

بررسی اثر جریان های نوسانی بر آئرو دینامیک جفت ایرفویل پشت سر هم

علی حیدری^{1*}، یزدان پیرحیاتی²

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد سمنان، سمنان، ایران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی واحد سمنان، سمنان، ایران

* سمنان، صندوق پستی: 35141-179، پست الکترونیکی نویسنده عهده دار مکاتبات: (heydari.a@gmail.com)

چکیده

در این تحقیق جریان نوسانی دو بعدی در اطراف دو ایرفویل پشت سر هم به صورت عددی شبیه سازی شده است. با فرض جریان ناپایا، تراکم ناپذیر و لزج، اثر سرعت جریان نوسانی و همچنین فرکانس های مختلف با زاوایای حمله متفاوت بر ضرایب آئرو دینامیکی دو ایرفویل SD7003 پشت سر هم مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. عدد رینولدز مورد بررسی در ناحیه آرام و برابر $Re=11600$ بوده و فاصله بین دو ایرفویل برابر کورد ایرفویل می باشد. پس از بررسی استقلال از شبکه و استقلال از گام زمانی، اعتبار نتایج عددی بررسی می شود. هدف از این تحقیق رسیدن به شرایط پروازی میکرو پروندگان دوباله برای حفظ پایداری در جریان های تند بادی و نوسانی است. لذا باید اثر پارامترهایی از قبیل سرعت جریان، فرکانس نوسان تندباد، فاصله بین دو ایرفویل، زاویه حمله ایرفویل اول و بررسی اثر تمامی آنها برای فویل پشتی بررسی شود. نتایج نشانگر آن است که افزایش فرکانس نوسان سیال در ایرفویل جلویی، باعث کاهش ضریب برآ و افزایش ضریب پسا شده است. اما در ایرفویل عقبی با افزایش فرکانس نوسان سیال ضریب برآ و پسا با هم افزایش می یابد.

کلیدواژگان

جفت ایرفویل پشت سر هم، جریان نوسانی، آئرو دینامیک، میکرو پروندگان.

The effect of oscillating flows on aerodynamic of two airfoils in tandem

Ali Heydari^{1*}, Yazdan Pirhayati²

1- Assistant Prof., Department of Mechanical Engineering, Semnan Branch, Islamic Azad University, Semnan, Iran

2- MS student, Department of Mechanical Engineering, Semnan Branch, Islamic Azad University, Semnan, Iran

* P.O.B. 35141-179 Semnan, Iran, email: heydari.a@gmail.com

Abstract

In this study, two-dimensional oscillating flow around two airfoils in tandem is numerically simulated. With assuming unsteady, incompressible and viscous flow, the effect of oscillating amplitude and frequency on aerodynamic characteristics at different angle of attack is investigated. The Reynolds number is selected 11600 for SD7003 airfoil model and the distance between two airfoils equals to one chord. After mesh and time independency study, the results validation is done. The purpose of this work is to reach to the flight stability conditions in gusty and oscillating flows for biplane Micro Air Vehicles. To do this, the effect of amplitude and frequency of oscillating flow and the effect of interaction between two airfoils at different angles of attack must be investigated. The results show that increasing the frequency of inlet flow oscillation leads to reduction in lift and enhancement in drag coefficient in leading airfoil, but for trailing one, both the lift and drag coefficient will be increased.

Keywords

Two airfoils in tandem, Oscillating flow, Aerodynamic, Micro Air Vehicle

در حرکت فرازوفرود پرداختند [5]. کایا و تانسر (Tuncer) در سال 2007 بهینه سازی حرکت نوسانی بالواره در شرایط مختلف را بررسی کردند. طاه و سمیر در سال 2010 شبیه سازی حرکت ترکیبی فرازوفرود و پیچش را انجام دادند که برای تولید ماکزیمم نیروی جلوبرندگی بهینه سازی انجام دادند [6]. در سال 2011 اشرف ویانگ به بررسی تاثیر فرکانس کاهیده و عدد رینولدز و دامنه نوسان را بررسی کردند [7].

آئرو دینامیک بالواره نوسانی از حیوانات پرواز کننده از قبیل پروندگان، خفاش ها، حشرات و شناگران کآرام دی همچون ماهی ها، الهام گرفته شده است.

