

بررسی رفتار موج ضربه ای در جریان ناپایا حول ایرفویل نوسانی پیچشی در جریان گذر صوت

علی حیدری^۱

۱- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد سمنان، سمنان، ایران
* سمنان، صندوق پستی: ۱۷۹-۳۵۱۴۱، پست الکترونیکی نویسنده عهده دار مکاتبات: (heydary.a@gmail.com)

چکیده

در این تحقیق حل جریان ناپایا با مرز متحرک مورد توجه است. بدین صورت که به بررسی جریان غیر دائم، دو بعدی، تراکم پذیر و غیر لزج حول یک ایرفویل نوسانی با حل معادلات اویلر روی یک شبکه سازمان یافته تطبیق پذیر^۱ می پردازیم. با استفاده از شبکه فنی خطی، مش تطبیق پذیری تولید شده است که می تواند چسبیده به سطح جسم، حرکت جسم را مدل کند. در این کار ابتدا به ایجاد شبکه فنی تطبیق پذیر پرداخته و حالات مختلف تولید شبکه تطبیق پذیر را بررسی می کنیم. پس از بررسی استقلال از شبکه و گام زمانی نتایج حاصل با نتایج تجربی مقایسه می شود. همچنین برای نشان دادن مزیت شبکه بندی فوق نتایج حاصل از حالت غیر دائم نوسانات ایر فویل روی یک شبکه بی سازمان^۲ مقایسه می گردد. نتایج نشان می دهد که استفاده از شبکه تطبیق پذیر سازمان یافته فنی باعث افزایش سرعت حل در عین حفظ دقت می شود. همچنین مشاهده می شود در حرکت نوسانی پیچشی ایرفویل رفتار شوک کاملاً وابسته به جهت نوسان، زاویه لحظه ای و زاویه متوسط ایرفویل دارد.

کلیدواژگان

نوسان پیچشی، شوک ضربه ای، جریان گذر صوت، شبکه سازمان یافته، فنی خطی، شبکه متحرک تطبیق پذیر

Sock behavior study in flow around pitching airfoil in transonic regime

Ali Heydari¹

2- Department of Mechanical Engineering, Semnan Branch, Islamic Azad University, Semnan, Iran
* P.O.B. 35141-179 Semnan, Iran, [email: heydary.a@gmail.com](mailto:heydary.a@gmail.com)

Abstract

In this study, solution of unsteady flows with moving boundaries is considered. So that two dimensional inviscid unsteady and incompressible flow around an oscillating airfoil is investigated by solving Euler equation using structured adaptive grid network. An adaptive grid is produced using linear spring network, which can be attached to the surface of the object and modeled moving surface. The work initially focused on production of adaptive spring grid network and different state of adaptive grid production is investigated. After investigations of mesh and time step independency, the results are compare with experiments. Also, to show the advantages of structured adaptive grid network, the results are compared with unstructured adaptive grid network. The results show that use of adaptive structured network leads to increasing the speed of solution while maintaining the accuracy. Also it can be seen that in pitching airfoil, the shock behavior depends on the direction of movement, instant angle and mean angle of oscillation.

Keywords

Pitching, Shock, transonic flow, Structured grid network, linear spring, moving adaptive grid

¹ Structured adaptive grid

² Unstructured grid

۱- مقدمه

تحلیل جریان غیردائم حول سطوح برآزا از مسائل مهم و کاربردی در محبت آیرودینامیک می باشد. در اکثر وسایل پرنده رژیم هایی از جریان وجود دارد که نیروهای غیردائم در مقابل نیروهای دائم قابل صرف نظر کردن نیستند. این رژیم ها با اثرات منفی دارند مانند فلاتر، ارتعاشات اجزاء و لرزش شوک و یا اثرات مثبت دارند مانند تاخیر در واماندگی و تولید کنترل شده گردابه های نوسانی. با کنترل نیروهای غیردائم می توان کارایی وسیله پرنده را افزایش و اثرات نامطلوب پدیده های غیردائم را کاهش داد.

در یک شبکه خوب بایستی حتی الامکان فواصل گره های مختلف یکنواخت باشد و همچنین حالت عمودی داشته باشند و با خصوصیات مهم جریان قابل تطبیق باشند. ایجاد چنین گره هایی برای جریان های پیچیده اگر غیر ممکن نباشد تا حدودی مشکل است زیرا تعداد کل گره هایی که می توانند در شبیه سازی مورد استفاده قرار بگیرند اغلب محدود می باشد. هنگام حل جریان غیر دائم که در آن تغییر شکل و یا حرکت جسم داریم، در هر تکرار نیاز بود شبکه جدید تولید شود، که بسیار حافظه کامپیوتر را در گیر می کرد و حل آهسته پیش می رفت. ولی اعمال شبکه تطبیق پذیری که این قابلیت را داشته باشد با حرکت جسم و تغییر شکل آن خود را تطبیق داده و بهترین حالت قرار گیرد تاثیر به سزایی در سرعت انجام حل و صرفه جویی در هزینه و زمان خواهد داشت. یک روش جهت تحلیل جریان غیر دائم حول جسم متحرک استفاده از شبکه با قابلیت حرکت و تطبیق پذیری مجاور مرز متحرک می باشد. در این میان استفاده از شبکه های تطبیق پذیر جهت حل جریان غیر دائم حول اجسام متحرک با حفظ ساختار ارتباطی بین سلولها و عدم تولید شبکه مجدد از دیدگاه محاسباتی از اهمیت ویژه ای برخوردار است.

