Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(4) (2020) 247-250
DOI: 10.22060/mej.2018.14636.5901

Impact of Reduced Frequency on Pressure Distribution on the Lower Surface of a Supercritical Airfoil in Pitch-Pause-Return-Motion

Z. Eslami Haghighat[1], A. R. Davari[1]* , M. R. Soltani[2]

[1] Department of Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran
[2] Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: Effects of reduced frequency, pause duration and stop angle on pressure distribution on the lower surface of a thin supercritical airfoil undergoing the pitch-pause-return maneuver have been studied. The experiments have been performed in a subsonic wind tunnel for a fixed mean angle of attack and at a constant amplitude. The reduced frequencies were from 0.01 to 0.12, and three stop angles were chosen during upstroke motion in below stall, near stall and post-stall regions. For all angles of attack below the static stall, the pressure distributions are nearly identical at the rear quarter chord on the lower surface. For beyond the stall angles, the lower surface pressure distributions are observed to remain unchanged from the leading edge downstream to x⁄c=0.15. Also, dynamic results show that the behavior of pressure distribution at the lower surface taps for all stop angles, reduced frequencies and pause durations, are identical from the leading edge to x⁄c=0.70 and are higher than the static values at zero angle of attack. However, the lower surface pressure distributions have been observed to be entirely different at the rear %30 chord for various pause angles, which can be deemed to be the signature of the unsteady Gortler vortices.

Review History:

Received:20 Jun. 2018
Revised: 7 Dec. 2018
Accepted: 27 Dec. 2018
Available Online: 30 Dec.2018

Keywords:

Reduced frequency
Supercritical airfoil
Static stall
Dynamic stall
Gortler vortices

1- Introduction

The continuing development of high-performance aircraft has put unsteady problems into the forefront of aerodynamic investigations. Especially, research about oscillating airfoils has been a topic of study for decades. Because of the inherent complexities in such time-dependent problems, a great deal of both theoretical and experimental surveys have been performed to understand and explain the flow physics governing such motions. These studies have mostly focused on pure pitching or plunging airfoils, and very limited data is available for other types of motions, one of which is the pitch-pause-return maneuver. The pitch-pause-return motion has been introduced by the AIAA Fluid Dynamics Committee (FDTC), as a standard maneuver for fighter aircraft and Micro Air Vehicles (MAVs) [1, 2]. This motion is usually considered in studies involving the aerodynamics of aggressive perching maneuvers. In such maneuvers, large lift and drag forces are produced due to a rapid increase in the angle of attack. The capability to sustain the lift at an angle of attack typically higher than the static stall angle is the key feature to a successful maneuver. Herbst introduced for the first time the pitch-pause-return motion. This type of maneuver encompasses a rapid pitch-up to 90°, maintaining this condition for 2-3 s followed by a fast return to the initial conditions [3]. Ramesh et al. studied this pitch-pause-return motion for a flat plate, using theoretical computational and experimental approaches. They examined several locations for the pitch axis and compared the results obtained from different methods. They also investigated the effects of the pitch axis location and stop angles on the location of the leading-edge vortex, separation and vortex mechanisms at the beginning and end of the cessation of the motion. They observed that the leading-edge vortex formation is initiated at the upstroke, while the location of separation depends on the pitch axis and stop angle and differs between upstroke and downstroke motions. The Detachment of the vortex is accompanied by reversal of flow on the surface of the airfoil and causes a deep stall and a significant reduction in lift during the hold and downstroke phase [4]. Teyu et al. studied the pitch-pause-return motion of a flat plate in a water tunnel. They observed a strong dependency of lift to the stop angle. Just at the pause moment after pitch-up, if the vortices are not matured, the lift continues its increasing trend during upstroke to further growth of the leading-edge vortex. According to their results, for a pause angle of 33°, the leading-edge vortex had not grown enough, and the lift at the pause duration was still increasing. For 45° and 75° stop angles, a fully developed leading-edge vortex was observed, and the lift at the stop time was seen to be decreased [5, 6]. Up to now, valuable information has been obtained about the aerodynamic behavior of the supercritical airfoils in both steady and unsteady conditions. However at low speeds at which the aircraft take off, landing and various maneuvers are performed, a lot remained to be discovered about the flow field behavior, especially in unsteady conditions. Recently, some investigations have been reported on SC-0410 [7, 8].

2- Experimental apparatus

Experiments were conducted in a subsonic wind tunnel of a close return type having test-section dimensions of 80 cm×80

*Corresponding author's email: ardavari@srbiau.ac.ir

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

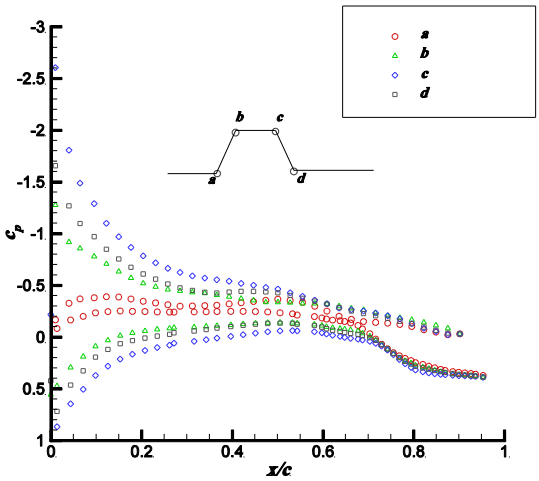


Fig. 1. Pressure distribution in four phases of the motion, k=0.01

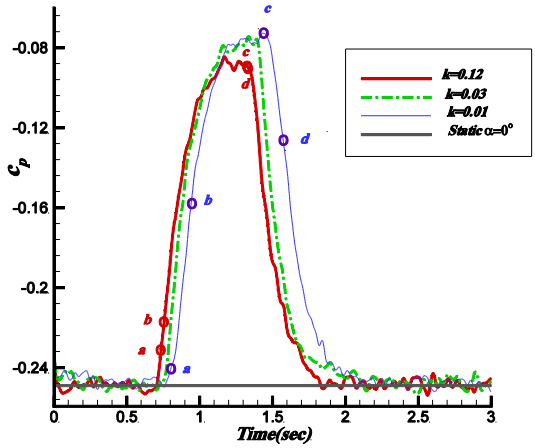


Fig. 2. Effect of reduced frequency on pressure distribution of x/c=0.53 at the lower surface, stop angle= 5°

cm ×200 cm. The tunnel operates in a speed range from 10 to 100 m/s. The present experiments have been performed at a constant speed of 30 m/s corresponding to a Reynolds number of 0.45×106¬. The model used in the present experiments was a rectangular 2D wing with a supercritical airfoil section, SC-0410. The chord length was 30 cm, and the wingspan was 80 cm. The oscillation system produces a pitching motion about the quarter chord axis according to the equation:

$$\alpha = 7.05 + 15.65\,\mathrm{Sin}\left(2\pi f t\right) \tag{1}$$

f is the motion frequency and the reduced frequencies in these experiments were between 0.01 and 0.12. The static stall angle of attack for this airfoil has been measured to be about 10º [9].

3- Results and Discussion

The unsteady pressure distribution on the airfoil was measured for below, near, and beyond static stall conditions at pitch-pause-return motion. Fig. 1 shows the pressure distributions at below stop angle i.e. in four phases. The a, b, c and d phases are the start point of the upstroke, the start point of pause, the start point of downstroke, and the end of the down stroke, respectively.

From this figure, it can be observed that the pressure distributions for all the four phases are nearly identical at the rear part of the lower surface and this position moves to leading edge respect to the static case at . Shown in Fig. 2 is the reduced frequency independency on the behavior of pressure distribution at this position.

4- Conclusions

Static results show that for angles of attack below the static stall, the pressure distributions are nearly identical on the lower surface near the trailing edge. This region has a relatively high curvature, which is common to all supercritical airfoils. Furthermore, beyond the stall angles of attack, the pressure distributions are observed to be unchanged on the lower surface near the leading edge. Dynamic results show that the behavior of pressure distribution at the lower surface taps for all stop angles, reduced frequencies and pause durations, are identical, from the leading edge downstream to x⁄c=0.70 and are higher than the static values at zero angle of attack. However, the pause angle was shown to have a strong effect on the behavior of pressure distribution at the rear part of the lower surface. For a beyond-static stall pause angle, a dynamic stall was observed at the lowest reduced frequency. The maximum lift in a dynamic stall condition has been found to be higher than the corresponding value in the static stall and this phenomenon has a prominent effect on the behavior of pressure distribution at the rear part of the lower surface.

References

[1] J. D. Eldredge, C. J. Wang, M. V. Ol, A Computational Study of a Canonical Pitch-up, Pitch-down Wing Maneuver, 39th AIAA Fluid Dynamic conference, San Antonio, Texas, 3687 (2009).

[2] M. V. Ol, A. Altman, J. D. Eldredge, D. J. Garmann, Y. Lian, Resume of the AIAA FDTC Low Reynolds Number Discussion Groups Canonical Cases, 48th AIAA Aerospace Science Meeting, rlando, Florida, 1085 (2010).

[3] W. B. Herbst, Future Fighter Technologies, Journal of Aircraft, 17(8) (1980) 561-566.

[4] K. Ramesh, A. Gopalarathnam, J. R. Edvards, M. V. Ol, K. Granlund, Theoretical, Computational and Experimental Studies of a Flat Plate Undergoing High-Amplitude Pitching Motion, 43th AIAA Fluid Dynamic conference, San Diego, 2013.

[5] H. Te Yu, L. P. Bernal, C. Morrison, Experimental Investigation of Pitch Ramp-Hold-Return Motion of Flat Plates at Low Reynolds Number, 50th AIAA Aerospace Science Meeting, Nashville, Tennessee, 51 (2012).

[6] H. Te Yu, Unsteady Aerodynamics of Pitching Flat Plate Wings [dissertation], Central Michigan University, 2014.

[7] A. Golestani, M. B. Ehghaghi Bonab, M. R. Soltani, An

Experimental Study of Buffet Detection on Supercritical Airfoil in Transonic Regime, Journal of Aerospace Engineering, 229(2) (2015) 312-322.

[8] A. A. Haghiri, M. Mani, N. Fallahpour, Unsteady Boundary Layer Measurment on an Osilating (Pitching) Supercritical Airfoil in Compressible Flow Using Multiple Hot-Film Sensors, Journal of Aerospace Engineering, 229(10) (2015) 1771-1784.

[9] Z. Eslami Haghighat, Ali R. Davari, M. R. Soltani, Impact of Reduced Frequency on the Time Lag in the Pressure Distribution over a Supercritical Airfoil in a Pitch-Pause-Return Motion, Chinese Journal of Aeronautics, 2017. (in press).

