

مطالعه تجربی و عددی اثر پارامترهای نوسانی روی مشتقات پایداری

دینامیکی ایرفویل NACA0012

محمدحسن شجاعی فرد^۱، امین خرم پناهی^۲، مجتبی خیرخواه وطن^۳

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه علم و صنعت ایران

(تاریخ دریافت: ۹۵/۱۱/۰۶؛ تاریخ پذیرش: ۹۶/۰۴/۱۳)

چکیده

در این مقاله سعی شده است تا اثر پارامترهای نوسانی روی هر یک از مشتقات پایداری دینامیکی یک جسم پرنده دوبعدی به صورت‌های تجربی و عددی بررسی شود. به منظور تخمین مشتقات پایداری دینامیکی لازم است پاسخ آیرودینامیکی جسم به یک مانور مشخص به دست آید. در این تحقیق معادلات حرکت جسم به گونه‌ای بازنویسی شده که بتوان هر یک از مشتقات پایداری را به صورت جدا از هم در معادلات مشاهده و مانور مناسب را به منظور تعیین آن مشتق پیشنهاد داد. با توجه به معادلات حرکت، با ایجاد دو مانور پلانجینگ و پیچش خالص می‌توان تمامی مشتقات پایداری موجود در معادله حرکت جسم در فضای دوبعدی را به دست آورد. در ادامه، ابتدا مشتقات پایداری یک ایرفویل با انجام آزمایش برای چند حالت با فرکانس و دامنه‌های نوسان مختلف با مانور پلانجینگ به دست آمده است. پس از اعتبارسنجی حل عددی، مشتقات پایداری ایرفویل برای حالت‌های دیگر مانور پلانجینگ و نیز مانور پیچش خالص، محاسبه شدند. بررسی مشتقات پایداری در فرکانس‌ها و دامنه‌های نوسان مختلف نشان داد که اگر چه مشتقات پایداری می‌توانند تابعی از فرکانس و دامنه نوسان باشد، اما به‌ازای محدوده مورد مطالعه عدد استروهاال تغییر محسوسی ندارد.

واژه‌های کلیدی: مشتقات پایداری، مانور پلانجینگ، مانور پیچش خالص، جریان نوسانی غیردائم، عدد استروهاال

Experimental and Numerical Investigations of Oscillation Parameters Effects on Stability Derivatives of a NACA0012 Airfoil

M.H. Shojaefard, A. Khorampanahi, and M. Kheirkhah Vatan

School of Mechanical Engineering

Iran University of Science and Technology

(Received: 25/January/2017; Accepted: 4/July/2017)

ABSTRACT

In this article, a comprehensive procedure is proposed to calculate the stability derivatives of a NACA0012 airfoil by means of wind tunnel test and computational fluid dynamics (CFD). To accomplish maneuverability study and dynamic analysis of the flight vehicle, these derivatives were obtained finding the body aerodynamic responses to some specified time variant motions. Here, on the basis of linearized equations of motion, in which the aerodynamic coefficients appear explicitly, two distinct oscillating maneuvers were considered: plunging and fish-like oscillating motion. To obtain the aerodynamic responses of the moving airfoil, a CFD method based on Reynolds Averaged Navier–Stokes (RANS) equations was used with dynamic mesh technique to simulate the specified maneuvers. The computational results were then validated comparing the wind tunnel tests data of the plunging maneuver. Afterwards, the aerodynamic coefficients were calculated using the resulting loads. Finally, the effects of oscillating motion parameters variations on these coefficients are investigated, which shows that dimensionless coefficients are dependent on the oscillations amplitude and frequency. However, they are independent of the Strouhal number in the studied range.

Keywords: Stability Coefficients, Plunging Motion, Pure-Pitch Motion, Unsteady Oscillating Flow, Strouhal Number

۱- استاد: mhshf@iust.ac.ir

۲- دکتری (نویسنده پاسخگو): khorampanahi@iust.ac.ir

۳- کارشناس ارشد: mojtaba.kvatan@chmail.ir

فهرست علائم

A	عرض دنباله (m)
I	ممان اینرسی حول محور دوران (kgm^2)
M	گشتاور پیچشی ($\text{kgm}^2\text{s}^{-2}$)
C_m	ضریب گشتاور پیچشی
St	عدد استروهل
X, Y	نیرو در راستای x و y (kgms^{-2})
C_X, C_Y	ضریب نیرو در راستای x و y
c	طول وتر ایرفویل (m)
f	فرکانس نوسانات (s^{-1})
l_{ref}	طول مشخصه (m)
m	جرم (kg)
t	زمان (s)
x, y	محور مختصات بدنه
x_{cg}, y_{cg}	موقعیت مرکز جرم در صفحه $x-y$ (m)
q	سرعت زاویه‌ای در صفحه نوسان (s^{-1})
u, v	سرعت خطی در راستای x و y (ms^{-1})
$\bar{u}, \bar{v}, \bar{q}$	سرعت‌های متوسط
u', v', q'	سرعت‌های نوسانی

علائم یونانی

ρ	چگالی (kgm^{-3})
ω	فرکانس نوسان (s^{-1})

۱- مقدمه

مفهوم مشتقات پایداری^۱ برای اولین بار توسط برایان [۱] در سال ۱۹۱۱ مطرح شد و از آن پس به‌عنوان یک مدل رایج جهت جایگزینی بارهای آیرودینامیکی^۲ در معادلات حرکت مورد استفاده قرار گرفت. به‌منظور تحلیل دقیق و کامل دینامیکی و کنترل یک جسم پرنده لازم است تا وابستگی نیروها و گشتاورها به حالت‌های مختلف پروازی و کنترلی به دست آید. بدون شناخت دقیق مشتقات پایداری یک جسم، مطالعه دینامیک حرکت چند درجه آزادی آن عملاً میسر نیست [۲]. معمولاً وابستگی نیروها و گشتاورها به متغیرها و مؤلفه‌های مربوط به آن‌ها به‌وسیله بسط سری تیلور^۳ و با صرف‌نظر کردن از عبارات با مراتب بالاتر به دست می‌آید [۳]. ترم‌های خطی وابسته به این بسط‌ها به‌عنوان مشتقات پایداری

شناخته شده و قسمت مهمی از مجموعه تلاش‌ها در تحقیقات آیرودینامیکی صرف یافتن شیوه‌هایی برای تعیین این مشتقات می‌شود.

جهت تخمین مشتقات دینامیکی لازم است تا پاسخ آیرودینامیکی^۴ جسم به یک حرکت مشخص وابسته به زمان به دست آید. نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی از روش‌های تحلیلی^۵، نیمه‌تجربی^۶، تجربی^۷ و دینامیک سیالات محاسباتی^۸ به دست می‌آیند. انجام تست پروازی^۹، دقیق‌ترین و اما گرانترین روش محسوب می‌شود [۴]. آزمایش در تونل باد^{۱۰}

با مدل مقیاس شده نیز روشی نسبتاً دقیق است اما در این روش مسائلی هم‌چون تصحیح ضرایب، اثرات مقیاس‌بندی^{۱۱} و اثرات نگهدارنده‌ها^{۱۲} مدلی مطرح می‌شود که لازم است مدنظر قرار گیرد [۵]. عموماً دو روش توازن چرخشی^{۱۳} و نوسانات اجباری^{۱۴} جهت تعیین مشتقات دینامیکی به‌وسیله آزمایش تجربی مورد استفاده قرار می‌گیرد [۶].

