



# بررسی اثر نوسانات پیچشی دم بر ضریب برآی ایرفویل NACA0015 در زوایای حمله پایین

علی حیدری<sup>۱</sup>، محمود پسندیده فرد<sup>۲\*</sup>

۱- استادیار مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی و صنایع، دانشگاه آزاد اسلامی واحد سمنان

۲- دانشیار مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی، مشهد

\* مشهد، صندوق پستی ۹۱۷۷۵-۱۱۱۱ fard\_m@um.ac.ir

## چکیده

## اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۱۹ اسفند ۱۳۹۱

پذیرش: ۲۵ اردیبهشت ۱۳۹۲

ارائه در سایت: ۱۴ اردیبهشت ۱۳۹۳

کلید واژگان:

نوسانات پیچشی ناپایای دم

دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت

شبکه دینامیکی فتری

شبه پایا

در کار حاضر هدف بررسی اثر نوسانات پیچشی ناپایای دم ایرفویل بر روی نیروی برآی تولیدی در ایرفویل‌های ثابت در زوایای حمله مختلف می‌باشد. به این منظور جریان دو بعدی، ناپایا و تراکم پذیر حول ایرفویل ثابت تحت زوایای حمله مختلف با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت به کمک شبکه دینامیکی فتری تحلیل می‌شود. در این روش معادلات اویلر به کمک شبکه درشت و شرط مرزی عدم لغزش و اعمال روش تسخیر گردابه حل می‌شوند. ابتدا جهت اعتبارسنجی کد بدون در نظر گرفتن نوسان دم، ایرفویل ثابت در زوایای حمله مختلف و همچنین تحت نوسان پیچشی مدل شده و نتایج بدست آمده با نتایج تجربی مقایسه می‌شود. همچنین به صورت شبه پایا نتایج این روش با نتایج حل لزج معادلات ناویر-استوکس با مدل آشفتگی اسپالارت-آلمارس مقایسه می‌شود. سپس با اضافه کردن نوسانات پیچشی ناپایای دم، اثر تغییر پارامترهای ناپایا از جمله دامنه، فرکانس نوسانات و مکان شکستگی دم بر روی ضرایب آئرو دینامیکی ایرفویل ثابت تحت زوایای حمله مختلف پایین بررسی می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که در یک زاویه حمله مشخص و پایین، اضافه کردن نوسانات پیچشی دم با دامنه و فرکانس نوسان بالا می‌تواند موجب افزایش ضریب برآ نسبت به حالت بدون نوسان دم می‌شود.

## Investigation of trailing edge flapping on lift coefficient of NACA0015 airfoil in low angles of attack

Ali Heydari<sup>1</sup>, Mahmud Pasandideh-Fard<sup>2\*</sup>

1- Mechanical Engineering, Islamic Azad University Semnan branch, Semnan, Iran

2- Mechanical Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, Iran

\* P.O.B. 91775-1111 Mashhad, Iran. fard\_m@um.ac.ir

## ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 09 March 2013  
Accepted 16 August 2013  
Available Online 04 May 2014

### Keywords:

Trailing Edge Flapping (TEF)  
Coarse Grid CFD (CGCFD)  
Spring Dynamic Network  
Quasi Steady

## ABSTRACT

The purpose of this paper is to investigate the effect of unsteady trailing edge flapping on lift generation for fixed airfoils at low angles of attack. To do this, a 2D unsteady compressible flow around a fixed airfoil is analyzed at different angles of incidence by means of Coarse Grid CFD (CGCFD) method with spring dynamic network. In this method Euler system of equation is solved with coarse Grid and no slip boundary condition using vorticity confinement technique. At first for code validation, the results of fixed airfoil at different angles of attack and also pitching airfoil are compared with experiments. Further, the CGCFD consequences are compared with the results of RANS with SA turbulent model in the quasi steady case. Then trailing edge flapping (TEF) is added to the fixed airfoil at low angles of attack. The effects of unsteady parameters such as the amplitude and the frequency of TEF are investigated at different low angles of attack. The results show that in a specific low angle of attack, adding TEF results in increasing the lift coefficient comparing with the fixed airfoil without TEF.

## ۱- مقدمه

دقت‌های قابل قبول، حل بسیار سریع داشته باشد تا بتوان در زمان اندک اثر پارامترهای بسیاری را بررسی کرد. به این منظور روش دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت<sup>۱</sup> معرفی شده و مورد استفاده قرار می‌گیرد که علاوه بر ارائه نتایج قابل قبول، از سرعت بالای محاسباتی نیز برخوردار است (۱،۲). دیتز و همکاران [۲] از این روش در بررسی جریان ناپایا اطراف یک ایرفویل نوسانی پیچشی استفاده کردند که با دقت خوبی واماندگی دینامیکی و ضرایب آئرو دینامیکی را محاسبه کرد. کارهایی که در زمینه ایرفویل‌های

درده اخیر با افزایش تحقیقات در زمینه مواد هوشمند و پیزو سرامیک‌ها و پیشرفت‌های چشم‌گیر در آنها این امکان برای محققان هوا فضا فراهم شده است تا بتوانند نوسانات سطح کنترل شده‌ای را به اجزای مختلف اجسام پرنده به صورت کاملاً تعریف شده و دقیق اعمال کنند. بنابراین لازم است که بررسی‌های جامعی در مورد اثر انواع تغییر شکل‌های سطح بر روی مشخصات آئرو دینامیکی ایرفویل‌های ثابت و متحرک انجام شود. این امر مستلزم تحلیل جریان ناپایای اطراف جسم بوده و باید روشی پیاده‌سازی شود که علاوه بر

1- Coarse Grid CFD

## Please cite this article using:

A. Heydari, M. Pasandideh-Fard, Investigation of trailing edge flapping on lift coefficient of NACA0015 airfoil in low angles of attack, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 2, pp. 175-187, 2014 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

شدیدی در منحنی‌های هیستریزس نوسانی ضرائب آئرو دینامیک بوجود می‌آید. همچنین قدرت شکل‌گیری و جدا شدن گردابه‌های لبه جلویی متأثر از زمان شروع حرکت دم می‌باشد بطوری که هرچه دیرتر این حرکت شروع شود، تغییرات شدیدتری در قدرت گردابه بوجود می‌آید. جیمسون و اوو [۱۱] جریان رینولدز پایین اطراف یک ایرفویل با حرکت نوسانی انتقالی، پیچشی و تغییر شکل به صورت مجزا و هم‌زمان را بررسی کردند. برای این کار آنها از یک حل کننده ناویر-استوکس مرتبه بالا برپایه روش تفاضل طیفی استفاده کردند. آنها برای اعمال تغییر شکل، دو پارامتر بیشینه انحنا و مکان آن را تغییر داده و حالتی که نیروی نیروی پیشران مناسب ایجاد می‌کند را بدست آوردند. در بررسی‌های اخیر توسط چاندراسکارا و همکاران [۱۲] به صورت تجربی و عددی نشان داده شد که منحنی موضعی نزدیک به لبه حمله تأثیر زیادی در رشد و توسعه واماندگی دینامیکی دارد و همچنین تغییر شکل دینامیکی لبه حمله<sup>۵</sup> باعث پهن شدن محلی لبه حمله می‌شود که بر مشخصات جریان بسیار تأثیرگذار است. این عمل توسط گیسلا و ترنکر [۱۳] نیز به صورت عددی با کاربرد در پره‌های چرخان انجام شد.

در کار حاضر اثر نوسان اجباری سطح ایرفویل (نوسان پیچشی دم<sup>۶</sup>) بر ضرائب آئرو دینامیکی ایرفویل ثابت تحت زوایای حمله مختلف و پایین مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای بررسی پارامترهای مختلف در حالات متفاوت، به یک روش سریع و در عین حال با دقت مناسب نیاز است. بدین منظور از روش دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت (CGCFD) استفاده می‌شود، که در آن معادلات اویلر با شبکه درشت و شرایط مرزی بدون لغزش در سطح تحلیل می‌شود. این شرایط باعث تولید یک لایه مرزی با رشد مصنوعی شدید شده که با استفاده از روش تسخیر گردابه سطح<sup>۷</sup> می‌توان آن را کنترل کرده و به حالت واقعی نزدیک کرد. در کار حاضر برای تحلیل دقیق دینامیک جریان و ریزش گردابه در صورت وجود از روش گام زنی صریح<sup>۸</sup> به کمک روش دقیق زمانی<sup>۹</sup> استفاده شده است در این روش طبق تعریف عدد کورانت گام زمانی حل ناپایا و به تبع آن گام حرکتی سطح تابعی از کوچکترین اندازه المان شبکه است، در این روش که از شبکه‌ای بزرگتر (چند برابر شبکه ریز کنار دیواره مناسب تحلیل لایه مرزی) استفاده می‌شود، زمان حرکت سطح تا چند ده برابر نسبت به حل لزج معادلات ناویر-استوکس با ساده‌ترین مدل آشفتگی کاهش یافته و می‌توان ظرف چند ساعت چند نوسان سطح را مدل کرد. حال آن که با حل لزج معادلات ناویر-استوکس چندین روز برای انجام یک نوسان سطح زمان لازم است. همچنین برای افزایش بیشتر سرعت حل از روش شبکه دینامیکی فوری استفاده شده است. این تمهیدات همچنین حل معادلات اویلر به جای معادلات کامل ناویراستوکس باعث بالا رفتن سرعت حل شده و سبب می‌شود که بتوان اثر پارامترهای مؤثر زیادی را در زمان‌های کم بررسی کرد. در این حالت پس از اعتبارسنجی کد تأثیر فرکانس و زاویه نوسان دم و همچنین مکان شکستگی دم مورد ارزیابی قرار گرفته است.

## ۲- معادلات حاکم و روش حل

در تحلیل اولیه معادلات اویلر دوبعدی تراکم‌پذیر در نظر گرفته می‌شود که فرم عمومی آن به صورت معادله (۱) است.

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x} + \frac{\partial F_i}{\partial y} = s \quad (1)$$

همراه با تغییر شکل انجام شده است، اغلب در مورد انعطاف‌پذیری بال و اثر آئروالاستیسیته بال بر روی عملکرد آئرو دینامیکی آنها می‌باشد. بدین معنی که نیروهای آئرو دینامیکی با توجه به سفتی<sup>۱</sup> و میزان انعطاف‌پذیری جنس بال، چه میزان تغییر شکل در بال ایجاد کرده و این تغییر شکل چه اثری بر روی عملکرد آئرو دینامیکی بال خواهد داشت. از جمله این کارها، آنو و همکاران [۳] بطور هم‌زمان روش المان محدود آئروالاستیسیته و معادلات ناویراستوکس را به صورت سه بعدی پیاده نموده و توانستند جریان اطراف یک بال منعطف را مدل‌سازی کنند. آنها همچنین به صورت تجربی اثر انعطاف‌پذیری ایرفویل را بر روی نیروهای آئرو دینامیکی و فعل و انفعال گردابه‌های لبه فرار و حمله بررسی کردند و نشان دادند که انعطاف‌پذیری اثر قابل توجهی بر آئرو دینامیک بال‌های نوسانی دارد. همچنین میچلین و همکاران [۴] با تحلیل جریان غیر لزج و دو بعدی اطراف ایرفویل نوسانی به کمک تحلیل جریان پتانسیل، اثر انعطاف‌پذیری بال را بر روی تولید نیروی پیشران<sup>۲</sup> و بازدهی پیشران<sup>۳</sup> بررسی کردند. آنها نشان دادند که دامنه نوسان انتهای بال برای مقادیر مختلف صلیبیت در حالتی بیشینه است که بین فرکانس اجباری و فرکانس طبیعی سیستم تشدید بوجود بیاید که برخی از این تشدیدها نیروی پیشران بیشینه‌ای به سیستم القا می‌کند.

