of attack, reduced frequency and amplitude of oscillation. To calculate the longitudinal dynamic derivatives in harmonic oscillations, the Taylor's series and integral of Fourier were used. Both the methods had the same results and could be extended to each flight vehicles. The effect of parameters on variation of longitudinal oscillatory derivatives was investigated, in three different regions of oscillation: before, over and post stall conditions. The results showed that variation of the longitudinal oscillatory coefficients with angle of attack is different in the pre-stall and over stall conditions with respect to post-stall region. The effect of reduced frequency on stability of the motion is different for two types of oscillations. Increasing the reduced frequency resulted in reducing the stability of plunging motion, but has a little effect on the stability of pitching motion.

1- مقدمه

که به عنوان مثال می‌توان به نوسانات زاویه‌ای ایرفویل حول یک محور خاص (حرکت پیچشی) و یا نوسانات انتقالی آن در راستای عمود بر جریان (حرکت انتقالی) اشاره نمود. در بعضی از مواقع نیز تغییر در شرایط پروازی باعث غیردائم شدن جریان می‌شود. به عنوان مثال، هنگام شتاب گرفتن جسم، سرعت برخورد جریان به آن نسبت به زمان تغییر کرده و باعث تغییر نیروهای آیرودینامیکی می‌شود و یا تندبادهای ناگهانی که در طول مسیر پرواز یک

در دنیای سیالات پدیده‌های بسیاری وجود دارد که در آن، خواص جریان حول جسم و در نتیجه نیروهای آیرودینامیکی مربوطه وابسته به زمان بوده و با گذشت زمان، مقادیر آن‌ها تغییر می‌کند. غیردائم بودن جریان و نیروهای آیرودینامیکی می‌تواند ناشی از عوامل مختلفی باشد. گاهی اوقات حرکات نوسانی جسم در طول مسیر پروازی خود، باعث غیردائم شدن جریان می‌شود

Please cite this article using:

F. Rasi Marzabadi, R. Kamali 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)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

واماندگی) برای فرکانس‌های کاهش یافته متفاوت (0/03 تا 0/09) و دو دامنه نوسانی مختلف (2 و 5 درجه) انجام شده و مشتقات دینامیکی طولی آن‌ها با استفاده از تغییرات ضریب ممان پیچشی مورد بررسی واقع شده است. در ادامه، ابتدا روابط تحلیلی برای مشتقات دینامیکی طولی ارائه شده و یک نمونه اعتبارسنجی برای تأیید روابط ارائه شده، آورده شده است. سپس، با استفاده از روابط مذکور، مشتقات دینامیکی طولی ایرفویل مورد نظر مورد بررسی قرار گرفته است.

2- روابط تحلیلی برای مشتقات دینامیکی طولی

برای تحلیل و بررسی جریان ناپایا حول یک جسم با حرکت‌های نوسانی اجباری، محاسبه مشتقات دینامیکی طولی جهت استفاده در تخمین رفتار دینامیکی آن جسم، امری ضروری است. برای تخمین ضرایب دینامیکی در حرکت‌های نوسانی هارمونیک، می‌توان آن‌ها را تابعی خطی از پارامترهای وابسته فرض کرد.

2-1- حرکت نوسانی پیچشی

در حرکت نوسانی پیچشی، ضریب ممان پیچشی به صورت تابعی از زاویه حمله، تغییرات زاویه حمله و نرخ پیچش، مطابق رابطه (1) در نظر گرفته می‌شود [10]:

$$C_m = C_{m\alpha}\alpha + \frac{c}{2V}C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + \frac{c}{2V}C_{mq}q \quad (1)$$

برای یک حرکت نوسانی هارمونیک، تغییرات زاویه حمله و مشتق آن به صورت روابط (2) و (3) است:

$$\alpha = \alpha_0 + \bar{\alpha}\sin(\omega t) \quad (2)$$

$$\dot{\alpha} = q = \omega\bar{\alpha}\cos(\omega t) \quad (3)$$

در حرکت نوسانی پیچشی اجباری، نرخ تغییرات زاویه حمله ($\dot{\alpha}$) و نرخ پیچش (q) باهم برابر هستند. در دامنه‌های نوسانی ($\bar{\alpha}$) کوچک، مقدار ضریب میرایی پیچشی ($C_{m\dot{\alpha}}$) کوچک و قابل صرف نظر کردن است [10]. بنابراین، رابطه (1) به صورت رابطه (4) خلاصه می‌شود:

$$C_m = \frac{c}{2V}(C_{m\alpha} + C_{mq})\dot{\alpha} \quad (4)$$

بدین ترتیب، مقدار مشتق دینامیکی طولی برای حرکت نوسانی پیچشی به صورت رابطه (5) تعیین می‌شود:

$$C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq} = \frac{2V \int C_m d\alpha}{c \int \dot{\alpha} d\alpha} = \frac{2V \int C_m d\alpha}{c (T/2)\bar{\alpha}^2 \omega^2} \quad (5)$$

که در آن، T معرف زمان دوره تناوب و ω مشخص کننده سرعت زاویه‌ای حرکت پیچشی است.

روش دیگری که در مراجع ذکر شده [12,11]، استفاده از انتگرال فوریه در محاسبه ضرایب ایرودینامیکی است. در این روش نیز ضرایب ایرودینامیکی، به صورت تابعی خطی از زاویه حمله، تغییرات زاویه حمله و نرخ پیچش در نظر گرفته شده و به عنوان مثال ضریب ممان پیچشی با رابطه (6) قابل محاسبه است:

$$C_m = \bar{\alpha}C_{m\alpha}\sin(\omega t) + \bar{\alpha}k(C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq})\cos(\omega t) \quad (6)$$

که در آن $\bar{\alpha}k(C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq})$ به عنوان ضرایب فوریه محسوب می‌شوند، بنابراین روابط (7) و (8) برقرار است:

$$\bar{C}_{m\alpha} = \frac{2}{\bar{\alpha}nT} \int_0^{nT} C_m \sin(\omega t) dt \quad (7)$$

$$\bar{C}_{mq} + \bar{C}_{m\dot{\alpha}} = \frac{2}{\bar{\alpha}knT} \int_0^{nT} C_m \cos(\omega t) dt \quad (8)$$

که در آن n معرف تعداد سیکل‌های نوسانی، T معرف زمان دوره تناوب و k

جسم به آن برخورد می‌کند، باعث ایجاد تغییرات لحظه‌ای در خواص جریان می‌شود، گاهی اوقات نیز ناپایداری‌هایی که در خود جریان به وجود می‌آید، باعث غیردائم شدن آن می‌شود که می‌توان به پدیده جدایش گردابه‌ها از روی اجسام در زوایای حمله بالا اشاره کرد.

غیردائم بودن جریان حول جسم، ناشی از هر عاملی که باشد باعث پیچیدگی جریان حول آن شده و محاسبه نیروهای وارد بر جسم، دیگر به سادگی آنچه در حالت دائم انجام می‌شود، نخواهد بود. در این حالت، برخلاف حالت دائم، پارامتر زمان نقش تعیین‌کننده‌ای در تعیین مقدار نیروهای ایرودینامیکی وارد بر جسم خواهد داشت. تحقیقات زیادی در خصوص رفتار دینامیکی ایرفویل‌های مختلف تاکنون صورت گرفته است [1-6].