اگرچه روش‌های نیمه‌تجربی برای پیکره بندی‌های پیچیده و نیز شرایط آیرودینامیکی غیرخطی قابل استفاده نیستند، به دلیل سادگی و هزینه پایین، روش‌های نیمه‌تجربی به‌طور وسیعی در طراحی‌های مفهومی^{۱۵} مورد استفاده قرار می‌گیرند [۷-۸]. یک روش مفید دیگر علاوه بر روش‌های پرهزینه و دقیق تجربی و روش‌های ارزان و کم‌دقت نیمه‌تجربی استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی است. تجربه نشان می‌دهد که این روش در تخمین رفتار غیرخطی جریان در شرایط پروازی و پیکره‌بندهای مختلف جسم کاملاً موفق بوده است [۹-۱۱]. علاوه بر توانایی مطالعه اثرات فیزیکی به‌صورت جداگانه در تحلیل‌های عددی، محدودیت‌های فیزیکی و سینماتیکی موجود در آزمایش تونل باد، در این روش‌ها وجود ندارد. البته موارد گفته شده در بالا به‌معنای جایگزینی روش‌های تجربی با دینامیک سیالات محاسباتی نیست [۱۲].

4- Aerodynamic Response
5- Analytical Methods
6- Semi-Empirical Methods
7- Experimental Methods
8- Computational Fluid Dynamics (CFD)
9- Flight Tests
10- Wind Tunnel Tests
11- Scale Effects
12- Struts
13- Rotary-Balance Test
14- Forced-Oscillation Test
15- Conceptual Design

1- Stability Coefficients
2- Aerodynamic Loads
3- Taylor Series Expansion

حرکت نوسانی مانند فرکانس، دامنه و عدد استروهال^۹ که عددی بی بعد برای توصیف مکانیسم جریان نوسانی سیال است بررسی گردد. لازم به ذکر است که در مانور پیچش^{۱۰}، به دلیل متغیر بودن نرخ پیچش و نرخ زاویه حمله^{۱۱}، این مقادیر به طور مستقل یافت نمی شوند. در این جا معادلات حرکت جسم به گونه ای بازنویسی شده است که بتوان هر یک از مشتقات پایداری را به صورت جدا از هم در معادلات مشاهده و مانور مناسب را به منظور تعیین آن مشتق پیشنهاد داد.

۲- معادلات حرکت و مدل سازی ایرودینامیکی

در این بخش ابتدا معادلات حرکت جسم دو بعدی بیان شده و با توجه به این معادلات، مانورهای مناسب به منظور تعیین مشتقات پایداری پیشنهاد خواهند شد.

در شکل ۱ سیستم مختصات یک جسم دو بعدی به همراه مولفه های سینماتیکی و دینامیکی آن نشان داده شده است. حرکت جسم را می توان به دو بخش تفکیک کرد: حرکت جسم با سرعت متوسط^{۱۲} و حرکت غیردایم که شامل تغییرات کوچکی حول سرعت متوسط است [۲۴]. در این صورت هر یک از مؤلفه های سرعت لحظه ای بدنه به صورت زیر قابل بیان می باشند:

$$u = \bar{u} + u' \quad , \quad v = \bar{v} + v' \quad , \quad q = \bar{q} + q' \quad (1)$$

که در آن، u و v به ترتیب سرعت های جسم در راستاهای x و y و q سرعت زاویه ای پیچشی حول محور دوران است. \bar{u} ، \bar{v} و \bar{q} نیز سرعت های متوسط و u' ، v' و q' سرعت های گذرا^{۱۳} در راستاهای متناظر هستند.

برای یک جسم متحرک در سیال، شرایط مرجع پایداری اغلب متناظر با شرایط تعادل حرکت رو به جلو با سرعت ثابت \bar{u} در نظر گرفته می شود. حال با توجه به شرایط مورد نظر چنانچه فرض شود که حرکت جسم تنها شامل سرعت متوسط \bar{u} و سرعت های کوچک گذرا است، می توان رابطه (۱) را به صورت رابطه (۲) بیان کرد.

$$u = \bar{u} + u' \quad , \quad v = v' \quad , \quad q = q' \quad (2)$$

گلازرت [۱۳] در سال ۱۹۳۰ بررسی های اولیه را روی ایرفویل های نوسانی انجام داد. اما تحلیل دقیق تر توسط تئودرسون صورت گرفت و مبنای بسیاری از تحلیل های ایرودینامیکی را با فرضیات جریان غیرلزج^۱ تراکم ناپذیر^۲ و دامنه نوسانات کم برای ایرفویل شکل داد [۱۴]. از جمله تحقیقات تجربی می توان به کار اشتورم و جانگ [۱۵] در ۱۹۹۴ اشاره کرد که توزیع فشار روی سطوح و پروفیل های جدایش را مطالعه کردند. برتون و همکارانش [۱۶] در ۱۹۹۷ به بررسی کمی و کیفی پدیده واماندگی^۳ و فیزیک جریان لایه مرزی^۴ حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نوسان سینوسی پیچشی^۵ پرداختند. در ۱۹۹۹ باراکوس و دریکاکیس [۱۷] جریان مغشوش^۶ حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ تحت نوسان سینوسی پیچشی را بررسی کردند. در ۲۰۰۵، راسین و پترسون [۱۸] تمامی مشتقات پایداری و ضرایب اصلی مانورهای گوناگون یک جسم در معرض جریان را به دست آوردند. هو و همکاران [۱۹] در ۲۰۰۸، محاسبات کاملی از نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی در قاب چرخشی انجام دادند. هدف از این کار گسترش و یافتن یک شیوه عمومی تر برای محاسبه ضرایب ایرودینامیکی بود. در ۲۰۱۲، یو و همکارانش [۲۰] ساختار گردابه ها و دنباله ی جریان را حول یک ایرفویل با نوسان سینوسی مورد مطالعه قرار دادند. آن ها در ارائه نتایج خود اشاره ای به ضرایب نیروها نکرده اند. در بررسی رنج و همکارانش [۲۱] در ۲۰۱۱ نیز پاسخ زمانی نیروهای ایرودینامیکی برای یک ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حالت پیچش به روش عددی به دست آمد. کلیور و همکاران [۲۲] در ۲۰۱۳ به صورت تجربی مکانیزم نیروی برآ^۷ را برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، تحت نوسانات کوچک دامنه عرضی^۸ بررسی کردند. در تحقیقی دیگر مرز آبادی و کمالی مقدم در ۲۰۱۵ [۲۳] برای محاسبه مشتقات پایداری از تلفیق دو مانور عرضی و پیچش استفاده کردند.

در تحقیق پیش رو سعی شده است تا وابستگی مشتقات پایداری دینامیکی یک ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به پارامترهای

- 1- Inviscid
- 2- Incompressible
- 3- Stall
- 4- Boundary Layer
- 5- Pitching Oscillating Motion
- 6- Turbulent Flow
- 7- Lift
- 8- Plunging

9- Strouhal Number

10- Pitch

11- Angle of Attack

12- Steady Motion Velocities

13- Transient Motion Velocities

عبارت‌های مشتق در این روابط همان مشتقات پایداری می‌باشند. با نوشتن تمامی مشتقات پایداری برای نیروها و گشتاور موجود در صفحه، مشخص می‌شود که ۱۸ عدد مشتق پایداری برای جایگذاری در معادلات حرکت دو بعدی مورد نیاز است. از میان تمامی ضرایب آیرودینامیکی موجود، برخی از ضرایب با توجه به تقارن جسم (ایرفویل ناکا ۰۰۱۲) صفر شده $(M_{\dot{u}}, Y_{\dot{u}}, M_u, Y_u)$ و برخی دیگر در مقابل دیگر ضرایب قابل صرف نظر هستند [۲۴-۲۵]. همچنین وابستگی نیروی X به پارامترهای حرکت عرضی و چرخشی در مقایسه با X_u و $X_{\dot{u}}$ در یک جسم متقارن قابل صرف نظر است [۲۶-۲۸]. بنابراین می‌توان در معادلات فوق از ضرایب $X_v, X_q, X_{\dot{v}}$ و $X_{\dot{q}}$ صرف نظر نمود. با توجه به این موضوع و با جای‌گذاری معادلات (۷) تا (۸) در معادلات (۳) تا (۵)، معادلات (۱۰) تا (۱۲) به دست می‌آید.

