

تحلیل جریان حول ایرفویل نوسانی صلب گونه با استفاده از شبکه های دینامیکی

محمدحسن جوارشکیان

دانشیار، دانشگاه فردوسی مشهد

Javareshkian@ferdowsi.um.ac.ir

عبدالمجید زمانی فرد

دانشجو، دانشگاه فردوسی مشهد

msc.zamani@gmail.com

علی اسماعیلی

دانشجو، دانشگاه فردوسی مشهد

Aliesmaeli30316@yahoo.com

چکیده :

در این مقاله جریانهای ناپایا حول ایرفویل نوسانی با حرکت صلب گونه با استفاده از شبکه های دینامیکی بررسی شده است. نوع جریان غیره دائم و تراکم ناپذیر به صورت دوبعدی و غیره لزج می باشد. تحلیل جریان حول یک ایرفویل نوسانی NACA0012 با حل معادلات اوپلر می باشد. حرکت ایرفویل به صورت سینوسی می باشد که تحت یک فرکانس و دامنه ی مشخص نوسان می کند. در مسائلی که جریان غیره دائم داریم در شرایطی که هندسه تغییر می کند و یا جسم حرکت می کند تحلیل جریان با استفاده از روشهای معمولی شبکه بندی دشوار است زیرا که در هر مرحله تکرار نیازمند تولید شبکه ی جدید هستیم. شبکه های دینامیکی راه حل مناسبی برای این نوع جریان می باشد. این نوع شبکه بندی یک روش مطمئن و سریع می باشد که شبکه ی جدید در هر لحظه تولید می کند. شبکه های دینامیکی علاوه بر کارایی و کارآمدی در دقت روشهای عددی، حافظه ی کامپیوتر و زمان حل برنامه را نیز کاهش می دهد.

واژه های کلیدی : جریان ناپایا، ایرفویل نوسانی، شبکه های دینامیکی

1- مقدمه :

آیرویدینامیک حرکت نوسانی ایرفویل¹ امروزه بسیار مورد توجه قرار گرفته است. در بسیاری از کاربردهای مهندسی نظیر حرکت پره های هلیکوپتر، توربو ماشین، توربینهای بادی ایرفویلهای تجربی حرکت نوسانی صلب گونه² مشاهده می شود. در این سالها دینامیک سیالات محاسباتی پاسخگوی مسایل پیچیده ای در مهندسی بوده است که روز به روز بر گستره ی این علم افزوده می شود. اکثر مسائلی که در این علم بررسی می شود مربوط به مسائل با حالت پایدار می باشد. اما پدیده هایی هم وجود دارد که باید به صورت ناپایا تحلیل گردند. در مسائلی چون آیرویدینامیک بررسی اثرات ناپایایی حول سطوح برازا بسیار مهم می باشد. در اکثر وسائل پرنده رژیم هایی از جریان وجود دارد که نیروهای غیره دائم در مقابل نیروهای دائم قابل

¹ Flapping motion

² Pitching Motion

صرفنظر کردن نیستند. درمسائل با جریان ناپایا گاهی با پدیده هایی مواجه می شویم که هندسه دچار تغییر شکل می شود و یا یکی از مرزها دارای حرکت مشخصی می باشد. پدیده هایی نظیر نوسان ایرفویل ها، پیش بینی فلاتر³، تحلیل چترهای نجات⁴، حرکت خطی پیستون در سیلندر، جریان خون در رگها و پدیده هایی از این قبیل مثال های خوبی برای مطالب فوق هستند. آنچه مهم به نظرمی آید شبیه سازی صحیح این نوع جریانها با کمترین هزینه و بالاترین دقت می باشد. در یک شبیه سازی علاوه بر یک الگوریتم قوی برای حل به یک شبکه ی مناسب هم نیازمندیم. شبکه مناسب دارای پارامترهایی چون تعامد خطوط شبکه، یکنواخت بودن فواصل گره های شبکه و همچنین قابلیت تطابق با خصوصیت جریان می باشد. ایجاد چنین شبکه ای در هندسه های پیچیده بسیار دشوار است.