تعیین مشتقات دینامیکی و مشخصات کنترلی یک جسم پروازی، یکی از مهم‌ترین گام‌ها در فرآیند توسعه آن محسوب می‌شود. اهمیت تعیین آن‌ها در فرآیند تکرار در طراحی یک وسیله پرنده و نیز درک بهتر ایرودینامیک وسیله در مانورهای مختلف پروازی، به خصوص در مورد طرح‌های جدید است.

مطالعه جریان غیردائم حول اجسام پروازی و تعیین مشخصات کنترل و پایداری آن‌ها، به روش‌های مختلف عددی و تجربی امکان‌پذیر است. انجام تست پروازی، دقیق‌ترین و اما گران‌ترین روش محسوب می‌شود و همچنین نیاز به زمان زیادی گاهی چندین ماه، دارد [7]. روش دیگر، انجام تست‌های نوسانی در تونل باد است که روشی دقیق است و هزینه کمتری نسبت به تست‌های پروازی دارد. اما در این روش، مسائلی همچون تصحیح ضرایب، مقیاس‌بندی و اثرات نگهدارنده‌های مدل و غیره مطرح می‌شود که باید مد نظر قرار داد [8]. روش‌های عددی نیز امروزه با پیشرفت کامپیوترها بسیار مورد استفاده قرار می‌گیرند که دارای هزینه بسیار پایین‌تر ولی، در بعضی مواقع کم دقت‌تر نسبت به روش‌های تجربی هستند. یک سری روش‌های نیمه تجربی و تحلیلی نیز در تعیین مشتقات دینامیکی وجود دارند که در طرح‌های جدید و متفاوت و نیز شرایط ایرودینامیکی بسیار غیرخطی قابل استفاده نیستند [9]. البته به دلیل هزینه پایین این روش‌ها، معمولاً در فاز طراحی مفهومی می‌توان برای تخمین اولیه، از آن‌ها بهره برد.

محاسبه مشتق دینامیکی طولی ناشی از نرخ پیچش (C_{mq}) و مشتق دینامیکی طولی متأثر از تغییرات زاویه حمله ($C_{m\dot{\alpha}}$)، به طور مجزا به عنوان پارامترهای مهم در شبیه‌سازی دینامیکی و کنترل یک جسم صلب پروازی محسوب می‌شوند. جهت به دست آوردن این مشتقات از طریق تست تونل باد، دو حرکت پیچشی و انتقالی معادل‌سازی شده، مورد آزمایش قرار می‌گیرند. در نوسان پیچشی، مشتقات دینامیکی طولی متأثر از هر دو تغییرات زاویه حمله و نرخ پیچش ($C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$)، به دست آمده و با معادل کردن حرکت نوسانی انتقالی، مشتقات دینامیکی طولی متأثر از تغییرات زاویه حمله ($C_{m\alpha}$) حاصل می‌شود. با کسر نتایج به دست آمده از دو حرکت نوسانی اجباری می‌توان به مشتق دینامیکی طولی ناشی از نرخ پیچش (C_{mq}) به تنهایی دست یافت.

در تحقیق حاضر، مشتقات دینامیکی طولی یک ایرفویل از نوع ناکا سری 6، تحت نوسان اجباری پیچشی و انتقالی در شرایط مختلف در تونل باد زیر صوت مورد آزمایش قرار گرفته است. روش به کار گرفته شده، قابل تعمیم به تعیین مشتقات دینامیکی طولی هر وسیله پروازی است. آزمایش‌های دینامیکی شامل نوسانات پیچشی و انتقالی، در سه زاویه حمله متوسط 5 درجه (قبل از واماندگی)، 10 درجه (حدود واماندگی) و 18 درجه (بعد از

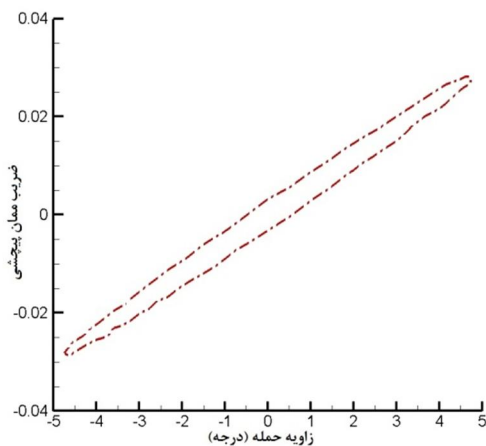
30/8 درجه و با دامنه نوسانی 5 درجه، در فرکانس کاهش یافته 0/19 و سرعت جریان آزاد 15/2 متر بر ثانیه انجام گرفته است. در شکل 3، تغییرات ضریب ممان پیچشی نسبت به زاویه حمله حاصل از مطالعات تجربی و عددی مرجع [11] آورده شده است. نمودار این شکل، نسبت به زاویه حمله متوسط صفر درجه نشان داده شده است. مشتقات دینامیکی طولی به دست آمده برای این مدل با نتایج مرجع [11]، در جدول 1 مقایسه شده است که بیانگر صحت و میزان دقت رابطه به کار رفته است (با خطای حدود 4 درصد در مورد مشتق ضریب ممان و خطای حدود 11 درصد در مورد مشتق ضریب برآ).

3- نتایج

پس از اعتبار سنجی، مشتقات دینامیکی طولی یک ایرفویل ناکا از نوع سری 6 که مقطع و نمایی از آن در تونل باد در شکل 4 آورده شده است، مورد مطالعه واقع شده است. ایرفویل مذکور تحت نوسان اجباری پیچشی و انتقالی در شرایط مختلف در تونل باد زیر صوت با ابعاد مقطع آزمایش 80×80×200 سانتی متر مکعب، مورد آزمایش قرار گرفت. توزیع فشار حول ایرفویل توسط 64 سوراخ فشاری بر روی سطح بالا و پایین اندازه گیری شد. دستگاه های نوسانی پیچشی و انتقالی، قابلیت نوسان مدل تا فرکانس 4 هرتز را داشتند. جزئیات بیشتر در مرجع [14-16] آورده شده است. ضرایب آیرودینامیکی از انتگرال گیری توزیع فشار حول ایرفویل حاصل شده و از متوسط گیری در کلیه سیکل های نوسانی به دست آمده است. از آنجا که زاویه واماندگی استاتیکی مدل مذکور، حدود زاویه حمله 10 تا 11 درجه است، به دلیل تفاوت در رفتار فیزیکی جریان، بررسی های تجربی در سه



شکل 2 شماتیکی از مدل هواپیمای F16 [11]



شکل 3 تغییرات ممان پیچشی با زاویه حمله برای هواپیمای F16 [5]

| جدول 1 مقایسه مشتقات دینامیکی طولی | | |
|------------------------------------|------------------------------|-------------------|
| $C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$ | $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ | منبع مورد استفاده |
| -0/1789 | 3/58 | مرجع [11] |
| -0/1708 | 3/17 | رابطه (5) |

مشخص کننده فرکانس کاهش یافته ($k = \frac{\omega c}{2V}$) می باشند. با ساده سازی، رابطه (8) را می توان معادل رابطه (5) برای محاسبه مشتق دینامیکی طولی برای حرکت نوسانی پیچشی، به کار برد.