در برخی حالت‌ها ممکن است یک حرکت اجباری به سطح داده شود و بال نوسان سطح کنترل شده‌ای پیدا کند. در این حالت بر خلاف تغییر شکل القایی که توسط نیروهای آئرو دینامیکی به بال منعطف وارد می‌شود، نوسان سطح تعریف شده‌ای به سطح ایرفویل وارد می‌شود که نیاز به تحلیل آئروالاستیک سطح ندارد. تاکنون در این زمینه نسبت به تغییر شکل القایی، کارهای به مراتب کمتری انجام شده است. اما اخیراً دانشمندان به کمک مواد هوشمند و سرامیک‌های پیزو توانسته‌اند تغییر شکل‌های کنترل شده‌ای به مقطع ایرفویل اعمال کنند. از این مواد بطور موفقیت‌آمیزی در ساختار فلپ‌ها در ایرفویل‌ها استفاده شده است [۵،۶]. سیستم‌های محرک پیزو توسط کلمنت و همکاران [۷] نیز در ساختار فلپ پره‌های هلی‌کوپتر بکار رفته است. جاکوب و ماندی [۸] نیز با نصب یک محرک پیزوالکتریک در طول خم ایرفویل در رینولدزهای پایین توانستند جدایش بر روی بال را توسط نوسان خط میانگین<sup>۴</sup> ایرفویل، کنترل کنند. یکی از نوسانات اجباری سطح، نوسانات پیچشی لبه فرار ایرفویل است که تداعی کننده حرکت ماهی در آب است. این تغییر شکل توزیع فشار آئرو دینامیکی اطراف بال را به هم می‌زند و در رینولدزهای بالا برای کاهش ارتعاشات و سروصدا کاربرد دارد [۱۰].

کانسو و همکاران [۹] ساختار دنباله تولید شده توسط یک ایرفویل جاکوفسکی همراه با تغییر شکل را بررسی کردند. آنها با فرض جریان تراکم‌ناپذیر و لزج با رینولدز پایین حول یک ایرفویل همراه با تغییر شکل، که این تغییر شکل و چرخش ایرفویل بر حسب یک تابع بیضی جاکوبی بیان شده بود، حرکت نوسانی ماهی را مدل‌سازی نمودند. آنها نشان دادند که در این حالت پنج ساختار دنباله که تابعی از عدد استروهل و یک پارامتر بی بعد مربوط به نحوه تغییر شکل می‌باشند، تولید می‌شود که کاربرد وسیعی در شنا و مانور سریع ماهی دارد. لی و سو [۱۰] به صورت تجربی اثر تغییر شکل منظم دم بال تحت نوسان پیچشی شامل اثر دامنه، زمان شروع و فرکانس حرکت دم را بر روی نیروهای آئرو دینامیکی ایرفویل نوسانی در رینولدز ۲۵۰۰۰۰ تحلیل کردند. آنها نشان دادند که در اثر این عوامل، تغییرات

5- Dynamic Deformation Leading Edge (DDLE)

6- Trailing Edge Flapping (TEF)

7- Surface Vorticity Confinement

8- Explicit

9- Time Accurate

1- Stiffness

2- Thrust

3- Propulsion Efficiency

4- Chamber

که در آن  $W$  مؤلفه جریان و  $E_i$  و  $F_i$  بردارهای غیر لزج و  $S$  جمله چشمه مربوط به روش تسخیر گردابه سطحی تراکم‌پذیر هستند که به صورت معادله (۲) تعریف می‌شوند.

$$w = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix}$$

$$E_i = \begin{bmatrix} \rho(u - u_m) \\ \rho u(u - u_m) + P \\ \rho v(u - u_m) \\ \rho e(u - u_m) + Pu \end{bmatrix}$$

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho(v - v_m) \\ \rho u(v - v_m) + P \\ \rho v(v - v_m) \\ \rho e(v - v_m) + Pv \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن  $\rho$  چگالی،  $u$  و  $v$  سرعت جریان در راستای  $x$  و  $y$ ،  $u_m$  و  $v_m$  مؤلفه‌های سرعت مش در این دو راستا،  $E$  انرژی کل و  $P$  فشار است. همچنین:

$$H = E + \frac{P}{\rho} = \frac{c^2}{\gamma - 1} + \frac{u^2}{2}$$

$$c^2 = \frac{\gamma P}{\rho}$$

$$P = (\gamma - 1)\rho(E - \frac{u^2}{2}) \quad (3)$$

که در آن  $H$  آنتالپی سکون،  $c$  سرعت صوت و  $\gamma$  نسبت گرمای ویژه است. معادله (۱) را می‌توان به صورت معادلات (۴) و (۵) در یک بعد بسط داد.

$$Ax \frac{dW_i}{dt} + F_{i+1/2} - F_{i-1/2} = 0 \quad (4)$$

$$F_{i+1/2} = \frac{1}{2}(F_i + 1 + F_{i-1}) - d_{i+1/2} \quad (5)$$

که در آن جمله  $d_{i+1/2}$  اتلافات عددی ناشی از خطاهای قطع می‌باشد که برای جلوگیری از نوسانات و پایداری حل به معادلات اضافه می‌شود. از آنجا که برای گسسته‌سازی معادلات از بسط مرتبه دوم مرکزی استفاده شده است خطاهای عددی از نوع پخش عددی<sup>۱</sup> می‌باشند. این جمله اتلاف مصنوعی ایجاد کرده که عامل اصلی رشد مصنوعی لایه مرزی و جدایش جریان می‌باشد. این جمله با روش‌های مختلف قابل محاسبه بوده که در کار حاضر از روش اسکالر استفاده شده است [۱۴]. در حالتی که شرایط مرزی بدون لغزش با مش درشت و معادلات اوایلر استفاده می‌شود، لزجت مصنوعی تولید شده توسط اتلافات عددی باعث رشد مصنوعی شدیدی در لایه مرزی می‌شود. روش تسخیر گردابه با اضافه کردن یک نیروی حجمی به معادلات مومنتم و کار مربوط به آن، به معادله انرژی، در نواحی با گرادیان سرعت بالا مانند نواحی گردابی یا لایه مرزی نزدیک سطح اثر گذاشته و اتلافات عددی ذاتی ناشی از بسط معادلات حاکم که عامل پخش در این نواحی است را کاهش داده و یا حذف می‌کند. در معادله (۱)،  $S$  جمله چشمه تسخیر تراکم‌پذیر بوده که به معادلات اوایلر اضافه شده است و مؤلفه‌های آن به صورت معادله (۶) تعریف می‌شود [۱۵، ۱۶].

$$\vec{S} = (0 \quad \rho \vec{f}_b \cdot \hat{i} \quad \rho \vec{f}_b \cdot \hat{j} \quad \rho \vec{f}_b \cdot \vec{V}) \quad (6)$$

که در آن  $\vec{f}_b$  نیروی حجمی بر واحد جرم بوده و وظیفه آن تعادل پخش عددی و بقای مومنتم در نواحی با گرادیان سرعت بالا است. این جمله یک بردار سرعت تولید می‌کند که در نواحی گردابی به سمت مرکز گردابه و در لایه مرزی به سمت سطح جامد می‌باشد و به صورت معادله (۷) بیان می‌شود.

$$\vec{f}_b = -E_c \hat{n}_c \times \vec{\omega} \quad (7)$$

$E_c$  پارامتر تسخیر بوده که می‌توان به وسیله آن قدرت تسخیر را کنترل کرد. در کل روش تسخیر گردابه به دو کاربرد متفاوت تقسیم می‌شود. یکی تسخیر گردابه منطقه‌ای که به جلوگیری از پخش گردابه کمک می‌کند و یکی تسخیر گردابه سطحی که از رشد مصنوعی لایه مرزی نزدیک سطح توسط اتلافات مصنوعی جلوگیری می‌کند که تفاوت آنها در تعریف بردار عمود بر سطح ( $\hat{n}_c$ ) است. در اینجا از کاربرد دوم یعنی تسخیر گردابه سطحی استفاده شده که تعریف  $\hat{n}_c$  بردار یک عمود بر سطح می‌باشد. در این حالت با تنظیم پارامتر سطح می‌توان در نواحی با گرادیان فشار مثبت لایه مرزی را چسبیده به سطح نگه داشت. طبق ادعای نویسندگان مرجع [۱۸] می‌توان از این روش به شکل یک مدل آشفتگی ضمنی استفاده نمود.

اگر روش اتلافات مصنوعی و تسخیر گردابه همزمان اعمال شوند، سمت راست معادله اوایلر به صورت معادله (۸) در می‌آید.

$$RHS = d_{i+1/2} + \rho E_c \omega_z \times \hat{n}_c$$

$$\omega_z = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \quad (8)$$

که جمله اول مربوط به اتلافات مصنوعی و جمله دوم مربوط به تسخیر گردابه است که در نواحی مختلف جریان دارای مرتبه‌های بزرگی متفاوت هستند. از آنجا که در داخل لایه مرزی  $\partial v / \partial x \ll \partial u / \partial y$  جمله مربوط به تسخیر گردابه منفی شده و از لحاظ مقداری مرتبه بزرگی دارد که موجب کاهش اتلافات مصنوعی و جلوگیری از رشد مصنوعی لایه مرزی می‌شود. در نواحی گردابه غالب نیز از آنجا که  $\omega_z$  مقدار بزرگی دارد، این جمله بزرگ شده و می‌تواند بر اتلافات مصنوعی اثر بگذارد.

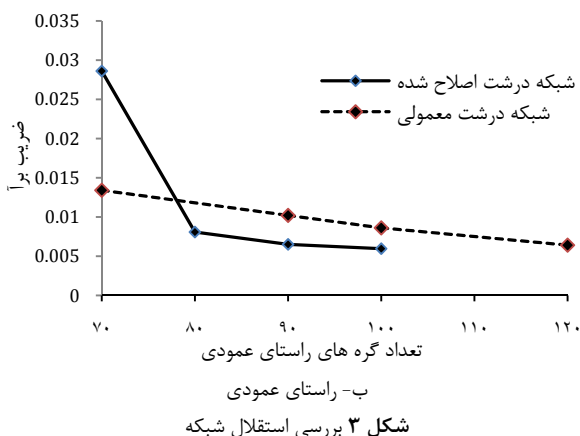
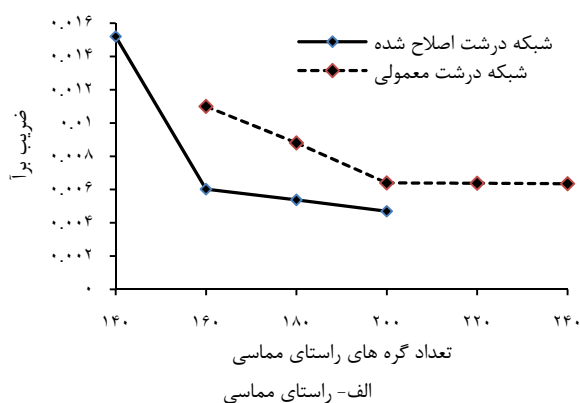
شرایط مرزی حل به این صورت انتخاب شد که در ورودی سرعت راستای  $x$  و  $y$  برابر سرعت جریان آزاد در نظر گرفته شدند. در حالی که فشار و چگالی ورودی، از معادله انرژی و حالت محاسبه می‌شوند. اما در خروجی سرعت‌ها و چگالی برون‌یابی شده و فشار برابر فشار جریان آزاد و مقدار ثابت در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی روی سطح بدون لغزش فرض می‌شود. بنابر این سرعت بر روی سطح برابر سرعت حرکت سطح بوده که از تقسیم میزان جابجایی مش در  $j=1$  در هر راستا بر گام زمانی حل قابل محاسبه است. نظر به این که در روش دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت ارائه شده معادلات اوایلر با شرایط مرزی بدون لغزش حل می‌شوند به این معنی است که تلاطم جریان بالا بوده و به سمت جریان غیر لزج میل می‌کند لذا این روش می‌تواند جریان متلاطم با رینولدز بی‌نهایت را تحلیل کند.