تحقیقات زیادی در زمینه تکنیک شبکه های تطبیقی انجام گرفته است. به عنوان مثال هاکن و تامسون [۱] مستقلاً بررسی کاملی روی روش شبکه های تطبیقی انجام دادند. تامسون نشان داد که اکثر پروسه های شبکه تطبیقی تلاش دارند که خطاهای اندازه گیری شده جریان را به طور یکنواخت توزیع کنند. در روش شبکه تطبیقی معمولاً تابع وزنی تعریف می شود که این تابع متناسب است با اندازه خطای حل یکی از خصوصیات جریان سیال در میدان. نوفو [۲] سیستم فنر های کششی را معرفی کرد. ناکاهاشی و دیوورت [۳] با بسط روش نوفو فنر های خمشی را نیز معرفی کردند. مزیت روش فوق در این است که بعلا تاثير فنر های خمشی، یکنواختی را نسبت به روش نوفو بهتر فراهم می کند. روش تغییرات جزیی نیز به عنوان روش شبکه تطبیقی مورد استفاده قرار گرفته است. این روش از مینیمم کردن یک انتگرال بهره می گیرد. طوری که تابع زیر انتگرال تابعی از خطای اندازه گیری شده در حل می باشد. تامسون نشان داده است که این روش با حل معادلات دیفرانسیل جزیی بیضوی (پواسون) با جملات غیر همگن متناسب با اندازه خطای اندازه گیری شده، معادل می باشند. روش نوفو را نیز می توان به شکل جملات روش تغییرات جزیی (تعادل نیرو در سیستم فنرهایی که بین گره های شبکه قرار دارند) توضیح داد.

فهرات [۴] یک پروسه شبکه تطبیقی بر اساس طرح توزیع یکنواخت خطا را در حل معادلات ناویر استوکس برای جریانهای با سرعت بالا بکار بردند. تابع وزنی که آنها برای شبکه تطبیقی خود انتخاب کردند ترکیب خطی از ماکزیمم انحنا و ماکزیمم گرادینهای متغییر وابسته میدان جریان در هر گره می باشد. هر گره در میدان جریان بوسیله دو فنر کششی و یک فنر پیچشی در اتصال می باشد که ثوابت فنر ها برابر با تابع وزنی اختیار می

گردند. بنابر این موقعیت جدید نقاط شبکه به کمک تابع وزنی که روی هر خط توزیع شده است، یافت می شود. در کار حاضر تابع وزنی را ماکزیمم تغییر طول فنر یا به عبارتی طول ضلع المان در نظر می گیریم.

روشهای مختلفی برای تطبیق شبکه با حرکت مرز اجسام متحرک بوجود آمده است. در مسائل خاصی می توان شبکه محاسباتی را با حرکت جسم و تغییر مرز حرکت داد. در این صورت پیچیدگیهای موجود به میزان قابل توجهی کم می شود. این روش بدین صورت است که تغییر مکان را در بازه های خاصی انجام داده و در هر مرحله ناحیه داخل مرز را مجدداً به همان روش اولیه شبکه بندی می کند. اما اگر مسأله شامل حرکت دو جسم نسبت به یکدیگر باشد، این روش دچار مشکل می شود. مشکل این روش نیاز به استفاده از میانمایی در مجاورت مرز نواحی متحرک و در نتیجه دقت کم این روشها در این نواحی از میدان حل است.

متداولترین روش حرکت دادن شبکه المانی روش فنر خطی است که اولین بار توسط باتینا [۵] ارائه شده است. در حالتی که حرکت منطقه ای شبکه در مقایسه با اندازه های المانهای آن منطقه از شبکه کوچک نباشد این روش موفق نخواهد بود مشکل اساسی این روش، عدم توانایی در ایجاد شبکه عددی مناسب درجابجایی های زیاد می باشد که متأسفانه در بسیاری موارد عملی جابجایی مرز چندان کوچک نمی باشد.

روش فنر خطی نمی تواند از ایجاد المانهای پهن جلو گیری کند و همچنین نمی تواند فروپاشی و سقوط شبکه المانی را کنترل کند، که این خود موجب تولید سلولهایی با حجم منفی می شود. در واقع بین گره ها و ضلع ها تقاطع بروزی می کند. هنگامی که المان پهن در شبکه ایجاد می شود.

در کل روش آنالیز فنری برای شبکه های سازمان یافته و بی سازمان استفاده میشود و قابل تطبیق برای تغییر شکل های بزرگ با استفاده از فنر پیچشی یا فنر کششی ثانویه بوده که در ادامه، این روشها توضیح داده می شوند. برای از بین بردن مشکل ایجاد شده در تغییر شکلهای بزرگ مورایاما و ناکاهاشی [۶] روش فنر پیچشی را پیشنهاد دادند که مشکل تقاطع گرہها و ضلعها را حل میکند اما مشکل دیگری نیز وجود دارد. سلولهای چسبیده به مرز متحرک دچار افزایش سطح بسیار زیادی میشوند به طوری که یکنوایی شبکه ها را در نزدیکی مرز از بین می برد.

در کار حاضر به بررسی جریان غیر دائم، دو بعدی، تراکم پذیر و غیر لزج حول یک ایرفویل نوسانی پیچشی با حل معادلات اوایلر روی یک شبکه سازمان یافته تطبیق پذیر می پردازیم. ابتدا به ایجاد شبکه فنری تطبیق پذیر پرداخته و حالات مختلف تولید شبکه تطبیق پذیر را بررسی می کنیم. پس از بررسی استقلال از شبکه و گام زمانی نتایج حاصل با نتایج تجربی مقایسه می شود. همچنین برای نشان دادن مزیت شبکه بندی فوق نتایج حاصل از حالت غیر دائم نوسانات ایر فویل روی یک شبکه بی سازمان^۱ مقایسه می گردد.

