

شبیه‌سازی عددی جریان تراکم پذیر لزج حول ایرفویل متحرک به روش RANS

محمد کمری

بهمن اسدی*

دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه گلپایگان، گلپایگان، ایران

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه گلپایگان، گلپایگان، ایران

چکیده

شبیه‌سازی جریان‌های آشفته یکی از مهم‌ترین مسائل مهندسی است که تا کنون مهندسان را با چالش جدی مواجه کرده است. شبیه‌سازی این نوع از جریان‌ها نیاز به هزینه و زمان محاسباتی زیادی دارد. ایرفویل‌ها در صنعت کاربردهای زیادی دارند که از جمله آن‌ها پره چرخانه توربوماشین‌ها و ملخ هواپیماها است. بررسی دو بعدی و سه بعدی جریان در اطراف ایرفویل‌ها که بسیاری از مشخصه‌های جریان را نشان می‌دهد حائز اهمیت است. در این مقاله سعی بر بررسی جریان تراکم پذیر برای حل بر مبنای چگالی حول ایرفویل دو بعدی و پروانه سه بعدی با همان مقطع برای حالت دو بعدی ایرفویل ثابت و ایرفویل دوار در حالت چرخش همراه با ورودی سرعت و استفاده از شبکه بندی متحرک برای حل ناپایا ایرفویل دوار و پروانه سه بعدی چرخش همراه با ورودی سرعت با استفاده از روش متوسط گیری زمانی RANS با مدل های Spalart-Allmaras، RNG، SST، RSM و مقایسه آن‌ها باهم شده است. برای ایرفویل دوار معادلات چرخش سیال با استفاده از برنامه نویسی C++ به جمله چشمه معادلات مومنوم اضافه شده است. در مدل دو بعدی نمودارهای ضریب فشار و اصطکاک پوسته به علت اهمیت ویژه برای مدل های مختلف روش RANS برای زاویه‌های حمله مختلف و برای پروانه سه بعدی کانتور سرعت در طول پروانه و چگونگی تشکیل گردابه ها و استخراج شده است.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی عددی، تراکم پذیر، ایرفویل متحرک، لزج، روش RANS.

Numerical Simulation of Compressible Viscous flow Around The Moving Airfoil By RANS Method

M. Kamari

B. Asadi

Department of Mechanical Engineering, Golpayegan University of Engineering, Golpayegan, Iran

Department of Mechanical Engineering, Golpayegan University of Engineering, Golpayegan, Iran

ABSTRACT

Simulation of turbulent flows is one of the most important issues that engineers has forced with serious challenged about it. This type of flow simulation requires high computational cost and time. Airfoils have many applications in industry, including turbomachinery rotor blades and propeller aircraft. Two-dimensional and three-dimensional Studing flow around an airfoils that show many properties of flow is important. This article is studying about and solving the compressible flow which is density-based around two-dimensional airfoils and three-dimensional propeller by same section for the fixed two-dimensional case and rotating airfoil in the rotation condition with the velocity inlet and for three-dimensional rotation with velocity inlet for RANS method with Spalart-Allmaras, RNG, SST, RSM. For rotating airfoil added swirling equations using C++ programming has been to the momentum equations source term. In the two-dimensional pressure coefficient and skin friction of particular importance for the RANS methods for different angles of attack and different models for propeller three-dimensional contour speed during the formation of vortices and extracted.

Keywords: Numerical Simulation, Compressible, viscous, Moving Airfoil, RANS Method.