$$(m - X_{\dot{u}})\dot{u} - u'X_u = 0 \quad (10)$$

$$(m - Y_{\dot{v}})\dot{v} - (mx_{cg} - Y_{\dot{q}})\dot{q} - Y_{v,v} + (m\bar{u} - Y_q)q = 0 \quad (11)$$

$$(mx_{cg} - M_{\dot{v}})\dot{v} - (I - M_{\dot{q}})\dot{q} - M_{v,v} + (mx_{cg}\bar{u} - M_q)q = 0 \quad (12)$$

به‌طور کلی، نیروهای مربوط به حرکت جسم در سیال می‌تواند به دو دسته نیروهای ناشی از سرعت جسم (استهلاکی) و همچنین نیروهای ناشی از شتاب بدنه (جرم افزوده) تقسیم شود. اثبات شده است که مشتقات پایداری در هوا تنها نسبت به سرعت وجود داشته و نیروهای جرم افزوده در هوا دارای مقادیری کوچک و قابل صرف نظر هستند [۲۹، ۲۴]. با توجه به این موضوع معادله‌های (۱۰) تا (۱۲) به صورت معادله‌های (۱۳) تا (۱۵) تقلیل می‌یابد.

$$m\dot{u} - u'X_u = 0 \quad (13)$$

$$m\dot{v} - mx_{cg}\dot{q} - Y_{v,v} + (m\bar{u} - Y_q)q = 0 \quad (14)$$

$$mx_{cg}\dot{v} - I\dot{q} - M_{v,v} + (mx_{cg}\bar{u} - M_q)q = 0 \quad (15)$$

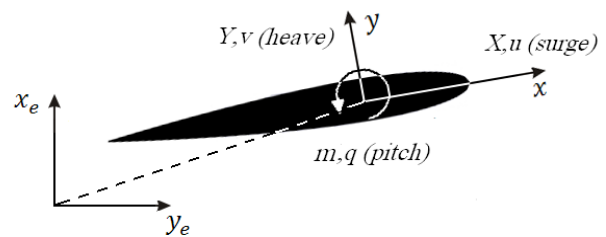
همان‌گونه که گفته شد جهت تخمین مشتقات دینامیکی لازم است تا پاسخ آیرودینامیکی به یک حرکت مشخص به دست آید. اما نکته مهم این است که مانورها باید به گونه‌ای باشند که

رابطه‌های (۳) تا (۵) معادلات نیرو و گشتاور را در دستگاه بدنه نشان می‌دهد [۲۴].

$$X = m(\dot{u} - vq - x_{cg}q^2 - y_{cg}\dot{q}) \quad (3)$$

$$Y = m(v + \bar{u}q + u'q + x_{cg}\dot{q} - y_{cg}q^2) \quad (4)$$

$$M = I\dot{r} + m[x_{cg}(v + \bar{u}q + u'q) - y_{cg}(\dot{u} - vq)] \quad (5)$$



شکل (۱): سیستم مختصات به همراه مولفه‌های سینماتیکی و دینامیکی یک جسم دو بعدی.

در روابط فوق، m جرم، x_{cg} و y_{cg} مختصات مرکز جرم و I ممان اینرسی حول محور دوران هستند.

می‌توان وابستگی نیروها و گشتاورها به متغیرهای مربوط به آن‌ها را به وسیله بسط سری تیلور و با صرف نظر از عبارات با مرتبه بالاتر به دست آورد [۲۵]. به عنوان مثال نیروی افقی X می‌تواند به صورت تابعی پیوسته از مؤلفه‌های سرعت و مشتق آن‌ها به صورت آن چه در رابطه (۶) نمایش داده شده، بیان شود:

$$X = X(u, v, q, \dot{u}, \dot{v}, \dot{q}, etc.). \quad (6)$$

بنابراین، می‌توان نوشت:

$$X = X_0 + uX_u + vX_v + qX_q + \dot{u}X_{\dot{u}} + \dot{v}X_{\dot{v}} + \dot{q}X_{\dot{q}} + etc. , \quad (7)$$

که X_u به معنی $\partial X / \partial u$ بوده و $X_0 = X(\bar{u})$ است. برای نیروی در راستای عمود و گشتاور موجود در صفحه نیز رابطه‌ها به صورت زیر بیان می‌شوند:

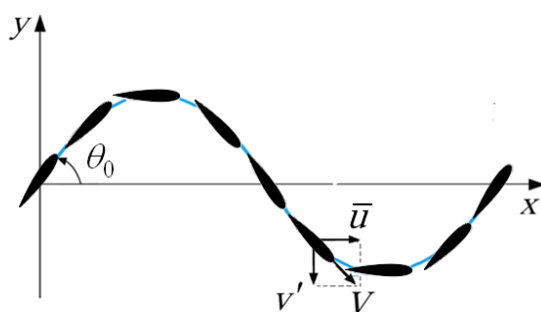
$$Y = uY_u + vY_v + qY_q + \dot{u}Y_{\dot{u}} + \dot{v}Y_{\dot{v}} + \dot{q}Y_{\dot{q}} + etc. , \quad (8)$$

$$M = uM_u + vM_v + qM_q + \dot{u}M_{\dot{u}} + \dot{v}M_{\dot{v}} + \dot{q}M_{\dot{q}} + etc. \quad (9)$$

موردنظر موجود در مسئله نظیر زاویه حمله ثابت بماند (که نتیجه آن صفر شدن v است). این مانور از ترکیب دو حرکت به صورت $y = y_0 \sin(\omega t)$ و $\theta = \theta_0 \cos(\omega t)$ حاصل می شود (شکل ۳). البته باید توجه داشت که تغییرات θ باید به صورت هماهنگ با y انجام گیرد تا در طول مانور زاویه حمله ثابت (در این جا صفر) محقق شود [۳۰]. با توجه به صفر بودن v ، معادلات (۸) و (۹) به صورت معادلات (۱۸) و (۱۹) ساده می شوند. در این حالت با اندازه گیری نیروی Y و گشتاور M در حین مانور، Y_q و M_q به ترتیب با محاسبه شیب نمودارهای $Y - q$ و $M - q$ در $\dot{q} = 0$ به دست می آیند

$$Y = qY_q \quad (18)$$

$$M = qM_q \quad (19)$$



شکل (۳): مانور نوسانی پیش خالص.

نیرو، گشتاور و مشتقات دینامیکی را می توان با استفاده از سرعت رو به جلو \bar{u} و طول مرجع l_{ref} و چگالی سیال ρ به صورت زیر بی بعد نمود:

$$C_Y = \frac{Y}{1/2 \rho \bar{u}^2 l_{ref}^2}, \quad C_M = \frac{M}{1/2 \rho \bar{u}^2 l_{ref}^3},$$

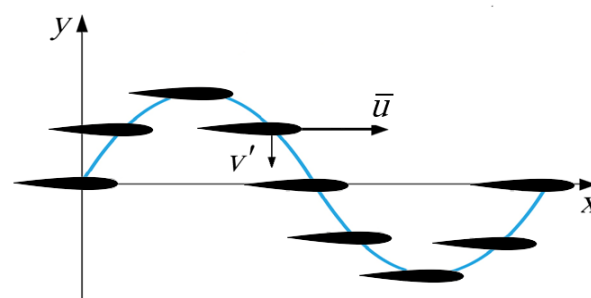
$$C_{Y_v} = \frac{Y_v}{1/2 \rho \bar{u} l_{ref}^2}, \quad C_{Y_q} = \frac{Y_q}{1/2 \rho \bar{u} l_{ref}^3}, \quad (20)$$

$$C_{m_v} = \frac{M_v}{1/2 \rho \bar{u} l_{ref}^3}, \quad C_{m_q} = \frac{M_q}{1/2 \rho \bar{u} l_{ref}^4}.$$

همچنین، عدد استروهل که یک عدد بدون بعد بوده و جهت توصیف مکانیسم جریان نوسانی سیال مورد استفاده قرار می گیرد، به صورت زیر تعریف می شود:

در هر یک از آن ها تعدادی از مشتقات به طور مستقل حاصل شوند. به دست آوردن عبارتی به صورت مجموعی از چند مشتق از یک مانور، مناسب به نظر نمی رسد. بهترین راه برای یافتن مانورهای مناسب، شناخت متغیرهای موجود و ایجاد هر متغیر به طور مستقل در هر مانور است. با توجه به معادله (۱۳) تنها با معلوم بودن نیروی پسا در سرعت های مختلف می توان بدون انجام مانور، مشتق X_u را به دست آورد. با توجه به رابطه های (۱۴) تا (۱۵) می توان با انجام دو مانور عرضی و پیش خالص، مشتقات پایداری موجود در این روابط را به طور جداگانه یافت.