2-2- حرکت نوسانی انتقالی

در حرکت نوسانی انتقالی، ضریب ممان پیچشی با توجه به عدم وجود نرخ پیچش، به صورت تابعی از زاویه حمله و تغییرات زاویه حمله، مطابق رابطه (9) در نظر گرفته می شود:

$$C_m = C_{m\alpha}\alpha + \frac{c}{2V}C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} \quad (9)$$

برای یک حرکت نوسانی انتقالی هارمونیک [13] تغییرات ارتفاع نوسانی و زاویه حمله معادل آن به صورت رابطه (10) تا (12) تعریف می شوند:

$$h = \bar{h}\sin(\omega t) \quad (10)$$

$$\alpha_{eq} = \frac{\dot{h}}{V} = \frac{\bar{h}\omega}{V}\cos(\omega t) \quad (11)$$

$$\alpha = \alpha_0 + \bar{\alpha}\cos(\omega t) \quad (12)$$

که در آن $\bar{\alpha}$ و α_0 به صورت رابطه (13) و (14) تعریف می شود.

$$\bar{\alpha} = \frac{\bar{h}\omega}{V} \quad (13)$$

$$\dot{\alpha} = \omega\bar{\alpha}\sin(\omega t) \quad (14)$$

بدین ترتیب حرکت نوسانی انتقالی را می توان با یک حرکت نوسانی پیچشی و یا تغییرات زاویه حمله معادل، به شکل 1 توصیف کرد.

در دامنه های نوسانی ($\bar{\alpha}$) کوچک، مقدار ضریب میرایی پیچشی ($C_{m\dot{\alpha}}$) کوچک و قابل صرف نظر کردن است. بنابراین، رابطه (9) به صورت رابطه (15) خلاصه می شود:

$$C_m = \frac{c}{2V}C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} \quad (15)$$

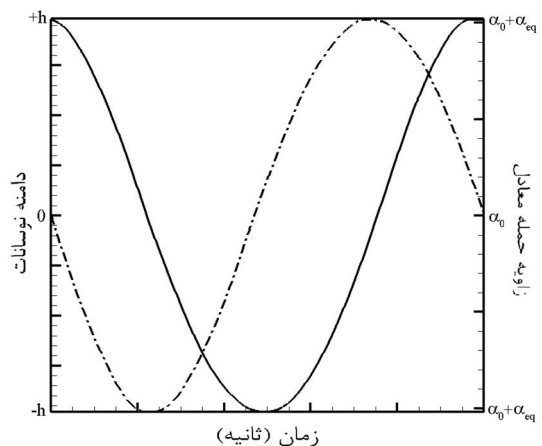
بدین ترتیب، مقدار مشتق دینامیکی طولی برای حرکت نوسانی انتقالی به صورت رابطه (16) تعیین می شود:

$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{2V \int C_m d\alpha}{c \int \dot{\alpha} d\alpha} = \frac{2V \int C_m d\alpha}{c T/2\bar{\alpha}^2\omega^2} \quad (16)$$

در این حالت نیز مشابه با نوسانات پیچشی، با استفاده از روابط سری فوریه، نتیجه ای مشابه با رابطه (16) حاصل می شود.

3-2- اعتبارسنجی

در راستای اعتبارسنجی رابطه (5)، که به طور مشابه قابل استخراج برای ضریب برآ نیز هست، یک مدل نمونه هواپیمای F16، شکل 2، تحت نوسان اجباری مورد استفاده قرار گرفته است. این نوسان ها حول زاویه حمله متوسط

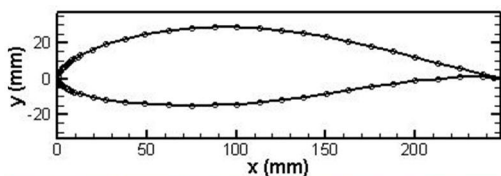


شکل 1 تغییرات دامنه نوسان انتقالی و زاویه حمله معادل با زمان

می‌دهد. این امر، ناشی از اثر جت لبه حمله ایرفویل بوده که در حرکت‌های نوسانی پیچشی و انتقالی عکس یکدیگر است [17,18]. در حرکت نوسانی پیچشی، با افزایش زاویه حمله، به دلیل هم‌جهت بودن جهت حرکت دیواره (لبه حمله ایرفویل) با جهت پیشروی لایه مرزی، جدایش لایه مرزی به تعویق می‌افتد. اما در حرکت نوسانی انتقالی، عکس این پدیده رخ می‌دهد؛ به این ترتیب که افزایش زاویه حمله که معادل با کاهش ارتفاع نوسانات از بالاترین نقطه تا مرکز مسیر نوسانی است، جهت حرکت دیواره (لبه حمله ایرفویل) با جهت پیشروی لایه مرزی هم‌جهت نبوده و این امر منجر به تعجیل در جدایش لایه مرزی می‌شود.

برای محاسبه ضریب مشتق دینامیکی طولی با استفاده از رابطه (5)، فرض کوچک بودن مقدار ضریب میرایی پیچشی ($C_{m\dot{\alpha}}$)، در دامنه‌های نوسانی ($\bar{\alpha}$) کوچک استفاده شده است که این فرض در مورد نتایج موجود برقرار است.

از این رو با داشتن ضریب ممان پیچشی نسبت به زاویه حمله می‌توان با استفاده از رابطه (5) مقدار مشتق دینامیکی طولی را در شرایط مختلف آزمایش محاسبه کرد. همان‌طور که در مقدمه بدان اشاره شد، برای شبیه‌سازی دینامیکی و کنترل یک جسم صلب پروازی، احتیاج به محاسبه مشتقات دینامیکی طولی ناشی از نرخ پیچش ($C_{m\dot{\alpha}}$) و متأثر از تغییرات زاویه حمله ($C_{m\ddot{\alpha}}$)، به‌طور مجزا است. در شکل 8، این مقادیر برای دامنه نوسانی 5 درجه، فرکانس کاهش یافته 0/06 و سرعت جریان آزاد 30 متر بر ثانیه، در سه زاویه حمله متوسط مختلف برای $C_{m\dot{\alpha}}$ در حرکت انتقالی، $C_{m\ddot{\alpha}}+C_{m\dot{\alpha}}$ در حرکت پیچشی و $C_{m\dot{\alpha}}$ مقایسه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، روند تغییرات هر یک از مشتقات دینامیکی مذکور نسبت به زاویه حمله متوسط، در ناحیه قبل از واماندگی استاتیکی و بعد از آن، متفاوت از یکدیگر است. بدین ترتیب که $C_{m\dot{\alpha}}$ و $C_{m\ddot{\alpha}}+C_{m\dot{\alpha}}$ قبل از ناحیه واماندگی با افزایش زاویه حمله متوسط، افزایش یافته و بعد از ناحیه واماندگی، با افزایش زاویه حمله متوسط، کاهش می‌یابد. چنین روندی در مورد $C_{m\dot{\alpha}}$ برعکس است. نتایج نشان می‌دهند، در مقایسه ضرایب مشتقات دینامیکی طولی بین دو حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی، در نواحی قبل و حدود واماندگی، به دلیل منفی بودن مقادیر $C_{m\dot{\alpha}}$ و $C_{m\ddot{\alpha}}+C_{m\dot{\alpha}}$ در هر دو حرکت نوسان پیچشی و انتقالی، پایداری دینامیکی وجود دارد؛ اما در ناحیه بعد از واماندگی، با وجود منفی بودن مقدار $C_{m\dot{\alpha}}+C_{m\ddot{\alpha}}$ ، در حرکت پیچشی و پایداری این نوسان، مقدار $C_{m\dot{\alpha}}$ مثبت شده که بیانگر ناپایداری در حرکت نوسانی انتقالی است.