۱-مقدمه

در این مقاله سعی بر، شبیه‌سازی عددی جریان تراکم پذیر دو بعدی و سه بعدی حول ایرفویل متحرک و پروانه سه بعدی متحرک بر روی مسیر دایروی شده است. در شبکه‌بندی دو بعدی مسئله از شبکه دایروی استفاده شده است. برای صحت‌سنجی کد از ایرفویل بدون چرخش مورد بررسی قرار گرفته است. از کارهای انجام‌گرفته می‌توان به کارهای عبدالله [۱] اشاره کرد که به حل جریان غیر لزج و غیرقابل تراکم در فضای سه بعدی پرداخته شده است. کائند و گو [۲] یک حل عددی زمان دقیق برای تحلیل جریان در داخل چرخ و پره‌های ثابت یک توربین ارائه دادند که در این تحلیل، معادلات لایه نازک در دو بعد با استفاده از روش اختلاف محدود ضمنی حل شده است. ال [۳] به بررسی تجربی جریان در اطراف ایرفویل تحت حرکت دایروی پرداخت. الت [۴] با استفاده از روش اجزای محدود معادلات ناویر-استوکس را در اطراف ایرفویل تحت حرکت دایروی مورد مطالعه قرار داد و نتایج

حل عددی را با نتایج تجربی ال، مقایسه نمود. فاروخ [۵] مسئله جریان در یک کانال مستطیلی در حال دوران را با روش حجم محدود مورد بررسی قرار داد. توماس [۶] با استفاده از روش تفاضل محدود ضرایب فشاری و کانتور عدد ماخ را برای مقطع NACA 0012 نشان داد. احمد و همکاران [۷] به بررسی تجربی و آزمایشگاهی کنترل جریان برای جدایش جریان بر روی لبه فرار و چگونگی تشکیل گردابه‌ها و نمایش خطوط جریان در رو و پشت ایرفویل دوار مورد نظر پرداختند. کرایتوفک [۸] به بررسی عددی جریان تراکم پذیر در سرعت‌های زیر صوت و فرا صوت به صورت ۲ بعدی در اطراف ایرفویل NACA 0012 با استفاده از روش عددی رانگ-کوتا پرداخت. فیلومینا [۹] به بررسی هم زمان ملخ چند پره سوار بر بال ثابت پرداختند که در آن تنها نیروی ناشی از شتاب کوریولیس را به جمله چشمه معادلات مومنوم ناویر-استوکس جهت همگرایی سریع‌تر اضافه شده است که نتایج حاصله را با ال مقایسه کرده است. فرانسیس و

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: asadi@gut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۴/۱۱/۲۰

تاریخ پذیرش: ۹۵/۰۴/۲۲

$$F_{ii} = \begin{bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_1 v_i + p \delta_{1i} \\ \rho v_2 v_i + p \delta_{2i} \\ \rho v_3 v_i + p \delta_{3i} \\ (\rho E + p) v_i \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$-F_{Vi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ q_i + v_j \tau_{ij} \end{bmatrix} \quad (7)$$

که برداری است که به جمله چشمه اضافه شده است.

$$\vec{Q}_X = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho \vec{f}_e \\ \vec{W}_f \end{bmatrix} \quad (8)$$

که $\vec{W}_f$ کار نیروهای چشمه ظاهر شده در معادله مومنتوم می‌باشد. که به صورت زیر بیان شده است:

$$\vec{W}_f = \rho \vec{f}_e \cdot \vec{V} \quad (9)$$

روابط نسبی و جملات چشمه به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\frac{Db}{Dt} = \frac{D'b}{Dt'} \quad (11)$$

$$\frac{DB}{Dt} = \frac{D'B}{Dt'} + \vec{\omega} \times \vec{B} \quad (12)$$

$$\frac{\partial b}{\partial t} = \frac{\partial' b}{\partial t'} - (\vec{\omega} \times \vec{r}) \cdot \nabla b \quad (13)$$

$$\frac{\partial B}{\partial t} = \frac{\partial' B}{\partial t'} - (\vec{\omega} \times \vec{r}) \cdot \nabla B + \vec{\omega} \times \vec{B} \quad (14)$$

که در روابط بالا علامت پریم نشان‌دهنده عملیات نسبت به مرجع اصلی است. که در آن b متغیر مطلق و B متغیر نسبی در حالت کلی است.

$$\vec{Q}_X = \begin{bmatrix} 0 \\ -\rho(\vec{\omega} \times \vec{v}) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

که Q را نیز می‌توان به صورت بالا تعریف کرد. که به ترتیب به صورت زیر می‌توان مقادیر مورد نظر را در نظر گرفت.