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۴، سال ۱۳۹۹، صفحات ۹۷۱ تا ۹۸۴
DOI: 10.22060/mej.2018.14636.5901

بررسی تجربی اثر فرکانس‌کاهش‌یافته بر توزیع فشار سطح پایین ایرفویل فوق بحرانی در حرکت توقف ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت

زهرا اسلامی حقیقت[1]، علی‌رضا داوری[1*]، محمدرضا سلطانی[2]

[1] دانشکده مهندسی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران
[2] دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی‌شریف، تهران، ایران

خلاصه: در این تحقیق، تأثیرات فرکانس‌کاهش‌یافته، مدت زمان توقف و زاویه توقف بر توزیع فشار سطح زیر بال با مقطع ایرفویل فوق بحرانی نازک، در حرکت توقف ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت بررسی می‌شود. این آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت، در زاویه حمله متوسط و دامنه حرکت ثابت و با محدوده فرکانس‌کاهش‌یافته ۰/۰۱ تا ۰/۱۲ انجام می‌شود. زوایای توقف مورد نظر در حالت بالارونده و در ۳ محدوده زیر، نزدیک و بالای واماندگی استاتیکی انتخاب می‌شوند. توزیع فشار انتهای سطح پایین ایرفویل در همه زوایای حمله زیر واماندگی استاتیکی، از یک چهارم انتهای وتر به بعد، کاملاً یکسان بوده اما در زوایای حمله بالاتر از واماندگی استاتیکی، توزیع فشار ناحیه ابتدایی زیر ایرفویل از لبه حمله تا x/c =۰/۱۵، یکسان می‌باشد. نتایج دینامیکی نشان می‌دهند رفتار توزیع فشار موقعیت‌های زیر ایرفویل در هر سه زاویه توقف و در همه فرکانس‌های کاهش‌یافته و همچنین مدت زمان توقف متفاوت، تا موقعیت x/c =۰/۷۰ کاملاً یکسان بوده و بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک است اما رفتار متفاوت گردابه‌های گرتلر زمان‌مند در زوایای توقف مختلف، باعث ایجاد رفتارهای کاملاً غیر مشابه در توزیع فشار ۳۰ درصد انتهای سطح پایین زیر ایرفویل می‌باشد، این نتایج به صورت کیفی ارائه شده است. در زاویه توقف بالای واماندگی استاتیکی و در پایین‌ترین فرکانس‌کاهش‌یافته، پدیده واماندگی دینامیکی مشاهده می‌شود.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۳۹۷/۰۳/۳۰
بازنگری: ۱۳۹۷/۰۹/۱۶
پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۰۶
ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۱۰/۰۹

کلمات کلیدی:
فرکانس‌کاهش‌یافته
ایرفویل فوق بحرانی
واماندگی استاتیکی
واماندگی دینامیکی
گردابه‌های گرتلر

۱- مقدمه

در چند دهه اخیر، تمایل به تحقیق در زمینه ایرفویل‌های نوسانی با پیشرفت سریع هواپیماهای جنگنده امروزی، و مانورپذیری بالای آنها، به طور مستمر رو به افزایش است. به دلیل پیچیدگی ذاتی و تغییرات سریع جریان زمان‌مند، تحقیقات تئوری و آزمایشگاهی وسیعی جهت فهم صحیح مکانیزم جریان صورت گرفته است. بیشتر این تحقیقات برحرکت‌های نوسانی پیچشی و نوسان عمودی، متمرکز شده است و اطلاعات محدودی از سایر انواع حرکت‌ها مانند توقف ناگهانی حین نوسان پیچشی و سپس برگشت، گزارش شده است. این حرکت در مطالعه آیرودینامیک مانورهایی که افزایش سریع در زاویه حمله و تولید نیروی بالابر و پسای زیاد را تجربه می‌کنند، کاربرد فراوان دارد. این حرکت توسط کمیته علمی دینامیک سیالات[1] در گروه علمی رینولدز پایین[2] به عنوان یک حرکت متعارف و استاندارد، جهت کاربرد در ریزپرنده‌ها[3] معرفی شد [۱ و ۲].

هربتز[4] [۳] در سال ۱۹۸۰ برای اولین بار، حرکت توقف ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت به حالت ابتدایی را معرفی کرد. مشخصات دینامیکی این حرکت، افزایش سریع زاویه حمله با حرکت پیچشی به زاویه۹۰ درجه، سپس ۲ تا ۳ ثانیه توقف و در ادامه برگشت سریع به پرواز عادی است. اکثر تحقیقات حرکت پیچشی، مربوط به ایرفویل‌های ناکا ۰۰۱۲[5]، ناکا ۰۰۱۵ و صفحه تخت می‌باشد. والکر[6] و همکاران [۴] حرکت پیچشی ایرفویل ناکا ۰۰۱۵را با دو نرخ پیچشی ثابت در تونل باد مادون‌صوت بررسی کردند. نتایج آزمایش با نرخ پیچشی پایین‌تر، نشان می‌دهد ابتدا حباب جدایش بعد از چند درجه از شروع حرکت، بوجود آمده و سپس گردابه لبه حمله تشکیل و شروع به رشد می‌کند. مشاهده نشان می‌دهد که بیشترین نیروی بالابر مربوط به زمانی است که گردابه به بیشترین رشد خود رسیده اما همچنان به سطح

1 Fluid Dynamics Technical Committee (FDTC)
2 Low Reynolds Number Discussion Group (LRDG)
3 Micro Air Vehicle (MAV)
4 Herbst
5 NACA0012
6 Walker

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ardavari@srbiau.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.

چسبیده باشد. وضعیت گردابه‌ها در نرخ پیچشی بالاتر، کاملاً متفاوت بوده و دو گردابه مجزا روی سطح مشاهده می‌شود.

ویزبال[1] و همکاران [۵] حرکت پیچشی ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ از زاویه حمله ۰ تا ۶۰ درجه با نرخ پیچشی ثابت را مدل‌سازی کردند. در زاویه حمله صفر و در لبه فرار، منطقه جدایش کوچکی مشاهده می‌شود. با شروع حرکت پیچشی، جریان زیر سطح کاملاً چسبیده است، در حالی که نقطه جدایش روی سطح بطرف لبه حمله حرکت می‌کند. گردابه‌های پادساعتگرد به طور پیوسته از لایه مرزی سطح پایین در دنباله منتشر و براساس آن گردش ساعتگرد حول بال افزایش یافته و در نتیجه نیروی بالابر افزایش می‌یابد. با افزایش پیوسته زاویه حمله، جدایش روی سطح بال سرانجام به منطقه لبه حمله رسیده و لایه برشی روی سطح به دو ساختار جداگانه چرخشی، تبدیل می‌شود. همچنین اندازه گردابه لبه حمله رشد و مرکز آن به سمت پایین دست جریان حرکت می‌کند، این رفتار از روی تغییر موقعیت قله ضریب فشار به سمت لبه فرار با افزایش زاویه حمله مشاهده شده و در زمانی که موقعیت مرکز گردابه لبه حمله به نیمه‌های وتر رسید، از سطح جدا می‌شود.

اکبری و همکاران [۶] در تحقیقی دیگر، واماندگی دینامیکی حرکت پیچشی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲را مدل‌سازی کردند. در بخشی از مقاله اثر فرکانس‌کاهش‌یافته حرکت پیچشی با معادله $\alpha = ۱۵ + ۱۰\mathrm{Cos}(\omega t)$ بررسی شده و در نتیجه مهمی نشان داده شده که با افزایش فرکانس‌کاهش‌یافته از k =۰/۱۲ به k =۰/۲۵ واماندگی دینامیکی، در زاویه بالاتری اتفاق می‌افتد و نیروی بالابر افزایش می‌یابد اما با افزایش فرکانس‌کاهش‌یافته به k =۰/۵ واماندگی دینامیکی اتفاق نمی‌افتد و نیروی بالابر نسبت به دو حالت قبل، کاهش می‌یابد که نشان‌دهنده اثر کاملاً غیر خطی فرکانس‌کاهش‌یافته بر جریان می‌باشد.

رامش[2] و همکاران [۷]، حرکت استاندارد معرفی شده روی یک صفحه تخت در تونل آب و عدد رینولدز پایین با روش‌های تئوری، عددی و تجربی بررسی کردند. مشاهده می‌شود که شروع تشکیل گردابه لبه حمله در ناحیه بالارونده است، اما مکان نقطه جدایش، بستگی به موقعیت محور دوران و زاویه توقف، از ناحیه بالارونده تا ناحیه پایین‌رونده متغیر است. به همراه جدایش گردابه، جریان معکوس روی سطح ایرفویل مشاهده شده و این پدیده باعث می‌شود نواحی توقف و پایین رونده با واماندگی عمیق و در نتیجه کاهش نیروی بالابر همراه باشد.

تی‌یو[3] و همکاران [۸ و ۹]حرکت استاندارد معرفی شده روی یک صفحه تخت در تونل آب و با عدد رینولدز۵۰۰۰ را بررسی کردند. زوایای توقف ۳۳، ۴۵ و ۷۵ درجه در نظر گرفته شده است. نتایج نشان می‌دهد که در ابتدای توقف، اگر گردابه‌ها به بیشترین رشد خود نرسیده باشند، نیروی برآ روند افزایشی خود را ادامه می‌دهد و در غیر این صورت کاهش می‌یابد. با توجه به این مشاهدات در ابتدای توقف در زاویه توقف ۳۳ درجه، نیروی برآ با افزایش همراه است اما در ابتدای توقف زوایای توقف ۴۵ و ۷۵ درجه، نیروی برآ کاهش می‌یابد.

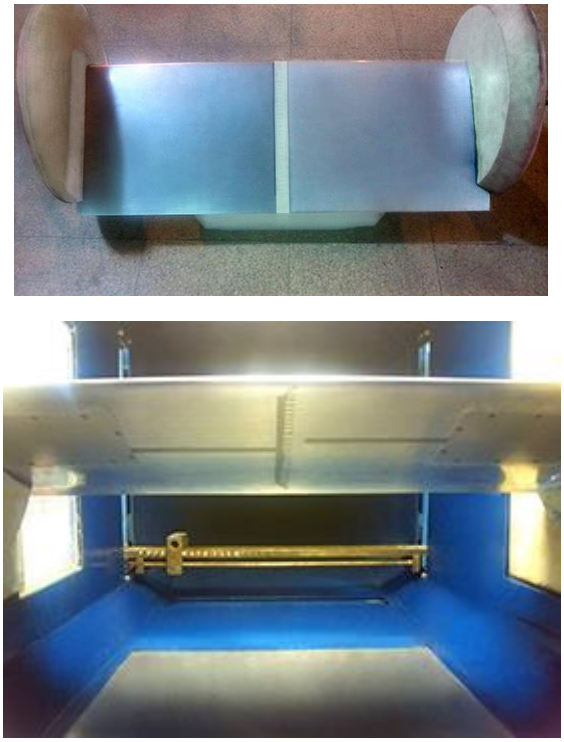
بیشتر تحقیقات انجام شده تاکنون روی صفحه تخت و ایرفویل‌های سری چهار رقمی ناکا بوده است. این در حالی است که مانورهایی مانند نوسان پیچشی و مخصوصاً نوسان پیچشی به همراه توقف ناگهانی، در هواپیماهای جنگنده کاربرد دارند و مقطع بال این هواپیماها نیز عمدتاً ایرفویل‌های فوق بحرانی است. بر این اساس، فقدان بررسی رفتار این نوع ایرفویل‌ها با توجه به شکل و ویژگی‌های هندسی متمایز کننده آنها در مقایسه با سایر انواع ایرفویل‌ها در حین انجام انواع مانورهای نوسانی، از مهم‌ترین خلأهای موجود در دانش علمی بدست آمده، تاکنون می‌باشد [۱۰-۱۲].