مانور ۱- مانور عرضی: در این مانور ایرفویل دارای یک حرکت سینوسی در راستای عمود بر جریان آزاد است $(y = y_0 \sin(\omega t))$. در شکل ۲ تصویری از مانور عرضی نشان داده شده است. در این مانور، تغییر در v (و نیز تغییر در زاویه



شکل (۲): مانور نوسانی عرضی.

حمله) هم زمان با صفر بودن q ایجاد می گردد. به این ترتیب مشتقات پایداری Y_v و M_v ، تنها با انجام این مانور قابل محاسبه هستند. با توجه به صفر بودن q ، معادلات (۸) و (۹) به صورت معادلات (۱۶) و (۱۷) ساده می شوند. در این حالت با اندازه گیری نیروی Y و گشتاور M در حین مانور، Y_v و M_v به ترتیب با محاسبه شیب نمودارهای $Y - v$ و $M - v$ در $v = 0$ به دست می آیند $(Y_v = \partial Y / \partial v|_{v=0})$ و $(M_v = \partial M / \partial v|_{v=0})$.

$$Y = vY_v \quad (16)$$

$$M = vM_v \quad (17)$$

مانور ۲- مانور پیش خالص^۱: هدف از انجام این مانور یافتن مشتقات پایداری مربوط به نرخ پیش q (Y_q و M_q) می باشد. برای انجام این مانور، لازم است سایر متغیرهای



شکل (۶): دستگاه نوسان ساز.

حرکت عرضی نیز توسط یک دستگاه نوسان ساز و با استفاده از مکانیزم اسکوچ- یوک^۱ انجام می‌پذیرد (شکل ۶). این سیستم قادر به ایجاد نوسان سینوسی با حداکثر دامنه نوسان ۸ cm و فرکانس‌های ۰/۵ Hz تا ۳ Hz با گام‌های نوسانی ۰/۱ Hz است.

برای اندازه‌گیری توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل و محاسبه بارهای آیرودینامیکی از ۱۶ عدد حسگر فشار تفاضلی^۲ استفاده شده است. خطای اندازه‌گیری این حسگرها در حالت مقیاس کامل محدوده فشاری، ۰/۲ درصد می‌باشد. از آنجایی که خروجی حسگرها به صورت ولتاژ هستند، برای تبدیل آن‌ها به فشار می‌بایست کالیبراسیون نیز انجام شود.

آزمایش‌های تجربی برای یافتن ضرایب، با ایجاد حرکت نوسانی عرضی و در سرعت جریان آزاد ۱۰ m/s و عدد رینولدز 10^5 انجام و توزیع فشار روی سطح در حرکت وابسته به زمان داده‌برداری شده است. به منظور حذف داده‌های فرکانس بالای نویزگونه ناشی از دستگاه اندازه‌گیری، ابتدا فیلتر پایین‌گذری به داده‌های خام اعمال گردیده و سپس با استفاده از ضرایب فشار نوسانی به دست آمده، نیروی برآ و گشتاور وارد بر ایرفویل و در نهایت مشتقات پایداری مربوط به هر یک از حالات مختلف در نظر گرفته شده برای مانور عرضی (جدول ۱) محاسبه شده است.

پس از تأیید حل و صحت‌سنجی حل عددی با آزمایش‌های تجربی برای مانور عرضی، شبیه‌سازی عددی برای مانور پیش‌خالص نیز انجام شد که در ادامه نتایج آن‌ها ارائه و مورد بررسی قرار گرفته است.

$$St = \frac{fA}{\bar{u}} \quad (21)$$

که در آن، f و A به ترتیب فرکانس نوسانات ایرفویل و طول مشخصه جریان جت تشکیل شده از نوسانات ایرفویل بوده و معمولاً به صورت دو برابر دامنه نوسان عرضی ایرفویل تعریف می‌شود ($A = 2y_0$).

در ادامه در ابتدا شرایط و نحوه‌ی انجام آزمایش تجربی برای یافتن تغییرات نیروی عرضی و گشتاور پیش‌جشی برای نمونه‌ی مورد آزمایش تشریح شده و سپس شیوه یافتن این مقادیر در حالت حل عددی آورده شده است.

۳- روش تحقیق

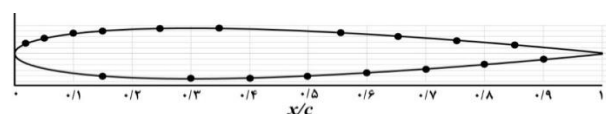
در این بخش به شرح روش‌های مورد استفاده به منظور محاسبه مشتقات پایداری دینامیکی پرداخته شده است.

۳-۱- آزمایش تجربی

آزمایش‌های تجربی برای یافتن مشتقات پایداری دینامیکی وابسته به سرعت عرضی (M_v و Y_v)، با ایجاد حرکت عرضی در تونل باد دمیده مدار بسته مادون صوت مدل TE-44/c دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام گرفته است (شکل ۴). مدل ایرفویل مورد استفاده ناکا ۰۰۱۲ به طول وتر ۱۵/۲ cm و طول بال ۴۵ cm است. به منظور اندازه‌گیری فشار بر روی سطح این ایرفویل، سوراخ‌هایی با فاصله‌های مشخص بر روی سطح آن در نظر گرفته شده است. محل سوراخ‌های موجود برای اندازه‌گیری فشار به‌طور نمادین در شکل ۵ نمایش داده شده است.



شکل (۴): تونل باد مدار بسته مادون صوت TE-44/c و مدل ایرفویل.



شکل (۵): ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به همراه موقعیت سوراخ‌ها برای اندازه‌گیری فشار.

1- Scotch-Yoke
2- Pressure Transducer

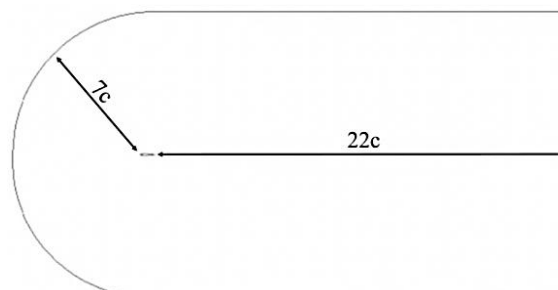
جدول (۱): حالت‌های آزمایش انجام شده در حرکت عرضی

به منظور صحت‌سنجی حل عددی.

شماره آزمایش	دامنه (cm)	فرکانس (Hz)	سرعت جریان آزاد (m/s)	اوج زاویه حمله (degree)
۱	۶	۱	۱۰	۱/۸۸
۲	۸	۱	۱۰	۲/۵۱
۳	۶	۲	۱۰	۳/۷۸
۴	۸	۲	۱۰	۵/۰۳

۲-۳- حل عددی

در شبیه‌سازی عددی عملکرد ایرودینامیکی حرکت نوسانی ایرفویل در مانورهای مورد نظر بررسی شده است. با توجه به این که در شبکه سازمان یافته^۱، قدرت کنترل شبکه بهتر بوده و هم‌چنین در محاسبات مورد نظر، همگرایی بهتری صورت می‌گیرد، این نوع شبکه بندی برای هندسه‌ی موجود مورد استفاده قرار گرفته است. در شکل ۷ نمایی از منطقه حل و موقعیت ایرفویل نسبت به مرزهای ذکر شده، پس از مطالعه اندازه دامنه حل، نمایش داده شده است.