نیروهای آئرو دینامیکی و توان مکانیکی مورد نیاز برای یک سنجاقک در پرواز درجا توسط سان و لن [8] مورد مطالعه قرار گرفته است. روش عددی برای حل معادله ناویراستوکس استفاده از شبکه عددی متحرک همپوش است. وقتی که زاویه های حمله در پایین آمدن بال و بالارفتن بال، 52 و 8

1- مقدمه

تحقیقات علمی گسترده ای در زمینه بررسی خصوصیات آئرو دینامیکی بالواره های نوسانی انجام شده است. کاتزمایر اولین کسی بوده که به صورت تجربی در سال 1992 کارهای نولرو بتز را انجام داد. او یک بالواره ثابت رادر یک جریان سینوسی قرار داد و میانگین ضریب نیروی جلوبرندگی را اندازه گیری کرد [1-4].

مک آلتیر، پوسی، مک کروسکی و کارر آزمایشهای سنگین و هزینه ببری را بروی هشت بالواره با مقاطع مختلف برای بررسی پارام ترهای حرکت نوسانی و سایر پارام ترها مثل نیروی برا و پسا و مومنتوم زاویه ای انجام دادند که ترکیب 50 حالت مختلف جریان با عدد ماخ مادون صوت بود [5]. در سال 2006 مایا به شبیه سازی حرکت نوسانی و بررسی اثر فرکانس کاهیده پرداخت. در سال 2009 سلطانی و همکارانشان به صورت تجربی به بررسی تاثیرات فرکانس کاهیده و دامنه نوسان بروی یک بالواره نامتقارن

درجه قرار گیرد (این مقادیر به مقادیر مشاهده شده نزدیک می باشد) متوسط نیروی عمودی مساوی با وزن حشره است و متوسط نیروی جلوبرنده تقریباً صفر است.

تغییر در زاویه فاز بین حرکت بال زدن بال های جلویی و عقبی، همچنین فاصله بین آن ها، می تواند روی تراکنش بال / ورتکس و ورتکس / ورتکس تاثیرگذار باشد. مطالعه حاضر (که توسط بورینگ و لیان صورت گرفت) [9] از طریق شبیه سازی دوبعدی عددی، چگونگی تاثیرگذاری این تغییرات روی ورتکس لبه مقدم (LEV) که توسط بال عقبی تولید می شود و اثر حاصله روی ضرایب برا و جلوبرنده و بازده را، نشان می دهند. نتایج نشان داد که تغییرات در فاصله و زاویه فاز روی زمان تراکنش بین چتر ورتکس بال جلویی و بال عقبی تاثیر می گذارد. این تراکنش روی شکل LEV تاثیر می گذارد و باعث تغییر روی تولید نیروی آئرویدینامیکی و بازده بال عقبی می شود.

نیروی آئرویدینامیکی و ساختار جریان دو ایرفویل در یک ترکیب بندی پشت سرهمی در حال بال زدن توسط معادلات ناویراستوکس در شبکه متحرک همپوش توسط شیلانگ [10] و ماو مطالعه قرار گرفت. 3 زاویه فاز مختلف بین بال جلویی و پشتی در نظر گرفته شده است.

جنجریوس و لنتینک [11] نیروهای آئرویدینامیکی و اینرسی وارد بر بال جلویی سنجاقک را به کمک روش تحلیلی محاسبه کردند. نتایج آنها نشان داده است که نیروهای اینرسی وارد بر بال بیشتر از نیروهای آئرویدینامیکی بوده و بیشترین مقدار نیروهای اینرسی و آئرویدینامیکی به ترتیب در هنگام معکوس شدن جهت ضربه زنی بال و میانه ضربه زنی بال روی میدهد.

عزیز و همکاران [12]، در یک کار اخیر دست به تجزیه و تحلیل عبور جریان دو بعدی D2 ناپایدار بر روی دو ایرفویل تکانه را به حرکت تنظیم زدند. هدف از این مطالعه به منظور بررسی چنین گردابه-گردابه و فعل و انفعالات گردابه-جامد با استفاده از CFD و استفاده از نتایج حاصل از این مطالعات برای تجزیه و تحلیل و همچنین مقدماتی اطلاعات برای طراحی مورد استفاده قرار گرفته است.

فنجو و همکارانش [13] مطالعه خود را بر روی جفت ایرفویل های پشت سرهم در رژیم های مختلف جریان با روش محاسباتی انجام داده است. دو ایرفویل پشت سر هم و هم اندازه naca در سرعت های مادون صوت و صوت تست شده اند. نتایج بدست آمده نشان می دهند با افزایش زاویه حمله نسبت نیروی لیفت به درگ در ایرفویل جلویی افزایش می یابد.