$$\vec{\omega} = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (15)$$

همکاران [۱۰] کلیاتی از طرح‌های سه بعدی و دو بعدی از ایرفویل‌ها را برای روش‌های آشفتگی مختلف با استفاده از نرم‌افزارهای متن باز پرداختند. زانج و همکاران [۱۱] به بررسی اثرات تغییر موقعیت پایه توربین بر روی آئرودینامیک توربین به صورت ناپایدار پرداختند. محسن [۱۲] به بررسی اثر آشفتگی در عملکرد آئرودینامیکی توربین‌های محور افقی پرداخت. اسدی [۱۳] به بررسی ایرفویل چرخان با استفاده از مدل‌های آشفتگی CSM و JKM پرداخت و ضریب آئرودینامیکی رابه دست آورد.

در این مقاله با استفاده از اضافه کردن نیروهای ناشی از شتاب گریز از مرکز و کریولیس به جمله چشمه معادله مومنتوم ناویر-استوکس، روش حجم محدود، حل بر مبنای فشار، روش تجزیه بردار شار Roe و دقت مرتبه سوم معادلات جریان جهت شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. شایان به ذکر است که با توجه به متحرک بودن مرزها می‌توان از شبکه‌بندی در حال حرکت استفاده کرد ولی با توجه به قوانین انتقال گالیله، می‌توان مسئله را در دیدگاه ناظر متحرک (غیر لخت) با اضافه کردن ترم‌های ناشی از نیروهای گریز از مرکز و کریولیس بررسی نمود و از پیچیدگی شبکه‌بندی متحرک کاست. هدف از حل جریان تراکم پذیر دو بعدی در اطراف ایرفویل مورد نظر به دست آوردن ضرایب برا، پسا، کانتورهای سرعت، فشار و نمودارهای تغییرات ضریب فشار بر حسب فاصله از دیواره ایرفویل و برای پروانه سه بعدی تغییرات فشار و سرعت در طول پروانه و همچنین کانتور سطح ایزوله سرعت و فشار و چگونگی توزیع چرخش سیال در اطراف پروانه است.

۲- معادلات حاکم

معادلات کلی ناویر-استوکس برای جریان‌های چرخشی به شکل زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho \vec{v} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) + \rho [\vec{\omega} \times (\vec{v} - \vec{v}_r)] = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \vec{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho E + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r H + \rho \vec{u}_r) = \nabla \cdot (K \nabla T + \vec{\tau} \cdot \vec{v}) + S_h \quad (3)$$

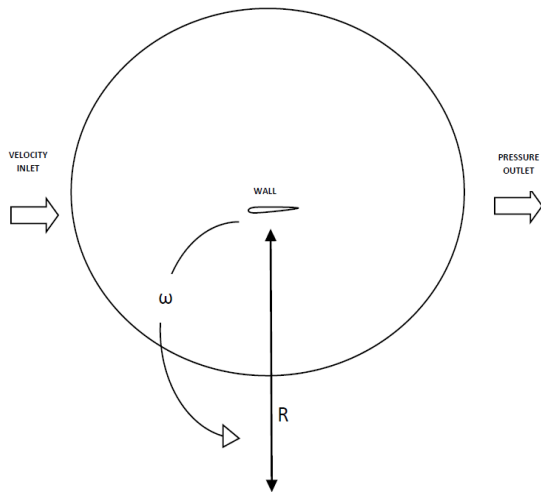
که فرم کلی معادلات ناویر-استوکس است. در فرم برداری معادلات فوق به صورت زیر خلاصه می‌شوند:

$$\frac{\partial \vec{X}}{\partial t} + \nabla \vec{F}_I + \nabla \vec{F}_V = \vec{Q}_X \quad (4)$$