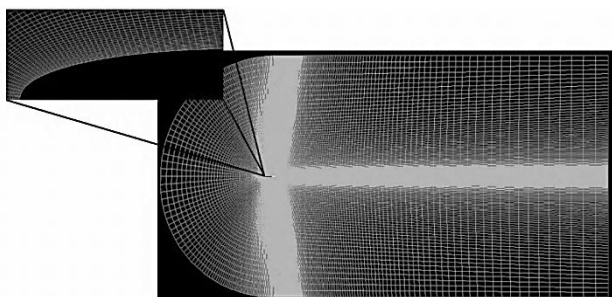


شکل (۷): نمایی از منطقه حل و موقعیت ایرفویل نسبت به مرزها.

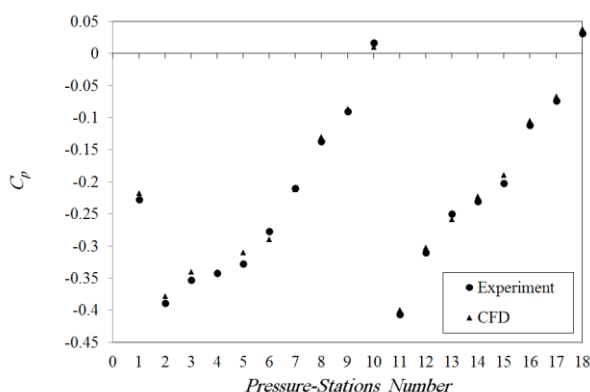
جهت بهبود کیفیت شبکه‌بندی، دامنه محاسباتی به چند ناحیه تقسیم شده و هر ناحیه به‌طور جداگانه شبکه‌بندی گردیده است. این کار موجب شده است تا کیفیت شبکه‌بندی به‌خصوص در نواحی نزدیک به سطح ایرفویل افزایش یابد. برای نمونه، بهبود کیفیت شبکه‌بندی، منجر به بهبود خاصیت تعامدپذیری تقریبی خطوط شبکه بر سطح ایرفویل در نواحی گوناگون آن شده است. شبکه‌بندی مورد نظر در شکل ۸ نمایش داده شده است.

جهت اطمینان از کیفیت و نوع شبکه‌بندی، پیش از بررسی عددی جریان حول ایرفویل نوسانی، صحت‌سنجی اولیه با نتایج

آزمایش در حالت استاتیکی، صورت گرفته است. در این حالت ضریب فشار نقاط مشخص شده بر روی ایرفویل در آزمایش استاتیکی با نتایج حل عددی مقایسه شده است. شکل ۹ ضرایب فشار نقاط روی ایرفویل در زاویه حمله صفر را که در شکل ۵ مشخص شده‌اند، در حالت آزمایش به همراه نتایج حل عددی نشان می‌دهد.



شکل (۸): نمایی از نواحی شبکه‌بندی حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲



شکل (۹): مقایسه ضرایب فشار نقاط روی سطح ایرفویل در حالت آزمایش تجربی و حل عددی در زاویه حمله صفر.

در ناحیه ورودی جریان که علاوه بر مرز ورودی، خطوط بالا و پایین دامنه محاسباتی را نیز شامل می‌شود، با توجه به تراکم ناپذیر بودن جریان، شرایط مرزی ورودی سرعت به‌کار رفته و در خروجی جریان نیز شرط مرزی خروجی فشار مورد استفاده قرار گرفته است. در این شرط مرزی، فشار استاتیک به‌صورت نسبی در مرز خروجی وارد می‌گردد. همچنین برای سطح ایرفویل شرایط مرزی دیواره به‌کار رفته است. با توجه به در نظر گرفتن اثر لزجت، شرط عدم لغزش اعمال شده است. از آنجایی که نتایج حل عددی می‌تواند به شبکه ایجاد شده وابسته باشد، جهت مطالعه شبکه و اطمینان از حصول جواب دقیق، چهار شبکه‌بندی مختلف دارای ۵۰۰۰۰، ۶۴۰۰۰،

ورودی در نظر گرفته شده و با استفاده از این سرعت‌ها موقعیت موقعیت مکانی و دورانی ایرفویل به دست می‌آید. همچنین برای جداسازی معادلات، از روش بالادست مرتبه دوم^۳ و برای جفت‌سازی فشار و سرعت^۴ از الگوریتم سیمپل^۵ استفاده شده است. با توجه به حرکت نوسانی ایرفویل، برای حل ناپایا گام‌های زمانی^۶ مختلف بررسی و با توجه به نتایج حاصل، در نهایت گام زمانی ۰/۰۰۰۵ s انتخاب شده است. این شرایط کلی در نظر گرفته شده برای حل عددی جریان حول ایرفویل در دو مانور عرضی و پیچش خالص در جدول ۳ آورده شده است.

۴- نتایج آزمایش‌های تجربی و حل عددی

در این بخش ابتدا نتایج آزمایش تجربی و حل عددی در فرکانس‌های ۱ Hz و ۲ Hz و سپس نتایج عددی حاصل از فرکانس ۳ Hz مورد بررسی قرار می‌گیرد.

در شکل ۱۱ تا ۱۴ نتایج آزمایش تجربی و حل عددی ضریب نیروی عرضی و ضریب گشتاور برای فرکانس‌های ۱ Hz و ۲ Hz با دامنه نوسان ۶ cm و ۸ cm نمایش داده شده است. در ادامه، نتایج حل‌های عددی برای ضریب نیروی عرضی و گشتاور در فرکانس ۳ Hz و با دامنه‌های ۶ cm و ۸ cm ارائه شده است (شکل ۱۵). با بررسی این نتایج مشخص می‌شود که ضریب نیروی عرضی و گشتاور نسبت به مقدار صفر تقارن دارند. همچنین با توجه به شکل‌های ۱۱ و ۱۲ شیب نمودارهای $C_Y - \dot{v}$ و $C_m - \dot{v}$ در $v = 0$ برابر با صفر است ($\partial C_Y / \partial \dot{v}|_{v=0} = \partial C_m / \partial \dot{v}|_{v=0} = 0$). بنابراین، همان‌طور که در بخش ۲ اشاره شد مشتقات پایداری نسبت به شتاب برای ضریب عرضی و گشتاور در حالت حرکت عرضی برابر با صفر خواهد بود.

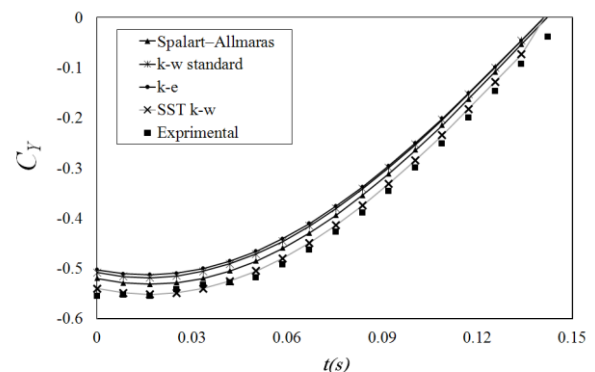
جهت به دست آوردن مشتقات مربوط به سرعت زاویه‌ای، حل عددی برای مانور پیچش خالص مطابق با جدول ۳ برای ۱۰ حالت مختلف با فرکانس‌های ۱ Hz، ۲ Hz و ۳ Hz انجام شده است.

۷۰۰۰۰ و ۷۴۰۰۰ سلول در نظر گرفته شده است. با توجه به نتایج ارائه شده در جدول ۲، شبکه‌بندی شماره ۳ یعنی تعداد حدود ۷۰۰۰۰ سلول جهت حل مدل‌های در نظر گرفته شده مناسب و کافی است.

جدول (۲): مطالعه استقلال از شبکه برای حل عددی ایرفویل نوسانی.