احمد و همکاران [14] شبیه سازی عددی جریان مداوم درآبشار خطی با استفاده از چند ایرفویل در یک حجم کنترل با مدل اشفتگی $k-\epsilon$ - روش حل معادلات با NS جریان تراکم ناپذیر و $d2$ انجام پذیرفته است.

با توجه به تحقیقات انجام شده مشاهده می شود که اثر جریان های نوسانی بر آئرویدینامیک جفت ایرفویل پشت سر هم بررسی نشده است. اهداف ویژه تحقیق رسیدن به شرایط پروازی میکروپرندهگان دوباله برای حفظ پایداری در جریان های تند بادی و بررسی اثر پارامترهایی از قبیل سرعت جریان، فرکانس نوسان تندباد، فاصله بین دو ایرفویل، زاویه حمله ایرفویل اول و بررسی اثر تمامی آنها برای ایرفویل پشتی است.

2- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر سیال عبارتند از بقا جرم، اندازه حرکت و کمیتهای اسکالر که همگی را می توان از معادله عمومی انتقال بدست آورد. این معادلات در ادامه مورد بحث قرار می دهیم.

3-1- معادله پیوستگی، اصل بقای جرم

شکل برداری معادله پیوستگی که نتیجه اصل بقای جرم است بصورت زیر است:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = S_m \quad (1)$$

که ρ چگالی، \vec{V} بردار سرعت سیال و S_m چشمه می باشد. شکل غیر برداری معادله پیوستگی در حالت دو بعدی بصورت زیر می باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

3-2- معادله مومنوم، معادله ناویراستوکس

شکل برداری معادله مومنوم که نتیجه قانون نیوتن است بصورت زیر می باشد.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V} x \vec{V} - \vec{T}) = \vec{S}_v \quad (3)$$

که ρ چگالی، \vec{V} بردار سرعت سیال \vec{T} تانسور تنش و S_v عبارت چشمه است که با استفاده از قانون لزجت استوکس بصورت زیر می باشد.

$$\vec{T} = -pI + 2\mu \vec{D} \quad (4)$$

شکل غیر برداری این معادله در حالت دو بعدی بصورت زیر می باشد.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) + f_x \quad (5)$$

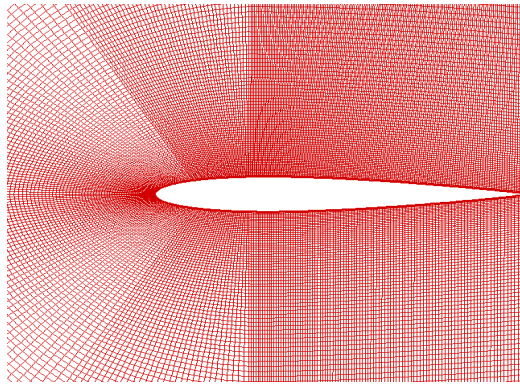
$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) + f_y \quad (6)$$

در معادلات فوق اگر جریان دایمی داشته باشیم $\frac{\partial}{\partial t}$ و نظایر آن صفر می شود. معادلات ناویراستوکس و معادله پیوستگی معادلات حاکم بر جریان سیال هستند.

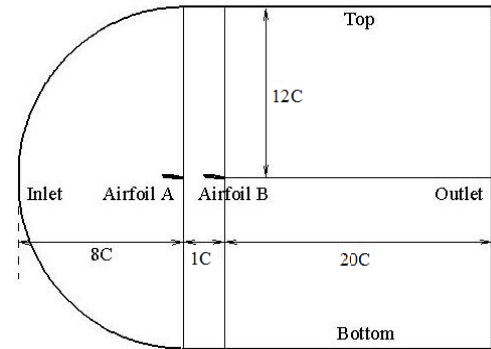
3- بیان مسأله

در تحقیق حاضر شبیه سازی جریان تندبادی حول دو ایرفویل با فاصله یک کورد انجام شده است. به منظور بررسی تأثیر فرکانس و سرعت های نوسانی مختلف، شبیه سازی بر روی دو ایرفویل SD7003 پشت سر هم در نظر گرفته شده است. علت انتخاب این ایرفویل کاربرد بسیار زیاد آن در طراحی وسایل پرنده می باشد. جریان نوسانی گذرنده از روی دو ایرفویل SD7003 با فاصله یک کورد نسبت به هم و استفاده از حل معادلات ناویراستوکس در ناحیه آرام $Re=11600$ با استفاده از نرم افزار Gambit 2.4 مدل و توسط نرم افزار Ansys Fluent 12 شبیه سازی تأثیر فرکانس و سرعت نوسان در جهت x, y جریان به ازای مورد مطالعه قرار گرفته است. لازم به ذکر است مقطع بالواره ثابت و جریان ورودی تندبادی در نظر گرفته شده است. به این منظور یک بار سیال نسبت به محور افقی ثابت و بار دیگر سیال ورودی را نسبت به محور عمودی نوسان داده ایم.