شکل 4 مقطع و نمایی از مدل ایرفویل مورد آزمایش [8]

محدوده قبل، حدود و بعد از واماندگی صورت گرفته است. بنابراین در تحقیق حاضر، آزمایش‌های دینامیکی (نوسان پیچشی و انتقالی) در سه زاویه حمله متوسط 5 درجه (قبل از واماندگی)، 10 درجه (حدود واماندگی) و 18 درجه (بعد از واماندگی) انجام شده است.

تغییرات ضریب ممان پیچشی، برای دو حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی معادل شده، نسبت به زاویه حمله در سه رژیم نوسانی اشاره شده، به ترتیب در شکل‌های 5 تا 7 آورده شده‌اند. در این آزمایش‌ها، دامنه نوسانی پیچشی 5 درجه و انتقالی 15 سانتی‌متر، فرکانس کاهش یافته 0/06 و سرعت جریان آزاد 30 متر بر ثانیه هستند. همان‌طور که در مقدمه اشاره شد، با معادل کردن حرکت نوسانی انتقالی با حرکت نوسانی پیچشی و محاسبه مشتقات دینامیکی طولی متأثر از تغییرات زاویه حمله ($C_{m\dot{\alpha}}$) و کسر آن از مشتقات دینامیکی طولی به دست آمده از حرکت نوسانی پیچشی ($C_{m\dot{\alpha}}+C_{m\ddot{\alpha}}$)، می‌توان به مشتق دینامیکی طولی ناشی از نرخ پیچش ($C_{m\dot{\alpha}}$) به تنهایی دست یافت.

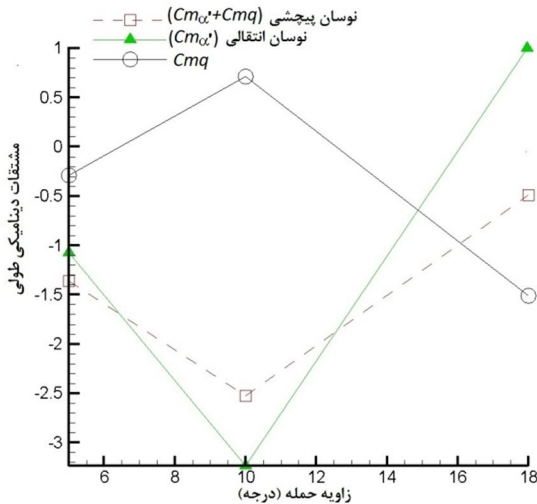
همان‌طور که در شکل 5 و 6 مشاهده می‌شود، در نوسان با زاویه حمله متوسط قبل و حدود واماندگی استاتیکی، جهت تغییرات ضریب ممان پیچشی با زاویه حمله، برای هر دو حرکت‌های نوسانی پیچشی و انتقالی به صورت پادساعتگرد بوده، در حالی که در نوسان با زاویه حمله متوسط بعد از واماندگی استاتیکی، جهت تغییرات از این روند پیروی نمی‌کند.

در ناحیه قبل از واماندگی، غالب بودن اثرات القایی دنباله نوسانی ایرفویل، منجر به تأخیر اثرات گردابیان فشار در فاز رفت نوسان (افزایش زاویه حمله) و تقدم آن در فاز برگشت شده و شکل‌گیری جهت پادساعتگرد در نمودارهای ضرایب ممان و ممان پیچشی می‌شود. اختلاف تغییرات ضریب ممان پیچشی با زاویه حمله، بین دو حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی، به دلیل وجود اثرات نرخ پیچش در حرکت نوسانی پیچشی و عدم وجود آن در حرکت نوسانی انتقالی است.

در ناحیه بعد از واماندگی (شکل 7) ریزش گردابه‌ای و جدایش جریان، نقش غالب را در شکل‌گیری فیزیک جریان حاکم، نسبت اثرات القایی دنباله نوسانی ایرفویل دارد. ریزش گردابه‌ای بیشتر که در فاز رفت نوسان رخ می‌دهد، باعث مکش بیشتر جریان در سطح بالایی ایرفویل و اختلاف فشار بیشتر بین سطوح بالا و پایین و القای نیروی برآی بیشتر می‌شود. این اثر، باعث تغییر جهت نمودار ضریب برآ از پادساعتگرد به ساعتگرد می‌شود.

وجود هر دو اثر ریزش گردابه‌ای و اثر القایی دنباله نوسانی منجر به ایجاد شکلی شبیه به 8 در نمودارهای ضریب برآ در محدوده نوسانی حدود واماندگی استاتیکی ایرفویل می‌شود. اما در مورد ضریب ممان پیچشی علت تشکیل شکل 8 در نمودار (شکل 7) مربوط به تقابل دو اثر جدایش کامل جریان و ریزش گردابه‌ای در ناحیه بعد از واماندگی می‌شود که ابتدا با افزایش زاویه حمله و تشکیل گردابه‌ها و قوی‌تر شدن آن‌ها، ضریب ممان منفی‌تر شده و سپس با ریزش گردابه‌ها به سمت لبه فرار ایرفویل و جابه‌جا شدن مرکز فشار، ضریب ممان به سمت مثبت شدن پیش می‌رود که با جدایش کامل جریان به بیشترین مقدار مثبت خود می‌رسد. بنابراین به دلیل تقابل اثرات متفاوت، تشکیل شکل 8 در نمودار ضریب برآ حدود زاویه واماندگی و در نمودار ضریب ممان پیچشی در ناحیه بعد از واماندگی اتفاق می‌افتد.