۲- معادلات حاکم

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

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x} + \frac{\partial F_i}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \quad (1)$$

¹ Unstructured grid

معلوم است و S' مجهول می باشد. مشاهده می شود که این معادله شرایط مرزی زیر را دارا است:

$$\begin{aligned} S'_{1,j} &= 0 \\ S'_{nx,j} &= U \end{aligned} \quad (10)$$

که U نشان دهنده جابجایی مرز بوده و برابر طول قوس منحنی در سطر z ام از مبدا تا گره آخر می باشد که مقدار آن معمولاً معلوم است. حال از حل معادله (۹) به روش ضمنی طول قوس منحنی ها بدست می آیند که در ادامه باید آنها را به x, y تبدیل کنیم. بدین صورت مختصات نقاط جدید گره ها را بدست می آوریم. البته این نکته را باید در نظر گرفت که جابجایی مرز باید کمتر از مینیمم فاصله گره ها از یکدیگر در سطر مربوطه باشد. که اگر غیر از این بود باید این تغییر مکان به بازه های کوچکتری که کمتر از این مینیمم فاصله باشد تقسیم شود. در هر تغییر مکان کوچک باید این الگوریتم تکرار شود تا حل آن همگرا گردد که معیار همگرایی را می توان مجموع تفاضلات طول تمام فنر ها نسبت به تکرار قبلی در نظر گرفت. از نظر فیزیکی این همگرایی را می توان به کم شدن ارتعاشات فنرها و در نهایت تعادل آنها تشبیه کرد. پس از همگرایی، طول قوس نهایی مختصات نهایی گره ها را بعد از تطبیق به ما می دهد.

بزرگتر بودن تغییر مکان نسبت به مینیمم فاصله گره ها از یکدیگر این مشکل را ایجاد می کند که قبل از تطبیق و اعمال نیروی مخالف حرکت توسط فنر گره ها از هم رد شده و المان منفی ایجاد می گردد که نیروی فنر برای المان منفی جدید به عنوان یک اهرم کمک کننده به منفی تر شدن شبکه و در نهایت فروپاشی شبکه، عمل می کند. نمونه ای از کار عددی انجام شده در دو بعد فقط با در نظر گرفتن فنر اولیه بین المان های متحرک در ادامه نشان داده شده است.

می توان نتایج ناشی از کار عددی این قسمت را در مرجع شماره ۹ مشاهده کرد

۲-۱- روش فنر کششی ثانویه برای شبکه سازمان یافته

در قسمت قبلی ملاحظه شد که اگر تغییر مکان شبکه در دو راستا بود و یا جسم نوک تیز مانند مثلث داشتیم دیگر فنر کششی اولیه به تنهایی کفایت نمی کند و باید سیستمی که از فروپاشی شبکه جلوگیری کند، طراحی شود. دیدیم که فنر های خطی اولیه در جهت حرکت اصلی قرار گرفتند و المانهای سطرهای موازی سطح جسم با فنر ها جایگزین شدند و طی چند تکرار خود را با حرکت اصلی تطبیق دادند. در حالتی که حرکت در دو راستای مختلف باشد و یا جسم نوک تیز باشد المانهای عمود بر سطح جسم نیز با فنر ها جایگزین می شوند به عبارتی فنر جایگزین تمام اضلاع المان شده است بطوری که اضلاع موازی سطح جسم در المان دارای فنر کششی اولیه و اضلاع عمود بر آنها دارای فنر کششی ثانویه هستند. بدین صورت فنر بندی در دو راستای عمود بر هم انجام دادیم.

فنر های کششی ثانویه دقیقاً همانند فنر های کششی اولیه فرمول بندی می شوند و ثابت آنها نیز همانند ثابت فنر های اولیه تعریف می شوند که در قسمت قبل توضیح داده شد با این تفاوت که اسم متغیر های برنامه عوض می شود و متغیر های دو فنر با هم یکی نیست زیرا هر راستا بصورت جداگانه و بدون هیچ وابستگی به راستای دیگر تطبیق می شود. در اینجا مهم این است که چگونه از این دو فنر در برنامه استفاده کنیم که برای پاسخ به این سوال الگوریتم زیر را بکار می گیریم.

در رابطه W متغیر وابسته، E_i و F_i بردارهای شار جابجایی برای جریان غیر لزج می باشند که به صورت ذیل تعریف شده اند.

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$E_i = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(\rho e + P) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vw \\ \rho v^2 + P \\ v(\rho e + P) \end{bmatrix} \quad (4)$$

E_v و F_v بردارهای شار لزج می باشد بطوریکه داریم:

$$E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x) \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ (u\tau_{yx} + v\tau_{yy} - q_y) \end{bmatrix} \quad (6)$$

شرایط مرزی ورودی (T, P, V, ρ) از مرز بالا دست که شرایط جریان آزاد است تاثیر می پذیرد. شرایط مرزی در خروج از برونیایی جریان بالا دست بدست می آید. روی مرز جسم سرعت در راستای عمود بر سطح جسم مساوی سرعت جسم بوده و در راستای مماس بر سطح از معادله ممتم در راستای عمود بر سطح بدست می آید.

روش فنر خطی دو بعدی برای شبکه سازمان یافته

برای حرکت دادن شبکه سازمان یافته فنر بندی خطی را به صورت زیر در نظر می گیریم در راستای منحنی سطح جسم تعداد nx المان با اندیس i و در راستای عمود بر منحنی سطح جسم ny المان با اندیس j خواهیم داشت. در هر سطر موازی سطح جسم و بین هر دو گره فنری در نظر می گیریم. طول هر فنر که برابر اندازه ضلع متصل کننده دو گره در یک سطر است برابر است با:

$$D_{ij} = \sqrt{(x_{i,j} - x_{i-1,j})^2 + (y_{i,j} - y_{i-1,j})^2} \quad (7)$$

برای کنترل اندازه المان های نزدیک مرز متحرک و المانهای دورتر سختی فنر را متناسب با عکس طول فنر در نظر می گیریم:

$$C_{linear}^{ij} = \frac{1}{D_{ij}^p} \quad (8)$$

p ضریبی ثابت است که معمولاً برابر 1 یا 2 در نظر گرفته میشود و p برابر با ۲ معمول تر است. با نوشتن رابطه نیروها برای هر گره برای برقراری تعادل به معادله زیر می رسیم: [7]

$$\begin{aligned} C_{i,j} [(S'_{i,j} - S_{i,j}) - (S'_{i-1,j} - S_{i-1,j})] = \\ C_{i+1,j} [(S'_{i+1,j} - S_{i+1,j}) - (S'_{i,j} - S_{i,j})] \end{aligned} \quad (9)$$

که در آن s طول قوس منحنی در هر سطر از مبدا تا گره است که برابر مجموع طول فنرها تا گره مربوطه می باشد. s مربوط به تکرار قبلی بوده که

۲-۱-۱- الگوریتم تطبیق شبکه با مرز متحرک:

قدم اول: ابتدا فضای محاسباتی را مشخص می کنیم به این ترتیب که مرز جسم و مرز دور دست را برای ورود به برنامه تولید شبکه آماده می کنیم. قدم دوم: توسط برنامه تولید شبکه فضای محاسباتی را مش اولیه می کنیم.