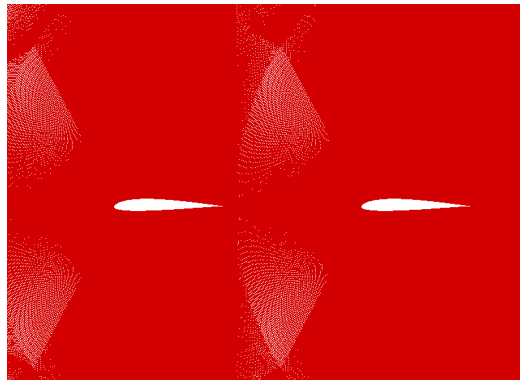
جریان تند بادی برای $U = [V=A \cos(50t)]$ 1.5 (m/s) در نظر گرفته شده است که برای $w=50 \text{ Hz}$ در سه حالت که حالت اول سرعت دامنه نوسان 1.5 و 3 و 5 متر بر ثانیه زاویه ایرفویل جلویی 2 درجه و ایرفویل عقبی 0 درجه در حالت دوم زاویه ایرفویل جلویی 2 درجه و دامنه نوسان 1.5 اما ایرفویل پشتی در دو زاویه 5 و 8 درجه و در حالت سوم زاویه ایرفویل جلویی 2 درجه و ایرفویل پشتی 0 درجه و دامنه نوسان 1.5 و سرعت راستای x برابر 4 و 6 بررسی شده است. در شکل 1 حوزه حل و شرایط مرزی و در جدول 1 پارامترهای حل عددی بکار رفته در مسئله را مشاهده میکنیم.



(الف)



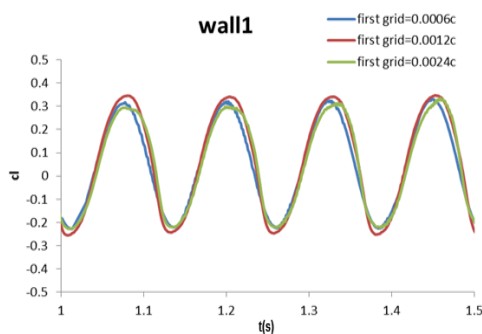
شکل 1 حوزه حل و شرایط مرزی



(ب)

شکل 2 شبکه محاسباتی (الف) اندازه مش و (ب) شبکه حول دو ایرفویل SD7003 با فاصله یک کورد

بررسی شرایط مستقل بودن ضریب برا در ایرفویل جلویی در شکل 3 نشان داده شده است. این نتیجه از آزمایش ایرفویل نامتقارن SD7003 بدست آمده است. واضح است که کوچک شدن ابعاد مش بر ضرایب تاثیری محسوسی نداشته است.



شکل 3 استقلال از شبکه برای ضریب برا در ایرفویل جلویی

به منظور تایید صحت کار انجام شده در این تحقیق، آزمایش مقاله [15] و کتاب [16] برای اعتبار سنجی در نظر گرفته شده است و در شکل 4 نشان داده شده است. در این آزمایش ها بالواره نامتقارن SD7003 در حالت دو بعدی در نزدیک سطح و دور از سطح مطالعه شده و ضریب برا در اطراف بالواره در زوایای حمله مختلف به دست آمده است. طول وتر مدل بالواره 1 متر است. آزمایش در رینولدز 11000 و فشار 1 اتمسفر انجام گرفته است.

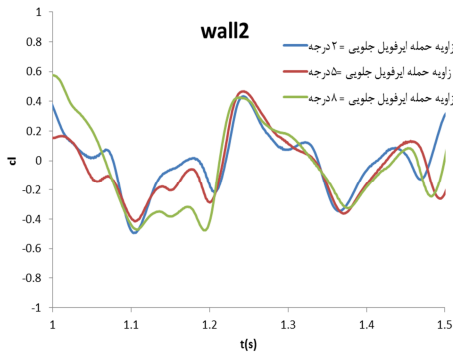
جدول 1 پارامترهای حل عددی به کار رفته در این مسئله

| الگوریتم حل | SIMPLEC |
|------------------------------|---------------------------|
| طرح تفاضلی | بالادست مرتبه دوم |
| رینولدز | 11600 |
| گام زمانی | 0,00125 |
| نوع جریان | تراکم ناپذیر، لزج، ناپایا |
| معادله سرعت نوسانی ورودی | $V=A*\cos(\omega t)$ |
| فرکانس زاویه ای (ω) | 100 و 50 و 25 |
| دامنه نوسان سیال | $=1,5$ و 3 و 5 A(m/s) |
| زاویه حمله ایرفویل جلویی | 0 و 2 و 8 |
| زاویه حمله ایرفویل عقبی | 0 و 2 |