در تحلیل شبه پایای نوسان، سرعت سطح قسمت شکستگی با مشتق گرفتن از معادله حرکت نوسانی دم و ضرب آن در فاصله نقاط تا نقطه مرکز چرخش طبق معادله (۹) بدست می‌آید.

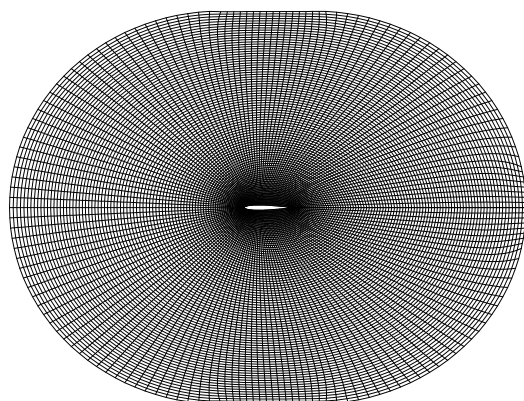
$$\vec{V}_{(i,1)} = R_{(i,1)} \theta_0 k \cos(kt) \quad (9)$$

## ۲-۱- بررسی و انتخاب شبکه

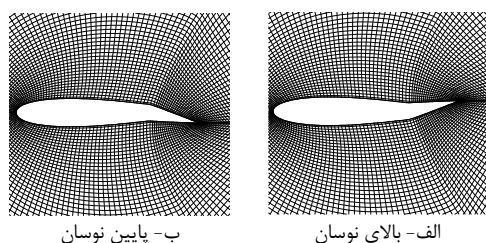
در روش تسخیر گردابه سطحی (CGCFD) بهتر است در شبکه غیرلزج تولید شده فقط یک المان در کنار دیواره مقداری کوچک‌تر شود، بدون این که در باقی شبکه تغییری صورت پذیرد. این اصلاحیه مش باعث می‌شود که گرادیان‌های سرعت کنار دیواره بزرگ‌تر شده و طبق رابطه (۸) تسخیر گردابه نزدیک سطح قوی‌تر شود. نتیجه این عمل بهتر و سریع‌تر شدن همگرایی، کاهش باقی‌مانده‌ها و از بین رفتن نوسانات حل می‌باشد. این نتیجه را می‌توان در شکل ۱ مشاهده کرد.



شکل ۳ بررسی استقلال شبکه



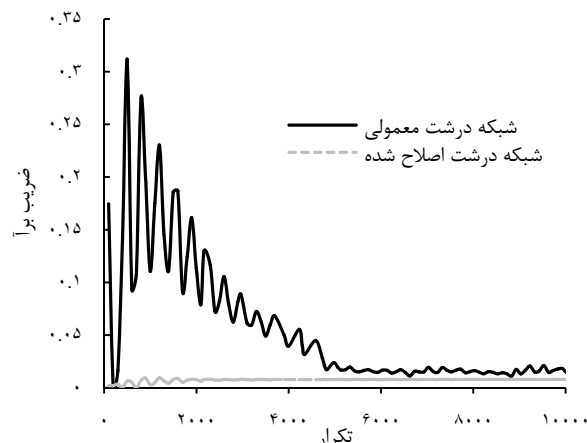
شکل ۴ شبکه انتخاب شده برای محاسبات



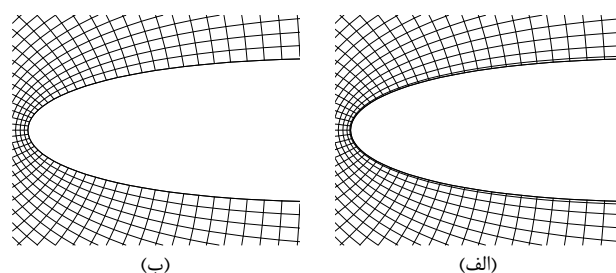
شکل ۵ نمونه‌ای از تطبیق شبکه با حرکت مرز در حالت نوسان دم

برای جلوگیری از فروپاشی شبکه از فنرهای ثانویه استفاده شده است. نمونه‌ای از تطبیق شبکه با حرکت مرز که در کار حاضر استفاده شده است، در شکل ۵ مشاهده می‌شود.

همان‌طور که گفته شد برای بهتر شدن نتایج، کاهش نوسانات حل و همگرایی بهتر هنگام بکار بردن تسخیر گردابه سطحی بهتر است یک المان کنار دیواره مقداری کوچک‌تر انتخاب شود. از این رو برای افزایش زاویه



شکل ۱ اثر اصلاح مش در نزدیکی دیواره



شکل ۲ مقایسه الف- مش درشت اصلاح شده و ب- مش معمولی

در شکل ۱ نمودار ضریب برآ بر حسب تکرار برای دو حالت مش درشت اصلاح شده و مش درشت معمولی در زاویه حمله صفر درجه با شبکه  $160 \times 90$  نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است اصلاح یک مش در کنار دیواره باعث بهتر و سریع‌تر شدن همگرایی و از بین رفتن نوسانات حل می‌شود. مش درشت اصلاح شده و مش درشت معمولی در شکل ۲ با هم مقایسه شده‌اند.

برای بررسی استقلال از شبکه، جریان را در زاویه حمله صفر درجه بر روی ایرفوئل ثابت عبور داده که مقادیر ضریب برآی محاسبه شده برای دو حالت مش درشت اصلاح شده و مش درشت معمولی در شکل ۳ آمده است. شبکه انتخاب شده  $160 \times 90$  می‌باشد زیرا از یک طرف تغییرات ضریب برآ با ریزتر شدن شبکه ناچیز بوده و از طرف دیگر با ریز تر شدن شبکه هزینه محاسبات بالا می‌رود در صورتی که تأثیر زیادی در نتایج ندارد. این نمودارها نشان می‌دهد که اصلاح مش کنار دیواره باعث می‌شود با مش درشت‌تر استقلال شبکه همچنان برقرار باشد و می‌توان جهت گرفتن نتایج از مش درشت‌تری نیز استفاده نمود. شبکه انتخاب شده را می‌توان در شکل ۴ مشاهده کرد.

در کار حاضر هنگامی که مرز حرکت و یا چرخش دارد، شبکه میدان حل با استفاده از آنالیز فنی [۱۷] خود را با حرکت مرز تطبیق می‌دهد. با استفاده از این روش زمان مورد نیاز برای حل به طور مؤثری کاهش می‌یابد. به این ترتیب که اضلاع مش سازمان یافته با فنرهای خطی جایگزین شده، در هر گام حرکت با یکدیگر به تعادل می‌رسند. برای ثابت فنرها یک تعریف منطقی استفاده شده است، به طوری که سختی هر فنر متناسب با معکوس طول آن فنر است یعنی اضلاع بلند نرم‌تر و اضلاع کوتاه سخت‌تر می‌شوند. این تعریف از نزدیک شدن گره‌ها به یکدیگر و فروپاشی شبکه ضمن حرکت، جلوگیری می‌کند. اما اگر جابجایی شبکه از حدی بزرگ‌تر شود، مش منفی ایجاد شده و شبکه فروپاشیده می‌شود.

نوسان می‌باشند که در اینجا  $\alpha_m$  برابر  $4/0.2^\circ$  و  $\alpha_0$  برابر  $4/33^\circ$  بوده و فرکانس نوسان نیز  $0.133$  در نظر گرفته می‌شود. نتایج مربوط به این حالت در شکل‌های ۱۰ تا ۱۴ نشان داده شده است.

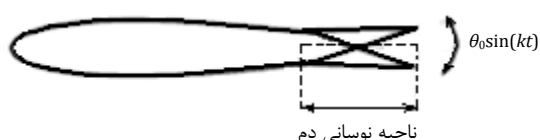
برای تکمیل اعتبار سنجی کد، در زوایای مختلف دم نتایج بدست آمده توسط روش CGCFD با نتایج بدست آمده از حل کامل معادلات ناویر-استوکس و مدل آشفتگی اسپالارت-آلمارس مقایسه می‌شود. در این حالت دم ایرفویل نسبت به مرکز چرخش دم به اندازه صفر،  $5/5$  و  $11$  درجه به سمت بالا و پایین تغییر شکل پیدا کرده و ثابت نگه داشته می‌شود. سپس جریان پایا بر روی آن عبور می‌کند به این صورت که از قسمت شکستگی به بعد برای المان کنار سطح سرعتی برابر سرعت حرکت دم (معادله (۹)) در نظر گرفته می‌شود ولی در بقیه نقاط سرعت آن صفر است.

در این قسمت هدف شبیه‌سازی شبه پایای حرکت نوسانی دم با دامنه زاویه  $\theta_0 = 11^\circ$  و فرکانس  $k = 0.175$  حول محور چرخش  $2.5\%$  کورد تحت زاویه حمله  $3^\circ$  و  $7^\circ$  است. به این منظور باید در تحلیل شبه پایا عبوری از صفر درجه  $\cos(kt)$  در معادله (۹) به سمت بالا و پایین به ترتیب  $+1$  و  $-1$  و در حالت عبوری از  $5/5^\circ$ ،  $0.7/0.7^\circ \pm$  و در حالت رسیدن به بالا و پایین نوسان  $(11^\circ \pm)$  صفر در نظر گرفته شود. نتایج مربوط به این حالت در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ نشان داده شده است.

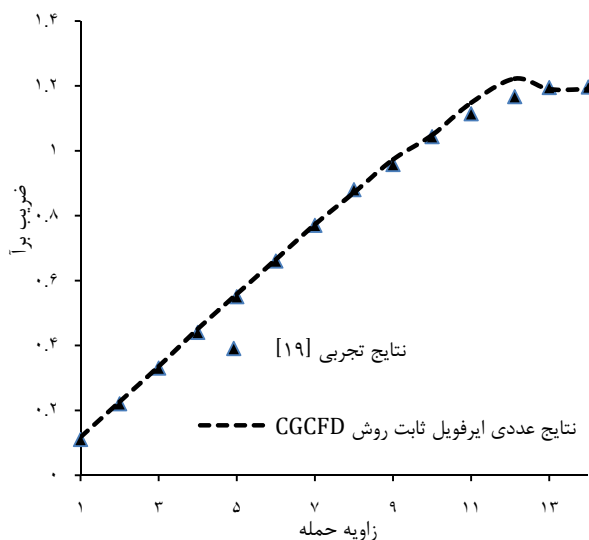
#### ۴-۱-۱- اعتبار سنجی حالت ثابت

همان‌طور که از شکل‌های ۷ و ۸ مشخص است نتایج عددی حاصل از روش حل دینامیک محاسباتی شبکه درشت مربوط به ضریب فشار در حالت ایرفویل ثابت با نتایج تجربی هم‌خوانی مطلوبی دارند.