در تحلیل جریان های گذرا استفاده از شبکه های مناسب با مشخصات بیان شده امری بسیار دشوار می باشد. ازاینرو باید از شبکه هایی استفاده کنیم که علاوه بر مناسب بودن، دارای گره هایی باشد که باحل جریان نسبت به زمان درگیر باشند. به عبارتی دیگر باید شبکه های انعطاف پذیری ایجاد کنیم که با حرکت جسم قابلیت تغییر شکل را داشته باشند و خود را با تغییر شکل جسم تطبیق دهند. بنابراین استفاده از شبکه های تطبیقی امری بسیار ضروری در این مقوله می باشد. این نوع شبکه ها از اواخر قرن بیستم مورد توجه قرار گرفت که در زمینه های مختلفی از آنها استفاده شده است. از موارد کاربرد آن می توان به جریان ناپایا با مرز متحرک اشاره کرد. که این نوع شبکه در کلاس شبکه های دینامیکی قرار می گیرد. در این گونه جریانها مرز خارجی در دوردست ثابت است و مرز داخلی یعنی سطح جسم در حال تغییر است که این تغییر شامل چرخش، تغییر مکان، حتی تغییر شکل سطح و هر تغییر دیگری که در سطح بوجود می آید، می باشد. علت استفاده از شبکه های دینامیکی اجتناب از ایجاد شبکه جدید در هر تکرار و صرفه جویی در زمان و حافظه ی کامپیوتر به میزان قابل توجهی می باشد. در تمام این موارد حرکت قسمتی از ناحیه شناخته شده و معلوم است ولی می خواهیم بقیه المانهای ناحیه را برای تطبیق با این حرکت تغییر دهیم. البته در برخی مسائل علاوه بر حرکت مرز شامل گرادینهای بالا در بعضی نقاط ناحیه هستند مثل شوک های که در محیط ایجاد می شوند، شبکه باید علاوه بر اینکه خود را با حرکت مرز تطبیق دهد در نواحی با گرادین بالا نیز خود را با تغییرات شدید وفق دهد.

موضوع تحقیق حاضر تحلیل حرکت صلب گونه ی ایرفویل نوسانی است. این زمینه ی تحقیق بر اساس حرکت پرندگان و حشرات الگوبرداری شده است. در قرن 20 نخستین بار کنولو بتز⁵ ایده ی حرکت نوسانی یک ایرفویل را مطرح کردند. آنها بیان کردند که با نوسان یک بال در شرایط زاویه حمله ی مناسب نتایج خوبی برای بردارهای نیروی تراست و برا حاصل شد. [1]، [2]. کاتزمایر⁶ اولین کسی بوده که به صورت تجربی در سال 1992 کارهای کنولو بتز را انجام داد. او یک ایرفویل ثابت رادریک جریان سینوسی قرار داد و میانگین ضریب نیروی تراست را اندازه گیری کرد. مک کروسکی⁷ به طور تجربی مشاهده کرد که تراکم پذیری نقش بسزایی را در حرکت صلب گونه ی ایرفویل اجرا می کند [3]. مک آلتیر⁸، پوسی⁹، مک کروسکی و کارر¹⁰ آزمایشهای سنگین و هزینه بری را بروی هشت ایرفویل با مقاطع مختلف انجام دادند. که ترکیب 50 حالت مختلف جریان با عدماخ مادون صوت و بررسی پارامترهای حرکت صلب گونه ی نوسانی بود و سایر پارامترها مثل نیروی برا و پسا و مومنتوم زاویه ای را بررسی کردند [4]. در سال 1387 نیز آقای علی حیدری نیز شبیه سازی ایرفویل نوسانی با شبکه های دینامیکی انجام دادند که نتایج آن ارائه گردیده است. [5]

1-1 مروری بر شبکه های دینامیکی :

³ flutter

⁴ parachute

⁵ Knoller, Betz

⁶ Katzymayr

⁷ Mac Crosky

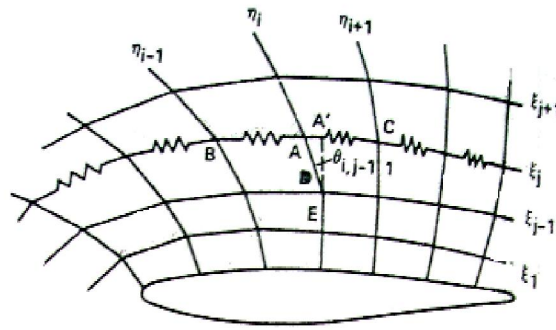
⁸ Mc Alister

⁹ Pucci

¹⁰ Carr

روش فنر خطی :

باتینا¹¹ در سال 1989 برای اولین بار روش فنرهای خطی را بکار برد. در این روش که متداولترین روش حرکت دادن شبکه المانی می باشد، هرکدام از اضلاع بین دوگره در شبکه به صورت موهومی به فنی به سختی متناسب با عکس فاصله ی بین هر گره تبدیل می شود.[6]. که خطوط با طول بیشتر دارای سختی کمتر و خطوط با طول کمتر سختی بیشتر خواهند داشت. این کار سبب می شود که در حرکت گرهای شبکه تداخلی در گره های مجاور رخ ندهد. در شکل (1) نمونه ای از شبکه ی فنی ارائه گردیده است. از روی شکل نحوه ی فنر زنی و ایجاد شبکه با استفاده از روش فنر خطی قابل مشاهده است.