برای فرکانس های $w=25,50,100$ Hz سرعت در راستای محور افقی $[V=1.5 \cos(\omega t), U=1,5\text{m/s}]$ برای زاویه حمله ایرفویل جلویی 2 و 5 و 8 درجه و ایرفویل عقبی صفر درجه بررسی شده است.

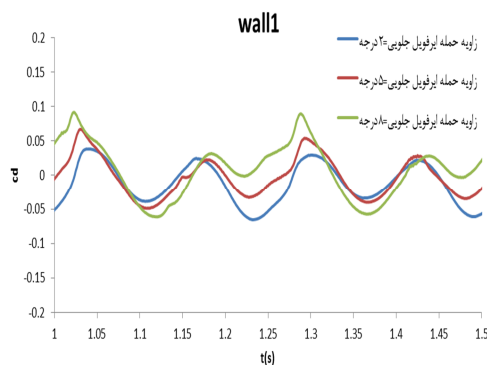
4- حل عددی

تعداد نقاط شبکه 101×901 (جهت جریان \times جهت قائم) با 401 نقطه توزیع شده روی سطح ایرفویل بود. اولین نقطه شبکه در فاصله عمودی $0,0006c$ با یک مقدار γ^+ دیواره مرتبه 1 و تقریباً 15 نقطه شبکه عمود بر جهت جریان در لایه مرزی قرار داده شده که برای همه جریان های مدل شده یکسان می باشد. شکل 2-ب میدان جریان حول دو ایرفویل نزدیک را نشان می دهد. شبکه مورد استفاده شده شبکه با سازمان می باشد که در شکل (2 الف) نشان داده شده است. با توجه به شرایط مرجع [15] و خواص هوا در شرایط استاندارد و عدد رینولدز مربوطه برابر 11600 می باشد و الگوریتم حل معادلات SIMPLE C می باشد. با توجه به شکل 2 شرایط مرزی اعمال شده برای ورودی شرط سرعت، خروجی فشار و سطح فوقانی شرط لغزشی یا تقارن فرض شده است. فشار خروجی و همچنین فشار کارکرد برابر فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است.

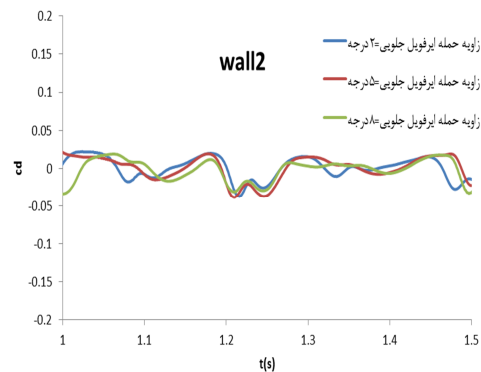


ب

شکل 5 مربوط به ضریب برا برای زاویه حمله مختلف ایرفویل جلویی و
شکل 6 مربوط به ضریب پسا برای زاویه حمله مختلف ایرفویل عقبی (w=25Hz)



(الف)

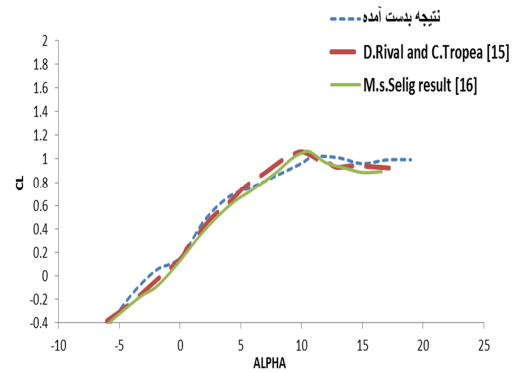


(ب)

شکل 6 مربوط به ضریب پسا برای زاویه حمله مختلف ایرفویل جلویی و
شکل 7 مربوط به ضریب پسا برای زاویه حمله مختلف ایرفویل عقبی (w=25Hz)

شکل 7-2- ضرایب آئرویدینامیکی مربوط به زاویه حمله برای زاویه ایرفویل جلویی
2 درجه و ایرفویل عقبی صفر درجه