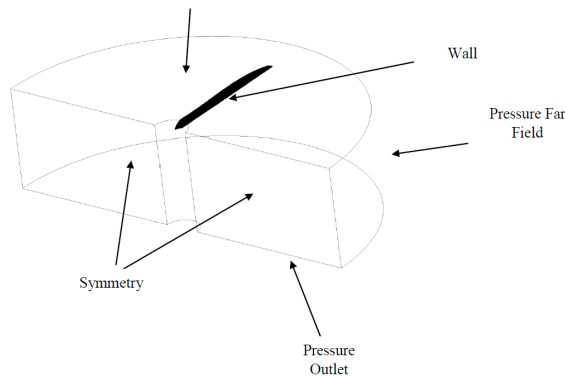
که بردار X به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\vec{X} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \vec{v} \\ \rho E \end{bmatrix} \quad (5)$$

که در روابط بالا F_V و F_I بردارهای مربوط به شار هستند که به صورت زیر تعریف می‌گردد.



شکل ۲- هندسه و شرایط مرزی مسئله برای ایرفویل متحرک
Velocity Inlet



شکل ۳- هندسه و شرایط مرزی مسئله برای ایرفویل متحرک سه بعدی

۲-۳- فرضیات مسئله

شعاع چرخش برای حالت دو بعدی ۵۰ متر و ایرفویل با سرعت ۳۰۰ دور بر دقیقه در حال گردش است. برای شرط ورودی سرعت^۲ هوا با سرعت ۲۰۰ متر بر ثانیه ورود می‌کند. عدد ماخ برای شرط مرزی فشار در دوردست^۳ نیز ۰.۶ ماخ است. این حالت در واقع شبیه‌ساز حرکت پروانه چرخان در توربین‌ها، هواپیما، هلی‌کوپترها است. چگالی هوای تراکم پذیر برای ورودی سرعت:

$$\rho = \frac{P_{op} + P_g}{\frac{R}{M_w} \times T} = \frac{101325 + 0}{\frac{8.314 \times 1000}{28.966} \times 300} = 1.1767 \left(\frac{kg}{m^3} \right) \quad (23)$$

که $R \left[\frac{J}{K.mol} \right]$ ثابت جهانی گازها، P_{op} [pa] فشار مطلق

هوا، P_g [pa] فشار نسبی، $M_w \left[\frac{kg}{kmol} \right]$ جرم مولکولی و $T = [K]$ دما است.

$$F_{li} = \begin{bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_1(v_i - v_{b_i}) + p\delta_{1i} \\ \rho v_2(v_i - v_{b_i}) + p\delta_{2i} \\ \rho v_3(v_i - v_{b_i}) + p\delta_{3i} \\ (\rho E + p)v_i \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\vec{v}_b = \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (17)$$

$$\vec{V} = \vec{V}_\infty + (\vec{\omega} \times \vec{r}) \quad (18)$$

$$\vec{V}_\infty = \begin{pmatrix} u_\infty \\ v_\infty \\ w_\infty \end{pmatrix} \quad (19)$$

$$\rho[\vec{\omega} \cdot (\nabla \times \vec{r})] = 0 \quad (20)$$

$$\rho \vec{V}[\vec{\omega} \cdot (\nabla \times \vec{r})] + \rho \vec{V}_\infty \cdot \nabla \vec{V} = -\rho(\vec{\omega} \times \vec{V}) \quad (21)$$

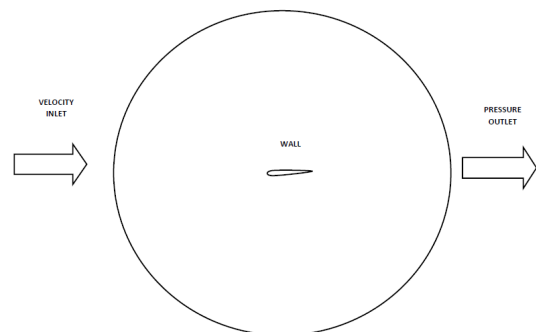
$$\rho E[\vec{\omega} \cdot (\nabla \times \vec{r})] = 0 \quad (22)$$

که روابط برای مرجع چرخان^۱ به صورت بالا تعریف گردید.