شکل (1) نمونه ای از به کار بردن آنالیز فنر خطی در شبکه بندی

در این قسمت مروری خواهیم داشت بر روش کلاسیک آنالیز فنی برای شبکه های دینامیکی که اصول و نحوه تولید آنها را توضیح خواهیم داد. دوگره متوالی Z_i را در نظر بگیرید. بردار خطی \vec{e}_{ij} که جهت آن از i به j می باشد بدین ترتیب بیان می شود:

$$\vec{e}_{ij} = x_j - x_i \quad (1)$$

که طول این بردار برابر است با :

$$L_{ij} = \sqrt{e_{ij} \cdot e_{ij}} \quad (2)$$

و برداریکه چنین نوشته می شود.

$$\hat{l}_{ij} = \frac{e_{ij}}{L_{ij}} \quad (3)$$

تغییر مکان گره های Z_i را با u_i و Z_j را با u_j نمایش می دهیم. که با این تعریف می توانیم کشش فنر خطی را برای هر ضلع از رابطه ی زیر بدست آورد.

$$(u_j - u_i) \cdot \vec{l}_{ij} \quad (4)$$

در نتیجه نیروی ایجاد شده روی گره i ام در راستای بردار \hat{l}_{ij} اعمال می شود. که به صورت زیر بیان می شود.

$$f_{ij}^{edge} = k_{ij}(u_j - u_i) \vec{l}_{ij} \cdot \vec{l}_{ij} = -f_{ji}^{edge} \quad (5)$$

¹¹BATINA,j

k_{ij} سختی فنری بوده که بین دو گره i, j قرارداد و متناسب با عکس بردار ضلع می باشد.

$$k_{ij} = \frac{1}{L_{ij}} \quad (6)$$

براساس این رابطه مشخص می شود که اضلاع با طول کوچکتر دارای سختی بیشتری هستند. با استفاده از این روش که روش سودمندی است می توانیم تغییر شکل‌های محلی المان را کنترل کنیم. اگر طول المانی زیاد شد سختی آن زیاد می شود که این امر موجب می شود نیروی بیشتری به این المان وارد می شود و باعث جمع شدن آن می شود. این امر کمک زیادی به تطبیق دادن شبکه می کند [7].

2- معادلات حاکم بر مساله :

با توجه به در نظر گرفتن جریان دوبعدی، لزج، تراکم پذیر و ناپایدار، معادلات ناویر-استوکس با رینولدز متوسط در مختصات دو بعدی به صورت زیر بیان می گردد:

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x} + \frac{\partial F_i}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \quad (7)$$