در این حالت زاویه ایرفویل جلویی 2 درجه و ایرفویل عقبی 0 درجه است. نتایج شکل 7 و 8 حاکی از آن است که با افزایش فرکانس نوسان ضریب برا بطور محسوسی کاهش می یابد. همچنین ضریب آئرویدینامیکی پسا شکل 8 الف و ب نیز با افزایش فرکانس نوسان، دامنه تغییرات این ضریب



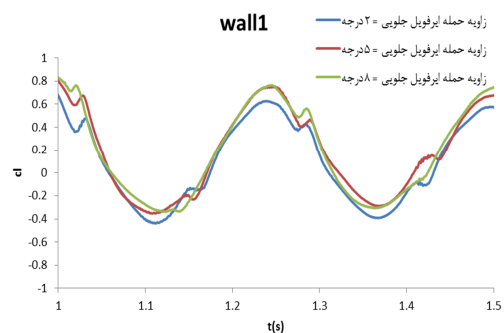
شکل 4 تصدیق ضریب برا برای زاویه حمله های مختلف.

علت اختلاف بین ضریب پسا تجربی و عددی با توجه به مراجع [15] و [16] می تواند ناشی از این باشد که در حل عددی جریان روی تمام سطح بالواره آشفته در نظر گرفته شده است در حالی که در حالت واقعی علاوه بر ناحیه آشفته، هم ناحیه آرام و هم ناحیه گذار وجود دارد که در حل عددی مورد بررسی قرار نگرفته است و باعث می شود که مقدار پیش بینی شده در حل عددی از مقدار تجربی بیشتر باشد. با توجه به موارد بیان شده می توان به صحت شبیه سازی عددی اطمینان نمود. در ادامه نتایج عددی به دست آمده مورد تجزیه و تحلیل قرار می گیرد.

5- نتایج و تحلیل

5-1- ضرایب آئرویدینامیکی مربوط به شرایط نوسان سیال در فرکانس w=25Hz

نتایج بدست آمده در فرکانس w=25Hz در شکل های 5 و 6 آمده است. این نتایج نشان می دهند که با افزایش زاویه حمله در ایرفویل جلویی ضریب برا افزایش یافته اما در ایرفویل عقبی مقدار ماکزیمم آن با کاهش روربروست، نیروی پسا نیز با افزایش زاویه حمله در ایرفویل جلویی دامنه تغییرات آنرا کمی افزایش داده است (شکل 6-الف) و در ایرفویل عقبی تاثیر قابل توجهی نداشته است. (شکل 6-ب)



الف

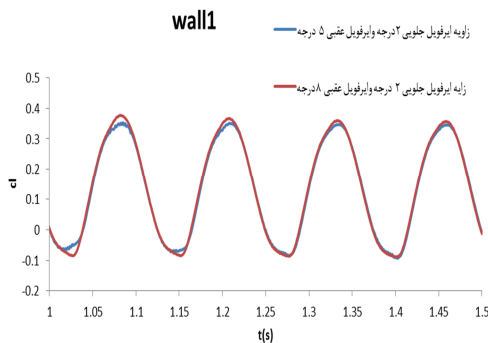


(ب)

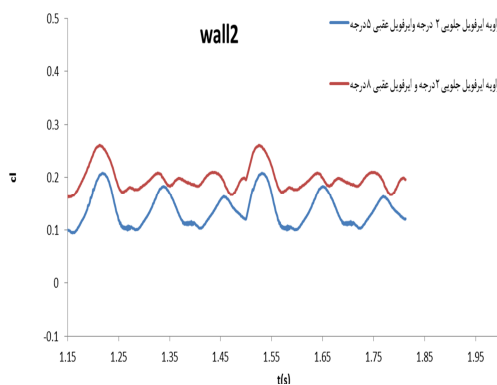
شکل 8 ضریب پسا برای زاویه حمله برای ایرفویل جلویی 2 درجه و فرکانس های مختلف برای جریان الف) ایرفویل جلویی ب) ایرفویل عقبی

3-5- ضرایب آئروپینامیکی مربوط به شرایط نوسان سیال در $W=50\text{Hz}$ زاویه ایرفویل جلویی 2 درجه اما ایرفویل پشتی در دو زاویه 5 و 8 درجه

در این بخش به بررسی تغییر زاویه حمله ایرفویل عقبی بر روی ضرایب آئروپینامیکی لیفت و درگ پرداخته شده است. شکل های 9 و 10 نتایج را بین 1 تا 1,5 پس از حل جریان نشان می دهد. ضریب لیفت و درگ با افزایش زاویه حمله ایرفویل عقبی بر روی ایرفویل جلویی تاثیر چندانی نداشته است اما ایرفویل عقبی این ضرایب با یک نسبت افزایش می یابند.