در تحقیق حاضر، رفتار آیرودینامیکی یک ایرفویل فوق‌بحرانی نازک، در حال حرکت بالارونده پیچشی که ناگهان برای لحظاتی متوقف می‌شود و سپس حرکت پایین‌رونده را ادامه می‌دهد، بررسی شده است. در این تحقیق اثر پارامترهای ناپایای مؤثر بر ایرفویل نوسانی، شامل فرکانس‌کاهش‌یافته، زاویه توقف و مدت زمان توقف بر نمودار برآ و همچنین توزیع فشار بر حسب زمان موقعیت‌های سطح زیر بال، در حرکت دینامیکی و مقایسه با فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک هر موقعیت، مورد بررسی قرار گرفته است. تاکنون هیچ نتیجه‌ایی از بررسی رفتار توزیع فشار در ناحیه مقعر سطح زیر ایرفویل‌های فوق بحرانی در این حرکت دینامیکی خاص، گزارش نشده است و به این موضوع برای اولین بار در مقاله حاضر پرداخته می‌شود.

۲- تجهیزات و نحوه آزمایش

این آزمایش‌ها در تونل باد مادون‌صوت مرکز تحقیقات فضایی شیراز انجام می‌شود. این تونل باد به صورت مدار بسته بوده و انرژی جریان هوای داخل تونل توسط یک فن و موتور الکتریکی با توان مصرفی ۱۵۰ کیلو وات تأمین می‌گردد. ابعاد محفظه آزمایش این تونل ۸۰ × ۸۰ × ۲۰۰

1 Visbal
2 Ramesh
3 Te Yu



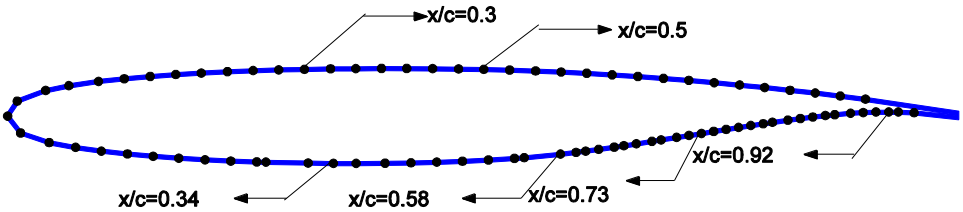
شکل ۱: مدل تمام فلزی ساخته شده جهت آزمایش‌ها

Fig. 1. The full metal model manufactured for experiment

سانتیمتر می‌باشد. محدوده سرعت جریان تونل باد، از ۱۰ تا ۱۰۰ متر بر ثانیه می‌باشد. سرعت جریان هوا در کلیه آزمایش‌ها این تحقیق m/s ۳۰ و Re =۰/۴۵×۱۰^۶ می‌باشد. مدل مورد آزمایش، بال با مقطع ایرفویل فوق‌بحرانی SC-۰۴۱۰ با طول وتر ۳۰ و دهانه بال ۸۰ سانتیمتر، در شکل ۱ نشان داده شده است. سطح بالایی این نوع ایرفویل ها جهت به تأخیر انداختن عدد ماخ بحرانی و تشکیل موج ضربه عمودی، نسبتاً صاف است و ۳۰ درصد انتهای سطح پایین آن جهت جبران نیروی برآی از دست‌رفته به دلیل مسطح بودن سطح بالای ایرفویل، دارای خمیدگی است.

موقعیت سوراخ‌های فشار بر روی سطوح بالا و پایین ایرفویل فوق‌بحرانی SC-۰۴۱۰، در شکل ۲ نشان داده شده است. تعداد ۳۵ سوراخ فشار بر روی سطح بالا و ۵۰ سوراخ بر روی سطح پایین با دقت دریل‌کاری شده‌اند. به دلیل تیز بودن ناحیه لبه فرار و مشکل ساخت، روی بال از x/c =۰/۹۰ و زیر بال از x/c =۰/۹۵ به بعد، سوراخ فشاری تعبیه نشده است.

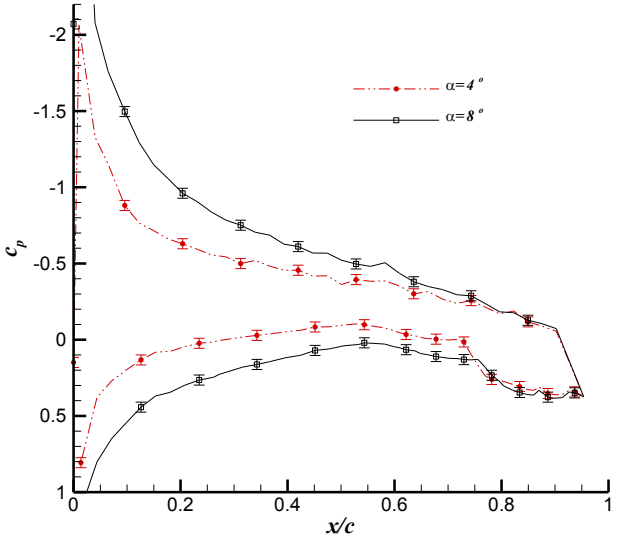
همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، ناحیه میانی سطح بالای ایرفویل، جهت کاهش شتاب‌دهی به سیال در جریان گذر صوت و در نتیجه عقب‌راندن و تضعیف موج ضربه تولیدی، از شیب بسیار پایینی برخوردار است و از موقعیت x/c =۰/۳ تا x/c =۰/۵، ناحیه تقریباً افقی روی بال است. در ناحیه زیر بال چندین نقطه خاص وجود دارد که به صورت زیر معرفی می‌شوند: در موقعیت x/c =۰/۳۴ ، شیب از منفی به مثبت تغییر کرده و نقطه عطف داریم. موقعیت x/c =۰/۵۸، بیشترین تغییرات را در شیب دارا می‌باشد. همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، در عملیات ساخت از این نقطه به بعد سوراخ‌های فشاری کاملاً بصورت فشرده تعبیه شده‌اند. موقعیت x/c =۰/۷۳، بیشترین شیب را داراست و انحنای زیر بال از این موقعیت تا انتهای بال، شدیداً افزایش می‌یابد. در انتهای بال، بین موقعیت‌های x/c =۰/۹۱ و x/c =۰/۹۲ نقطه عطف دیگری وجود دارد و شیب از مثبت به منفی تغییر می‌کند. برای تعیین نمودار توزیع ضریب فشار روی بال و زیر بال، از سنسورهای اندازه گیری فشار، استفاده می‌شود. لوله‌های پلاستیکی متصل به سوراخ‌های مدل به سنسورهای فشار سنج داده برداری مدل ۱۴۳PC۰۵D ، ساخت شرکت هانی‌ول[1]، منتقل می‌شود. عملکرد فشار سنج‌های الکتریکی به صورت تفاضلی و با محدوده فشاری ۱ ±، ۵ ± و ۱۵ ± پی‌اس‌آی[2]



شکل ۲: چند موقعیت خاص سوراخ فشاری ایرفویل SC-0410

Fig. 2. Some especial positions of pressure tap on SC-0410

1 Honeywell
2 Psi



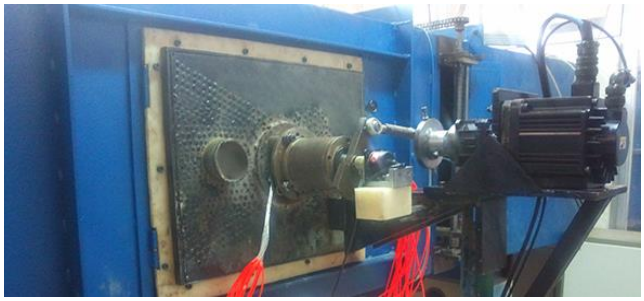
شکل ۳: عدم قطعیت در اندازه گیری فشار سطح ایرفویل در دو زاویه حمله ۴ و ۸ درجه

Fig. 3. Uncertainty of surface pressure measurement at 4 and 8 degrees angle of attack

بوده و زمان پاسخگویی ۱ میلی ثانیه می‌باشد. جهت سیستم ذخیره اطلاعات در هر آزمایش از دو برد مبدل آنالوگ به دیجیتال مدل PCI-۱۷۴۷U ، ساخت شرکت ادونتک[1] ، یکی با قابلیت دریافت ۶۴ ورودی آنالوگ و دیگری با قابلیت دریافت ۴۸ ورودی آنالوگ، استفاده شده است. داده‌برداری، با فرکانس ۵۰۰ هرتز انجام می‌شود. بعد از انتقال داده‌های خام از طریق بردها به کامپیوتر و با استفاده از فیلتر پایین گذر، سیگنال پاک ثبت می‌شود.

عدم قطعیت نتایج، شاخصی برای بررسی تکرارپذیری آزمایش‌ها می‌باشد. برخی از تست‌های استاتیک در پنج نوبت و برخی تست‌های دینامیکی نیز در سه نوبت تکرارشده‌اند. عدم قطعیت نتایج، طبق تعریف، حاصلضرب انحراف معیار در مقداری موسوم به پارامتر پخش تی[2] است که بسته به تعداد مشاهدات و بازه اطمینان در نظر گرفته شده، در قالب یک جدول بیان می‌شود. با محاسبه میانگین و انحراف معیار مقادیر فشار در یک نقطه معین روی ایرفویل در زوایای حمله مختلف و با درنظر گرفتن بازه اعتماد ۹۵ درصد، میزان عدم قطعیت درنتایج استاتیکی و دینامیکی به ترتیب حداکثر ۳/ ۳ ± و۷/ ۵ ± درصد محاسبه شده است. به بیان دیگر چنانچه آزمایش‌ها در شرایط یکسان تکرار شوند به احتمال ۹۵ درصد نتایج آزمایش‌های استاتیک ۳/ ۳ ± درصد و نتایج دینامیک حداکثر۷/ ۵ ± با نتایج ارائه شده در مقاله متفاوت خواهندبود. شکل ۳ عدم قطعیت در اندازه گیری فشار سطح ایرفویل را به عنوان نمونه در دو زاویه حمله ۴ و ۸ درجه

1 Advantech
2 T-Distribution



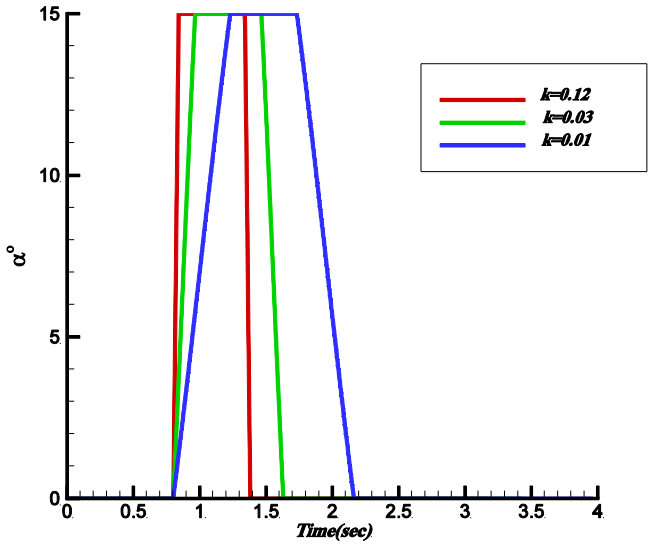
شکل ۴: موتور و تجهیزات ایجاد حرکت نوسانی

Fig. 4. The motor and oscillation mechanism

نشان می‌دهد.