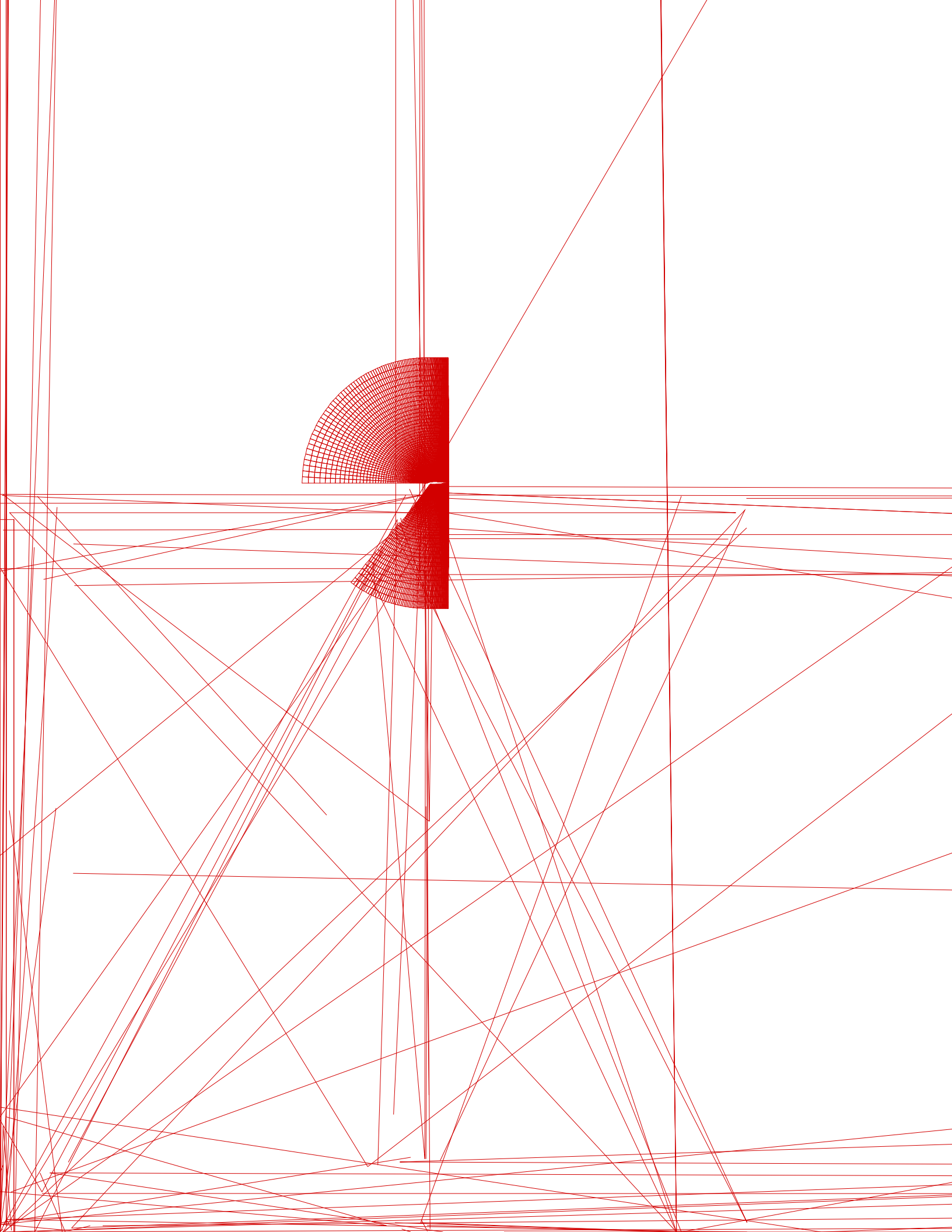
در این رابطه W متغیر وابسته، E_i و F_i بردارهای شار جابجائی برای جریان غیر لزج، E_v و F_v بردارهای شار جابجائی برای جریان لزج می باشد.

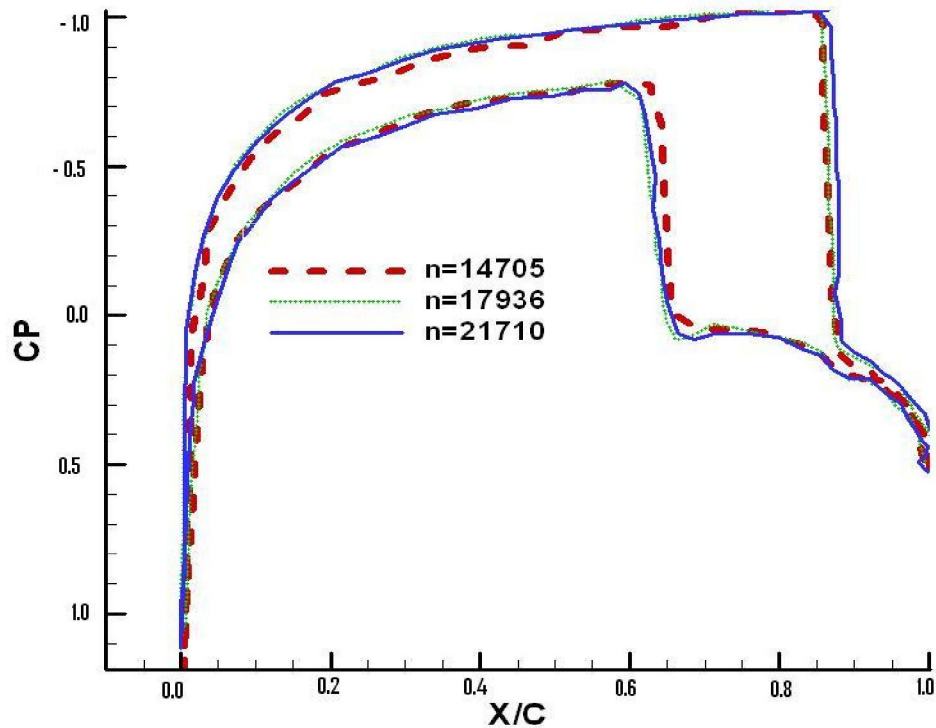
$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix} \quad (8) \quad E_i = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + \rho \\ \rho uv \\ u(\rho e + P) \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ v(\rho e + P) \end{bmatrix} \quad (10) \quad E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ (u\tau_{xx} + v\tau_{xy}) - q_x \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ (u\tau_{yx} + v\tau_{yy} - q_y) \end{bmatrix} \quad (12)$$

در معادله انرژی، (e) مجموع انرژی داخلی و انرژی جنبشی بر واحد جرم و تنش‌های برشی و عمودی بدون بعد با بکارگیری تئوری استوکس بدست می آیند.