قدم سوم: جهت حرکت اصلی و مبدا محاسبات را مشخص می کنیم. قدم چهارم: در دو راستایی که فتر بندی کردیم به محاسبه طول اولیه فتر و سپس ثابت آن طبق تعریف می پردازیم.

قدم پنجم: مینیمم فاصله بین گره ها را بدست آورده، مرزی که می خواهد تغییر کند را مقداری حرکت دهیم که کمتر از مینیمم فاصله بین گره ها باشد.

قدم ششم: طول قوس های ثانویه مربوط به هر گره در دو راستا را بعد از تغییر مرز محاسبه می کنیم.

قدم هفتم: ماتریس سه قطری در جهت حرکت اصلی را ایجاد کرده ضرایب آن را بدست آورده و طول قوس نهایی مربوط به هر گره را محاسبه می کنیم ($S'_{i,j}$).

قدم هشتم: از روی طول قوس مربوط به هر گره X, Y مربوط به آن گره را بدست می آوریم.

قدم نهم: معیار همگرایی را بررسی کرده اگر همگرا بود به قدم دهم و اگر همگرا نشد به قدم هفتم می رویم.

قدم دهم: ماتریس سه قطری در جهت دیگر غیر از جهت حرکت اصلی را ایجاد کرده ضرایب آن را بدست آورده و طول قوس نهایی مربوط به هر گره را محاسبه می کنیم.

قدم یازدهم: از روی طول قوس مربوط به هر گره X, Y مربوط به آن گره را بدست می آوریم.

قدم دوازدهم: معیار همگرایی را بررسی کرده اگر همگرا بود به قدم سیزدهم و اگر همگرا نشد به قدم دهم می رویم.

قدم سیزدهم: به میزان جابجایی مرز، به اندازه تعیین شده در قدم پنجم، اضافه کرده و اگر به میزان جابجایی مطلوب نهایی (U) نرسیدیم به قدم پنجم می رویم و اگر رسیدیم نتایج حاصل شد.

۲-۲- جریان غیر دائم با شبکه متحرک

در این بخش به بررسی جریان ناپایا حول اجسامی که دارای مرز متحرک هستند می پردازیم. تنها قسمت قابل توضیح آن بدست آوردن گام زمانی مناسب برای تحلیل جریان غیر دائم می باشد. همانطور که می دانیم برای بالا رفتن سرعت حل جریان های دائم از الگوریتم گام زمانی محلی که در آن برای هر المان گام زمانی مخصوص همان المان در نظر گرفته می شد، استفاده می شود.

$$\Delta T(i, j) = CFL * AREA_{i, j} / Velocity_{i, j} \quad (11)$$

این زمان ماکزیمم گام زمانی مجاز برای هر المان را نشان می دهد به این معنی که اگر گام زمانی از این مقدار بزرگتر شد جریان در المان در آن گام همگرا نشده و جواب ناقص به المان کناری وارد می شود. از آنجا که در جریانهای غیر دائم تعریف زمان برای ما بسیار مهم است و نیاز به یک گام زمانی برای کل حوزه داریم، برای جریان ناپایا این روش به مشکل برمی خورد و دقت لازم جهت تحلیل جریان از بین می رود. در اینجا روشی پیاده می شود که دقت حل برای جریان های ناپایا را تا حد قابل قبولی بالا می برد

و در کل حوزه به یک گام زمانی مفروض می رسیم. بدین صورت که پس از بدست آوردن تمام گامهای زمانی محلی در تمام حوزه حل، از بین آنها مینیمم یابی شده و کوچکترین گام زمانی در کل ناحیه، به عنوان گام زمانی تمام المان های حوزه حل در نظر گرفته می شود. این عمل علاوه بر بالا بردن دقت حل اجازه داده می شود تا نتایج کامل شده از هر المان به المان مجاور منتقل شود.

۳- تعریف مسئله

در این مسئله به بررسی جریان غیر لزج ناپایا حول ایرفویل NACA0012 که مرز آن در حال تغییر است می پردازیم. برای اینکه به شبکه این تغییر مرز را اعمال کنیم از الگوریتم شبکه تطبیقی استفاده می کنیم که در قسمت قبل توضیح داده شد. مرز دور دست به اندازه کافی دور فرض شده که نتایج در دور دست نیز دقیق باشد.

این مسئله برای چند حالت مختلف بررسی می شود مثلاً برای یک ایرفویل نوسانی با شرایط جریانی مختلف و نوسانات متفاوت که نتایج آن با نتایج ثبت شده در [۸] مقایسه گردیده است. کلاً برای بهتر شدن نتایج و جلوگیری از نوسانات جریان در حل ناپایا ابتدا اجازه می دهیم که جریان به حالت پایا برسد سپس چرخش را شروع می کنیم. حل مسأله غیردائم با دو مسأله نمونه مقایسه شده است. شرایط این دو مسأله در جدول ۱ ملاحظه می شوند.