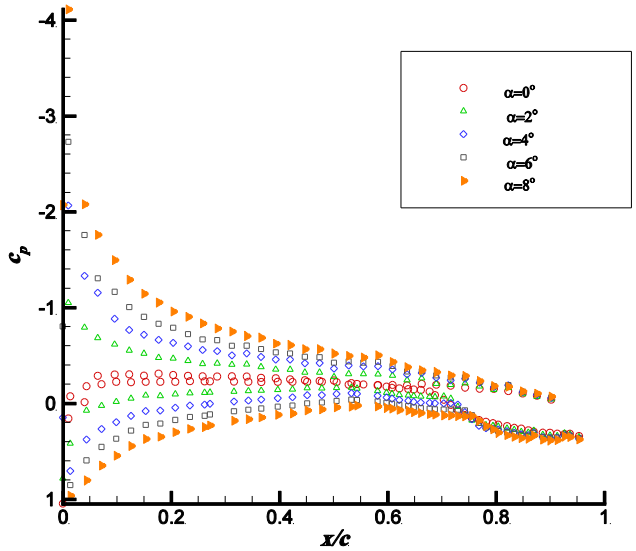
حرکت نوسانی پیچشی، توسط دستگاه نوسان‌ساز سینوسی، حول محور ربع وتر بال، در محدوده فرکانس‌کاهش‌یافته ۰/۰۱ تا ۰/۱۲ بر طبق معادله $\alpha = ۷/۰۵ + ۱۵/۶۵ \mathrm{Sin}(۲\pi f t)$ تولید شده که در آن ۷/۰۵ زاویه حمله متوسط ، ۱۵/۶۵ دامنه حرکت نوسانی و f فرکانس حرکت می‌باشد. شکل ۴ موتور و تجهیزات ایجاد حرکت نوسانی را نشان می‌دهد.

مراحل توقف، برای موتور به گونه‌ای برنامه‌ریزی شده که زوایای توقف مورد نظر، در حالت بالارونده انتخاب شوند. زاویه حمله متوسط و دامنه نوسان به گونه‌ای لحاظ می‌شوند که زوایای توقف، نواحی قبل، نزدیک و بعد از واماندگی استاتیکی را پوشش دهد. زوایای توقف ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه تنظیم شده در حالیکه زاویه واماندگی استاتیکی این ایرفویل حدود ۱۰ درجه می‌باشد [۱۳]. در تمام آزمایش‌ها، ابتدا بال حدود ۱ ثانیه در زاویه حمله صفر درجه قرار داشته و داده برداری آغاز می‌شود. سپس در حرکت بالا رونده بر طبق معادله‌ی سینوسی و با فرکانس معین، زاویه حمله بال افزایش یافته تا به یک زاویه توقف از پیش تعیین شده برسد. سپس طبق برنامه آزمایش‌ها، مدت زمان مشخصی را توقف کرده، در ادامه با حرکت پایین رونده، بر طبق همان معادله سینوسی، زاویه حمله بال، کاهش یافته تا به صفر درجه برسد. بال به مدت حدود ۲ ثانیه در زاویه حمله صفر درجه، قرار گرفته و سپس داده‌برداری پایان می‌یابد. مدت زمان‌های توقف، ۰/۵ ، ۰/۳، ۰/۲ ، ۰/۱ و ۰/۰۱ ثانیه، در نظر گرفته شده است. در شکل۵، به عنوان نمونه، طرح تغییر زاویه حمله بال که به مدت ۰/۵ ثانیه در زاویه حمله ۱۵ درجه توقف می‌کند، نمایش داده شده است.



شکل ۵: نمودار حرکت بال در زاویه توقف ۱۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ثانیه- Re= ۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 5. A typical scenario at stop angle $=15^{o}$ – pause duration $=0.5$ sec. – $\mathrm{Re}=0.45\times10^{6}$



شکل ۶: توزیع فشار ایرفویل در زوایای حمله زیر واماندگی استاتیکی- Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 6. Surface pressure distribution on the airfoil at below static stall angle of attack $\mathrm{Re}=0.45\times10^{6}$

۳- نتایج

۳- ۱- استاتیکی

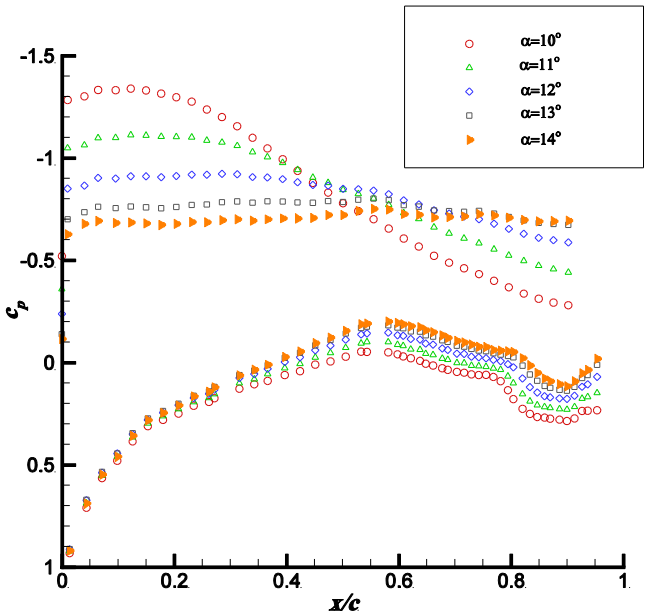
در شکل ۶ توزیع فشار ایرفویل در حالت استاتیکی و در محدوده زوایای حمله زیر واماندگی استاتیکی نمایش داده شده است. بر اساس این تحقیق، زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل SC-۰۴۱۰ حدود ۱۰ درجه می‌باشد.در زاویه حمله صفر درجه، از موقعیت x/c =۰/۵۰ زیر ایرفویل، توزیع گرادیان فشار معکوس مشاهده می‌شود و این توزیع گرادیان فشار معکوس از موقعیت x/c =۰/۶۸ به بعد کاملاً تشدید می‌شود. با افزایش زاویه حمله، موقعیت شروع گرادیان فشار معکوس و همچنین تشدید گرادیان فشار معکوس زیر ایرفویل به x/c کاملاً بالاتری پیشروی می‌کند، تا اینکه در نهایت در زاویه حمله ۸ درجه، توزیع گرادیان فشار معکوس از موقعیت x/c =۰/۵۸ شروع شده و در موقعیت x/c =۰/۷۵ کاملاً تشدید می‌شود. محدوده همگرایی موقعیت گرادیان فشار معکوس شدید در محدوده زاویه حمله ۰ تا ۸ درجه، ۰/۰۶۶ وتر می‌باشد و گرادیان فشار معکوس شدید از موقعیت x/c =۰/۷۶ به بعد برقرار است. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، توزیع فشار انتهای سطح پایین ایرفویل در همه زوایای حمله نمایش داده شده، از یک چهارم انتهای وتر به بعد، کاملاً یکسان می‌باشد. این همان ناحیه با انحنای زیاد زیر ایرفویل بوده که یک خصوصیت برای ایرفویل‌های فوق‌بحرانی محسوب می‌شود. این پدیده را می‌توان به حاکم بودن گردابه‌های گرتلر در ناحیه مقعر زیر بال نسبت داد.

ناپایداری لایه مرزی روی دیوار مقعر با اختلالاتی به فرم گردابه در راستای جریان، برای اولین بار توسط گرتلر[1] مورد بحث قرار گرفت و نشان داد که یک نوع ناپایداری مشابه بر اثر ناآرامی‌های سه بعدی در جریان بر روی دیوارهای مقعر وجود دارد در حالی که در جریان بر روی دیوارهای محدب دیده نمی‌شود، این ناپایداری به گردابه‌های گرتلر معروف‌اند [۱۴ و ۱۵].

با توجه به شکل فوق مشاهده می‌شود موقعیت قله فشار در تمام زوایای حمله، ثابت و در نزدیکی لبه حمله در موقعیت x/c =۰/۰۱ می‌باشد. شکل ۷، توزیع فشار در زوایای حمله بالا را نشان می‌دهد. در زاویه حمله ۱۰ درجه، قله فشار، ناگهان از بین می‌رود و به همین دلیل در این زاویه حمله، کاهش ناگهانی در نیروی برآ مشاهده و واماندگی استاتیکی اتفاق می‌افتد.

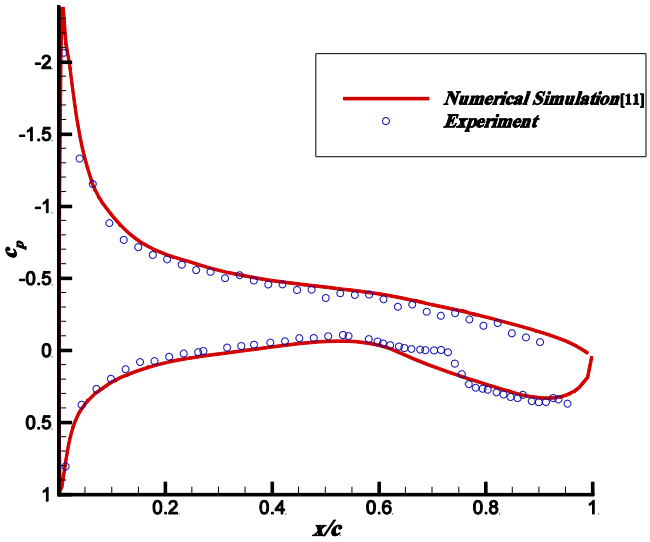
همانطور که در شکل فوق مشاهده می‌شود توزیع فشار ناحیه ابتدایی زیر ایرفویل، از لبه حمله تا x/c =۰/۱۵ یکسان است. در این محدوده زوایای حمله، گرادیان فشار معکوس به طور هماهنگ از موقعیت x/c =۰/۵۵ زیر ایرفویل شروع شده و از موقعیت x/c =۰/۸ به بعد، گرادیان فشار معکوس کاملاً تشدید شده، سپس در ناحیه انتهایی ایرفویل که علامت شیب سطح تغییر می‌کند، فشار شدیداً کاهش می‌یابد. جهت راستی آزمایی، نتایج تجربی در تحقیق حاضر با نتایج عددی گلستانی و همکاران [۱۱]، مقایسه شده است. لازم به ذکر است نتایج عدی مذکور، مربوط به جریان تراکم‌پذیر است

1 Gortler



شکل ۷: توزیع فشار ایرفویل در زوایای حمله بالاتر از واماندگی استاتیکی– Re=۰/۴۵×۱۰۶

Fig. 7. Surface pressure distribution on the airfoil at beyond static stall angle of attack $\mathrm{Re}=0.45\times10^6$