۳- مدل سازی آشفتگی

۱-۳- هندسه و شرایط مرزی مسئله

ایرفویل ثابت:



شکل ۱- هندسه و شرایط مرزی مسئله برای ایرفویل ثابت

² Velocity Inlet

³ Pressure FarField

¹ Moving Reference Frame

شدت آشفته در این مسئله ۵ درصد و نسبت لزجت آشفته ۱۰ و برای مدل سه بعدی از جمله تأثیرات تراکم پذیری در مدل RNG در نظر گرفته شده است.

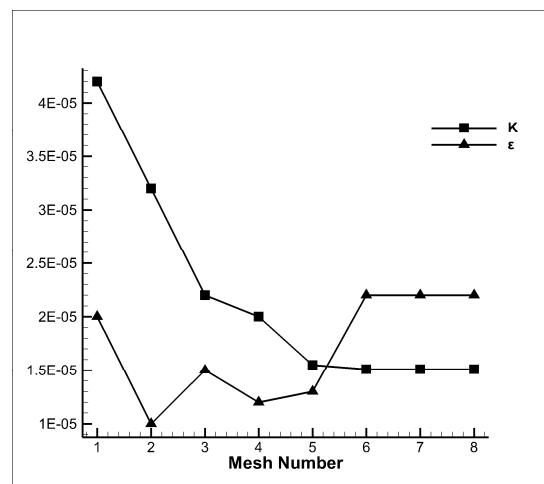
۲-۳- استقلال از شبکه بندی

به علت محدود بودن هزینه ها و زمان و حافظه رایانه ای مجبور به محاسبه ی بهینه ترین حالت از شبکه بندی برای به دست آوردن بهترین جواب است. برای به دست آوردن شبکه بندی بهینه که بتواند پیش بینی های درستی را نسبت به مسئله در اختیار قرار دهد، ۸ شبکه مختلف را لحاظ شده است که در جدول ۱ زیر قابل مشاهده است:

جدول ۱- مقادیر شبکه بندی

تعداد	تعداد نقاط شبکه
۱	۱۵۶۰۰
۲	۲۱۹۶۰
۳	۳۶۰۰۰
۴	۵۲۵۲۰
۵	۷۲۰۰۰
۶	۹۵۸۸۰
۷	۱۲۱۶۰۰
۸	۱۵۲۰۴۰

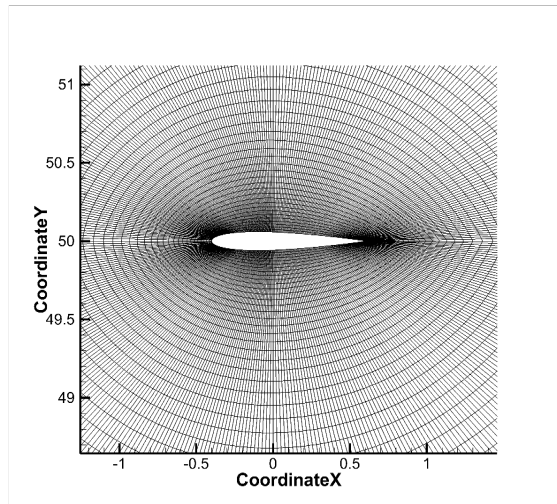
در اینجا سه متغیر را به عنوان جواب معادلات مستقل از شبکه بندی در نظر گرفته شده است که نمودار جواب ها به شکل زیر است:



شکل ۴- تغییرات K و ε برای ۸ نوع شبکه بندی مختلف

پس در نتیجه تعداد نقاط را برابر با شبکه (۸) در (جدول ۱) به عنوان اندازه شبکه بهینه در ادامه مقاله در نظر گرفته می شود زیرا که تغییرات انرژی جنبشی آشفته و نرخ اتلاف آشفته در چند شبکه ی آخر تقریباً ثابت مانده است. شبکه بندی به صورتی انتخاب شده است که شبکه