جدول ۱- ضرایب دو مسئله حل شده

case	airfoil	M_∞	α_0	α_m	ω	x/c
CT2	NACA0012	۰/۶	۳/۱۶	۴/۵۹	۰/۱۶۲۲	۰/۲۷۳
CT5	NACA0012	۰/۷۵۵	۰/۰۱۶	۲/۵۱	۰/۱۶۲۸	۰/۲۵

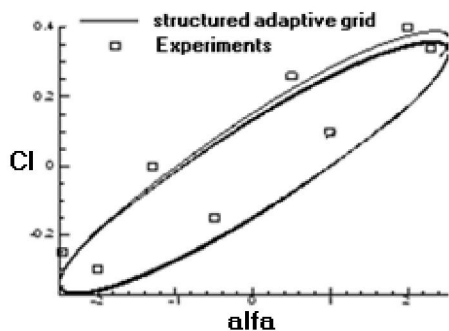
در این دو مسأله زاویه حمله ایرفویل با تبعیت از رابطه زیر کم و زیاد می شود. [8]

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) \quad (12)$$

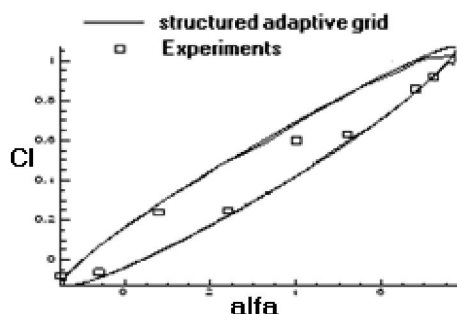
که ضرایب جدول ۱ مورد استفاده قرار می گیرد. در رابطه ۱۲ α_0 زاویه ایست که ایرفویل حول آن با دامنه α_m نوسان می کند. این نوسان حول نقطه x/c روی وتر ایرفویل انجام می گیرد. و همچنین سرعت نوسان (ω) بوده و مقدار آن در جدول ۱ ذکر شده است.

۴- ارائه نتایج و بحث

در شکل ۱ و ۲ نمونه ای از تطبیق شبکه در مختصات کارتزین و استوانه ای نشان داده شده است. در این شکل ها یک مرز جابجا شده و مرز دیگر ثابت بوده و شبکه به کمک فتر بندی انجام شده بین این دو مرز بطور کاملاً یکنواختی توزیع می شود.

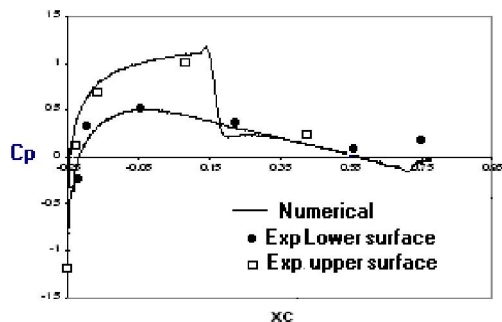


شکل ۴ مقایسه ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه چرخش برای حالت مش سازمان یافته برای شش نوسان با حل تجربی (مسئله CT5)

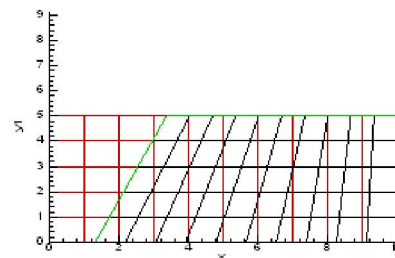


شکل ۵ مقایسه ضریب نیروی عمودی برای حالت مش سازمان یافته برای شش نوسان با حل تجربی (مسئله CT2)

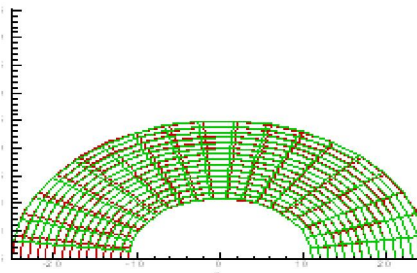
در شکل های ۶ تا ۸ ضریب فشار بدست آمده از حل عددی در نقاط مختلف نوسان در مسئله CT5 با نتایج تجربی مقایسه شده است. این شکلها نشان می دهد که مقدار ضریب فشار در سطوح بالا و پایین بخوبی نتایج تجربی را پوشش می دهد. همچنین مشخص می شود که در صورتی در حرکت به سمت بالا در زوایای منفی موج ضربه ای بر سطح بالا و در زوایای مثبت در سطح پائین قرار می گیرد. همچنین در حرکت به سمت بالا در زوایای منفی موج ضربه ای در سطح پائین و در زوایای مثبت موج ضربه ای در سطح بالا قرار می گیرد.



شکل ۶ مقایسه ضریب فشار حل عددی حاضر با نتایج تجربی در زاویه $-\alpha/51$ درجه به سمت بالا (مسئله CT5)

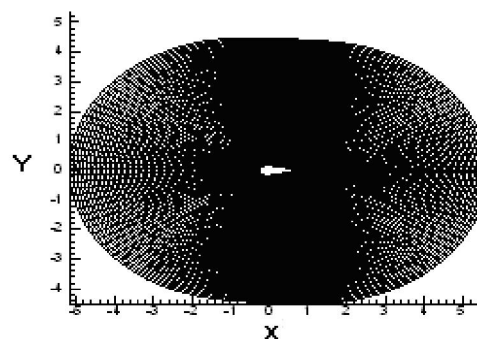


شکل ۱ نمونه تطبیق شبکه در حالت H-Grid



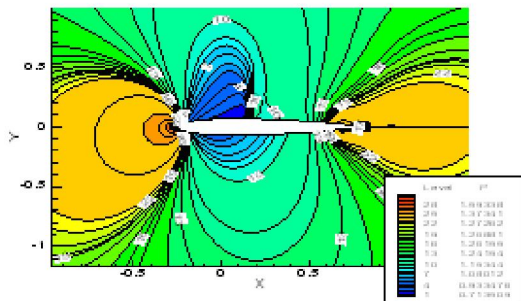
شکل ۲ نمونه تطبیق شبکه در حالت O-Grid

در شکل ۳ شبکه مورد نظر برای تحلیل جریان ناپایا حول ایرفویل نشان داده شده است. این شبکه از نوع O-Grid بوده و بصورت کاملاً یکپارچه خود را با حرکت مرز تطبیق می دهد. در ضمن پس از بررسی استقلال از شبکه تعداد مش در راستای سطح ۱۰۰ و تعداد مش در راستای عمود بر سطح ۱۶۰ در نظر گرفته شد.