ضریب برآ در زوایای حمله کم کاملاً منطبق بر نتایج تجربی بوده و در زوایای بالا نزدیک به نتایج تجربی است. همان‌طور که از شکل ۸ نیز مشخص است روش CGCFD قابلیت تخمین صحیح توزیع فشار در زوایای حمله مختلف حول ایرفویل را داراست.



شکل ۶ نحوه نوسانات پیچشی ناپایای دم در حالت ایرفویل ثابت



شکل ۷ مقایسه منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله بدست آمده با نتایج تجربی

نوسان دم مقداری محدودیت وجود خواهد داشت. زیرا هرچه مش در کنار دیواره ریزتر باشد، احتمال تولید مش منفی و فروپاشی شبکه زیاد می‌شود. در کار حاضر بیشترین دامنه انتخاب شده برای نوسان دم، بدون فروپاشی شبکه  $13^\circ$  است.

### ۳- تعریف مسأله

در این مقاله اثر نوسانات پیچشی ناپایای دم بر روی آئرودینامیک ایرفویل‌ها، در حالت ایرفویل ثابت تحت زوایای حمله مختلف پایین بررسی شده است. در تمامی موارد از ایرفویل متقارن NACA0015 استفاده شده و جریان با ماک  $0.3$  و رینولدز  $2 \times 10^6$  به آن برخورد می‌کند. از آنجا که CGCFD مناسب جریان‌های با رینولدز بی‌نهایت می‌باشد (همانطور که گفته شد)، این عدد رینولدز فقط جهت مقایسه نتایج محاسبه شده توسط این روش و نتایج تجربی در رینولدزهای بالا انتخاب شده و هیچ لزجتی در معادلات اعمال نشده است. در کار حاضر در زوایای حمله مختلف جریان حول ایرفویل ثابت تحلیل می‌شود. ابتدا برای اعتبارسنجی کد، نتایج با نتایج تجربی [۱۹-۲۱] در حالت ایرفویل ثابت بدون نوسان دم در زوایای حمله مختلف و همچنین ایرفویل متحرک مقایسه می‌شود. همچنین در زوایای قرارگیری دم مختلف با اعمال شرط مرزی سرعت سطح به المان کنار دیواره، جهت شبیه‌سازی شبه پایای نوسان در یک حالت خاص نتایج حاصل از روش CGCFD و RANS با مدل آشفتگی اسپالارت با یکدیگر مقایسه می‌شوند. سپس تغییر شکل سطح به آن اضافه می‌شود. در این حالت اثر نوسانات پیچشی ناپایای دم با بررسی تأثیر فرکانس کاهش یافته ( $k$ ) و دامنه حرکت دم ( $\theta_0$ ) و همچنین نقطه مرکز دوران دم بر ضرایب آئرودینامیک ایرفویل تحلیل می‌شود. نحوه حرکت دم با زمان در رابطه ۱۰ و شکل ۶ نشان داده شده است.

$$\theta = \theta_0 \sin(kt)$$

$$k = \omega c / U_\infty \quad (10)$$

که در آن  $\theta_0$  دامنه زاویه دم و  $\omega$  و  $k$  فرکانس و فرکانس کاهش یافته نوسان می‌باشند. در ضمن در این حالت محور چرخش دم در انتهای ایرفویل به اندازه  $1.5\%$ ،  $2.5\%$  و  $3.5\%$  کورد قرار گرفته است. همچنین اثر فرکانس‌های نوسان  $0.5$ ،  $0.75$  و  $1$  و دامنه نوسان زاویه دم، تا  $13^\circ$  بررسی شده‌اند.

### ۴- بحث و نتیجه‌گیری

#### ۴-۱- اعتبارسنجی کد

ابتدا بدون اعمال نوسان دم نتایج عددی حاصل از روش ارائه شده با نتایج تجربی مقایسه می‌شود تا از صحت نتایج بدست آمده در حالت ثابت و متحرک اطمینان حاصل شود. آنگاه برای حالت نوسان دم نتایج ارائه خواهد شد. از آنجا که در مورد این نوسان پیچشی دم نتایج تجربی وجود ندارد، برای اعتبارسنجی روش حل ابتدا در حالت ایرفویل ثابت ضریب برآ و فشار تحت زوایای حمله مختلف با نتایج تجربی موجود مقایسه می‌شود. سپس برای این که مشخص شود که کد در حالتی که مرز متحرک وجود داشته باشد، نتایج مورد قبولی خواهد داشت، یک بار برای شرایط خاص، ایرفویل به صورت نوسان پیچشی حرکت داده می‌شود. در این حالت نحوه حرکت سطح به صورتی است که زاویه حمله جریان به صورت معادله (۱۰) تغییر می‌کند.

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_0 \sin(kt) \quad (11)$$

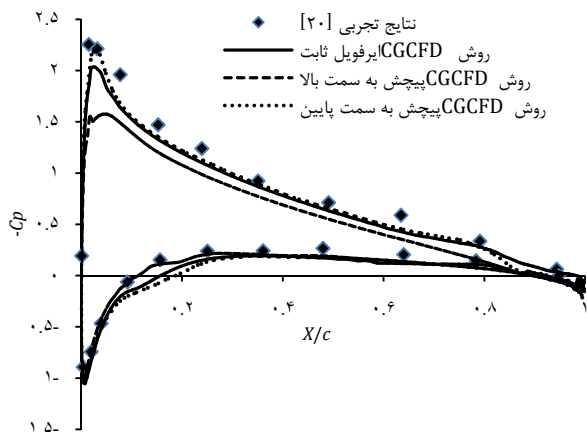
که در آن  $\alpha_m$  و  $\alpha_0$  به ترتیب زاویه پیچش متوسط و دامنه زاویه پیچش

1- Quasi- Steady  
2- Chord

| روش حل | $\bar{Cl}$ | زمان حل (ساعت) |
|--------|------------|----------------|
| RANS   | ۰/۳۵۶      | ۱۵۴            |
| CGCFD  | ۰/۳۸۵      | ۳              |
| تخمین  | ۰/۳۴۸      |                |

همچنین در انتهای ایرفویل یک ناحیه معکوس فشار بوجود می‌آید که نسبت به حالت ثابت برآهای کمتری نتیجه می‌دهد. به این دلیل با توجه به شکل ۹ در حرکت به سمت پایین ضریب برآ برابر  $0.62$  و در حرکت به سمت بالا برابر  $0.54$  بدست آمده است که کمتر از ضریب برآی ایرفویل ثابت در این زاویه ( $0.66$ ) می‌باشد. دلیل این رفتار را می‌توان به این صورت بیان کرد که با توجه به مکان مرکز پیچش در  $x/c=0.25$  با حرکت ایرفویل به سمت پایین در زاویه  $6^\circ$  در مقایسه با حالت ایرفویل ثابت، در  $x/c$ های کوچک‌تر (نزدیک نوک ایرفویل) فشار در سطح پایین بیشتر می‌شود. زیرا زاویه مؤثر به دلیل بردار سرعت سطح به سمت پایین بزرگ‌تر بدست می‌آید. همچنین در  $x/c$ های بزرگ‌تر (نزدیک انتهای ایرفویل) به علت کمتر شدن زاویه مؤثر نسبت به حالت ثابت به دلیل بردار سرعت سطح به سمت بالا، فشار در سطح پایین کمتر می‌شود که حتی از فشار سطح بالا نیز کمتر شده و تولید ناحیه معکوس فشار می‌کند.

با حرکت به سمت بالای ایرفویل در زاویه  $6^\circ$  در مقایسه با حالت ثابت ایرفویل، در تمام  $x/c$ ها فشار در سطح پایین کمتر می‌شود.



نتایج تجربی زاویه حمله ۶ درجه  $[20]$

نتایج عددی ایرفویل ثابت روش CGCFD

نتایج تجربی زاویه حمله ۱۲ درجه [۲۰]

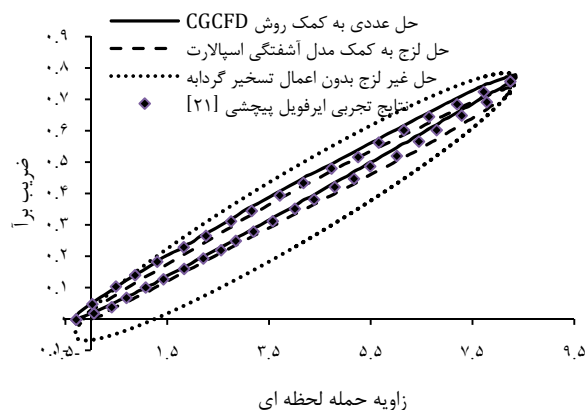
نتایج عددی ایرفویل ثابت زوش CGCFD

$C_p$

$X/c$

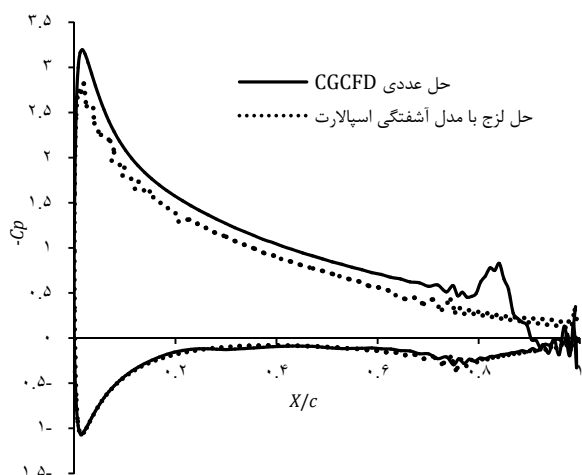
شکل ۸ مقایسه منحنی ضریب فشار بر حسب طول، بر بعد

در شکل ۹ ضرائب برآ محاسبه شده در زاویه متوسط نوسان  $4/0^{\circ}$  با دامنه نوسان  $4/33^{\circ}$  درجه و فرکانس کاهش یافته  $0/133$  با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند. ضرائب برآ به خوبی نتایج تجربی را تخمین می‌زنند. همچنین مشاهده می‌شود که نتایج حاصل از روش CGCFD که در این مقاله از آن استفاده شده است، نزدیک به نتایج مدل آشفستگی اسپالارت است، اما زمان بسیار کمتری برای حل لازم دارد. تحلیل کامل و مقایسه این دو روش با یکدیگر در مرجع [۲۲] آورده شده است.



شکل ۹ مقایسه ضریب برآ با نتایج تجربی در نوسان پیچشی  
 $(\alpha_m = 4/0.2^\circ \text{ و } \alpha_0 = 4/33^\circ, K = 0/133)$





شکل ۱۳ تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل پایین ترین زاویه دم در حالت شبه پایا ( $AoA=11^\circ$  و  $k=0.75$  و  $\theta_0=7^\circ$ )

توزیع فشار تخمین زده شده و ناحیه معکوس فشار بدست آمده از این دو روش نزدیک به یکدیگر است. در شکل ۱۳ نیز نتایج حاصل از این دو روش در محاسبه توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل برای شبیه سازی پایین ترین زاویه نوسان به صورت شبه پایا نشان داده شده است. در این زاویه دم نیز توزیع فشار محاسبه شده از دو روش نزدیک به یکدیگر بدست آمده است.