ضریب	شبکه ۱	شبکه ۲	شبکه ۳	شبکه ۴
نیروی عرضی	۰/۵۳۲۳	۰/۵۳۷۸	۰/۵۴۰۱	۰/۵۴۰۳
گشتاور	۰/۰۶۴۱	۰/۰۶۴۸	۰/۰۶۵۱	۰/۰۶۵۲

جهت انتخاب مدل مغشوش مناسب، جریان پیرامون ایرفویل در یکی از حالت‌ها با چند مدل مغشوش مختلف حل شده است. نمونه‌ای از نتایج به صورت نمودار ضریب نیروی عرضی در شکل ۱۰ نمایش داده شده است. با توجه به شکل ۱۰ نزدیک‌ترین مدل اغتشاش به حالت آزمایش، مدل اغتشاشی $SST - k - \omega$ است. با توجه به این موضوع از این مدل جهت انجام حل عددی جریان استفاده شده است.

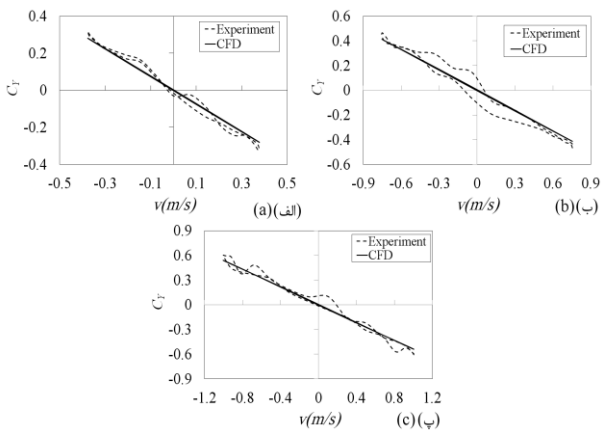


شکل (۱۰): مقایسه ضریب نیروی برآ برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حالت نوسان عرضی برای مدل‌های اغتشاش مختلف با ضرایب تجربی آن‌ها.

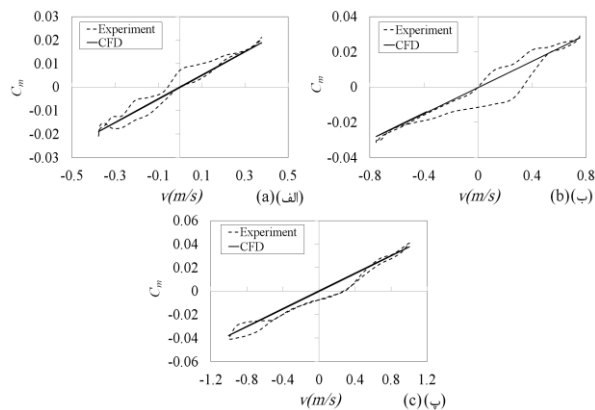
جهت اعمال شرایط نوسانی برای ایرفویل از یک تابع تعریف شده توسط کاربر^۱ در نرم‌افزار فلونت^۲ استفاده شده که در آن برای مانور عرضی، سرعت نوسانی عرضی به عنوان ورودی در نظر گرفته شده است. از آنجا که مانور پیچش خالص از ترکیب دو حرکت عرضی و پیچشی حاصل می‌شود، در این مانور نیز سرعت نوسانی عرضی و سرعت زاویه‌ای به طور هم‌زمان به عنوان

3- Second Order Upwind
4- Pressure-Velocity Coupling
5- SIMPLE Algorithm
6- Time-Step

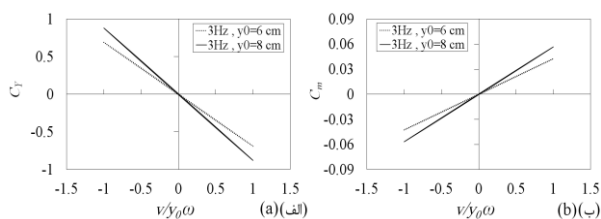
1- User-Defined Function (UDF)
2- FLUENT



شکل (۱۳): تغییرات ضریب نیروی عرضی بر حسب سرعت نوسانی برای مانور عرضی (الف) حالت ۲ (ب) حالت ۳ (پ) حالت ۴



شکل (۱۴): تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب سرعت نوسانی برای مانور عرضی (الف) حالت ۲ (ب) حالت ۳ (پ) حالت ۴

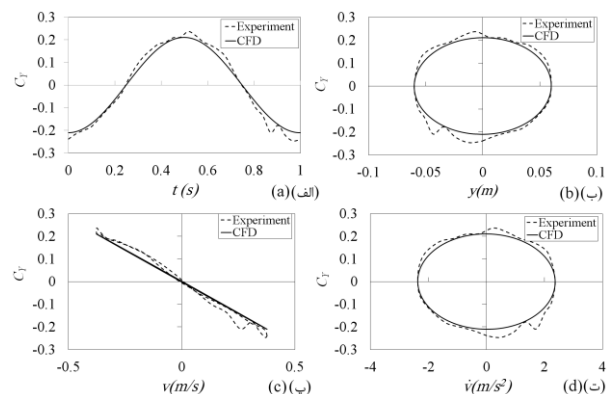


شکل (۱۵): تغییرات ضریب نیروی عرضی (ب) ضریب گشتاور پیچشی بر حسب سرعت نوسانی برای مانور عرضی حالت‌های ۵ و ۶

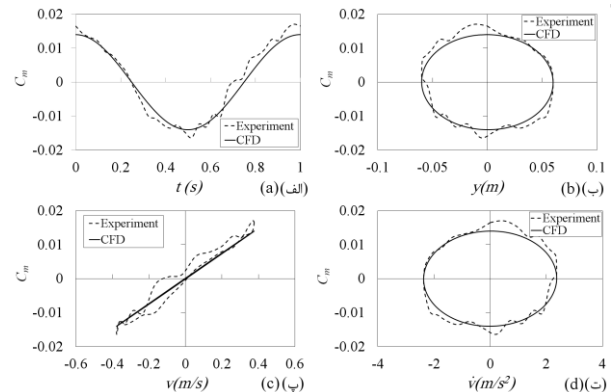
در جدول ۴ مشتقات پایداری حاصل از نتایج مانور عرضی آورده شده است. لازم به ذکر است که به منظور محاسبه مشتقات در حالت تجربی با توجه به دقیق نبودن مشتق لحظه‌ای به جای استفاده از شیب نمودار در نقطه مورد نظر از شیب خط

جدول (۳): پارامترهای مرتبط با مانورهای عرضی و پیچش خالص مربوط به حل عددی.

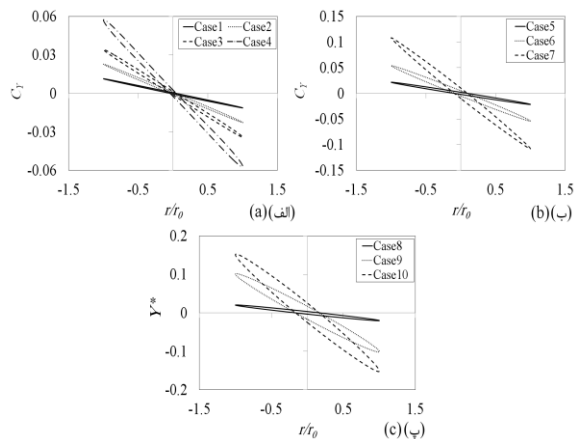
نوع مانور	شماره	دامنه (cm)	فرکانس (Hz)	سرعت جریان آزاد (m/s)	زاویه پیچ (deg.)
حرکت عرضی	۱	۶	۱	۱۰	۰
	۲	۸	۱	۱۰	۰
	۳	۶	۲	۱۰	۰
	۴	۸	۲	۱۰	۰
	۵	۶	۳	۱۰	۰
	۶	۸	۳	۱۰	۰
پیچش خالص	۱	۲/۵۲۳	۱	۱۰	۰/۹۱۲۱
	۲	۵/۰۶۸	۱	۱۰	۱/۸۲۳۷
	۳	۷/۶۰۵	۱	۱۰	۲/۷۳۵۹
	۴	۱۲/۶۹۲	۱	۱۰	۴/۵۵۹۶
	۵	۱/۲۶۷	۲	۱۰	۰/۹۱۲۱
	۶	۳/۱۶۸	۲	۱۰	۲/۲۷۹۸
	۷	۶/۳۴۶	۲	۱۰	۴/۵۵۹۶
	۸	۰/۵۳۳	۳	۱۰	۰/۶۰۷۹
	۹	۲/۸۱۷	۳	۱۰	۳/۰۳۹۵
	۱۰	۴/۲۳۱	۳	۱۰	۴/۵۵۹۶