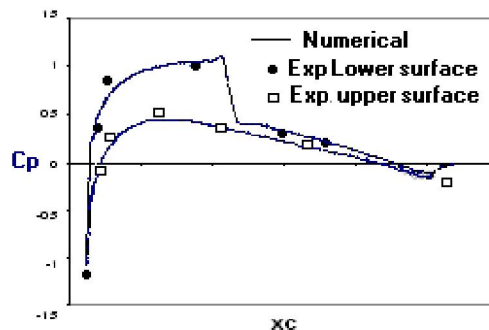


شکل ۳ شبکه حل جریان حول ایرفویل NACA0012

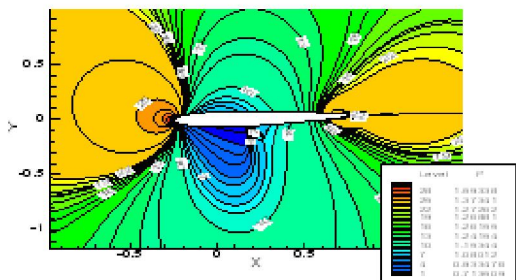
در شکل ۴ و ۵ با توجه به شرایط مسئله CT2 و CT5 نتایج حل عددی حاضر با نتایج تجربی مقایسه می شود. همانطور که مشاهده می شود با دامنه نوسان بالاتر نتایج تجربی بهتر پوشش داده می شوند. همچنین مشاهده می شود در حرکت به سمت بالا در دامنه های بالاتر نتایج بهتری حاصل می شود. اما در دامنه های نوسان کمتر حرکت به سمت بالا نتایج تجربی را بهتر پوشش می دهد.



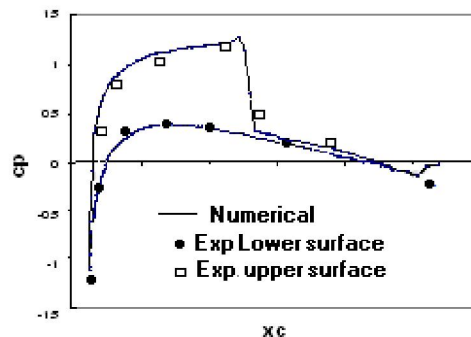
شکل ۱۰ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در وسط نوسان و حرکت به سمت پائین برای مسئله CT5 ($\alpha=0/016^\circ$)



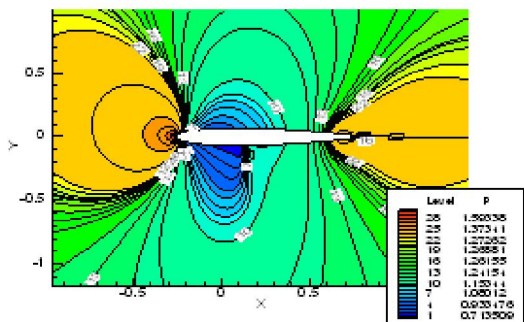
شکل ۷ مقایسه ضریب فشار حل عددی حاضر با نتایج تجربی در زاویه $2/4^\circ$ -درجه به سمت پایین (مسئله CT5)



شکل ۱۱ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در حد پایین برای مسئله CT5 ($\alpha=-2/494^\circ$)

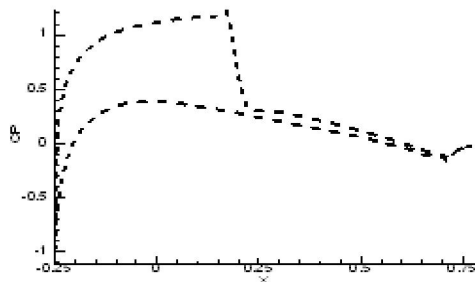


شکل ۸ مقایسه ضریب فشار حل عددی حاضر با نتایج تجربی در زاویه $2/38^\circ$ -درجه به سمت پایین (مسئله CT5)

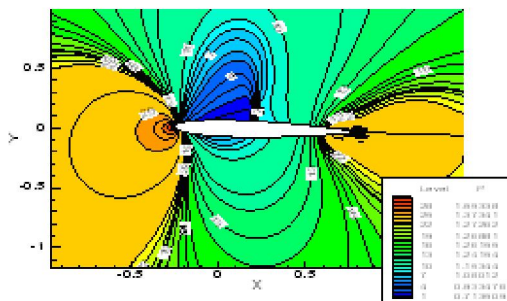


شکل ۱۲ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در وسط نوسان و حرکت به سمت بالا برای مسئله CT5 ($\alpha=0/016^\circ$)

در شکل های ۹ تا ۱۲ رفتار شوک ضربه ای را در حین یک نوسان به ترتیب در بالا، وسط، پایین و مجدداً وسط نوسان مشاهده می شود. همانطور که مشاهده می شود در بالای نوسان (شکل ۹) موج ضربه ای (ناحیه آبی رنگ) در سطح بالای ایرفویل شکل می گیرد. در وسط نوسان در حرکت رو به پائین (شکل ۱۰) در سطح بالا و در حرکت رو به بالا (شکل ۱۱) در سطح پائین شکل می گیرد. همچنین مشاهده می شود در پایین نوسان (شکل ۱۱) موج ضربه ای در سطح زیر ایرفویل بوجود می آید.