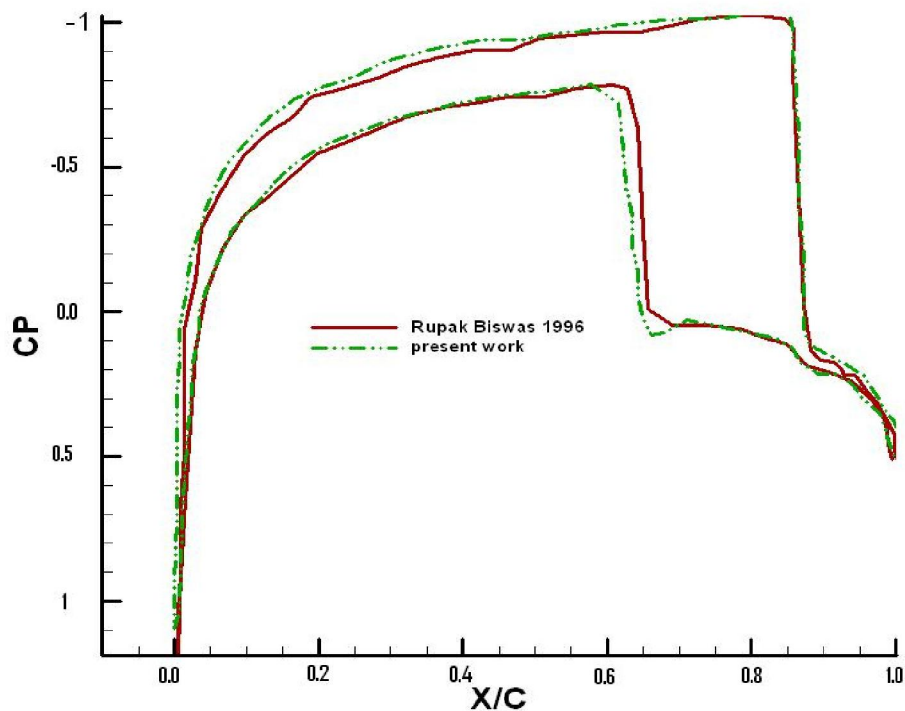
شکل (3) بررسی استقلال از شبکه

4- مساله بررسی شده :

مساله مورد بررسی تحلیل جریان حول یک ایرفویل نوسانی با حرکت صلب گونه می باشد. حرکت ایرفویل به نحوی می باشد که زاویه ی حمله با زمان تغییر می کند. ایرفویل برای تغییر زاویه حمله ی خود از رابطه ی زیر کمک می گیرد:

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) \quad (13)$$

در این رابطه α_0 زاویه ی اولیه ایرفویل هست و α_m نیز دامنه ی نوسان می باشد. ω فرکانس زاویه ای است که ایرفویل نوسان می کند. برای اعتبار سنجی برنامه کامپیوتری نوشته شده ، ابتدا مساله را برای جریان دوبعدی ناپایا و غیره لزج ، با شرایط فیزیکی عدماخ 0.85 در زاویه حمله ی 1 درجه حل کردیم. ایرفویل در حال نوسان در شرایطی قرار گرفته که پس از اینکه در زاویه حمله ی $\alpha = 1^\circ$ نتایج ارائه شده است. نتایج بدست آمده از حل انطباق خوبی با نتایج آقای روپاک بیسواس^{۱۲} داشت. در شکل (4) نتایج ارائه شده است. نمودار مربوطه بر حسب ضریب فشار و نسبت بی بعد طول کورد به فاصله هست [9].



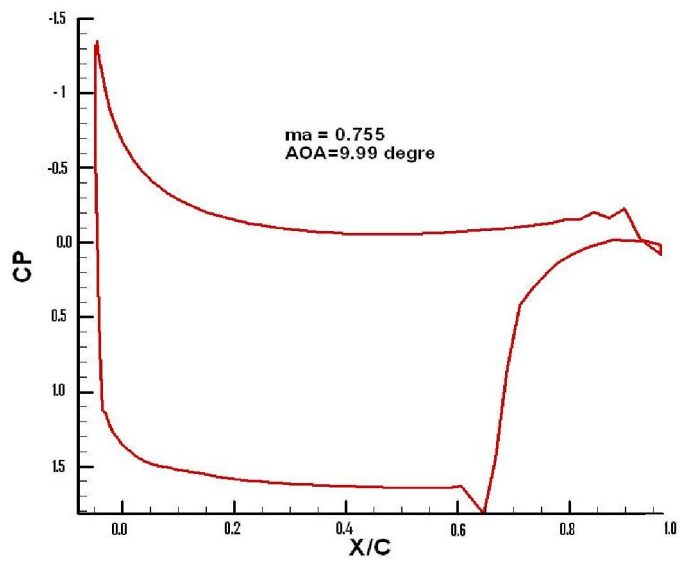
شکل (4) نمودار صحت محاسبه ی ضریب فشار روی سطح [9]