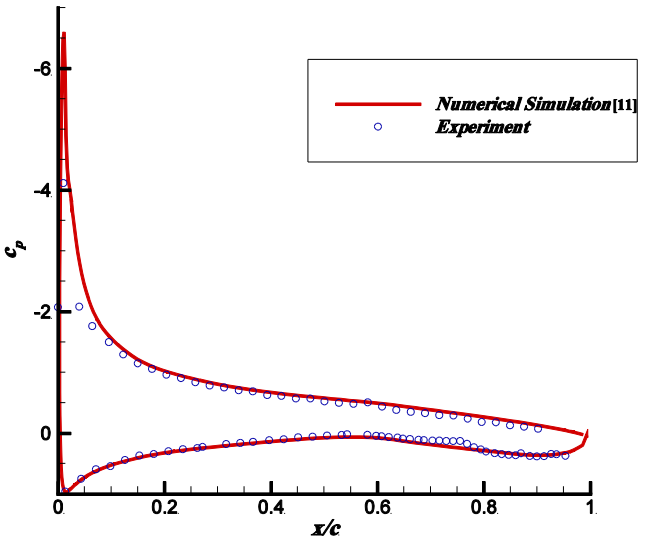


شکل ۸: مقایسه نتایج عددی[۱۱] با تجربی در زاویه حمله ۴ درجه– Re=۰/۴۵×۱۰۶

Fig. 8. A comparison between the numerical [11] and experimental results at $\alpha=4^o-\mathrm{Re}=0.45\times10^6$

و در این مقاله با استفاده از تصحیح پرنتل گلارت[1]، توزیع فشار مربوط به جریان تراکم‌ناپذیر بدست آمده است. در دو شکل ۸ و ۹ توزیع فشار حاصل از مدل‌سازی عددی در فلوئنت در دو زاویه حمله ۴ و ۸ درجه، با نتایج بدست آمده از این آزمایش‌ها مقایسه شده است. در تحلیل عددی مذکور با توجه به رژیم جریان، از روش چگالی مبنا[2] استفاده شده و همانطور که ذکر شد نتایج حاصله با استفاده از تصحیح تراکم پذیری، برای شرایط آزمایش کنونی مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین مدل توربولانسی در این تحلیل، کی‌اومگا[3] و متد اس‌اس‌تی[4] بوده است. در مورد استقلال شبکه نیز معیار $y^+\langle 4$ مد نظر قرار داده شده است [۱۱].

نتایج تحلیل عددی، رفتار توزیع فشار انتهای بال را که بدلیل محدودیت‌های ساختی، اندازه‌گیری فشار آنجا میسر نبود را به وضوح نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که فشار انتهای زیر بال، با تغییر علامت شیب سطح، کاهش می‌یابد. نتایج حاصل، در بررسی کلی، با داده‌های اندازه گیری شده درتونل باد مطابقت دارد.



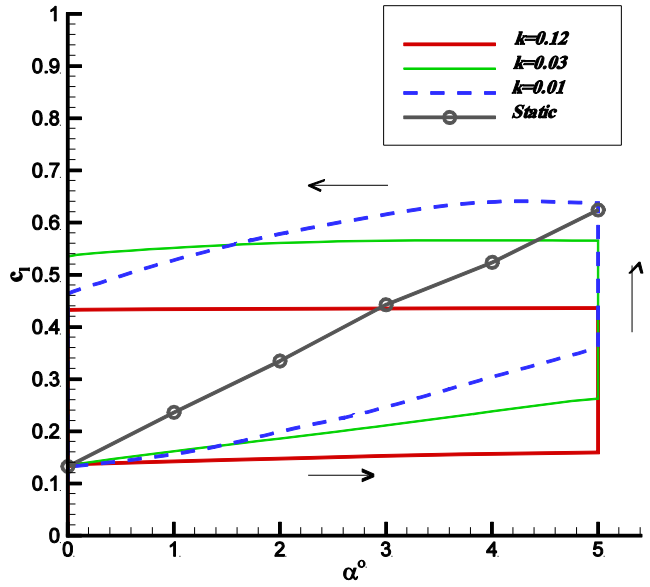
شکل ۹: مقایسه نتایج عددی[۱۱]با تجربی در زاویه حمله ۸ درجه– Re=۰/۴۵×۱۰۶

Fig. 9. A comparison between the numerical [11] and experimental results at $\alpha=8^o-\mathrm{Re}=0.45\times10^6$

۳– ۲– دینامیکی

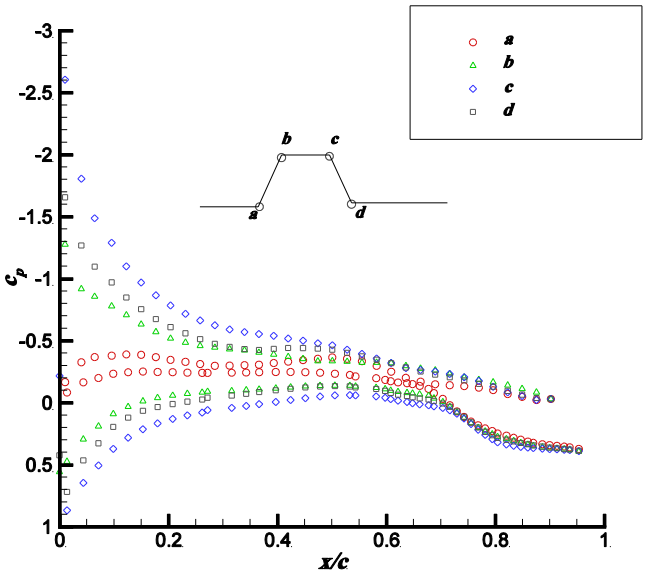
نتایج توزیع فشار موقعیت‌های فشاری زیر ایرفویل در حرکت توقف ناگهانی حین نوسان و سپس برگشت در سه زاویه توقف ارائه می‌شود.

1 Prandtl Glauert
2 density Base
3 k-ω
4 SST



شکل ۱۰: تأثیر فرکانس‌کاهش‌یافته برحلقه هیسترسیس- زاویه توقف ۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ثانیه- Re=۰/۴۵×۱۰^۶ [۱۳]

Fig. 10. The effect of reduced frequency on hysteresis loop
stop angle = 5° – pause duration = 0.5 sec. – Re = 0.45×10^6 [13]



شکل ۱۱: توزیع فشار ۴ موقعیت خاص- زاویه توقف ۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه- k=۰/۰۱- Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 11. Pressure distribution at the four phases of motion, stop angle=5, pause duration=0.5 sec, k=0.01 and Re=0.45×10^6

۳- ۲- ۱- زاویه توقف ۵ درجه

به دلیل تفاوت فاز و زمان تأخیر بین میدان جریان و حرکت دینامیکی، رفتار سیال در حرکت بالارونده با حرکت پایین‌رونده کاملاً متفاوت بوده و نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله در این حالت، حلقه هیسترسیسی[1] به صورت شکل ۱۰ تشکیل می‌دهد.

ضریب نیروی عمودی و محوری از انتگرال‌گیری فشار به دست آمده بر روی سطوح بالا و پایین بال بر اساس روابط زیر بدست می‌آید:

$$c_a = \frac{1}{c}\int_0^c \left(c_{p_u}\frac{dy_u}{dx} - c_{p_l}\frac{dy_l}{dx} \right) dx \qquad (۱)$$

$$c_n = \frac{1}{c}\int_0^c \left(c_{p_l} - c_{p_u} \right) dx \qquad (۲)$$

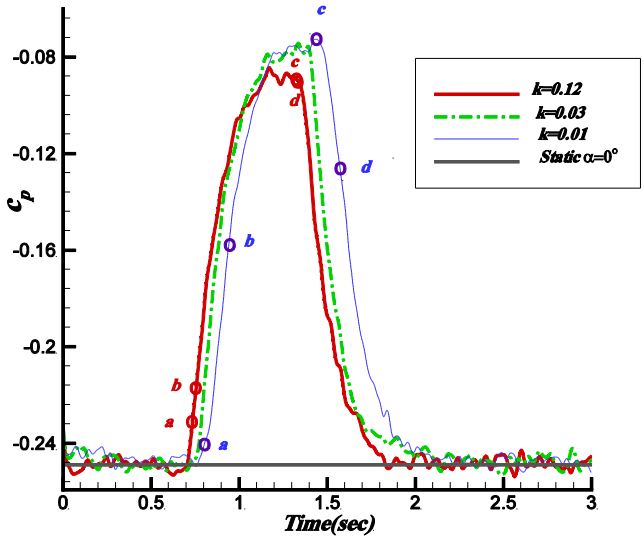
سپس ضریب نیروی برآ به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$c_l = c_n \operatorname{Cos}\alpha - c_a \operatorname{Sin}\alpha \qquad (۳)$$

همانطور که مشاهده می‌شود، ضریب نیروی برآ در حین حرکت بالارونده افزایش می‌یابد و با افزایش فرکانس‌کاهش‌یافته ، شیب افزایش نیروی بالابر، کاهش می‌یابد زیرا گردابه هایی که تولید و روی بال جریان می‌یابند، فرصت اثرگذاری کمتری روی بال می‌یابند. در حرکت بالارونده، جریان به صورت کاملاً چسبیده به سطح می‌باشد و با افزایش زاویه حمله در حرکت پیچشی، لایه مرزی سطح پایین بال به صورت پیوسته، گردابه‌های کوچک پادساعتگرد تولید می‌کند و با تجمع، به صورت گردابه آغازین وارد دنباله می‌شود. بدنبال آن بر اساس قضیه کلوین-هلمهولتز[2]، گردابه‌های کوچک در شکل لایه برشی تشکیل شده و ادامه حرکت را ممکن می‌سازد و با افزایش گردش حول بال، نیروی بالابر افزایش می‌یابد و این روند تا رسیدن به زاویه توقف ادامه می‌یابد. با شروع ناحیه توقف، جریان همچنان چسبیده به سطح است و در حین توقف گردابه‌ها همچنان در حال رشد بوده و از سطح جدا نمی‌شوند، در این‌حال ضریب نیروی برآ در مدت توقف همان روند افزایشی البته با سرعت بیشتر را ادامه می‌دهد. هر چه زمان توقف بیشتر باشد، ضریب نیروی برآ نیز به همان نسبت افزایش می‌یابد. بعد از سپری شدن مدت توقف و با شروع حرکت پایین‌رونده و کاهش زاویه حمله، گردش حول بال کاهش یافته و در نتیجه ضریب نیروی برآ شروع به کاهش می‌کند [۵ و ۶ و ۱۶]. در هر لحظه از این حرکت، گردابه‌های گرتلر زمان‌مند در ناحیه

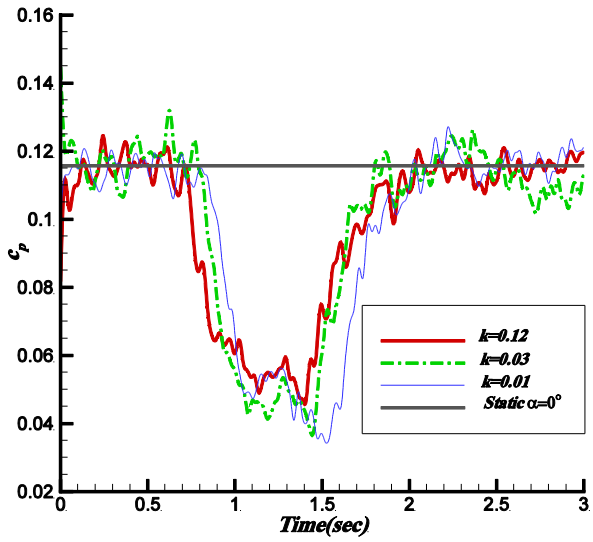
1 Hysteresis

2 Kelvin Helmholtz Teorema



شکل ۱۲: توزیع فشار در موقعیت x/c=۰/۵۳ زیر ایرفویل- زاویه توقف ۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ثانیه- Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 12. Lower surface pressure distribution at x/c=0.53, stop angle=5, pause duration=0.5 sec and Re=0.45×10^6