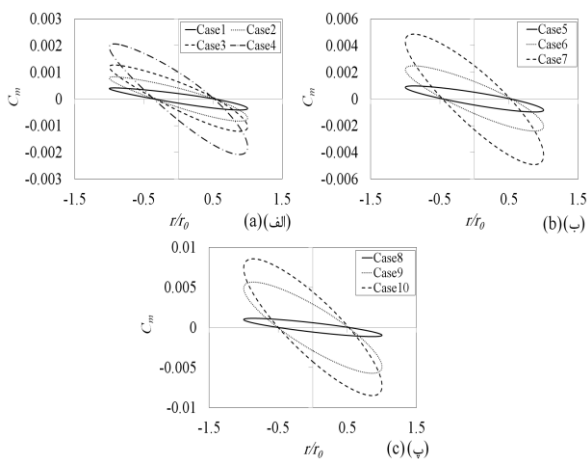
شکل (۱۱): تغییرات ضریب نیروی عرضی بر حسب (الف) زمان (ب) جابجایی نوسانی (پ) سرعت نوسانی (ت) شتاب نوسانی برای حالت ۱ مانور عرضی



شکل (۱۲): تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب (الف) زمان (ب) جابجایی نوسانی (پ) سرعت نوسانی (ت) شتاب نوسانی برای حالت ۱ مانور عرضی



شکل (۱۶): تغییرات ضریب نیروی عرضی بر حسب سرعت زاویه‌ای نوسانی برای مانور پیچش خالص (الف) حالت‌های ۱، ۲، ۳، ۴ (ب) حالت‌های ۵، ۶ و ۷ (پ) حالت‌های ۸، ۹ و ۱۰



شکل (۱۷): تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب سرعت زاویه‌ای نوسانی برای مانور پیچش خالص (الف) حالت‌های ۱، ۲، ۳، ۴ (ب) حالت‌های ۵، ۶ و ۷ (ج) حالت‌های ۸، ۹ و ۱۰

جدول (۵): مقادیر مشتقات پایداری مرتبط با مانور پیچش خالص.

شماره مانور	C_{Yq}	C_{mq}
۱	-۱۱/۳۷۱	-۰/۳۷۴
۲	-۱۱/۳۷۴	-۰/۳۷۳۷
۳	-۱۱/۳۷۷	-۰/۳۷۳۴
۴	-۱۱/۳۸۹	-۰/۳۷۲۳
۵	-۱۰/۳۸۴	-۰/۴۲۶۴
۶	-۱۰/۳۸۷	-۰/۴۲۶۲
۷	-۱۰/۷۹	-۰/۴۲۵۴
۸	-۱۰/۵۹	-۰/۴۹۰۱
۹	-۱۰/۰۶۶	-۰/۴۹
۱۰	-۱۰/۰۷۶	-۰/۴۸۹۸

عبور کننده از داده‌های تجربی با روش حداقل مربعات که می‌تواند تقریب مناسبی برای مشتق باشد استفاده شده است.

جدول (۴): مقادیر مشتقات پایداری مرتبط با مانور عرضی.

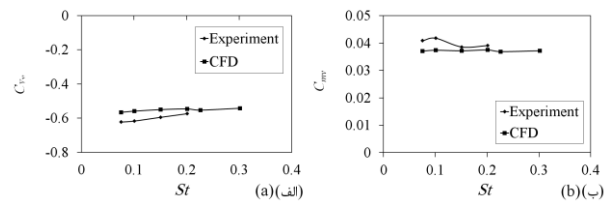
شماره آزمایش	$C_{m\dot{v}}$		$C_{Y\dot{v}}$	
	تجربی	عددی	تجربی	عددی
۱	۰/۰۴۰۹	۰/۰۳۷۱	-۰/۶۲۳	-۰/۵۶۶
۲	۰/۰۴۱۸	۰/۰۳۷۴	-۰/۶۱۷	-۰/۵۵۹
۳	۰/۰۳۸۶	۰/۰۳۷۲	-۰/۵۹۵	-۰/۵۵۰
۴	۰/۰۳۹۱	۰/۰۳۷۵	-۰/۵۷۴	-۰/۵۴۶
۵	---	۰/۰۳۶۹	---	-۰/۵۵۳
۶	---	۰/۰۳۷۲	---	-۰/۵۴۲

شکل‌های ۱۶ و ۱۷ ضریب نیروی عرضی و گشتاور پیچشی ناشی از پاسخ آیرودینامیکی جریان به مانور پیچش خالص را نشان می‌دهد. هم‌چنین در جدول ۵ مشتقات پایداری محاسبه شده حاصل از نتایج مانور پیچش خالص آورده شده است.

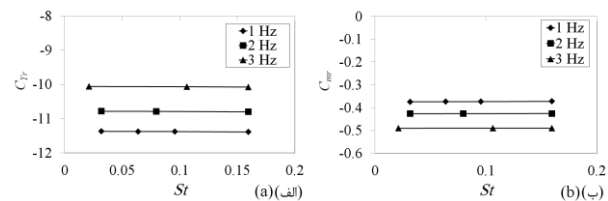
در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ تغییرات مشتقات پایداری حاصل از مانورهای عرضی و پیچش خالص بر حسب تغییرات عدد استروهال قابل مشاهده است. با توجه به شکل ۱۸ ملاحظه می‌شود که در مانور عرضی، تغییرات عدد استروهال (در محدوده ۰/۰۷ تا ۰/۳) تغییری در مشتقات پایداری بی‌بعد شده، به وجود نیاورده است. هم‌چنین شکل ۱۹ که مربوط به مشتقات بی‌بعد شده در مانور پیچش خالص است نشان می‌دهد که هم مشتق بی‌بعد شده C_{Yq} و هم C_{mq} در فرکانس‌ها و دامنه‌های نوسانی مختلف تابعی از عدد استروهال (در محدوده ۰/۰۲ تا ۰/۱۵) نیستند. نتیجه ارزشمند این موضوع می‌تواند در راستای معادل سازی مانورهای مورد نظر، استفاده شود. با این نتیجه می‌توان در مواردی که دامنه نوسان یا فرکانس، مقادیر بالا یا پایینی دارند معادل سازی حرکت را انجام داد. بدین معنی که در شرایطی که قابلیت انجام آزمایش در آن وجود ندارد و حل عددی نیز بسیار زمان گیر و هزینه بر است، می‌توان به طور ساده تری جواب مسأله را به دست آورد. در این راه حل، مسأله مورد نظر با دامنه نوسان و فرکانس دیگری که امکان یافتن پاسخ آن وجود دارد، شبیه سازی می‌شود.