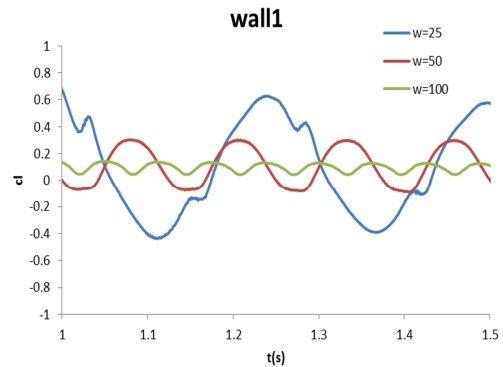
(الف)



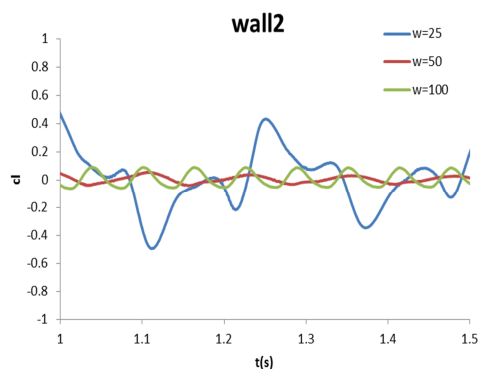
(ب)

شکل 9 ضریب برا برای زاویه ایرفویل جلویی 2 درجه فرکانس 50 و دامنه نوسان 1,5 اما ایرفویل پشتی در دو زاویه 5 و 8 درجه الف) ایرفویل جلویی ب) ایرفویل عقبی

کاهش چشمگیری را در ایرفویل عقبی و افزایش در ایرفویل جلویی به خود می بیند.

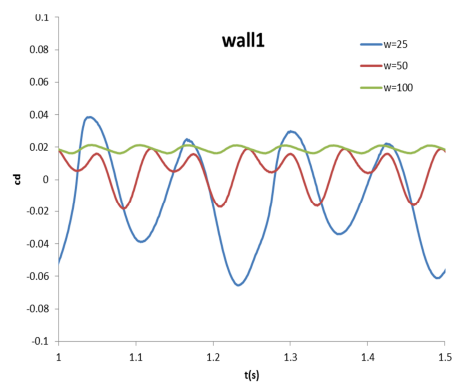


(الف)



(ب)

شکل 7 ضریب برا برای زاویه حمله برای ایرفویل جلویی 2 درجه و فرکانس های مختلف برای جریان الف) ایرفویل جلویی ب) ایرفویل عقبی



(الف)

[2] A Kasaeipoor, B Ghasemi, S.M Aminossadati, Convection of Cu-water nanofluid in a vented T-shaped cavity in the presence of magnetic field, International Journal of Thermal Sciences, Vol. 94, pp. 50-60, 2015.

[3] A. Kasaeipoor, B. Ghasemi, A. Raisi, Magnetic field effect on nanofluid water-cu natural convection in an inclined T shape cavity, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 12, pp. 179-189, 2014. (In Persian)

[4] Betz, A., "Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges," *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, vol.3, pp. 269-272, 1912.

[5] McCroskey W. J., McAlister K. W., Carr, L. W., Pucci, S. L., Lambert O., and Indergrand, R., "Dynamic stall on advanced airfoil sections" *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 26, , pp. 405, 1981.

[6] Kaya M., Tuncer .I.H., Jones KD. and Platzner MF., 2007, "Optimization of flapping motion of airfoils in biplane configuration for maximum thrust to

[7] M.A.Ashraf , J.Young,C., "Reynolds number,thickness and camber effects on flapping airfoil propulsion" *journal of Fluids and Structures*, 27, 2011 ,145 -160.