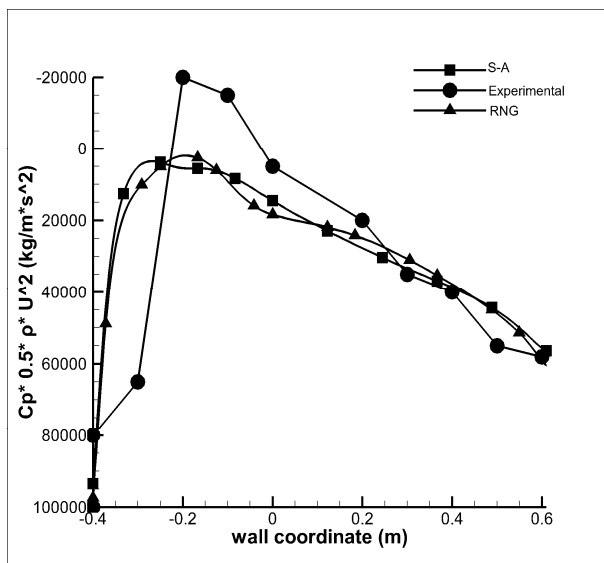
نزدیک به دیواره ایرفویل ریز تر و هرچه به نزدیک مرزهای مسئله رسیده شبکه بزرگ تر در نظر گرفته شده است.



شکل ۵- نمایی نزدیک از شبکه بندی مسئله

۲-۳- صحت سنجی کد

برای صحت سنجی کد مورد استفاده از ایرفویل ثابت برای سرعت ورودی ۲۰۰ متر بر ثانیه استفاده شده است:

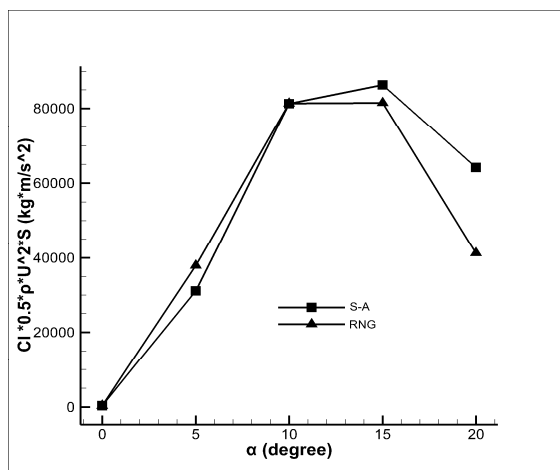


شکل ۶- تغییرات ضریب فشار برای نتایج به دست آمده برای مدل S-A، RNG و نتایج تجربی برای عدد رینولدز $Re = 3 \times 10^6$

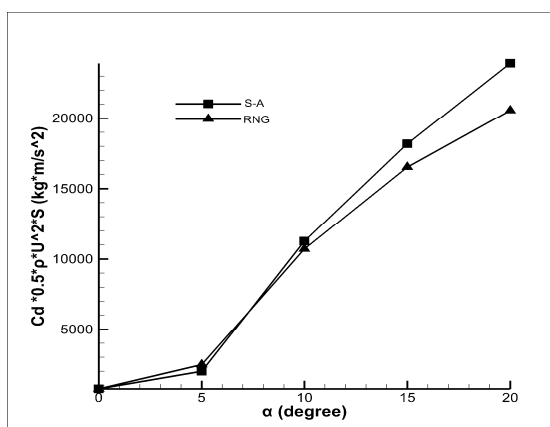
نتایج برای ایرفویل ثابت تجربی برای رینولدز ۳ میلیون حل شده است. در مدل S-A ضریب فشار در نوک دماغه ایرفویل دارای کمترین مقدار است. اما در مختصات ۰.۳- بیشترین مقدار را دارد که ناشی از وجود بیشترین مقدار فشار در نزدیک انحنا ی ایرفویل در نوک دماغه است:

$$C_p \times 0.5 \times \rho \times U_{\infty}^2 = P - P_{\infty} \quad (23)$$

در واقع مقدار C_p به علت بیشترین فشار زیاد است. یکی از دلایل دیگر این امر به علت شرط عدم لغزش در ناحیه نوک ایرفویل است که نشان می دهد که سرعت در لایه های چسبیده به دیواره ایرفویل صفر است. در واقع طبق معادله برنولی سرعت و شتاب برای ذرات گذر