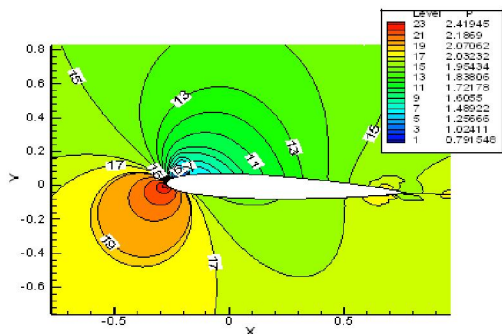
شکل ۱۳ ضریب فشار در طول ایرفویل نوسانی در حد بالا برای مسئله CT5 ($\alpha=2/526^\circ$)



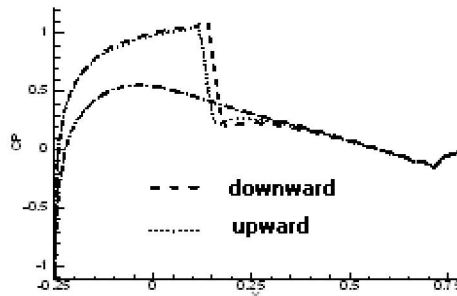
شکل ۹ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در حد بالا برای مسئله CT5 ($\alpha=2/526^\circ$)

بنابر این وقوع شوک علاوه بر نحوه حرکت به زاویه متوسط نوسان نیز وابسته است. در زوایای متوسط پائین تر بطوری که ایرفویل حول زاویه صفر درجه نوسان کند هم در نیمه بالای نوسان و هم در نیمه پائین نوسان وقوع شوک اتفاق می افتد. حال آنکه با افزایش زاویه متوسط نوسان در حدود نزدیک شدن به زاویه صفر درجه شوک از بین می رود.

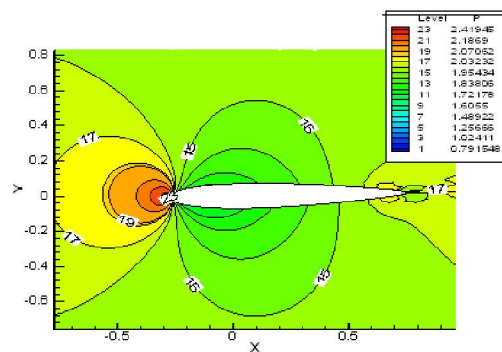
نمودار ضریب فشار در طول ایرفویل در شکل های ۱۳ تا ۱۵ در بالا، وسط و پایین نوسان مشاهده می شود. همانطور که مشاهده می شود در دو انتهای نوسان (بالا و پائین) در مقایسه با وسط نوسان شوک از لبه حمله دورتر و به لبه فرار نزدیکتر شده است.



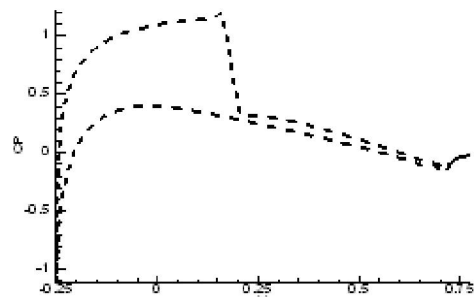
شکل ۱۷ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در وسط نوسان و حرکت به سمت پائین برای مسئله CT2 ($\alpha=3/16^\circ$)



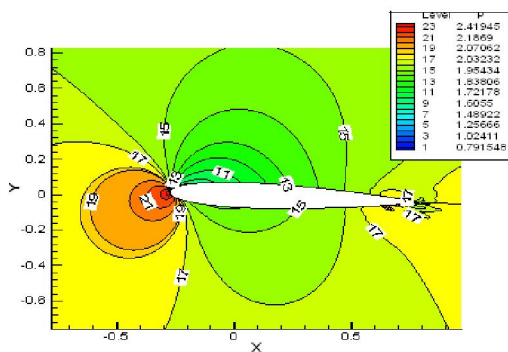
شکل ۱۴ ضریب فشار در طول ایرفویل نوسانی در وسط نوسان برای مسئله CT5 ($\alpha=0/016^\circ$)



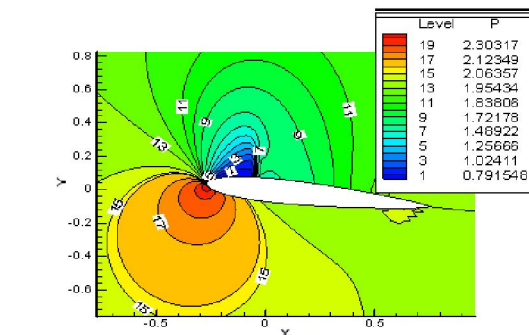
شکل ۱۸ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در حد پایین برای مسئله CT2 ($\alpha=-1/43^\circ$)



شکل ۱۵ ضریب فشار در طول ایرفویل نوسانی در حد پائین برای مسئله CT5 ($\alpha=-2/494^\circ$)



شکل ۱۹ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در وسط نوسان و حرکت به سمت بالا برای مسئله CT2 ($\alpha=3/16^\circ$)



شکل ۱۶ کانتور فشار ایرفویل نوسانی در حد بالا برای مسئله CT2 ($\alpha=7/75^\circ$)

در مسئله CT2 که دامنه نوسان افزایش یافته است و نوسان در زوایای بیشتر اتفاق افتاده است مشاهده می شود که فقط در نیمه بالای نوسان شوک وجود دارد و با نزدیک شدن زاویه حمله (حد پائین نوسان) شوکی بوجود نمی آید. (شکل ۱۶ تا ۱۹)