5- بررسی نتایج و بحث :

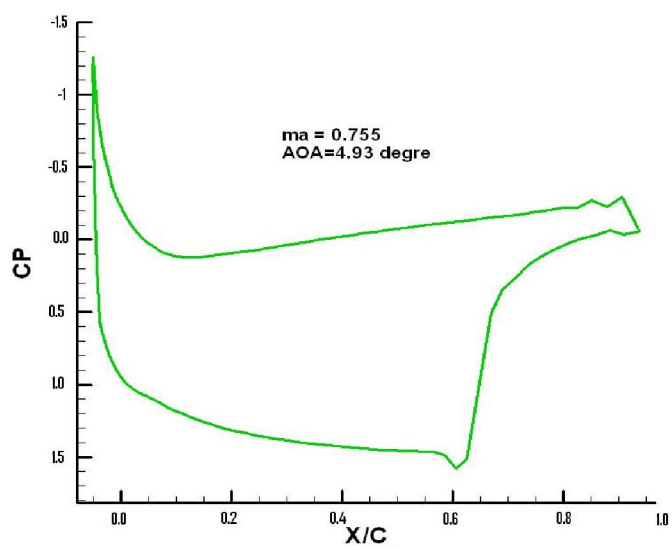
بااطمینان از صحت برنامه کامپیوتری نتایج حاصل شده برای دو حالت مختلف جریان در زیر ارایه می گردد. در نمودارهای زیر مقادیر مختلف ضریب فشار برای دو جریان با عدد ماخ متفاوت بررسی شده است. ایرفویل Naca0012 با زاویه متوسط اولیه 4.93° و دامنه ی نوسان 4.99° شروع به نوسان می کند. سرعت زاویه ای نوسان ایرفویل 0.748 می باشد. جریان به صورت غیره لزج و ناپایا می باشد که برای دو عدد ماخ متفاوت 0.85 و 0.755 حل شده است. نمودارهای حاصله همگی با استفاده از تکنیک شبکه های دینامیکی می باشند. در این روش به خوبی مشاهده می شود که زمان حل و همچنین دقت حل که جز پارامترهای اساسی در شبیه سازی عددی می باشد مناسب می باشد. این نوع حل نسبت به حل حالت پایا و شبه پایا بسیار مناسب تر می باشد. زمان کم در رسیدن به نتیجه در این روش به این خاطر است که برای تحلیل جریان و نوسان ایرفویل به ایجاد شبکه ی جدید در هر لحظه نیازی نیست بلکه با همان شبکه ی اولیه می توانیم براحتی نوسان ایرفویل را شبیه سازی کنیم. کاربردهای متعددی می توان پیدا کرد که از این تکنیک برای تحلیل جریان ناپایا استفاده کرده است. در این شبیه سازی عددی از تکنیک شبکه های دینامیکی استفاده گردید. نمودارهای ارایه شده مربوط به ضریب فشار در سه زاویه مختلف در حالتی که ایرفول در بالاترین حد نوسان، وسط و پایین ترین حد نوسان قرار دارد که گزارش شده است.

در شکل (5) نمودار ضریب فشار در شرایط فیزیکی عدد ماخ جریان 0.755 و در حد بالای نوسان ایرفویل ارائه شده است. شکل (6) نیز مربوط به همین شرایط فیزیکی اما زمانی که ایرفویل در وسط سیکل نوسان قرار دارد می باشد. در شکل (7) می توان ضریب فشار در حد پایین نوسان در شرایط فیزیکی مذکور مشاهده کرد. در شکل های (8) و (9) و (10) همین نمودارهای در همین زوایا در شرایط عدد ماخ جریان 0.85 ارائه شده است. از نمودارهای حاصل شده می توان مشاهده کرد که محل شوک با نوسان ایرفویل تغییر می کند. زمانی که زاویه ی حمله ی ایرفویل افزایش می یابد، شتاب جریان در لبه ی حمله ¹³ زیاد می شود که این حدود 3 تا 4 برابر جریان آزاد است.