شکل ۱۳: توزیع فشار موقعیت x/c =۰/۷۳ زیر ایرفویل- زاویه توقف ۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ثانیه- Re=۰/۴۵×۱۰^۶

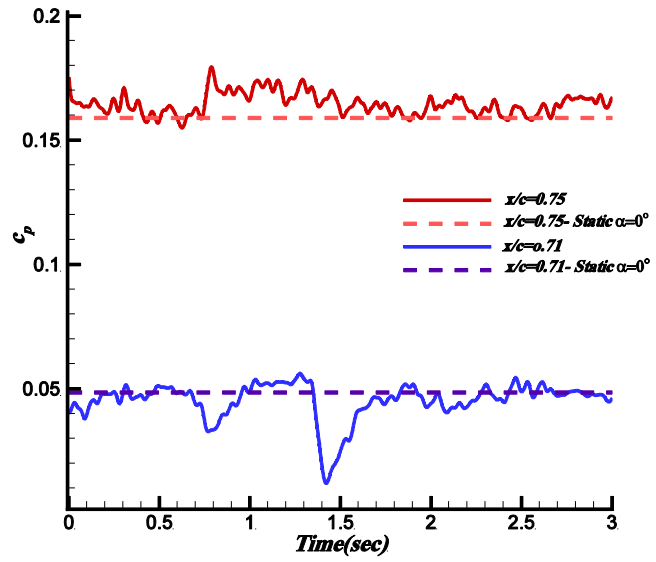
Fig. 13. Lower surface pressure distribution at x/c=0.73, stop angle=5, pause duration=0.5 sec and Re=0.45×10^6

مقعر زیر بال با حرکت دینامیکی بال به‌طور پیوسته بوجود می‌آیند. ضریب نیروی برآی استاتیکی بر ضریب نیروی برآی حرکت بالارونده در تمامی فرکانس‌های کاهش‌یافته تقدم و در حرکت پایین‌رونده، تأخر دارد. همانطور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود، موقعیت توزیع فشار یکسان زیر ایرفویل در ۴ موقعیت خاص، به‌ترتیب ابتدای حرکت بالارونده، ابتدای توقف، انتهای توقف و انتهای حرکت پایین‌رونده، از موقعیت x/c =۰/۷۵ حالت استاتیکی به موقعیت x/c =۰/۷۱ پیشروی می‌کند. نکته قابل توجه این که، موقعیت ذکر شده در تمام فرکانس‌کاهش‌یافته و مدت زمان‌های توقف، یکسان است.

در حالت کلی گرادیان فشار معکوس از موقعیت x/c =۰/۵۳ به بعد در تمام فرکانس‌کاهش‌یافته و مدت زمان‌های توقف حاکم بوده و از موقعیت x/c =۰/۷۱ به بعد، تشدید می‌شود. رفتار توزیع فشار بر حسب زمان، از لبه حمله تا موقعیت x/c =۰/۷۰ زیر ایرفویل، بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک هر موقعیت است، در شکل ۱۲، به عنوان نمونه توزیع فشار موقعیت x/c =۰/۵۳ زیر ایرفویل مشاهده می‌شود. به عبارت دیگر در این محدوده، حرکت دینامیکی باعث افزایش فشار، نسبت به فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک، می‌شود. در این شکل، توزیع فشار ۴ موقعیت خاص، در بالاترین و پایین‌ترین فرکانس‌کاهش‌یافته، نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود رفتار توزیع فشار در فرکانس‌های کاهش‌یافته مختلف، یکسان بوده اما موقعیت نقاط متناظر در دو فرکانس‌کاهش‌یافته تفاوت دارند. به‌عنوان مثال، موقعیت پایان حرکت، (نقطه d) در دو فرکانس‌کاهش‌یافته بسیار متفاوت‌اند.

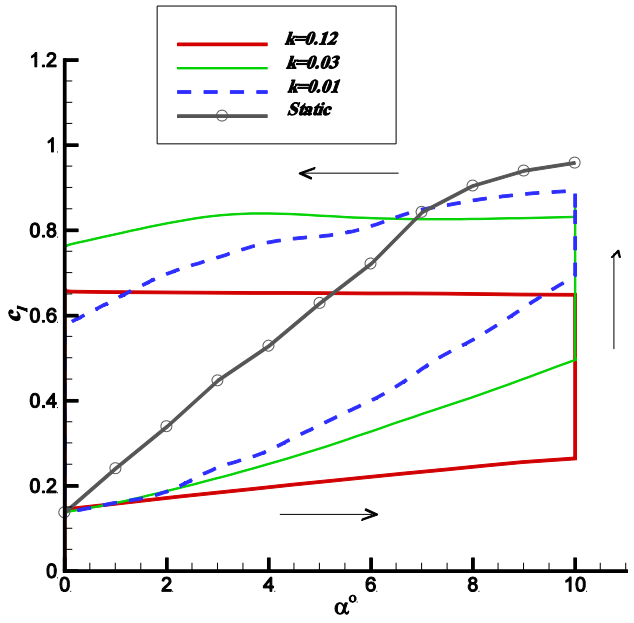
سپس در سه موقعیت x/c =۰/۷۱ ، x/c =۰/۷۳ و x/c =۰/۷۴ توزیع فشار بر حسب زمان، پایین‌تر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک در موقعیت متناظر می‌باشد. در شکل ۱۳ به عنوان نمونه توزیع فشار موقعیت x/c =۰/۷۳ مشاهده می‌شود، به عبارت دیگر حرکت دینامیکی، باعث کاهش فشار نسبت به فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک، در این ۳ موقعیت می‌شود.

توزیع فشار بر حسب زمان از موقعیت x/c =۰/۷۵ به بعد تا آخرین موقعیت فشاری زیر ایرفویل، دوباره بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک هر موقعیت می‌شود. همانطور که در دو شکل ۱۲و ۱۳ مشاهده می‌شود، با تغییر فرکانس‌کاهش‌یافته تفاوتی در رفتار توزیع فشار نسبت به فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک مشاهده نمی‌شود. به عبارت دیگر اگر در یک فرکانس‌کاهش‌یافته، توزیع فشار نسبت به توزیع فشار در زاویه حمله صفر درجه، بالاتر یا پایین‌تر باشد در فرکانس‌های کاهش‌یافته دیگر نیز، دقیقاً همان رفتار را دارد. همانطور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود، حرکت دینامیکی باعث کمترین تغییرات در ضریب فشار نسبت به فشار استاتیک در موقعیت‌های x/c =۰/۷۱ و x/c =۰/۷۵ زیر ایرفویل می‌شود. این دو، موقعیت‌هایی هستند که در مجاورت آنها جهت منحنی توزیع فشار



شکل ۱۴: مقایسه توزیع فشار موقعیت‌های x/c =۰/۷۱ و x/c =۰/۷۵ زیر ایرفویل- زاویه توقف ۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ثانیه- k=۰/۱۲- Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 14. Comparison of Lower pressure distributions at $x/c = 0.71$ and $x/c = 0.75$
stop angle $= 5^o$ – pause duration $= 0.5$ sec. – $k = 0.12$ – Re $= 0.45\times10^6$



شکل ۱۵: تأثیر فرکانس‌کاهش‌یافته بر حلقه هیسترسیس- زاویه توقف ۱۰ درجه- مدت زمان توقف ۰/۳ثانیه- Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 15. The effect of reduced frequency on hysteresis loop
stop angle=10° – pause duration $= 0.3$ sec. – Re $= 0.45\times10^6$ [13]

نسبت به فشار استاتیک در زاویه حمله صفر درجه تغییر می‌کند. این شکل همچنین نشان‌دهنده گرادیان فشار معکوس شدید در این ناحیه نیز می‌باشد. رفتار توزیع فشار در دو فرکانس‌کاهش‌یافته دیگر نیز مشابه می‌باشد.

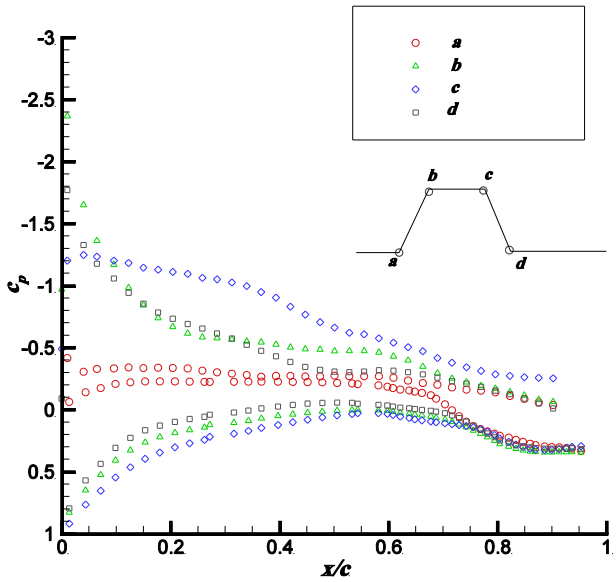
نکته قابل توجه این است که تمام رفتارهای توزیع فشار موقعیت‌های ذکر شده، در تمام مدت زمان‌های توقف، یکسان می‌باشد.

۳- ۲- ۲- زاویه توقف ۱۰ درجه

زاویه توقف در این حالت، نزدیک به زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل می‌باشد و به دلیل تداخل با اثرات واماندگی استاتیکی، بعضی از رفتارهای توزیع فشار با حالت قبل، متفاوت می‌باشند. نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله در این حالت نیز حلقه هیسترسیس به صورت شکل ۱۵ تشکیل می‌دهد، همچنین در این شکل تأثیر فرکانس‌کاهش‌یافته بر حلقه نیز مشاهده می‌شود [۱۳].