همچنین، شکل 7 نشان می‌دهد که نقطه تغییر رفتار از پادساعتگرد به ساعتگرد، به نوع حرکت نوسانی ارتباط دارد. شکل‌گیری این نقطه، در حرکت نوسانی پیچشی نسبت به حرکت نوسانی انتقالی، در زاویه حمله بالاتر رخ

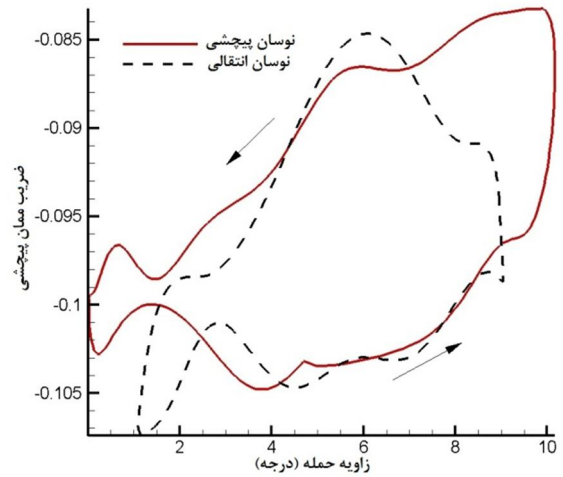


شکل 8 تغییرات مشتقات دینامیکی طولی با زاویه حمله متوسط، $\bar{\alpha}=5^\circ$ ، $k=0/06$ ، $V=30\text{m/s}$

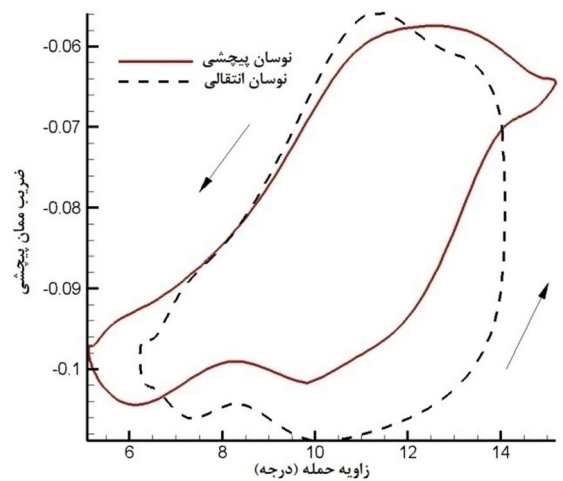
و سرعت جریان آزاد 60 متر بر ثانیه هستند.

همان طور که در شکل 9 و 10 مشاهده می شود، جهت تغییرات ضریب ممان پیچشی با زاویه حمله، برای هر دو حرکت های نوسانی پیچشی و انتقالی همانند نمونه قبلی به صورت پادساعتگرد بوده و در ناحیه بعد از واماندگی (شکل 11) تغییر جهت نمودارهای ضرایب ایرودینامیکی نوسانی از پادساعتگرد به ساعتگرد است. در این حالت نیز مانند نمونه قبل وجود هر دو اثر ریزش گردابه ای و اثر القایی دنباله نوسانی منجر به ایجاد شکلی شبیه به 8 در نمودارهای ضرایب ایرودینامیکی می شود. شکل گیری نقطه تغییر رفتار از پادساعتگرد به ساعتگرد، در حرکت نوسانی پیچشی نسبت به حرکت نوسانی انتقالی، در زاویه حمله بالاتر رخ می دهد. علت این امر، در نمونه قبل توضیح داده شده است.

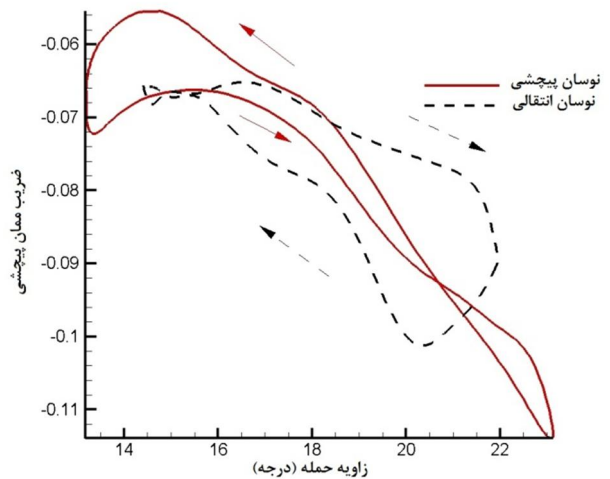
با داشتن ضریب ممان پیچشی نسبت به زاویه حمله، می توان با استفاده از رابطه 5، مقدار مشتق دینامیکی طولی را در شرایط مختلف آزمایش محاسبه کرد. در شکل 12، این مقادیر برای دامنه نوسانی 2 درجه، فرکانس کاهش یافته 0/03 و سرعت جریان آزاد 60 متر بر ثانیه، در سه زاویه حمله متوسط مختلف برای $Cm_{\dot{\alpha}}$ در حرکت انتقالی، $Cm_{\dot{\alpha}} + Cm_q$ در حرکت پیچشی و Cm_q مقایسه شده اند. همان طور که مشاهده می شود، روند تغییرات هریک از مشتقات دینامیکی مذکور نسبت به زاویه حمله متوسط مانند نمونه قبل بوده و در ناحیه قبل از واماندگی استاتیکی و بعد از آن، متفاوت از یکدیگر است. بدین ترتیب که $Cm_{\dot{\alpha}}$ و $Cm_{\dot{\alpha}} + Cm_q$ قبل از ناحیه واماندگی با افزایش زاویه حمله متوسط، افزایش یافته و بعد از ناحیه واماندگی، با افزایش زاویه حمله متوسط، کاهش می یابد. چنین روندی در مورد Cm_q همچون نمونه قبل برعکس است. نتایج نشان می دهند در مقایسه ضرایب مشتقات دینامیکی طولی بین دو حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی در نواحی قبل و حدود واماندگی، به دلیل منفی بودن مقادیر $Cm_{\dot{\alpha}}$ و $Cm_{\dot{\alpha}} + Cm_q$ در هر دو حرکت نوسان پیچشی و انتقالی، پایداری دینامیکی وجود دارد؛ اما در ناحیه بعد از واماندگی با وجود منفی بودن مقدار $Cm_{\dot{\alpha}} + Cm_q$ در حرکت پیچشی و پایداری این نوسان، مقدار $Cm_{\dot{\alpha}}$ مثبت شده که بیانگر ناپایداری در حرکت انتقالی است. تفاوتی که نتایج این نمونه با نمونه قبل دارد، به دلیل تفاوت در فرکانس کاهش یافته و دامنه نوسانات است. کم شدن فرکانس کاهش یافته و دامنه نوسانات، منجر به افزایش میزان پایداری هر دو حرکت پیچشی و انتقالی می شود.