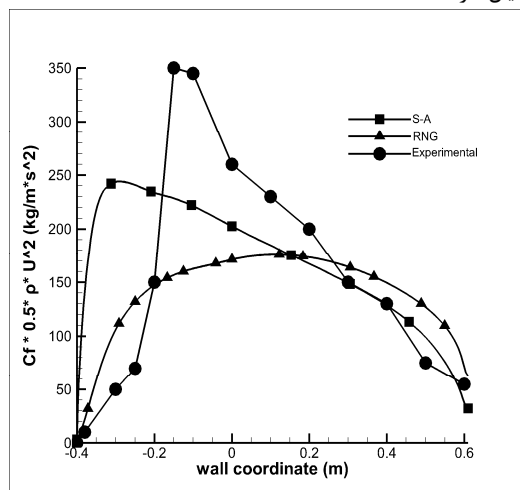
شکل ۸- تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای دو مدل S-A و RNG برای ایرفویل ثابت



شکل ۹- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای دو مدل S-A و RNG برای ایرفویل ثابت

مقادیر لیفت و پسا برای دو مدل S-A و RNG نمایش داده شده است. در هر دو مدل ضریب لیفت تا زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه در حال صعود است. ولی بعد از زاویه‌ی ۱۵ درجه با افزایش زاویه‌ی حمله، کاهش ضریب لیفت و افزایش ضریب پسا مشاهده می‌شود. پس ایرفویل برای این شرایط مرزی بعد از زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه وامانده^۲ می‌شود. ضرایب برا و پسا برای ورودی سرعت ۲۰۰ متر بر ثانیه برای ایرفویل متحرک:

کننده روی خطوط جریان رابطه عکس دارند. در مدل RNG بیش‌ترین مقدار در بین مختصات مکانی روی دیواره ایرفویل بین ۰.۲- و ۰.۱۵- پیش‌بینی شده است. هم خوانی بیشتری با نتایج تجربی که این مقدار را در فاصله ۰.۱۵- متری به دست آورده است را از نظر رفتار سیال دارد.



شکل ۷- تغییرات ضریب اصطکاک پوسته برای نتایج به دست آمده برای مدل S-A، RNG و نتایج تجربی برای عدد رینولدز $Re = 3 \times 10^6$

برای مدل S-A در ناحیه اول که همان نوک ایرفویل است که دارای انحنای زیادی است C_f بیش‌ترین مقدار پیش‌بینی شده است و در طول مسیر ایرفویل مقدار اصطکاک کم شده است. نتایج تجربی در (شکل ۷) بر گرفته از سایت سازمان هوایی آمریکا (ناسا) است.

برای مدل RNG مقدار C_f در طی طول مسیر دیواره‌ی ایرفویل با شیب ملایمی تغییر می‌کند که حداکثر مقدار آن حدوداً در ۰.۶ مقدار طول کورد^۱ ایرفویل یعنی در مختصات ۰.۲ متری از نوک ایرفویل پیش‌بینی شده است. تغییرات C_f در مدل RNG با شیب ملایم تری اتفاق افتاده است. در واقع رفتار سیال در مدل S-A تا حدودی مشابه حالت تجربی است. از نظر تخمین بیش‌ترین مقدار نسبت به مختصات دیواره ایرفویل مدل S-A این مقدار را در مختصات مکانی بین ۰.۳- و ۰.۳۵- متری پیش‌بینی و مدل RNG این مقدار را در مختصات ۰.۲ متری پیش‌بینی کرده است که مدل S-A پیش‌بینی صحیح تری را دارد.