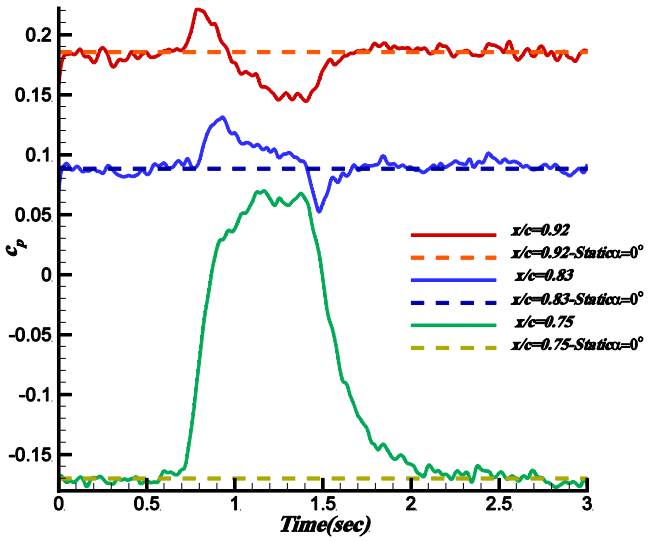
در این حالت نیز همانند زاویه توقف ۵ درجه، هرچه مدت زمان توقف بیشتر باشد، ضریب نیروی برآ نیز به همان نسبت، افزایش می‌یابد. همانطور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، موقعیت توزیع فشار یکسان زیر ایرفویل در ۴ موقعیت خاص ذکر شده، از موقعیت x/c =۰/۷۵ در حالت استاتیکی همانند حالت قبل یعنی زاویه توقف ۵ درجه، به موقعیت x/c =۰/۷۱ پیشروی می‌کند، نکته قابل توجه اینکه، موقعیت ذکر شده در تمام فرکانس‌کاهش‌یافته و مدت زمان‌های توقف حاکم می‌باشد.

بدلیل تداخل با اثرات واماندگی استاتیکی، خصوصاً در توزیع فشار روی بال، در شکل فوق رفتاری نوسانی مشاهده شده که نسبت به حالت قبل بسیار متفاوت بوده که با مقایسه شکل‌های ۱۱ و ۱۶ مشخص می‌شود. همانطور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، گرادیان فشار معکوس از موقعیت x/c =۰/۶۰ به بعد حاکم بوده و مانند حالت قبل، از موقعیت x/c =۰/۷۱ به بعد تشدید می‌شود. رفتار توزیع فشار موقعیت‌های مختلف زیر ایرفویل بر حسب زمان از لبه حمله تا موقعیت x/c =۰/۷۰، مانند حالت قبل، بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه حالت استاتیک هر موقعیت است. اما در توزیع فشار موقعیت‌های x/c =۰/۷۱ تا آخر، ترکیبی از انواع حالات: توزیع فشار کاملاً نوسانی حول فشار استاتیک، توزیع فشار بالاتر از فشار استاتیک و توزیع فشار پایین‌تر از فشار استاتیک در زاویه حمله صفر درجه، مشاهده می‌شود. به عبارت دیگر رفتار توزیع فشار این ناحیه، در هر موقعیت



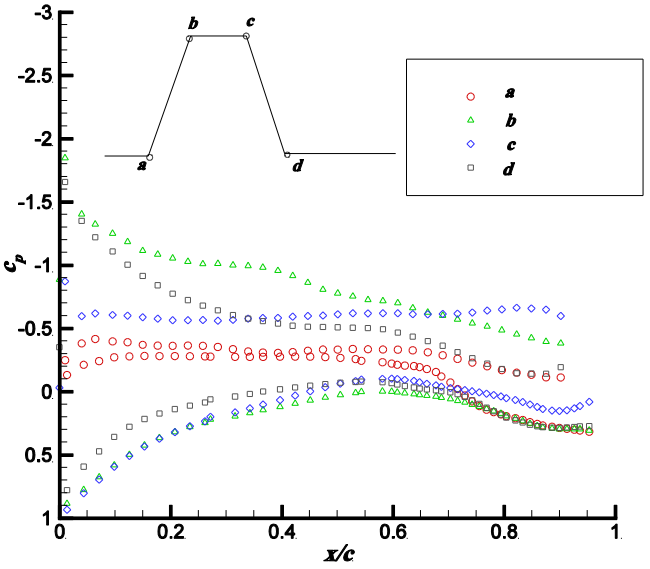
شکل ۱۶: توزیع فشار ۴ موقعیت خاص- زاویه توقف ۱۰ درجه- مدت زمان توقف ۰/۳ ثانیه- k =۰/۰۱ -Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 16. Pressure distribution at 4 phases of the motion, stop angle=10, pause duration=0.3 sec, k=0.01 and Re=0.45×10^6



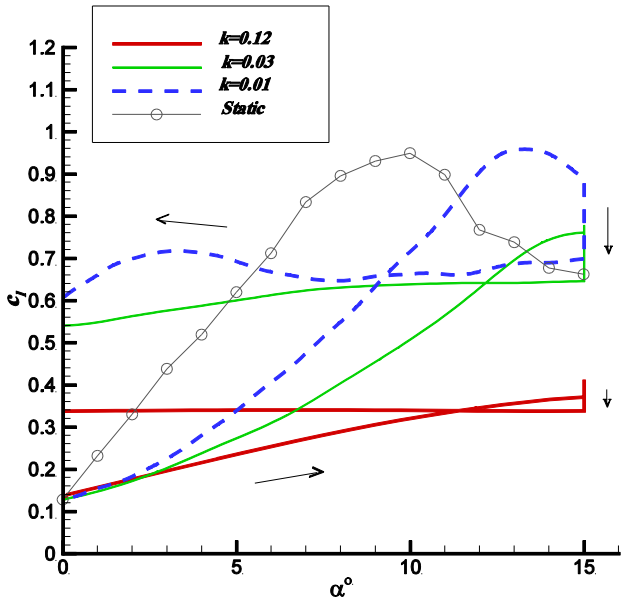
شکل ۱۷: مقایسه توزیع فشار ۳ موقعیت زیر ایرفویل- زاویه توقف ۱۰ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ثانیه- k=۰/۱۲ -Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 17. Comparison of Lower pressure distributions at 3 positions stop angle=10° – pause duration=0.5 sec. – k = 0.12 – Re = 0.45×10^6



شکل ۱۹: توزیع فشار ۴ موقعیت خاص- زاویه توقف ۱۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه- k=۰/۰۱ -Re=۰/۴۵×۱۰^۶

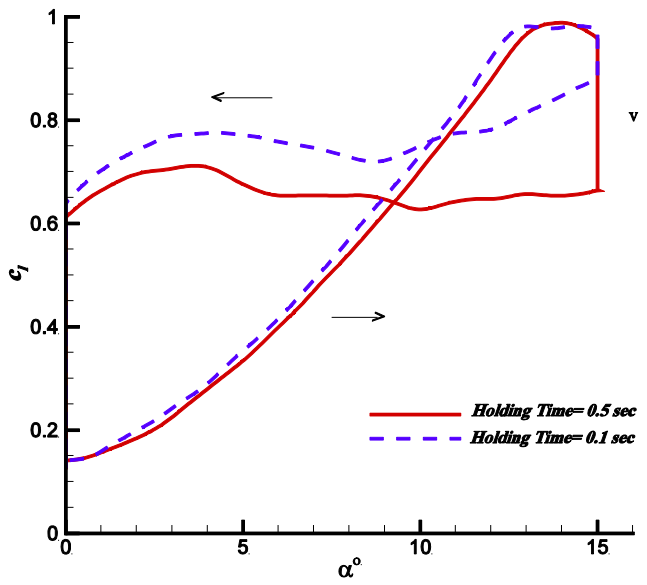
Fig. 19. Pressure distribution at 4 phases of the motion, stop angle=15, pause duration=0.5 sec, k=0.01 and Re=0.45×10^6



شکل ۱۸: : تأثیر فرکانس کاهش‌یافته بر حلقه هیسترسیس- زاویه توقف ۱۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۲ ثانیه- Re=۰/۴۵×۱۰^۶ [۱۳]

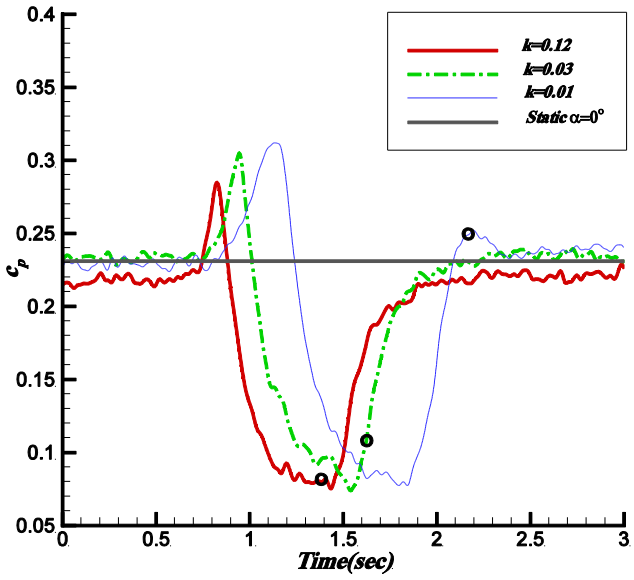
Fig. 18. The effect of reduced frequency on hysteresis loop stop angle=15° – pause duration=0.2 sec. – Re = 0.45×10^6 [13]

نسبت به موقعیت مجاور، نسبت به حالت استاتیک متفاوت است، که به دلیل تداخل اثرات حرکت دینامیکی در این زاویه توقف خاص، با اثرات واماندگی استاتیکی می‌باشد. به عنوان نمونه در شکل ۱۷ توزیع فشار سه موقعیت در این ناحیه نمایش داده شده است، حالت‌های متفاوت ذکر شده و همچنین گرادیان معکوس فشاری شدید را می‌توان مشاهده نمود. رفتار توزیع فشار در دو فرکانس کاهش‌یافته دیگر نیز مشابه می‌باشد.



شکل ۲۰: اثر مدت زمان توقف بر حلقه هیسترسیس در حالت وقوع واماندگی دینامیکی- زاویه توقف ۱۵ درجه- k=۰/۰۱- Re=۰/۴۵×۱۰^۶ [۱۳]

Fig. 20. The effect of pause duration on hysteresis loop at dynamic stall
stop angle=15° $-k=0.01-\mathrm{Re}=0.45\times10^6$[13]



شکل ۲۱: توزیع فشار موقعیت x/c= ۰/۸۳ زیر ایرفویل- زاویه توقف ۱۵ درجه- مدت زمان توقف ۰/۵ ثانیه- Re=۰/۴۵×۱۰^۶

Fig. 21. Lower pressure distribution at $x/c=0.83$
stop angle $=15^o$ – pause duration $=0.5$ sec. – $\mathrm{Re}=0.45\times10^6$

۳- ۲- ۳- زاویه توقف ۱۵ درجه

در این زاویه توقف، منحنی ضریب نیروی برآ بر حسب α در حرکت بالارونده و در حرکت پایین رونده با هم برخورد کرده و همانطور که در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود حلقه هیسترسیس تشکیل شده در این حالت، شکل هشت مانندی را تشکیل می‌دهد.