شکل 5 تغییرات ضریب ممان پیچشی، $V=30\text{m/s}$ ، $k=0/06$ ، $\bar{\alpha}=5^\circ$ ، $\alpha_0=5^\circ$

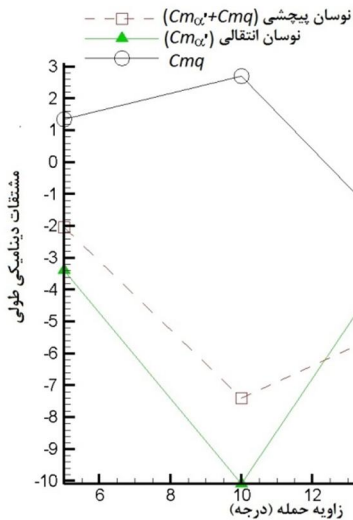


شکل 6 تغییرات ضریب ممان پیچشی، $V=30\text{m/s}$ ، $k=0/06$ ، $\bar{\alpha}=5^\circ$ ، $\alpha_0=10^\circ$



شکل 7 تغییرات ضریب ممان پیچشی، $V=30\text{m/s}$ ، $k=0/06$ ، $\bar{\alpha}=5^\circ$ ، $\alpha_0=18^\circ$

مشقتات دینامیکی طولی در نمونه دیگری مورد بررسی قرار گرفته است که در آن همچون نمونه قبل، تغییرات ضریب ممان پیچشی برای دو حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی معادل شده، نسبت به زاویه حمله در سه رژیم نوسانی، به ترتیب در شکل های 9 تا 11 آورده شده اند. در این آزمایش ها، دامنه نوسانی پیچشی 2 درجه و انتقالی 15 سانتی متر، فرکانس کاهش یافته



شکل 12 تغییرات مشتقات دینامیکی طولی با زاویه حمله متوسط، $k=0/03, \bar{\alpha}=2^\circ, V=60m/s$

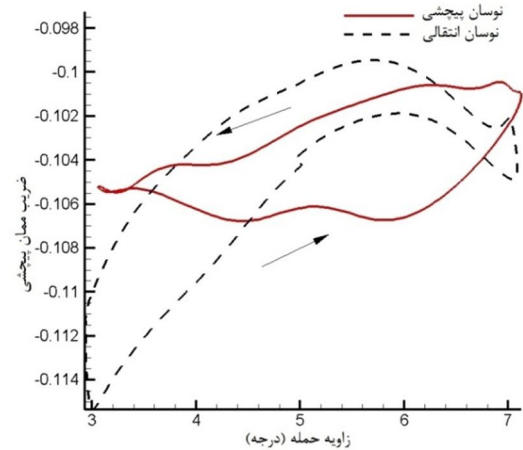
مشقات (به سمت مثبت شدن)، منجر به کاهش پایداری در حرکت نوسانی انتقالی، به دلیل بیشتر شدن اثرات اینرسی جریان (جابه جایی سیال) می شود. در صورتی که، در حرکت نوسانی پیچشی، تغییرات مقادیر مشتقات دینامیکی با فرکانس کاهش یافته، زیاد نیست، بنابراین اختلاف بین این ضرایب در دو نوع حرکت که C_{mq} را نتیجه می دهد، با افزایش فرکانس کاهش یافته، کاهش می یابد که به همراه تغییر علامت از مثبت به منفی و یا افزایش اثرات نرخ پیچش ایرفویل با افزایش فرکانس کاهش یافته است.

نوسان در محدوده و اماندگی ایرفویل، یعنی با زاویه حمله متوسط 10 درجه، نیز تقریباً مشابه حالت قبل است، با این تفاوت که اندازه مشتقات دینامیکی تغییر زیادی را نشان می دهد.

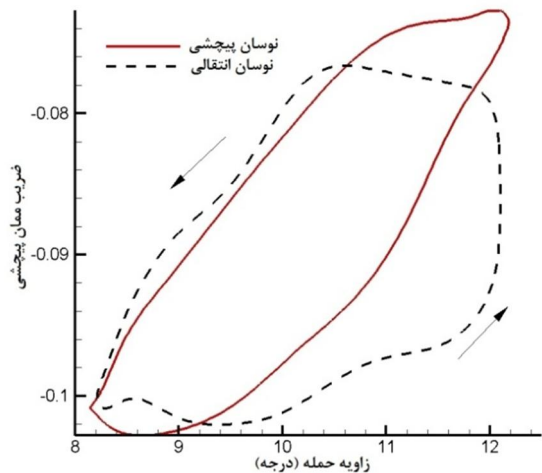
در ناحیه بعد از و اماندگی، افزایش فرکانس کاهش یافته منجر به افزایش کمی در پایداری حرکت نوسانی پیچشی ولی کاهش پایداری در حرکت نوسانی انتقالی می شود. در این ناحیه نیز مانند دو ناحیه قبل، افزایش فرکانس کاهش یافته، باعث افزایش اثرات نرخ پیچش و در نتیجه منفی تر شدن ضریب C_{mq} می شود.

همچنین، تغییرات ضریب برآ، برای دو حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی معادل شده، نسبت به زاویه حمله در سه رژیم نوسانی اشاره شده، در دامنه نوسانی پیچشی 5 درجه و انتقالی 15 سانتی متر، فرکانس کاهش یافته 0/06 و سرعت جریان آزاد 30 متر بر ثانیه به ترتیب در شکل های 14 تا 16 آورده شده اند. مطابق آنچه در مورد ضریب ممان پیچشی بحث شد، در ناحیه قبل از و اماندگی، غالب بودن اثرات القایی دنباله نوسانی ایرفویل منجر به شکل گیری جهت پادساعتگرد در ضریب برآ می شود (شکل 14). در ناحیه حدود و اماندگی (شکل 15) هر دو اثر ریزش گردابه ای و اثر القایی دنباله نوسانی منجر به ایجاد شکل 8 در نمودار ضریب برآ می شود. در ناحیه بعد از و اماندگی (شکل 16) ریزش گردابه ای نقش غالب دارد و باعث جهت ساعتگرد در نمودار ضریب برآ می شود.

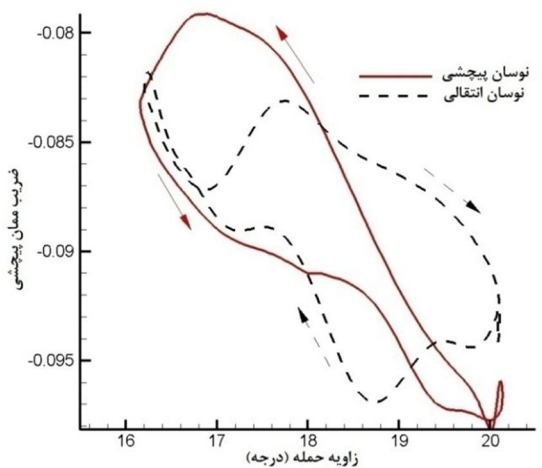
مشتقات ضریب برآ نسبت به نرخ پیچش و تغییرات زاویه حمله نیز در شکل 17 ارائه شده است. مثبت یا منفی شدن این مشتقات، مربوط به جهت ساعتگرد یا پادساعتگرد بودن حلقه های تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله می شود. همان طور که مشاهده می شود، تغییرات هر سه مشتق $C_{lq}, C_{l\dot{\alpha}}$ و $C_{lq} + C_{l\dot{\alpha}}$ نسبت به زاویه حمله شیب مثبتی دارند.