نتایج فوق نشان می دهد که استفاده از روش CGCFD در حالت ایرفویل ثابت و متحرک و همچنین همراه با نوسان پیچشی شبه پایای دم، در زمان حل بسیار کم، نتایج قابل قبول و نزدیک به نتایج حل لزج و داده های تجربی ارائه می دهد و می توان از نتایج آن برای تحلیل ایرفویل همراه با نوسان سطح استفاده کرد. حال که صحت نتایج حاصل از این روش عددی تصدیق شد، نوسان پیچشی دم ایرفویل به آن اضافه شده و نتایج برای زوایای حمله پایین (کمتر از  $8^\circ$ ) بررسی می شود.

#### ۴-۲- اثر نوسان ناپایای دم ایرفویل

پس از مشخص شدن اعتبار کد استفاده شده، لبه انتهایی ایرفویل ثابت، شروع به نوسان پیچشی حول مرکز شکستگی می کند. در این حالت اثر نوسان پیچشی ناپایای دم با بررسی تأثیر فرکانس کاهش یافته ( $k$ ) و دامنه حرکت ( $\theta_0$ ) و همچنین نقطه مرکز دوران دم بر ضرایب آئرو دینامیک ایرفویل تحلیل می شود. همان طور که در شکل ۱۴ مشاهده می شود، با توجه به منحنی ضریب فشار بر حسب طول بی بعد ایرفویل، در نیمه بالای نوسان ( $0 < kt < \pi$ ) در ناحیه ای فشار سطح مکش از فشار سطح فشار بیشتر می شود که به آن ناحیه فشار معکوس گفته می شود. هر چه وسعت این ناحیه بیشتر باشد ضریب برای متوسط کاهش خواهد یافت. دلیل کاهش یا افزایش ضریب برآ نسبت به حالت بدون نوسان دم، کوچکی یا بزرگی این ناحیه است. با توجه به نمودار، ناحیه فشار معکوس در حدود نقطه شکستگی باعث می شود که بالای ایرفویل فشار کمتر و پایین ایرفویل در بیشتر نوسان ها فشار بیشتری از حالت بدون نوسان دم داشته باشد.

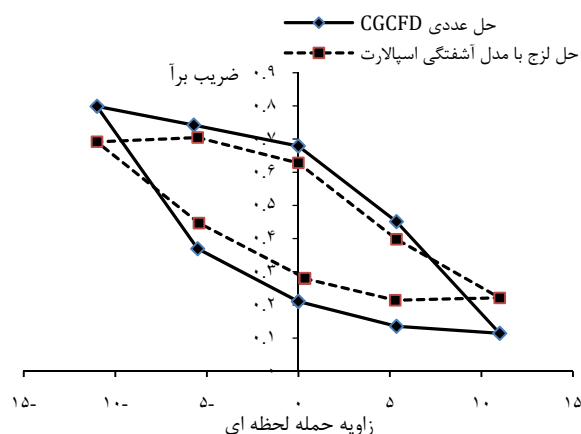
بنابراین کوچک تر بودن این ناحیه باعث افزایش ضریب برآ و بزرگ تر بودن آن باعث کاهش ضریب برآ می شود. همچنین باعث می شود که نزدیک لبه فرار، افزایش فشاری نسبت به حالت بدون نوسان دم وجود داشته باشد. بنابر این ضریب پسی متوسط کاهش خواهد یافت.

بنابر این هم در حرکت به سمت بالا و هم در حرکت به سمت پایین ضریب برآی کمتری حاصل می شود و نشان می دهد که نتایج بدست آمده کاملاً منطقی است.

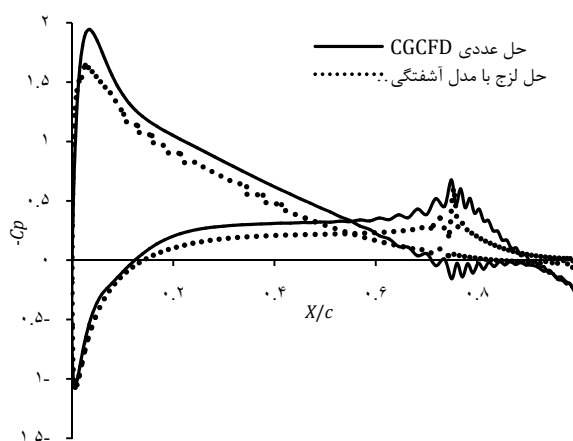
#### ۴-۱-۳- اعتبارسنجی نوسان پیچشی شبه پایای دم

لازم به توضیح است که منظور از حل شبه پایا حالتی است که در آن دم ایرفویل در زوایای مختلف قرار گرفته و با اعمال سرعت حرکت دم به سطح یک حل پایا از آن گرفته شود. با این عمل حل پایایی با شرایط مرزی ناپایا گرفته می شود که حالتی بین پایا و ناپایا خواهد داشت. در شکل ۱۱ تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه قرارگیری دم به کمک روش CGCFD و حل RANS با مدل آشفتگی اسپالارت-آلمارس با یکدیگر مقایسه شده اند.

همان طور که مشاهده می شود نتایج این دو روش مقداری نسبت به یکدیگر انحراف دارند بطوری که در حرکت به سمت بالا روش اسپالارت برآی بیشتری نسبت به روش CGCFD بدست می دهد حال آن که در حرکت به سمت پایین برای بدست آمده از روش CGCFD نسبت به روش اسپالارت مقدار بیشتری دارد. اما نتیجه مهم این که مقدار متوسط ضریب برآی بدست آمده از این دو روش به یکدیگر نزدیک است. نتایج دو روش CGCFD و حل RANS با مدل آشفتگی اسپالارت-آلمارس در محاسبه توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل برای شبیه سازی بالاترین زاویه نوسان به صورت شبه پایا در شکل ۱۲ نشان داده شده است.



شکل ۱۱ تغییرات ضریب برآ با زاویه قرارگیری دم در حالت شبه پایا ( $AoA=11^\circ$  و  $k=0.75$  و  $\theta_0=7^\circ$ )

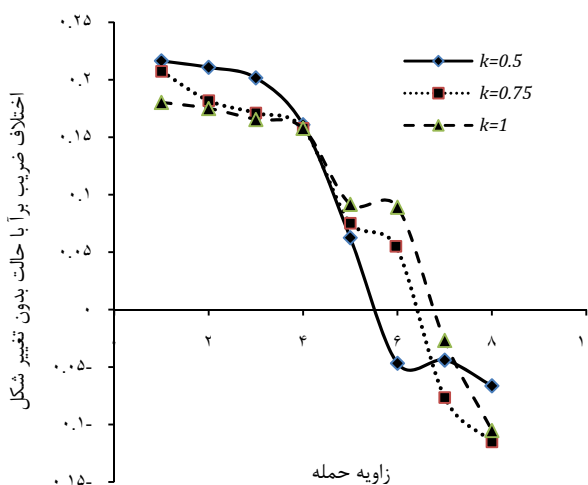
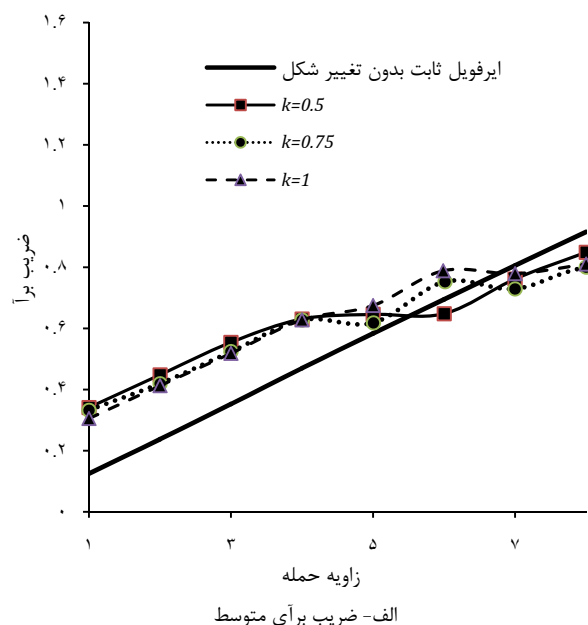


شکل ۱۲ تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل بالاترین زاویه دم در حالت شبه پایا ( $AoA=11^\circ$  و  $k=0.75$  و  $\theta_0=7^\circ$ )

معادلات ناویر-استوکس به کمک مدل آشفتگی اسپالارت لزجت جریان مقدار بیشتری داشته و این تغییر شدید در سطح را می‌تواند میرا کند و نوسانات کمتری دیده می‌شود. البته می‌توان با اصلاحاتی از جمله افزایش قدرت تسخیر در این مکان این نوسانات را کاهش داد.

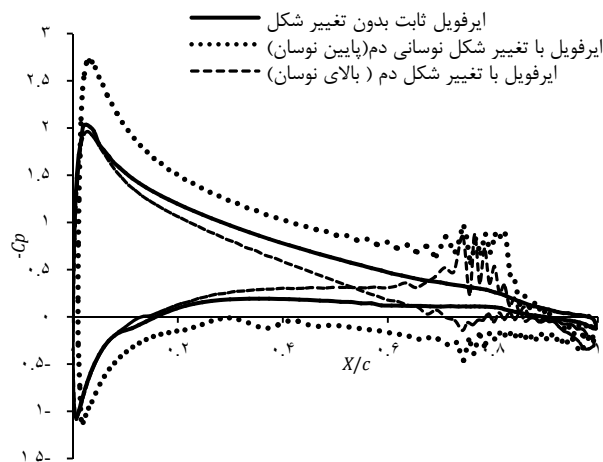
#### ۴-۲-۱- تأثیر فرکانس نوسان دم

در تمامی حالات مربوط به این قسمت مرکز شکستگی در ۲۵٪ کورد قرار دارد. همان‌طور که در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود با افزایش فرکانس کاهش یافته نوسان، مقادیر بیشینه برآ کاهش و مقادیر کمینه برآ افزایش خواهد یافت، اما تأثیر زیادی بر متوسط ضریب برآ نخواهد داشت. همچنین با افزایش فرکانس کاهش یافته نوسان شیب منحنی هیستریزیس برآ بر حسب زاویه لحظه‌ای دم کمتر شده، منحنی لاغرتر می‌شود و منحنی بالارفت و پایین‌رفت بر روی یکدیگر می‌افتند. به این معنی که در فرکانس‌های کاهش یافته بیشتر از ۱ ضریب برآ در حرکت بالا رفت و پایین رفت یکسان بدست می‌آید. دلیل آن این است که با بالا رفتن سرعت نوسان، توزیع فشار متوسط اطراف ایرفویل در حالت بالا رفت و پایین رفت به علت سرعت بالای نوسان تقریباً یکسان خواهد بود.