۵- جمع بندی

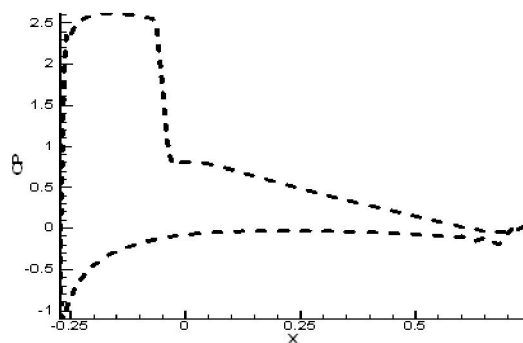
- برای شبکه تطبیقی حدود ۲۲ ثانیه طول کشید تا ایرفویل هزار تکرار حرکت کند. در حالی که با روش تولید شبکه مجدد حدود ۹۷۹ ثانیه یعنی تقریباً ۴۵ برابر شبکه تطبیقی زمان برای تولید شبکه لازم بود. با در نظر گرفتن اینکه برای هر نوسان ایرفویل در این کار نیاز به ۵۰۰۰۰ تکرار لازم است با روش تولید شبکه مجدد حدود ۲ روز به زمان حل برنامه برای هر نوسان اضافه می شود.
- با مقایسه نتایج در قسمت حل غیر دائم ایرفویل نوسانی از نزدیک بودن نتایج حاصل از تطبیق شبکه سازمان یافته با مرز متحرک، به نتایج تجربی اطمینان حاصل می کنیم. برای CFL های مختلف نمودارهای ضریب برا تفاوت چندانی ندارند. به این علت که زمان لازم برای همگرا شدن جریان در هر تکرار فراهم گردیده است و در هر تکرار جریان در تمام المان ها همگرا شده است.
- در زوایای حمله متوسط حدود صفر در حرکت به سمت بالا در زوایای منفی موج ضربه ای در سطح بالا و در زوایای مثبت در سطح پائین رخ می دهد. همچنین در حرکت به سمت بالا در زوایای منفی موج ضربه ای در سطح پائین و در زوایای مثبت موج ضربه ای در سطح بالا قرار می گیرد. اما در زوایای متوسط بالاتر فقط در نیمه بالای نوسان شوک وجود دارد و با نزدیک صفر شدن زاویه حمله (حد پائین نوسان) شوکی بوجود نمی آید.
- در زوایای متوسط نوسان حدود صفر در دو انتهای نوسان (بالا و پائین) در مقایسه با وسط نوسان شوک از لبه حمله دورتر و به لبه فرار نزدیکتر شده است. اما در زوایای بالا با حرکت ایرفویل از مرکز نوسان به سمت بالا شوک نیز در لبه حمله تشکیل شده و با رسیدن به بالاترین حد نوسان به حدود ۲۵٪ اولیه طول ایرفویل می رسد. و با پایین آمدن مجدد ایرفویل به لبه حمله باز می گردد.

۶- مراجع

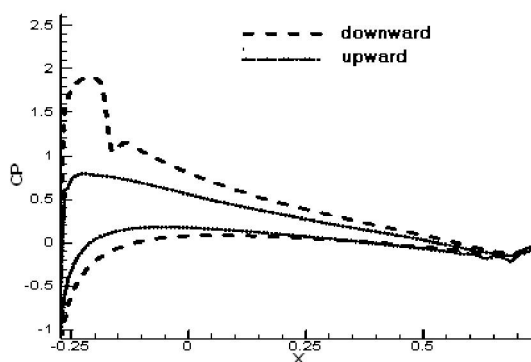
- [1]-Thompson,J.F., "A Survey of Dynamically-Adaptive Grids in the Numerical Solution of Partial Differential Equations" AIAA Paper 84-1606, June 1984
- [2]-Gnoffo,P.A "A Vectorized Finite-Volume, Adaptive Grid Method Applied to Planetary Entry Problem", AIAA Paper 82-1018 June 1982
- [3]-Nakahashi,k.and Deiwert ,G.S"Three Dimensional Adaptive Grid Method "AIAA Journal, Vol24 No.6 1999, PP.948-954
- [4]- Farhat C., Degend C., Koobus B., and Lesoinne M., "An Improved Method of Spring Analogy for Dynamic Unstructured Fluid Meshes," AIAA-1998-2070.
- [5]. Batina J. T., Unsteady Euler Airfoil Solutions Using Unstructured Dynamic Meshes, AIAA Journal, Vol. 28, No. 8, August 1990.
- [6]- Murayama M., Nakahashi K., and Matsushima K., "Unstructured Dynamic Mesh for Large Movement and Deformation," AIAA Paper 2002-0122.

[7]-پایان نامه مقطع کارشناسی ارشد، مجید ملک جعفریان، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، زمستان ۱۳۷۸

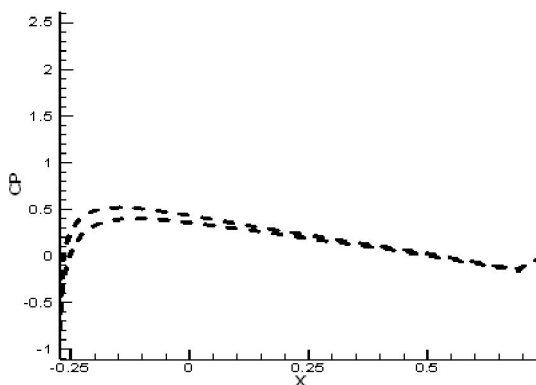
[8]- کاظم هجرانفر ، محمدهادی اعظم پور "روش بالادست ضمنی به همراه شبکه بی سازمان متحرک انعطاف پذیر جهت شبیه سازی عددی جریان غیردائم حول ایرفویل نوسانی" دانشکده مهندسی هوافضا ، دانشگاه صنعتی شریف ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوا فضای ایران - اسفند ۱۳۸۵



شکل ۲۰ ضریب فشار در طول ایرفویل نوسانی در حد بالا برای مسئله CT2 ($\alpha = 7/75^\circ$)



شکل ۲۱ ضریب فشار در طول ایرفویل نوسانی در وسط نوسان برای مسئله CT2 ($\alpha = 3/16^\circ$)



شکل ۲۲ ضریب فشار در طول ایرفویل نوسانی در حد پائین برای مسئله CT2 ($\alpha = 1/43^\circ$)

نمودار ضریب فشار در طول ایرفویل در شکل های ۲۰ تا ۲۲ در بالا، وسط و پایین نوسان مشاهده می شود. همانطور که مشخص است فقط در بالای نوسان شوک وجود دارد و در نیمه پائینی آن شوک از بین می رود. با حرکت ایرفویل از مرکز نوسان به سمت بالا شوک نیز از لبه حمله تشکیل شده و با رسیدن به بالاترین حد نوسان به حدود ۲۵٪ اولیه طول ایرفویل می رسد. و با پایین آمدن مجدد ایرفویل به لبه حمله باز می گردد.