شکل 9 تغییرات ضریب ممان پیچشی، $V=60m/s, k=0/03, \bar{\alpha}=2^\circ, \alpha_0=5^\circ$

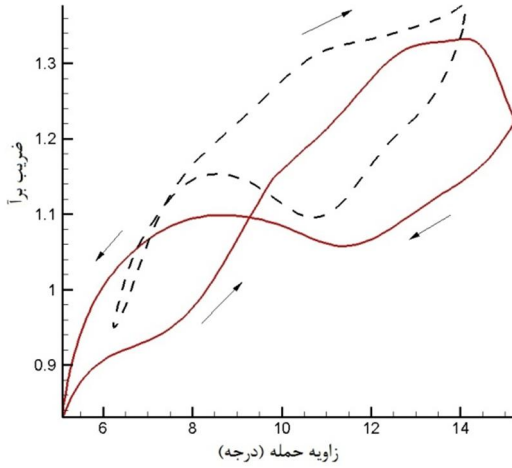


شکل 10 تغییرات ضریب ممان پیچشی، $V=60m/s, k=0/03, \bar{\alpha}=2^\circ, \alpha_0=10^\circ$

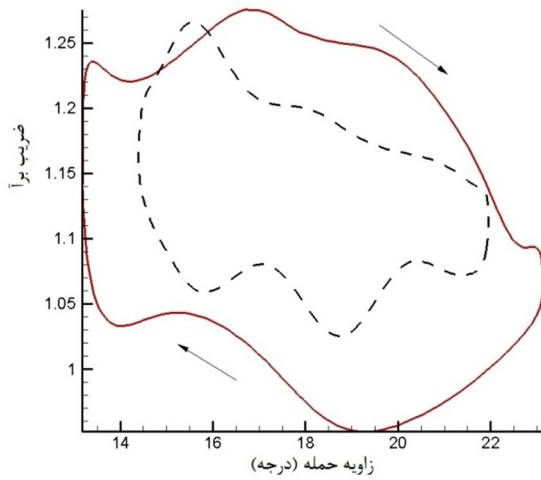


شکل 11 تغییرات ضریب ممان پیچشی، $V=60m/s, k=0/03, \bar{\alpha}=2^\circ, \alpha_0=18^\circ$

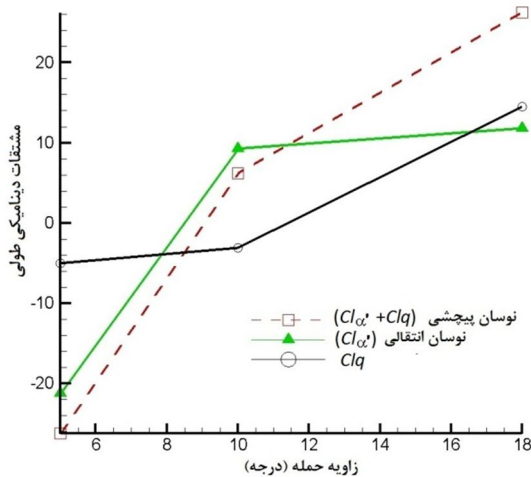
شکل 13، تأثیر فرکانس کاهش یافته را بر مشتقات دینامیکی طولی در سرعت جریان آزاد 30 متر بر ثانیه، در سه ناحیه قبل، حدود و بعد از و اماندگی نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود، در ناحیه قبل از و اماندگی، یعنی با زاویه حمله متوسط 5 درجه، در تمام فرکانس های کاهش یافته مورد بررسی، علامت مشتقات دینامیکی منفی است که به معنای پایدار بودن نوسانات است. افزایش فرکانس کاهش یافته، با توجه به افزایش مقدار



شکل 15 تغییرات ضریب برآ، $V=30\text{m/s}$, $k=0/06$, $\bar{\alpha}=5^\circ$, $\alpha_0=10^\circ$



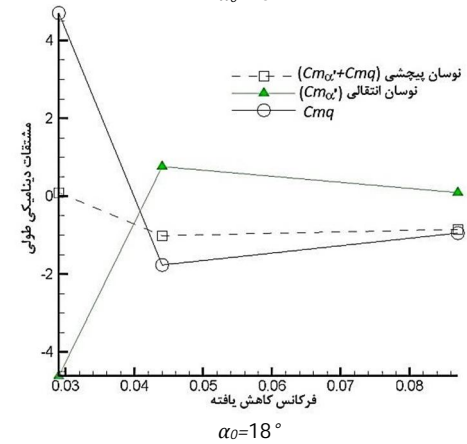
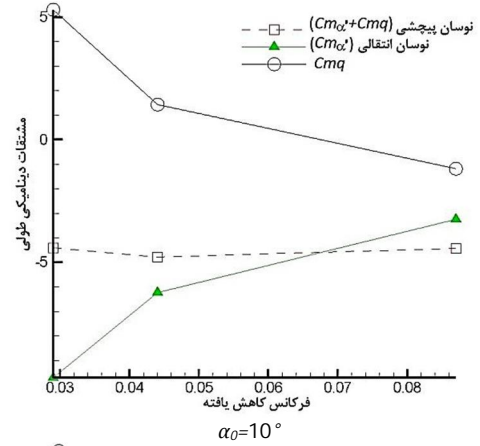
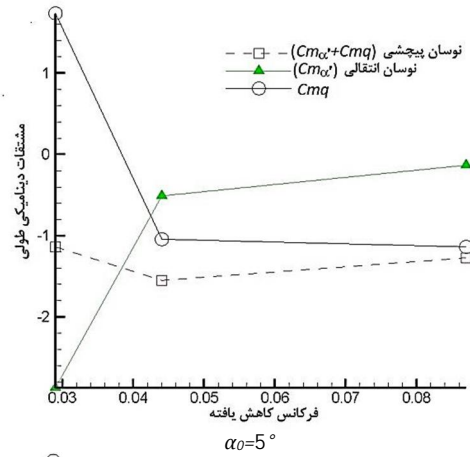
شکل 16 تغییرات ضریب برآ، $V=30\text{m/s}$, $k=0/06$, $\bar{\alpha}=5^\circ$, $\alpha_0=18^\circ$



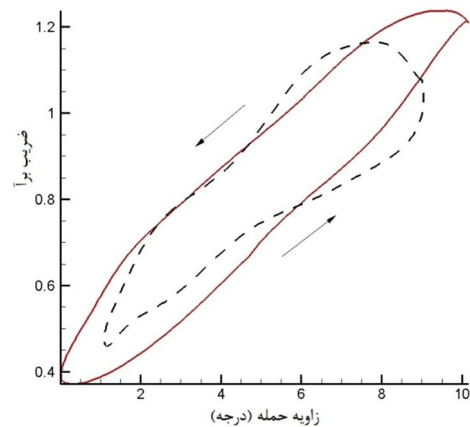
شکل 17 تغییرات مشقتات دینامیکی ضریب برآ با زاویه حمله متوسط، $\bar{\alpha}=5^\circ$, $V=30\text{m/s}$, $k=0/06$

4- جمع بندی

مشقتات دینامیکی طولی برای یک ایرفویل تحت حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی، با استفاده از نتایج ضرایب برآ و ممان پیچشی به دست آمده از آزمایش‌های تونل باد، محاسبه شد. نتایج مربوط به شرایط دینامیکی در سه