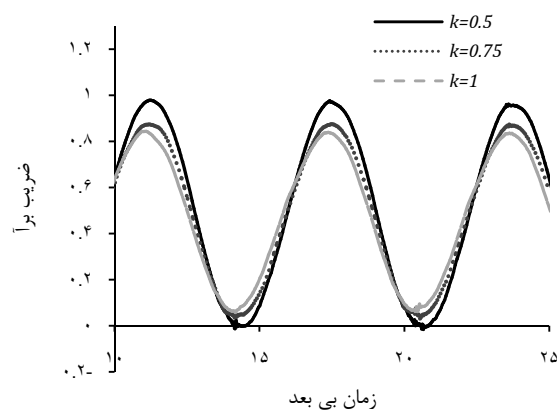
ب- اختلاف ضرایب برآی متوسط با حالت بدون نوسان دم

شکل ۱۶ بررسی اثر فرکانس کاهش یافته با  $\theta_0 = 13^\circ$

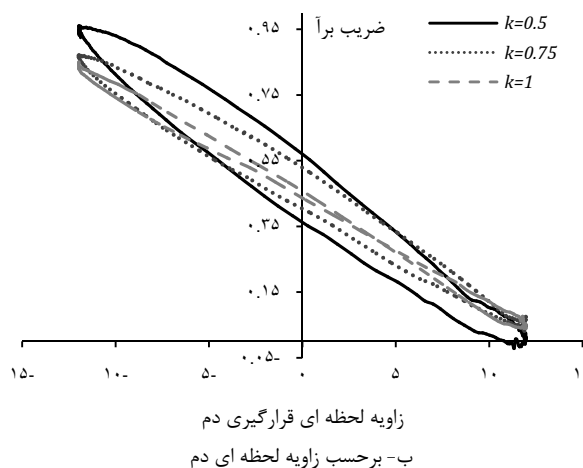


شکل ۱۴ اثر نوسان پیچشی دم بر منحنی ضریب فشار

( $AoA=7^\circ$  و  $\theta_0=11^\circ$ ،  $k=0.75$ )



الف- برحسب زمان بی بعد



ب- برحسب زاویه لحظه ای دم

شکل ۱۵ بررسی اثر فرکانس کاهش یافته بر روی ضریب برآی لحظه‌ای

( $AoA=3^\circ$  و  $\theta_0=12^\circ$ )

در قسمتی از نمودار مقداری اغتشاش مشاهده می‌شود که به علت شکستگی در محل تغییر شکل دم ایرفویل می‌باشد. از آنجا که در روش CGCFD مش‌ها به مراتب درشت تر هستند و معادلات اوایلر بدون لزجت حل می‌شوند، تغییر شدید در سطح (مثل شکستگی در ۰/۷۵ کورد) تولید نوساناتی در جریان می‌کند که نمی‌توانند توسط لزجت اندک جریان (به خاطر لزجت مصنوعی ناشی از گسسته سازی و اتلافات مصنوعی) میرا شوند حال آن که با حل لزج

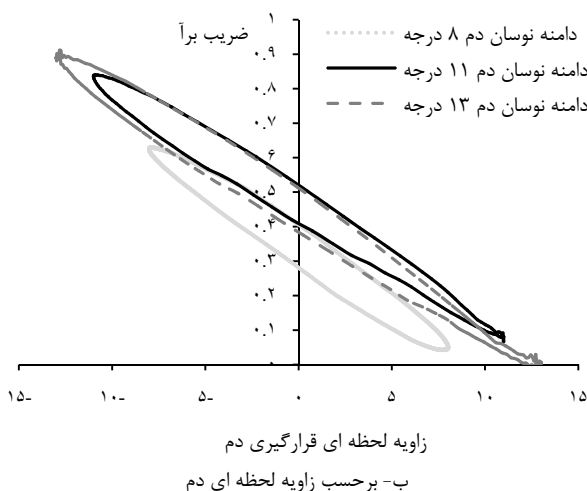
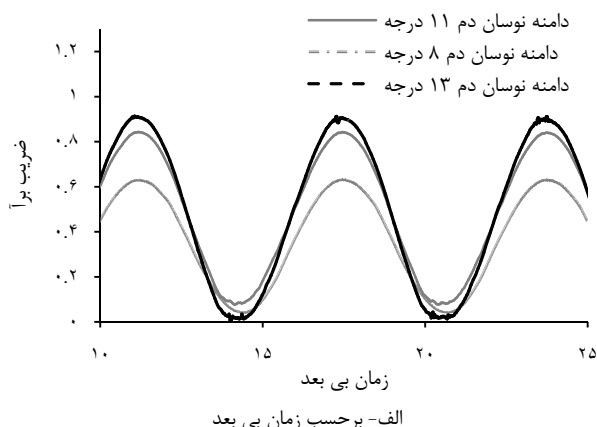


تحت زاویه حمله ۶ درجه بررسی شده است. با توجه به شکل ۱۷ مشخص می‌شود که اضافه کردن نوسان دم در زاویه حمله‌های پایین‌تر باعث بیشتر شدن مکش در سطح بالای ایرفویل و افزایش ضریب لیفت می‌شود. در کل فرکانس نوسان در زوایای پایین‌تر بی‌اثر است، اما در زوایای بالاتر برای بیشتر شدن ضریب لیفت نسبت به حالت ثابت باید فرکانس کاهش یافته را افزایش داد.

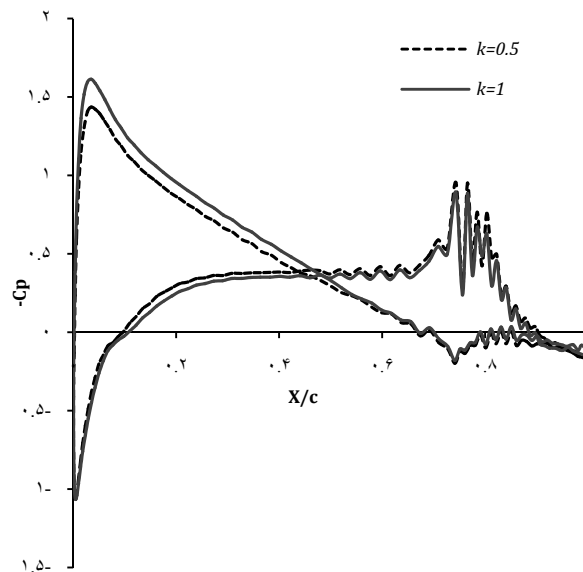
#### ۴-۲-۲- تأثیر دامنه نوسان دم

در این حالت نیز در تمامی موارد فاصله شکستگی در ۲۵٪ کورد در نظر گرفته شده است. با توجه به شکل ۱۸ مشخص می‌شود که افزایش دامنه نوسان زاویه دم ایرفویل بدون تأثیر زیادی در کمینه ضریب برآ بیشینه آن را زیاد می‌کند. البته در اینجا در حالت خاص دامنه نوسان دم  $\theta_0 = 11^\circ$  کمینه ضریب برآ نیز افزایش یافته و موجب می‌شود که این حالت بیشترین ضریب برآی متوسط را نتیجه دهد (در شکل ۲۰ نیز این نتیجه بدست خواهد آمد). دلیل آن هم کوچک شدن ناحیه فشار معکوس در حین نوسان نسبت به بقیه حالت‌ها می‌باشد.

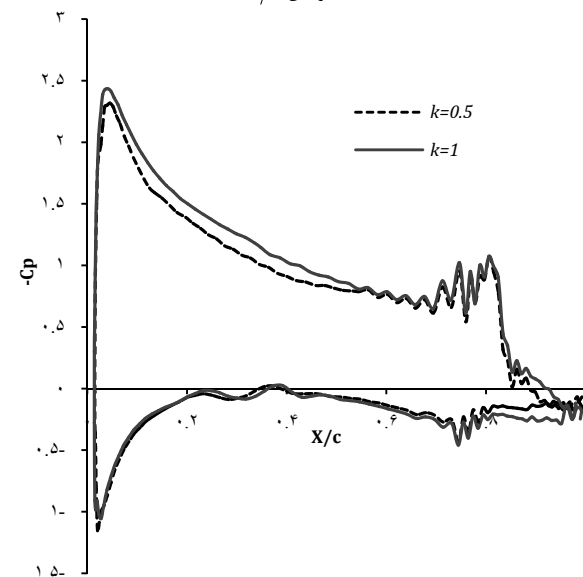
همچنین با توجه به شکل ۱۸-ب مشخص می‌شود که با افزایش دامنه نوسان زاویه دم منحنی هیستریزس ضریب برآی لحظه‌ای بر حسب زاویه لحظه‌ای دم پهن‌تر شده و بالاتر می‌آید. در شکل ۱۹ اثر دامنه نوسان دم بر روی ضریب فشار نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۱۹ مشخص بود، در قسمت‌های بالایی نوسان که دم به بالاترین حد خود می‌رسد ضریب برآ کاهش می‌یابد و به کمینه مقدار خود می‌رسد.



شکل ۱۸ بررسی اثر دامنه نوسان زاویه دم بر روی ضریب برآی لحظه‌ای  
( $\text{AoA} = 3^\circ$ ,  $k = 0.75$ )



الف- بالای نوسان  $kt = \pi/2$

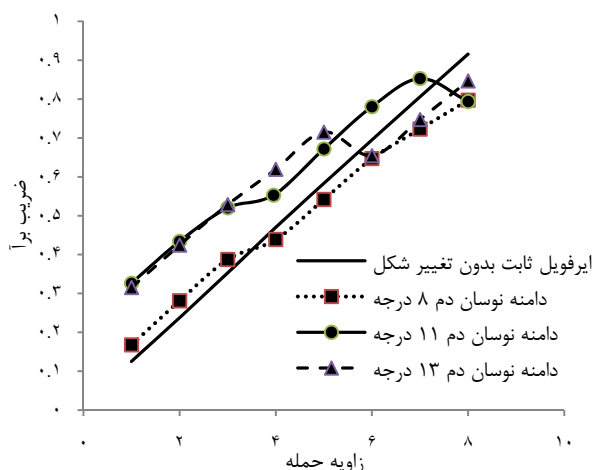


ب- پایین نوسان  $kt = 3\pi/2$

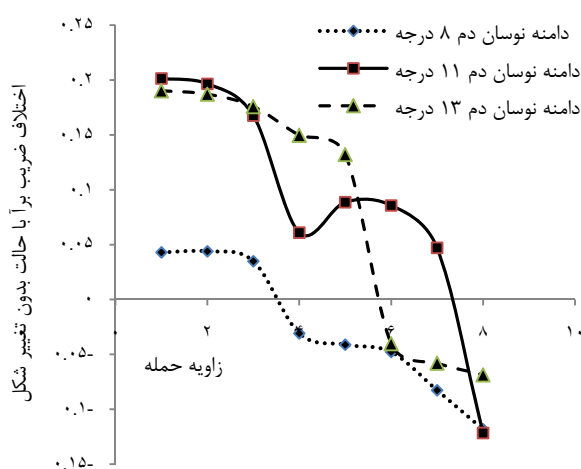
شکل ۱۷ اثر فرکانس کاهش یافته بر ضریب فشار  
( $\text{AoA} = 6^\circ$  و  $\theta_0 = 12^\circ$ )

همان‌طور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، با حرکت نوسانی دم می‌توان در زوایای حمله پایین، در هر زاویه برخورد، برآهای بیشتری نسبت به حالت بدون نوسان دم در آن زاویه، بدست آورد. دلیل آن کاهش بیشتر فشار در سطح مکش ایرفویل به علت کوچک شدن ناحیه فشار معکوس بر روی سطح آن است. در این حالت مشاهده می‌شود که در فرکانس کاهش یافته برابر ۰/۵ تا زاویه ۵ درجه مقادیر برآی بیشتری از حالت بدون نوسان دم بدست می‌دهد. افزایش فرکانس نوسان دم تا ۰/۷۵ و این زاویه را به ۶ درجه افزایش خواهد داد. بنابر این افزایش فرکانس نوسان باعث می‌شود که در زاویه‌های بیشتری ضریب برآی متوسط ناشی از حرکت نوسانی دم از ضریب برآی حالت بدون نوسان دم بیشتر شده و می‌توان نیروی برآی بیشتری گرفت. در شکل ۱۶-ب  $\Delta C_l$ ‌های مثبت نشان دهنده بیشتر بودن ضریب برآ و  $\Delta C_l$ ‌های منفی نشان دهنده کمتر بودن ضریب برآ نسبت به حالت بدون نوسان دم است.