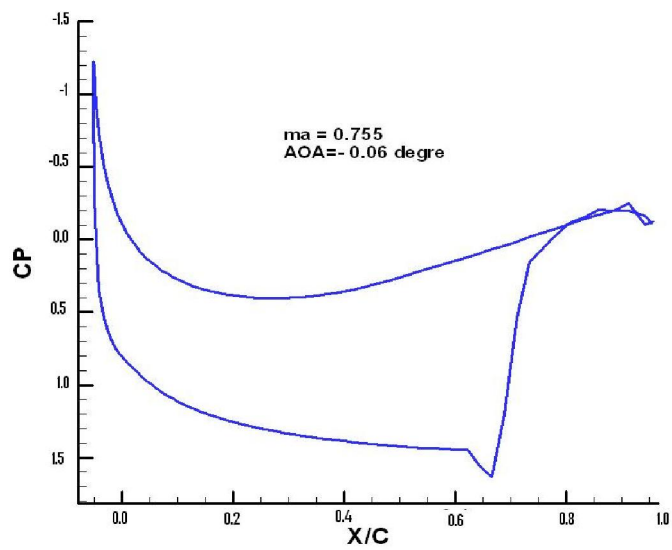
¹³ Leading edge



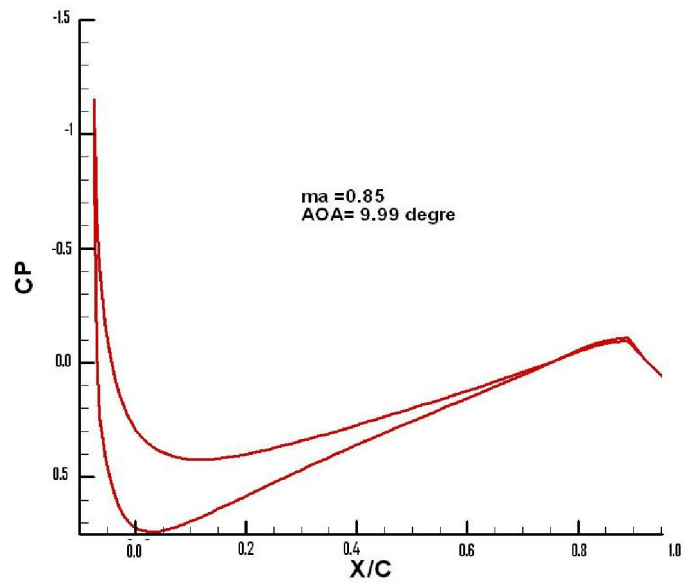
شکل (5) بالاترین حدنوسان



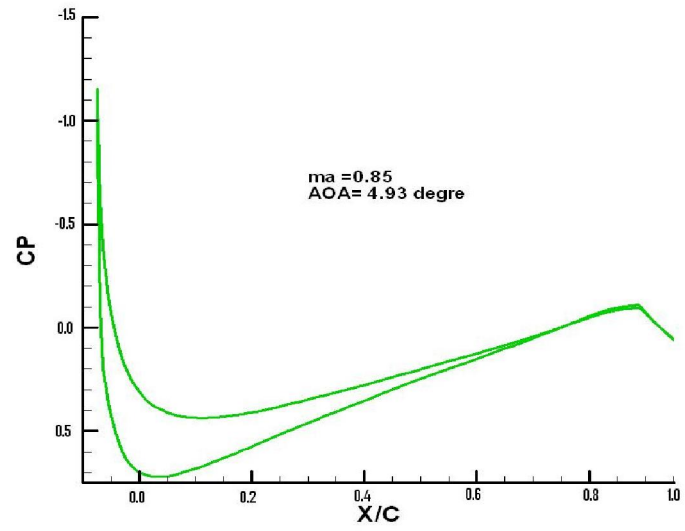
شکل (6) حدوسط نوسان



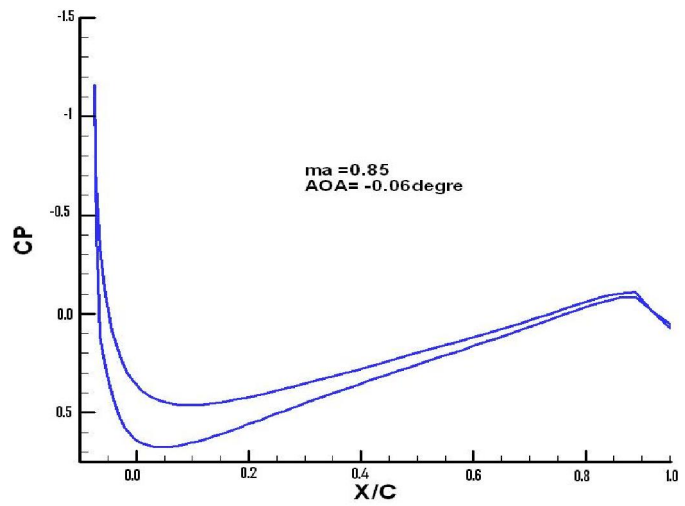
شکل (7) پایین ترین حدنوسان



شکل (8) بالاترین حد نوسان

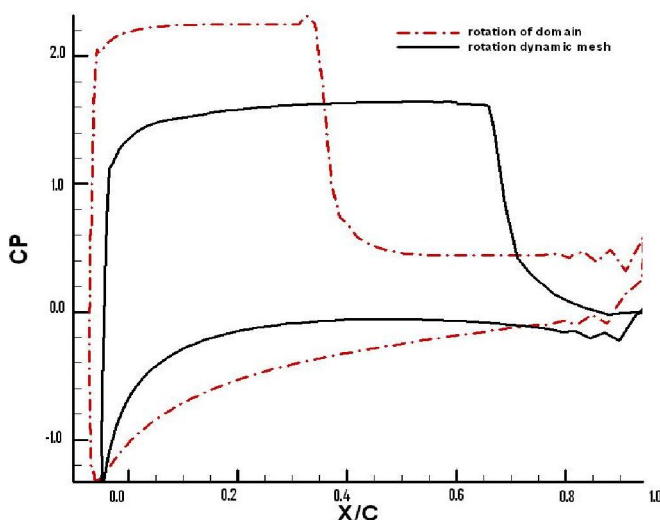


شکل (9) حد وسط نوسان



شکل (10) حد پایین نوسان

شکل (11) نمودار مقایسه ای مربوط به دو شیوه مختلف شبیه سازی می باشد. مساله ی مورد نظر را یکبار با حالت نوسان ایرفویل در شبکه با استفاده از شبکه ی دینامیکی و یکبار با استفاده از چرخش جریان ورودی و ثابت نگه داشتن ایرفویل تحلیل کردیم. این نمودار مربوط به زاویه حمله 9.9 می باشد که تقریباً تفاوت زیادی در نتایج مشاهده می شود. که نتایج مربوط به شبکه ی دینامیکی بهتر و قابل قبول تر می باشد. خطوط پررنگ مربوط به شبیه سازی با استفاده از شبکه ی دینامیکی می باشد.



شکل (11) مقایسه ی نتیجه نوسان جریان و نوسان ایرفویل

6- مراجع :

- [1] - Betz, A., 1912, "Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges," Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, vol. 3, pp. 269-272.
- [2] - Knoller, R., 1909, "Die Gesetze des Luftwiderstandes," Flugund Motortchnik(Wien), vol. 3, pp. 1-7.
- [3] - McCroskey, W. J., McAlister, K. W., Carr, L. W., Pucci, S. L., Lambert, O., and Indergrand, R., "Dynamic stall on advanced airfoil sections, 1981," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 26, , pp. 4050.