۶- مراجع

1. Bryan G.H. "Stability in Aviation", Hardpress, Los Angeles, United States, 2012.
2. Azarsina F. "Experimental Hydrodynamics and Simulation of Maneuvering of an Axisymmetric Underwater Vehicle", PhD Dissertation, Memorial University of New Foundland, Faculty of Engineering and Applied Science, 2009.
3. Greenwell, D.I. "Frequency Effects on Dynamic Stability Derivatives Obtained from Small-Amplitude Oscillatory Testing", Journal of Aircraft, Vol. 35, No. 5, pp. 776-783, 1998.
4. Saeidinezhad, A., Dehghan, A.A., and Dehghan Manshadi, M. "Experimental Investigation of Hydrodynamic Characteristics of a Submersible Vehicle Model with a Non-Axisymmetric Nose in Pitch Maneuver", Ocean Engineering, Vol. 100, pp. 26-34, 2015.
5. Kiichemann, D. "Problems in Wind Tunnel Testing Techniques", AGARD REPORT No. 601, 1973.
6. Kalviste, J. "Use of Rotary Balance and Forced Oscillation Test Data in Six Degrees of Freedom Simulation", The 9th Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Diego, U.S.A, August 9-11, 1982.
7. Pamadi, B.N. "Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes", AIAA Education Series, 1998.
8. Ronch, A.D. "On the Calculation of Dynamic Derivatives Using Computational Fluid Dynamics", PhD Dissertation, School of Engineering, University of Liverpool, 2012.
9. Kim H., Akimoto, H., and Islam, H. "Estimation of the Hydrodynamic Derivatives by RANS Simulation of Planar Motion Mechanism Test", Ocean Engineering, Vol. 108, pp. 129-139, 2015.
10. Leong, Z.Q., Ranmuthugala, D., Penesis, I., and Nguyen, H.D. "RANS-Based CFD Prediction of the Hydrodynamic Coefficients of DARPA SUBOFF Geometry in Straight-Line and Rotating Arm Maneuvers", Transactions RINA, Part A1, Int. J. Maritime Eng., Vol. 157, pp: A41-A52, 2015.
11. Randeni, A.T., Leong, Z.Q., Ranmuthugala, D., Forrest, A.L., and Duffy, J. "Numerical Investigation of the Hydrodynamic Interaction between Two Underwater Bodies in Relative Motions", Applied Ocean Research, Vol. 51, pp. 14-24, 2015.
12. Roskam, J. "Methods for Estimating Stability and Control Derivatives of Conventional Subsonic Airplanes", Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1977.
13. Glauert, H. "Aerodynamic Theory", The Aeronautical J., Vol. 34, No. 233, pp. 409-414 1930.
14. Ronch, A.D., Vallespin, D., Ghoreyshi, M., and Badcock, K.J. "Evaluation of Dynamic Derivatives Using Computational Fluid Dynamics", AIAA Journal, Vol. 50, No. 2, pp.470-484, 2012.

شکل (۱۸): تغییرات ضرایب C_{m_v} و C_{Y_v} بر حسب عدد

استروهال

شکل (۱۹): تغییرات ضرایب C_{m_q} و C_{Y_q} بر حسب عدد

استروهال

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق سعی شده است تا اثر پارامترهای نوسانی بر روی مشتقات پایداری یک ایرفویل به دست آید. در اینجا معادلات حرکت جسم به گونه‌ای بازنویسی شده است که بتوان هر یک از مشتقات پایداری را به صورت جدا از هم مشاهده و مانور مناسب را به منظور تعیین آن مشتق تعریف نمود. در ابتدا پاسخ آیرودینامیکی ایرفویل با انجام آزمایش تجربی برای مانور نوسانی عرضی در چهار حالت با پارامترهای نوسانی مختلف به دست آمد. سپس با اعتبارسنجی نتایج عددی با نتایج تجربی متناظر، حل‌های عددی با پارامترهای نوسانی متفاوت دیگر نیز برای هر دو مانور نوسانی عرضی و پیچش خالص به دست آمد. در ادامه با توجه به نتایج حاصل، مشتقات پایداری مربوط به ایرفویل نوسانی به دست آمده و با بررسی این نتایج مشخص شد که مشتقات پایداری C_{m_v} ، C_{Y_v} ، C_{m_q} و C_{Y_q} مستقل از عدد استروهال در محدوده مورد مطالعه هستند. از این نتیجه می‌توان در راستای معادل‌سازی حرکت‌های نوسانی جهت محاسبه مشتقات پایداری استفاده نمود. بدین معنی که در شرایطی که قابلیت انجام آزمایش وجود نداشته و یا حل عددی زمان گیر و هزینه‌بر است، می‌توان با جایگزین نمودن شرایط مناسب‌تری این مشتقات را به دست آورد.

- and Plunging Oscillations in Wind Tunnel”, *Modarres Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 10, pp. 159-166, 2014 (in Persian) .
24. Oller, E.D. “Forces and Momentum Due to Unsteady Motion of an Underwater Vehicle”, MSc Thesis, School of Aerospace Engineering, Massachusetts Institute of Technology, 2003.
 25. Jones, D.A., Clarke, D.B., Brayshaw, I.B., Barillon J.L., and Anderson, B., “The Calculation of Hydrodynamic Coefficients for Underwater Vehicles”, No. DSTO-TR-1329, Defence Science and Technology Organization Victoria (Australia), Platform Science Lab, 2002.
 26. Saeedi, M. and Mani, M. “A Proposed Method for Generating Tabulated Data for Wall Interference Correction in Unsteady Subsonic Wind Tunnel Testing”, *World Applied Sciences Journal*, Vol. 25, No. 5, pp. 813-821, 2013.
 27. Esfahani, V.N., Mani, M., “Numerical Study of Reduced Frequency Effect on Longitudinal Stability Derivatives of Airfoil under Pitching and Plunging Oscillations”, *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 8, No. 3, pp. 272-280, 2016.
 28. Brayshaw, I. “Hydrodynamic Coefficients of Underwater Vehicles”, Student Report, Maritime Platforms Division, Aeronautical and Maritime Research Laboratories, DSTO, Melbourne, 1999.
 29. Strumpf, A. “Equations of Motion of a Submerged Body with Varying Mass”, Stevens Institute of Technology, Report SITDL-60-9-771, 1960.
 30. Guo, J. and Chiu, F.C. “Maneuverability of a Flat-Streamlined Underwater Vehicle”, *Proceedings 2001 ICRA, IEEE Int. Conf.*, Vol. 1, pp. 897-902, 2001.
 15. Storms, B.L. and Jang, S.C. “Lift Enhancement of an Airfoil Using a Gurney Flap and Vortex Generators”, *J. of Aircraft*, Vol. 31, No. 3, pp. 542-547, 1994.
 16. Berton E., Favier D. and Maresca M. “Embedded LDV Methodology for Boundary-Layer Measurements on Oscillating Models”, *AIAA Paper 97-1832*, 1997.
 17. Baracos, G. and Drikakis, D. “An Implicit Unfactored Method for Unsteady Turbulent Compressible Flows with Moving Boundaries”, *Computers and Fluids*, Vol. 28, pp. 899-922, 1999.
 18. Racine, B.J. and Paterson, E.G. “CFD-Based Method for Simulation of Marine-Vehicle Maneuvering”, the 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit., Toronto, Ontario Canada, 2005.
 19. Hu, Z. and Lin, Y. “Computing the Hydrodynamic Coefficients of Underwater Vehicles, Based on Added Momentum Source”, *Int. Society of Offshore and Polar Engineers (ISOPE)*, Vancouver, Canada, July 6-11, 2008.
 20. Yu, M. “Numerical and Experimental Investigations on Unsteady Aerodynamics of Flapping Wings”, PhD Dissertation, Department of Ocean Engineering, Iowa State University, Iowa, 2012.
 21. Ronch A.D., Badcock K.J., Khrabrov A., Ghoreyshi M., and Cummings, R. “Modeling of Unsteady Aerodynamic Loads”, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, pp. 6524, 2011.
 22. Cleaver, D., Wang, Z., and Gursul, I. “Investigation of Mechanisms of High Lift for a Flat-Plate Airfoil Undergoing Small Amplitude Plunging Oscillations”, *AIAA J.*, pp. 968-980, 2013.
 23. Marzabadi F.R. and Moghaddam R.K. “Longitudinal Dynamic Derivatives of an Airfoil Under Pitching