در شکل ۱۷ اثر فرکانس کاهش یافته بر روی ضریب فشار در  $\theta_0 = 12^\circ$



الف- ضریب برآی متوسط



ب- اختلاف ضرایب برآی متوسط با حالت بدون نوسان دم

شکل ۲۰ بررسی اثر دامنه نوسان زاویه دم در  $k=0.75$

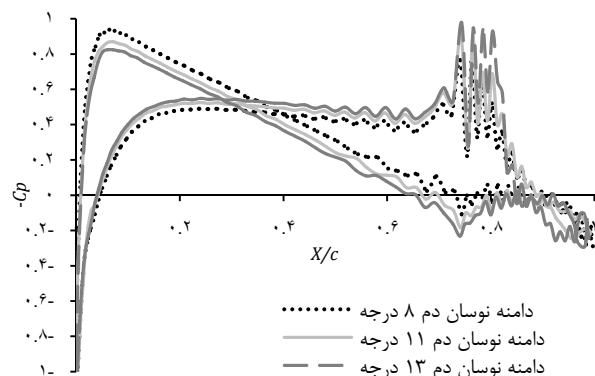
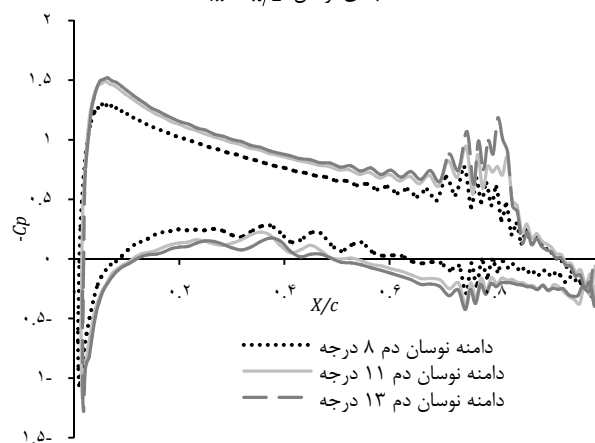
همچنین در پایین نوسان ( $kt=3\pi/2$ ) (شکل ۲۱- ب) مقداری جدایش در نواحی انتهایی دم ایرفویل شکل می‌گیرد. متوسط‌گیری از این حالت‌ها در حین نوسان ضریب برآی متوسط پایین‌تری را نتیجه می‌دهد. این ناحیه جدایش در دامنه نوسان  $11^\circ$  وجود نداشته و ناحیه فشار معکوس نیز کوچک‌تر است.

#### ۴-۲-۳- تأثیر فاصله شکستگی دم

همان‌طور که از شکل ۲۲ پیداست، افزایش طول نوسان دم (فاصله مرکز دوران تا لبه فرار) از  $0.25\lambda$  کورد تا  $0.35\lambda$  کورد، تأثیری بر بیشینه ضریب برآی نداشته اما کمینه آن کاهش پیدا می‌کند. این امر باعث می‌شود که منحنی هیستریزس ضریب برآی لحظه‌ای با افزایش طول نوسان دم پهن‌تر شده و شیب آن بیشتر شود. همچنین فاصله مرکز دوران تا لبه فرار برابر  $0.15\lambda$  کورد، متوسط برای کمتری نسبت به بقیه بدست می‌دهد.

در شکل ۲۳ اثر مکان شکستگی دم بر روی ضریب فشار به ترتیب در زاویه حمله  $7^\circ$  با فرکانس کاهش یافته  $k=0.75$  و دامنه نوسان  $\theta_0=11^\circ$  نشان داده شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش فاصله شکستگی از انتهای دم، در نیمه بالای نوسان ناحیه معکوس فشار بزرگ‌تر شده و ضریب برآی کاهش می‌یابد (شکل ۲۳).

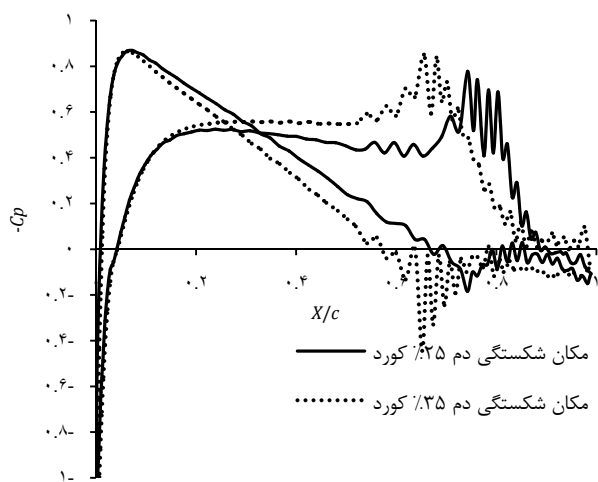
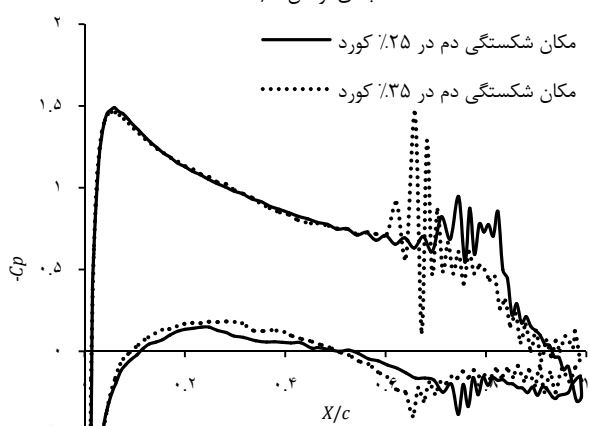

 الف- بالای نوسان  $kt=\pi/2$ 

 ب- پایین نوسان  $kt=3\pi/2$ 

شکل ۱۹ اثر دامنه نوسان دم بر روی ضریب فشار  
( $AoA=3^\circ$ ,  $k=0.75$ )

با توجه به شکل ۱۹- الف در بالای نوسان با افزایش دامنه ناحیه معکوس فشار بزرگ‌تر می‌شود و کمینه ضریب برآی مقداری کاهش خواهد یافت. در قسمت‌های پایین نوسان که دم به پایین ترین حد خود می‌رسد ضریب برآی افزایش می‌یابد و به بیشینه مقدار خود می‌رسد.

شکل ۱۹- ب نشان می‌دهد که در پایین نوسان با افزایش مساحت محصور به ضریب فشار افزایش یافته و ضریب برآی افزایش می‌یابد. با افزایش دامنه نوسان، افزایش بیشینه ضریب برآی از کاهش کمینه آن به مراتب بزرگ‌تر بوده و باعث افزایش برای متوسط می‌شود. البته افزایش ضریب برآی در دامنه نوسان دم  $11^\circ$  و  $13^\circ$  درجه تقریباً به یک مقدار خواهد بود. در شکل ۲۰ تأثیر دامنه نوسان زاویه دم در  $k=0.75$  بر روی متوسط ضریب برآی بررسی شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود بهترین حالت با دامنه نوسان دم  $11^\circ$  اتفاق افتاده است بطوری که تا زاویه  $7^\circ$  ضریب برآی متوسط بزرگ‌تری نسبت به حالت بدون نوسان دم بدست می‌دهد.

زیرا در این حالت کوچک‌ترین ناحیه فشار معکوس رخ می‌دهد. در شکل ۲۰- ب هم مشاهده می‌شود که با این دامنه نوسان تا  $7^\circ$  ها مقادیر مثبتی دارند که نشان‌دهنده بیشتر بودن ضریب برآی متوسط نسبت به حالت بدون نوسان دم است. با توجه به شکل ۲۱، دلیل این که در دامنه نوسان  $13^\circ$  ضریب برآی متوسط از زاویه حمله  $7^\circ$  به بعد از ضریب برآی ایرفویل ثابت بدون نوسان دم کمتر می‌شود این است که در بالای نوسان ( $kt=\pi/2$ ) (شکل ۲۱- الف) ناحیه اطراف نقطه شکستگی سرعت زیاد و فشار کم می‌شود و ناحیه معکوس فشار شدیدی شکل می‌گیرد.


 الف- بالای نوسان  $kt = \pi/2$ 

 ب- پایین نوسان  $kt = 3\pi/2$ 

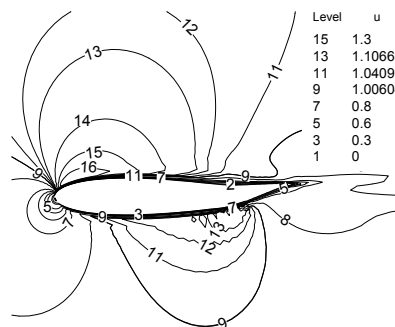
 شکل ۲۳ اثر مکان شکستگی دم بر روی ضریب فشار در زاویه حمله  $7^\circ$ 

$$(AoA=7^\circ \text{ و } \theta_0=11^\circ, k=0.75)$$

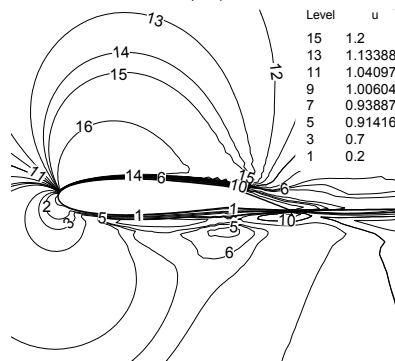
در نیمه پایین نوسان مقدار اندکی مساحت محصور ضریب فشار در فاصله شکستگی ۲۵٪ از حالت ۳۵٪ بیشتر است (شکل ۲۳). در مجموع ضریب برای متوسط فاصله شکستگی ۲۵٪ از حالت ۳۵٪ بزرگتر بدست آمده است. با توجه به شکل ۲۴ مشخص می‌شود که با افزایش فاصله محل شکستگی (مرکز دوران دم) از دم ایرفویل تا ۳۵٪ کورد نسبت به حالت فاصله ۲۵٪ کورد، ضریب برای متوسط کمتر و پسای متوسط بیشتر می‌شود. همچنین در زاویه حمله‌های پایین از آنجا که نوسان دم در فاصله‌های کمتر (۱۵٪ طول کورد) تقریباً بی تأثیر است، می‌توان نوسان دم در محدوده فاصله ۲۵٪ طول کورد را بهترین حالت برای افزایش ضریب برای متوسط در پساهای پایین در نظر گرفت.

### ۳-۴- مقایسه حل ناپایا و شبه پایا

در شکل ۲۵ منحنی هیستریزس ضریب برآ محاسبه شده بر حسب زاویه دم بوسیله حل شبه پایا و حل ناپایا، با یکدیگر مقایسه شده‌اند. حل شبه پایا در قسمت ۳-۱-۴ توضیح داده شده است. مقایسه این روش و حل ناپایا نشان می‌دهد که به جز در بالاترین و پایین‌ترین نقاط نوسان در بقیه نقاط انحراف شدیدی مشاهده می‌شود، بطوری که به وسیله حل شبه پایا منحنی هیستریزس پهن‌تری محاسبه می‌شود. این انحراف می‌تواند به دو دلیل باشد.