- [4] - McAlister, K. W., Pucci, S. L., McCroskey, W. J., and Carr, L. W., 1982, "An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections", Volume 2, Pressure and force data," NASA TM 84245, Sept.
- [5] - پسندیده فرد محمود ، ملک جعفریان مجید ، حیدری علی ، سالاری محسن " تحلیل جریان ناپایا حول ایرفویل نوسانی به کمک شبکه سازمان یافته متحرک تطبیق پذیر" ، هشتمین کنفرانس سالانه (بین المللی) انجمن هوافضای ایران، اصفهان، شاهین شهر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اسفند 1387.
- [6] - Batina J. T., 1990, "Unsteady Euler Airfoil Solutions Using Unstructured Dynamic Meshes," AIAA Journal, August, Vol. 28, No. 8.
- [7] - Farhat C., Degond C., Koobus B., and Lesoinne M., 1998. "An Improved Method of Spring Analogy for Dynamic Unstructured Fluid Meshes". AIAA-2070.
- [8] - M.A. Ashraf, J.C.S. Lai and J. Young., 2007, " Numerical Analysis of Flapping Wing Aerodynamics", 16th Australasian Fluid Mechanics Conference Crown Plaza, Gold Coast, Australia.
- [9] - Rupak Biswas, Roger C. Strawn., 1996., " A dynamic mesh adaption procedure for unstructured hexahedral grids". AIAA Meeting Papers on Disc, January A9618004, AIAA Paper 96-0027 .
- [10] - M.A. Ashraf, J.C.S. Lai and J. Young., 2011, " Reynolds number, thickness and camber effects on flapping airfoil propulsion ", Journal of Fluids and Structures 27 -145-160.