همانطور که در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود، فقط در پایین‌ترین فرکانس‌کاهش‌یافته k =۰/۰۱، پدیده واماندگی دینامیکی اتفاق می‌افتد و نواحی توقف و پایین‌رونده را کاملاً تحت تأثیر قرار می‌دهد [۱۶]. ضریب نیروی برآ در حین حرکت بالارونده افزایش می‌یابد و بیشترین مقدار ضریب نیروی برآی دینامیکی حدود ۲/۲۳ درصد از مقدار متناظر استاتیکی آن بیشتر می‌شود [۱۷]. همانطور که قبلاً ذکر شد، زاویه واماندگی استاتیکی بر اساس این تحقیق حدود ۱۰ درجه است و زاویه واماندگی دینامیکی در زاویه‌ای کاملاً بالاتر، در حدود ۱۴/۰۷ درجه رخ می‌دهد [۱۷ و ۱۸]. مکانیزم ایجاد پدیده واماندگی دینامیکی که بسیار پیچیده‌تر از واماندگی استاتیکی بوده به این صورت است که با افزایش زاویه حمله در حوالی واماندگی استاتیکی، نشانه‌هایی از برگشت جریان در نزدیکی لبه فرار به وجود می‌آید که با افزایش زاویه حمله این جریان برگشتی به‌سمت ناحیه لبه حمله حرکت می‌کند. تا زمان ضخیم شدن لایه مرزی در قسمت انتهای ایرفویل، جریان همچنان چسبیده باقی می‌ماند. اما با ضخیم شدن لایه مرزی در نواحی لبه حمله، گردابه شروع به تشکیل شدن می‌کند و در نواحی پایین ایرفویل، لایه برشی تشکیل می‌شود. با افزایش زاویه حمله، گردابه لبه حمله همزمان با رشد، به سمت پایین دست جریان حرکت می‌کند [۱۷ و ۱۸]. بیشترین نیروی برآ، زمانی حاصل می‌شود که گردابه به بیشترین رشد خود رسیده و در نزدیکی سطح قرار داشته باشد. با افزایش زاویه حمله، گردابه در زاویه حمله خاصی از سطح جدا می‌شود، در این حال واماندگی دینامیکی اتفاق افتاده و همراه با آن نیروی بالابر کاهش می‌یابد [۱۷ و ۱۹]. بعد از این پدیده، نیروی برآ مسیر کاهشی را تا رسیدن به ناحیه توقف ادامه می‌دهد. در ناحیه توقف گردابه لبه حمله از سطح جدا می‌شود، در همین زمان گردابه لبه فرار شکل می‌گیرد، سپس رشد کرده و جدا می‌شود، همزمان یک گردابه لبه حمله جدید شکل می‌گیرد و این مکانیزم در ناحیه توقف ادامه می‌یابد و با شروع حرکت پایین رونده قطع می‌شود. کاهش نیروی بالابر در نواحی توقف و پایین‌رونده نشان‌دهنده این است که جریان جدا شده، هنوز در نواحی از سطح وجود دارد. [۶ و ۷ و ۹].

همانطور که در شکل ۱۹ مشاهده می‌شود، گرادیان فشار معکوس از موقعیت x/c =۰/۶۰ زیر ایرفویل به بعد، حاکم است. همچنین توزیع فشار نقطه c ، در انتهای زیر ایرفویل کاملاً از بقیه جدا شده و به سمت کاهش

گرادیان فشار پیش می‌رود و توزیع فشار روی ایرفویل در نقطه c نیز، به سمت افقی شدن پیش می‌رود که نتیجه این دو رفتار، کاهش نیروی برآ حین توقف می‌باشد. در اینجا نقش مهم انحنای انتهای زیر ایرفویل، در نیروی برآ مشخص می‌شود. با کاهش مدت زمان توقف، توزیع فشار موقعیت c در انتهای زیر ایرفویل، کمتر جدا شده، در نتیجه همانطور که در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود، نیروی برآ حین توقف، کمتر کاهش می‌یابد.

رفتار توزیع فشار موقعیت‌های مختلف زیر ایرفویل بر حسب زمان، از لبه حمله تا موقعیت x/c =۰/۷۰ ، مانند دو حالت قبل، بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر حالت استاتیک بوده و توزیع فشار موقعیت‌های x/c =۰/۷۱ تا آخرین موقعیت فشاری، پایین‌تر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک می‌باشد. همانطور که در شکل ۲۱ مشاهده می‌شود مقدار فشار در پایان حرکت (دایره‌های توپر)، در حالت وقوع واماندگی دینامیکی، یعنی در کمترین فرکانس‌کاهش‌یافته، در مقایسه با دو فرکانس‌کاهش‌یافته بالاتر، تفاوت قابل توجهی را نشان داده و تقریباً به مقدار فشار استاتیک می‌رسد. این رفتار از x/c =۰/۷۷ تا آخرین سوراخ فشاری برقرار است.

۴- نتیجه‌گیری

این تحقیق در محدوده مادون صوت و با سرعت m/s ۳۰ در Re=۰/۴۵×۱۰^۶ و در دو حالت استاتیکی و دینامیکی روی بال با مقطع ایرفویل فوق بحرانی SC−۰۴۱۰ انجام شده است. بر اساس نتایج به دست آمده از این تحقیق، زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل فوق بحرانی SC−۰۴۱۰ ، ۱۰ درجه بوده که با نتایج ذکر شده در منابع مطابقت می‌کند. نتایج استاتیکی نشان می‌دهد توزیع فشار انتهای سطح پایین ایرفویل در همه زوایای حمله زیر واماندگی استاتیکی از یک چهارم انتهای وتر به بعد، کاملاً یکسان می‌باشد اما در زوایای حمله بالاتر از واماندگی استاتیکی، توزیع فشار ناحیه ابتدایی زیر بال از لبه حمله تا x/c =۰/۱۵، یکسان است. همچنین نتایج دینامیکی نشان می‌دهند رفتار توزیع فشار موقعیت‌های زیر بال در هر سه زاویه توقف و در همه فرکانس‌های کاهش‌یافته و همچنین مدت زمان توقف متفاوت، تا موقعیت x/c =۰/۷۰ کاملاً یکسان بوده و بالاتر از مقدار فشار در زاویه حمله صفر درجه استاتیک است اما زاویه توقف در این حرکت دینامیکی، تأثیر مستقیم و شدیدی بر رفتار توزیع فشار در ۳۰ درصد انتهای سطح پایین زیر بال دارد که نشان‌دهنده تأثیر زاویه توقف بر ایجاد پیوسته گردابه‌های گرتلر زمان‌مند در ناحیه مقعر، با حرکت دینامیکی بال می‌باشد. حلقه هیسترسیس در دو زاویه توقف پایین‌تر، به‌صورت یک منحنی بسته بوده و نیروی برآ، حین توقف در همه فرکانس‌های کاهش‌یافته، افزایش می‌یابد، اما حلقه هیسترسیس در بالاترین زاویه توقف، شکل هشت مانند تشکیل داده و نیروی برآ، حین توقف در همه فرکانس‌های کاهش‌یافته، کاهش می‌یابد، همچنین در این زاویه توقف، واماندگی دینامیکی در پایین‌ترین فرکانس کاهش‌یافته اتفاق می‌افتد و بیشترین تأثیر پدیده واماندگی دینامیکی بر مقدار فشار موقعیت‌های زیر بال از موقعیت x/c =۰/۷۷ به بعد، مشاهده می‌شود.

۵- فهرست علائم

علائم انگلیسی

c	*وتر، m*
f	*فرکانس، Hz*
α	*زاویه حمله، Degree*
u_∞	*سرعت جریان، m/s*
c_l	*ضریب نیروی بالابر: $l/(\frac{1}{2}\rho u_\infty^2 c)$*
c_p	*ضریب فشار: $(p-p_\infty)/(\frac{1}{2}\rho u_\infty^2)$*
Re	*عدد رینولدز: cu_∞/ν*
k	*فرکانس کاهش‌یافته: $\pi fc/u_\infty$*
c_a	*ضریب نیروی محوری*
c_n	*ضریب نیروی عمودی*

منابع

[1] J. D. Eldredge, C. J. Wang, M. V. Ol, A Computational Study of a Canonical Pitch-up, Pitch-down Wing Maneuver, 39th AIAA Fluid Dynamic conference, San Antonio, Texas, (2009) 3687.

[2] M. V. Ol, A. Altman, J. D. Eldredge, D. J. Garmann, Y. Lian, Resume of the AIAA FDTC Low Reynolds Number Discussion Groups Canonical Cases, 48th AIAA Aerospace Science Meeting, rlando, Florida, (2010) 1085.

[3] W. B. Herbst, Future Fighter Technologies, Journal of Aircraft, 17(8) (1980) 561-566.

[4] J. M. Walker, H. E. Helin, J. H. Strickland, An Experimental Investigation of an Airfoil Undergoing Large-Amplitude Pitching Motions, AIAA Journal, 23(8) (1985) 1141-1142.

[5] M. R. Visbal, J. S. Shang, Investigation of the Flow Structure around a Rapidly Pitching Airfoil, AIAA Journal, 28 (1989) 1044-1051.

[6] M. Akbari, S. Price, Simulation of dynamic stall for a Naca 0012 airfoil using a vortex method, Journal of Fluids and Structures, 17 (2003) 855–874.

[7] K. Ramesh, A. Gopalarathnam, J. R. Edvards, M. V. Ol, K. Granlund, Theoretical, Computational and Experimental Studies of a Flat Plate Undergoing High-Amplitude Pitching Motion, 43th AIAA Fluid Dynamic conference, San Diego, 2013.

[8] H. Te Yu, L. P. Bernal, C. Morrison, Experimental Investigation of Pitch Ramp-Hold-Return Motion of Flat Plates at Low Reynolds Number, 50th AIAA Aerospace Science Meeting, Nashville, Tennessee, (2012) 51.

[9] H. Te Yu, Unsteady Aerodynamics of Pitching Flat Plate Wings [dissertation], Central Michigan University, 2014.

[10] C. D. Harris, NASA Supercritical Airfoil, A Matrix of Family-Related Airfoils, NASA Technical Paper, (1990) 2969.

[11] A. Golestani, M. B. Ehghaghi Bonab, M. R. Soltani, An Experimental Study of Buffet Detection on Supercritical Airfoil in Transonic Regime, Journal of Aerospace Engineering, 229(2) (2015) 312-322.

[12] A. A. Haghiri, M. Mani, N. Fallahpour, Unsteady Boundary Layer Measurment on an Osilating (Pitching) Supercritical Airfoil in Compressible Flow Using Multiple Hot-Film Sensors, Journal of Aerospace Engineering, 229(10) (2015) 1771-1784.

[13] Z. Eslami Haghighat, Ali R. Davari, M. R. Soltani, Impact of Reduced Frequency on the Time Lag in the Pressure Distribution over a Supercritical Airfoil in a Pitch-Pause-Return Motion, Chinese Journal of Aeronautics, 32(2) (2019) 243-252.

[14] J. M. Floryan, W. S. Saric, Stability of Gortler Vortices in Boundary Layers, AIAA Journal, 20(3) (1979) 316-324.

[15] W. S. Saric, Gortler Vortices, Annual Reviews, Fluid Mechanic, 26 (1994) 379-409.

[16] K. Granlund, M. V. Ol, Experiment on Pitching Plates, Force and Flowfield Measurement at Low Reynolds Number, 49th AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando, Florida, (2011) 872.

[17] W. J. McCroskey, L. W. Carr, K. W. McAlister, Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils, AIAA Journal, 14(1) (1976) 57-68.

[18] W. Geissler, G. Dietz, H. Mai, Dynamic Stall on Supercritical Airfoil, Aerospace Science and Technology, 9(5) (2005) 390-399.

[19] C. Shih, L. Lourenco, L. V. Dommelen, A. KrotHapalli, Unsteady Flow Past an Airfoil Pitching at a Constant Rate, AIAA Journal, 30(5) (1992) 1153-1161.

این صفحه عمداً خالی است