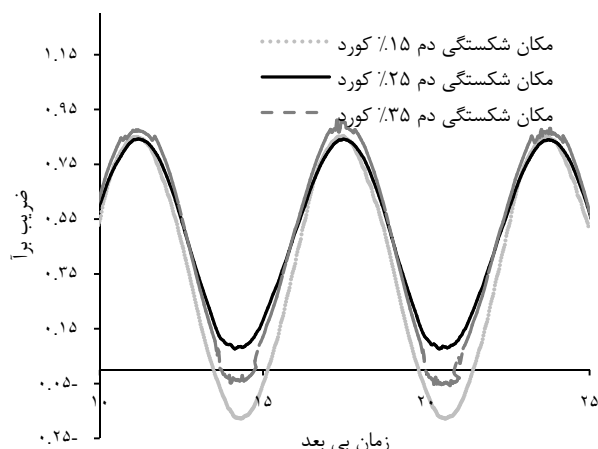
(الف)



(ب)

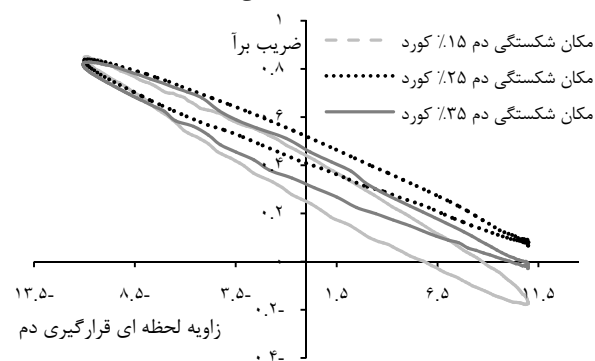
شکل ۲۱ کانتور سرعت (الف) در بالای نوسان (ب) در پایین نوسان

$$(AoA=7^\circ \text{ و } \theta_0=13^\circ, k=0.75)$$



زمان بی بعد

الف- بر حسب زمان بی بعد



زاویه لحظه ای قرارگیری دم

ب- بر حسب زاویه لحظه ای دم

شکل ۲۲ بررسی اثر محل شکستگی (مرکز دوران دم) بر روی ضریب برای لحظه ای

$$(AoA=3^\circ \text{ و } \theta_0=11^\circ, k=0.75)$$

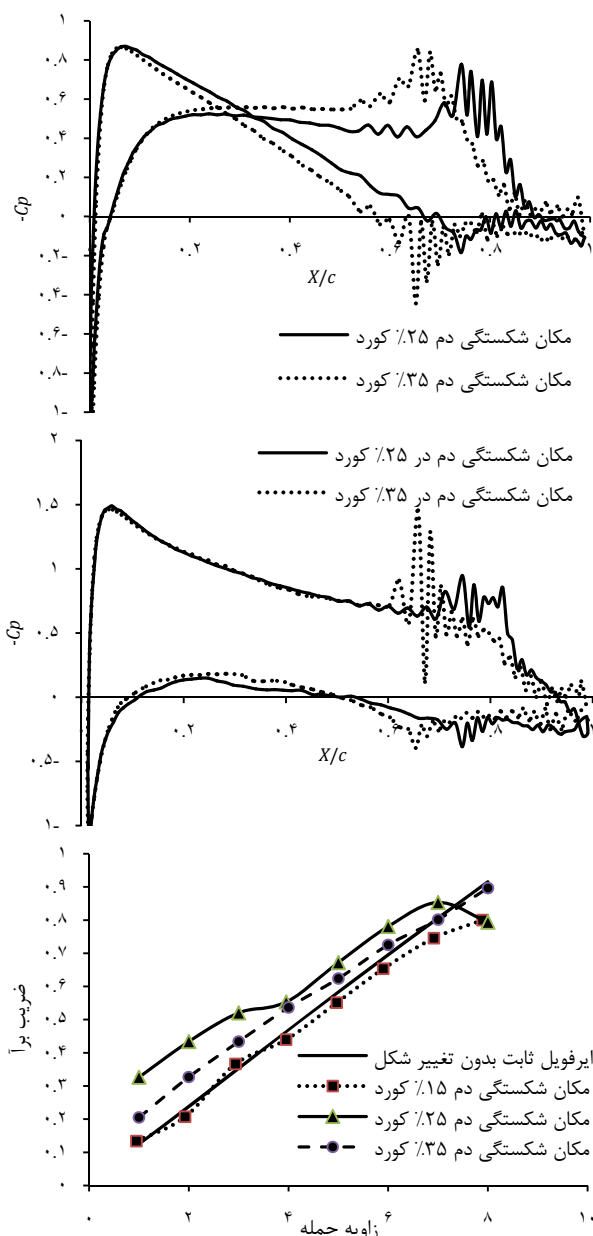
اولاً در حالت ناپایا خواص در هر گام زمانی از گام‌های قبل تأثیر می‌پذیرد و اثر خواص در هر گام به گام بعد منتقل می‌شود، اما در حالت شبه پایا این اثر وجود ندارد. ثانیاً در حالت ناپایا جریان خود را با نوسان سطح تطبیق داده و از آن با خبر است اما در حالت شبه پایا این‌گونه نیست.

#### ۵- جمع‌بندی

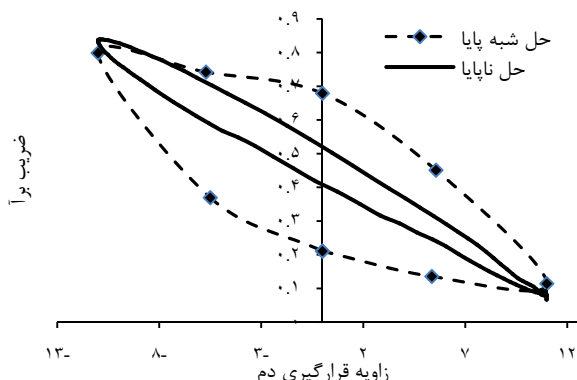
همان‌طور که گفته شد، روش مورد استفاده در کار حاضر این امکان را می‌دهد که بتوان اثر تعداد پارامترهای زیادی را در زمان کم بر روی ضریب برآ بررسی کرد. نتایج نشان می‌دهد که اعمال نوسان پیچشی دم در دامنه‌های نوسان کم و فرکانس‌های پایین اثر مثبتی بر روی ضریب برآ نداشته و حتی نسبت به حالت بدون نوسان دم ضریب برآ متوسط را کاهش می‌دهد. اما دامنه‌های نوسان بالاتر با فرکانس‌های بالا باعث بیشتر شدن ضریب برآ متوسط نسبت به حالت بدون نوسان دم می‌شود. این اثر در زوایای حمله پایین‌تر نمود بیشتری دارد و با افزایش زاویه حمله این اثر مثبت کم می‌شود تا این که در زاویه حمله خاصی ضریب برآ کمتر از حالت بدون نوسان دم بدست می‌آید. بنابر این با متحرک کردن یک چهارم انتهایی دم ایرفویل تحت دامنه نوسان زاویه و فرکانس بالا می‌توان در زوایای حمله نیروی برای بیشتری از بال در زوایای حمله پایین گرفت.

#### ۶- مراجع

- [1] M. Fan, Y. Wenren, W. Dietz, M. Xiao, J. Steinhoff, Computing blunt body flows on coarse grids using vorticity confinement, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 124, pp. 876-886, 2002.
- [2] W. Dietz, L. Wang, Y. Wenren, F.X. Caradonna, J. Steinhoff, The development of a CFD-Based model of dynamic stall, *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, Baltimore, MD., 2004.
- [3] H. Aono, A computational and experimental study of flexible flapping wing aerodynamics, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4-7, Orlando, Florida, January 2010
- [4] S. Michelin, S. G. Llewellyn, Resonance and propulsion performance of a heaving flexible wing, *Physics of Fluids*, Vol. 21, No. 7, pp. 1902, 2009.
- [5] F. K. Straub, D. J. Merkley, Design of a smart material actuator for rotor control, *Smart Materials and Structures*, Vol. 6, No. 3, pp. 223-234, 1997.
- [6] A. Seifert, S. Eliahu, D. Greenblatt, I. Wygnanski, Use of piezoelectric actuators for airfoil separation control, *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 8, pp. 1535, 1998
- [7] J. W. Clement, D. Brei, A. J. Moskalik, R. Barrett, Bench-top characterization of an active rotor blade flap system incorporating C-Block actuators, 39th Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA-98-2108, 1998
- [8] D. Munday, J. Jacob, Active control of separation on a wing with oscillating camber, *AIAA Journal of Aircraft*, Vol 39 No. 1, pp. 1-5, 2002.
- [9] A. Ysasi, E. Kanso, P. K. Newton, Wake structure of a deformable Joukowski airfoil, *Physica D*, Vol. 240, pp. 1574-1582, 2011.
- [10] T. Lee, Y.Y. Su, Unsteady airfoil with a harmonically deflected trailing-edge flap, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 27, pp. 1411-1424, 2011.
- [11] K. Ou, A. Jameson, Optimization of flow past a moving deformable airfoil using spectral difference method, 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, AIAA 2011-3719, 27-30 June 2011.
- [12] M. S. Chandrasekhara, M. C. Wilder, L. W. Carr, Control of flow separation using adaptive airfoils, *AIAA-Paper No. 97-0655*.
- [13] W. Geissler, M. T. Trenker, Numerical investigation of dynamic stall control by a Nose-Drooping device, *American helicopter society, San Francisco CA*, pp. 23-25, January-2002.
- [14] A. Jameson, W. Schmidt, E. Turkel, Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta Time-Stepping schemes" *AIAA Journal*, No. 81, p. 1259, 1981.
- [15] J. Steinhoff, Vorticity confinement: A new technique for computing vortex dominated flows, *Frontiers of Computational Fluid Dynamics*, D.A. Caughey and M.M. Hafez eds., J. Wiley & Sons, 1994
- [16] W.E. Dietz, Application of Vorticity Confinement to Compressible Flow, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 5-8 January 2004.



شکل ۲۴ بررسی اثر محل شکستگی (مرکز دوران دم) بر روی ضریب برآ  
( $\theta_0 = 11^\circ$ ,  $k = 0.75$ )



شکل ۲۵ مقایسه منحنی هیستریزس محاسبه شده ضریب برآ بر حسب زاویه دم  
بوسیله حل شبه پایا و حل ناپایا  
( $AoA = 3^\circ$  و  $25\%$  محل شکستگی،  $\theta_0 = 11^\circ$ ,  $k = 0.75$ )

- [20] K. W. McAlister, R. K. Takahashi, NACA 0015 wing pressure and trailing vortex measurements, *NASA Technical paper* 3151 and *AVSCOM Technical Report* 91-A-003 1991.
- [21] R.A. Piziali, An experimental investigation of 2D end 3D oscillating wing aerodynamics for a range of angle of attack including stall, *NASA Technical Memorandum*, No. 4632. Ames, CA:NASA 4632, Chalmers University of Technology, 1993.
- [22] A Heydari, M. Pasandideh-Fard, Investigation of Unsteady Parameters Effects on Aerodynamic Coefficients of Pitching Airfoil Using Coarse Grid CFD, *Journal of Aerospace Engineering*, Publishing turn: autumn 2013. (In Persian)
- [17] K. Nakahashi, G.S. Deiwert, Three dimensional adaptive grid method, *AIAA journal*, vol24, No.6, PP.948-954, 1999.
- [18] N.F. Lynn, J. Steinhoff, *Large Reynolds number turbulence modeling with vorticity confinement*, 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference 25-28, Miami, FL June 2007.
- [19] R. E. Sheldahl, P. C. Klimas, Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines, *SAND80-2114* Unlimited Release 1981.