شکل 13 تغییرات مشقتات دینامیکی طولی با فرکانس کاهش یافته، $V=30\text{m/s}$



شکل 14 تغییرات ضریب برآ، $V=30\text{m/s}$, $k=0/06$, $\bar{\alpha}=5^\circ$, $\alpha_0=5^\circ$

V سرعت (ms^{-1})

علائم یونانی

α زاویه حمله (درجه)

ω سرعت زاویه‌ای (rads^{-1})

$\bar{\alpha}$ دامنه نوسانات زاویه حمله (درجه)

زیر نویس‌ها

0 متوسط

Ave مقدار متوسط

eq معادل

زاویه حمله متوسط قبل از واماندگی، حدود و بعد از واماندگی، برای دو فرکانس کاهش یافته 0/06 و 0/03 و دو دامنه نوسانی مختلف 2 و 5 درجه، در نوسان پیچشی و 15 سانتی‌متر، در نوسان انتقالی ارائه شد. روش به کار گرفته شده، قابل تعمیم به تعیین مشتقات دینامیکی طولی هر وسیله پروازی است.

در هر دو شرایط ارائه شده، تغییرات ضرایب $C_{m\dot{\alpha}}$ و $C_{m\alpha} + C_{mq}$ نسبت زاویه حمله متوسط، قبل از ناحیه واماندگی، دارای روندی افزایشی و بعد از ناحیه واماندگی، دارای روندی کاهشی بود. چنین روندی در مورد ضریب C_{mq} بر عکس بود. نتایج نشان داد، به دلیل منفی بودن مقادیر $C_{m\dot{\alpha}}$ و $C_{m\alpha} + C_{mq}$ در هر دو نوع حرکت نوسان پیچشی و انتقالی، در نواحی قبل و حدود واماندگی، پایداری دینامیکی وجود دارد؛ اما، در ناحیه بعد از واماندگی، مقدار $C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$ در حرکت پیچشی منفی بوده و در نتیجه نوسان پیچشی پایدار است؛ اما، به دلیل مثبت بودن $C_{m\dot{\alpha}}$ در حرکت انتقالی، این نوع نوسان ناپایدار است.

در حرکت نوسانی انتقالی، افزایش فرکانس کاهش یافته، به دلیل افزایش اثرات اینرسی جریان، منجر به کاهش پایداری نوسان می‌شود، اما، در حرکت نوسانی پیچشی، به دلیل وجود نرخ پیچش، تغییرات فرکانس کاهش یافته تأثیر قابل توجهی بر میزان پایداری نوسانات ندارد. این اثر در زوایای حمله بالا یعنی در نواحی بعد از واماندگی ایرفویل شدیدتر بوده و منجر به ناپایدار شدن حرکت نوسانی انتقالی می‌شود که این موضوع در بررسی پایداری اجسام پرنده باید مد نظر قرار گیرد.

5- فهرست علائم

c وتر ایرفویل (m)

C_l ضریب برآ

C_{lq} مشتق دینامیکی ضریب برآ ناشی از نرخ پیچش

$C_{l\dot{\alpha}}$ مشتق دینامیکی ضریب برآ ناشی از تغییرات زاویه حمله

C_m ضریب ممان پیچشی

C_{mq} مشتق دینامیکی طولی ناشی از نرخ پیچش

$C_{m\dot{\alpha}}$ مشتق دینامیکی طولی ناشی از تغییرات زاویه حمله

h ارتفاع نوسانات انتقالی

\bar{h} دامنه نوسانات انتقالی

k فرکانس کاهش یافته

n تعداد سیکل‌های نوسانی

q فشار دینامیکی (Nm^{-2})

t زمان (s)

T دوره تناوب نوسانات (s)

6- مراجع

- [1] W. J. McCroskey, Unsteady airfoils, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 14, pp. 285-311, 1982.
- [2] K.W. McAlister, L. W. Carr, W. J. McCroskey, Dynamic stall experiments on the NACA 0012 airfoil, NASA TP-1100, January 1978.
- [3] J. M. Walker, H. E. Helin, J. H. Strickland, An Experimental investigation of an airfoil undergoing large-amplitude pitching motions, *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 8, pp. 1141-1142, 1985.
- [4] P. Fuglsang, J. Antoniou, Ch. Bak, H. Madsen, Wind tunnel test of the RISO-1 airfoil, *Riso-R-999(EN)*, 1998.
- [5] J. C. Tyler, J. G. Leishman, An analysis of pitch and plunge effects on unsteady airfoil behavior, *47th Annual Forum of the American Helicopter Society*, pp. 435-450, May 1991.
- [6] T. Fukushima, and L. U. Dadone, Comparison of dynamic stall phenomena for pitching and vertical translation motions, NASA CR-2793, July 1977.
- [7] R. D. Kimberlin, Flight testing of fixed-wing aircraft, *AIAA Educational Series*, Reston, Virginia, USA, 2003.
- [8] J. B. Barlow, H. R. William, A. Pope, *Low-speed wind tunnel testing*, Third Edition, John Wiley & Sons, 1999.
- [9] J. E. Williams, S. R. Vukelich, *The USAF stability and Control Digital DATCOM*, McDonnell Douglas Astona UTICS Company, AFFDL-TR-79-3032, 1979.
- [10] A. D. Ronch, A. McCracken, K. J. Badcock, Modeling of unsteady aerodynamic loads, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Aug. 2011.
- [11] V. Klein, P. C. Murphy, M. T. Curry, J. M. Brandon, Analysis of wind tunnel longitudinal static and oscillatory data of the F-16XL aircraft, NASA/TM-97-206276, 1997.
- [12] S. H. Park, Y. Kim, J. H. Kwon, Prediction of damping coefficients using the unsteady Euler Equations, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 3, pp.356-36, 2003.
- [13] L. E. Ericsson, J. P. Reding, Dynamic stall simulation problems, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, pp. 579-583, 1971.
- [14] M. R. Soltani, M. Seddighi, F. Rasi Marzabadi, Comparison of pitching and plunging effects on the surface pressure variation of a wind turbine blade section, *Journal of Wind Energy*, DOI: 10.1002/we. 286, Vol. 12, pp. 213-239, 2008.
- [15] M. R. Soltani, M. Seddighi, F. Rasi Marzabadi, Comparison of the Unsteady Loads of an Airfoil in Pitching and Plunging Motions, *Proceedings of FEDSM2006*, Miami, FL., ASME Joint U.S., European Fluids Engineering Summer Meeting, July 17-20, 2006.
- [16] M. R. Soltani, F. Rasi Marzabadi, Effect of Reduced Frequency on the Aerodynamic Behavior of an Airfoil Oscillating in a Plunging Motion, *Journal of Scientia Iranica*, Vol. 16, No. 1, pp. 40-52, 2009.
- [17] L.E. Ericson, Moving wall effects on dynamic stall can be large-fact or fiction, *AIAA-91-0430, 29th Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada, 1991.
- [18] M. R. Visbal, High-fidelity simulation of transitional flows past a plunging airfoil, *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 11, pp.2685-2697, 2009.