[8] Mao Sun and Shi, Long Lan,"A computational study of the aerodynamic forces and power requirements of dragonfly" (*Aeschna juncea*) hovering *J Exp Biol* 2004 207:1887-1901. ; doi:10.1242/jeb.00969

[9] Timothy M Broering¹ and Yongsheng Lian²University of Louisville, Louisville, KY 40292 William Henshaw³," Numerical Study of Two Flapping Airfoils in Tandem Configuration" 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition⁴ - 7 January 2010, Orlando, Florida

[10] Shi Long Lan and Mao Sun," Aerodynamic Force and Flow Structures of Two Airfoils in Flapping Motions" *Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics & Astronautics Beijing 100083, P.R. China*

[11] S.R. Jongerius&D. Lentink, "Structural Analysis of a Dragonfly Wing" *Experimental Mechanics*, Received: 30 August 2009/Accepted: 8 September 2010

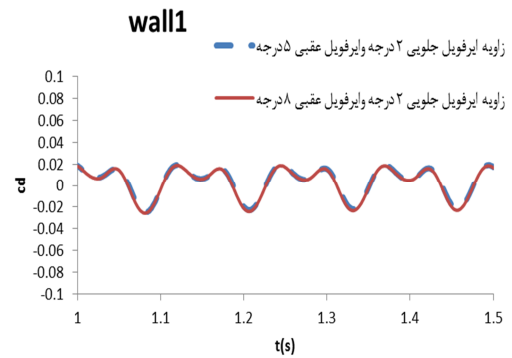
[12] H. Aziz and R. Mukherjee. Unsteady aerodynamics of multiple airfoils in configuration. *AIAA Paper-3523*, 2011

[13] D. Fanjoy and D.J. Domey. A study of tandem airfoil interaction in different flight regimes. *AIAA*, 97-0515, 1997

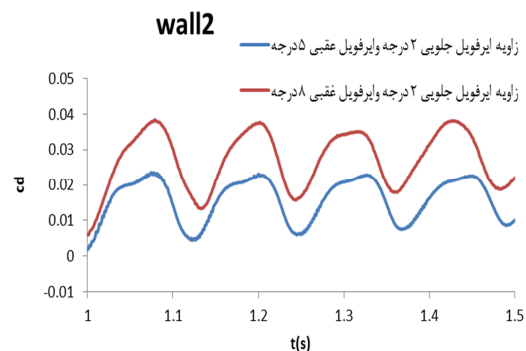
[14] N. Ahmed, B.S. Yilbas and M.O. Budair. Computational study into the flow field around a cascade of NACA 0012 airfoils. *Computer*

[15] H. Aono, T. Nonomura, M. Anyoji, A Oyama and K. A Numerical Study of the Effects of Aerofoil Shape on Low Reynolds Number Aerodynamics , *fujii Institute of Space and Astronautical Science*Japan

[16] D. Rival و C. Tropea "Characteristics of Pitching and Plunging Airfoils Under Dynamic-Stall Conditions " *Journal Of Aircraft*, January-February 2010



(الف)



(ب)

شکل 10 ضریب پسا برای زاویه ایرفویل جلویی 2 درجه فرکانس 50 و دامنه نوسان 1,5 اما ایرفویل پشتی در دو زاویه 5 و 8 درجه (الف) ایرفویل جلویی (ب) ایرفویل عقبی

6- نتیجه گیری

در این مقاله اثر جریان های نوسانی بر آئرو دینامیک جفت ایرفویل پشت سر هم مورد مطالعه قرار گرفته است. بررسی نمودار ها و کانتورها تحقیق انجام شده نشانگر آن است با افزایش فرکانس نوسان سیال در ایرفویل جلویی باعث کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب پسا شده است اما در ایرفویل عقبی با افزایش فرکانس نوسان سیال ضریب پسا و درگ با هم افزایش می یابد. با افزایش زاویه حمله در ایرفویل جلویی در یک فرکانس مشخص ضریب پسا ایرفویل افزایش یافته و ضریب پسا کاهش میابد. تحلیل تغییر زاویه حمله در ایرفویل عقبی نشان می دهد که با افزایش این زاویه، ضریب پسا در این ایرفویل نسبت به ایرفویل جلویی افزایش می دهد.

افزایش دامنه نوسان سیال میانگین ضریب پسا را در ایرفویل جلویی کاهش می دهد اما در ایرفویل عقبی آن را افزایش می دهد در مورد میانگین ضریب پسا این نکته قابل توجه است که در ایرفویل عقبی افزایش سرعت نوسان کاهش این ضریب را به همراه داشته است. دیگر پارامتری که در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته تغییر سرعت در جهت x می باشد که افزایش سرعت در این جهت باعث افزایش ضریب پسا در ایرفویل جلویی می شود اما در ایرفویل عقبی ضریب پسا افزایش نمود بیشتری دارد.

7- مراجع

[1] Gnoffo PA. A Vectorized Finite-Volume, Adaptive Grid Method Applied Planetary Entry Problem. *AIAA journal*. June 1982; Paper 82-1018.