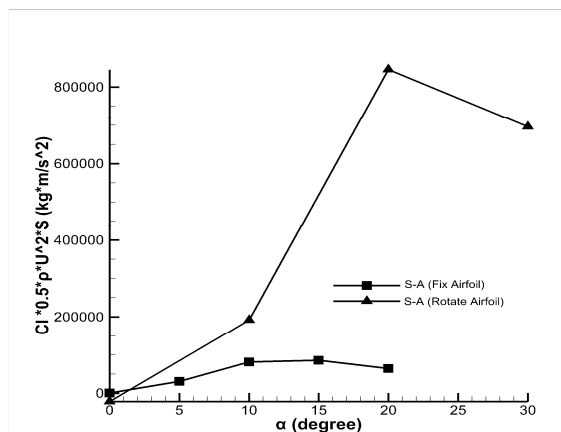
۴- نتایج

۴-۱- ایرفویل ثابت و دوار ۲ بعدی

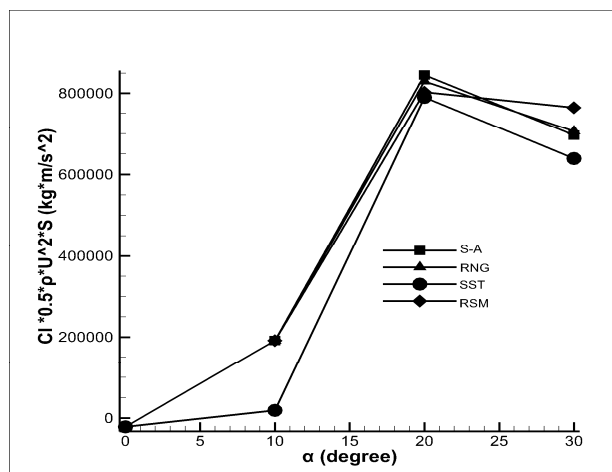
ضرایب برا و پسا برای ورودی سرعت ۲۰۰ متر بر ثانیه برای ایرفویل ثابت:

² Stall

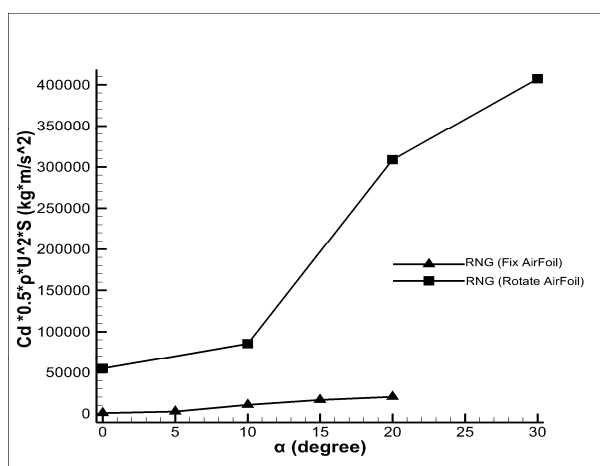
¹ Chord



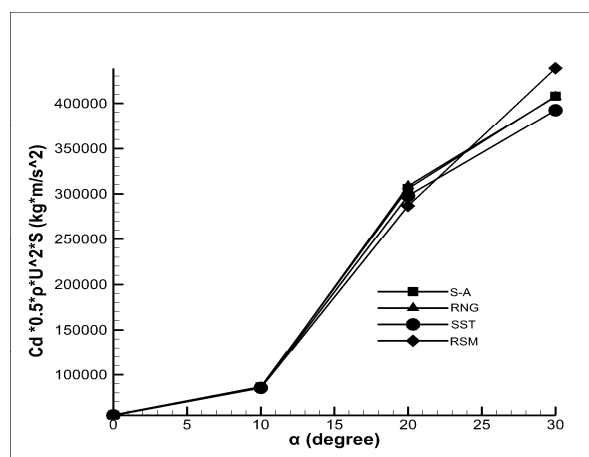
شکل ۱۲- ضریب برا برای مدل های S-A برای حالت ثابت و چرخش همراه با سرعت ورودی زاویه‌های حمله مختلف



شکل ۱۰- ضریب برا برای مدل های RANS برای حالت چرخش و سرعت ورودی زاویه‌های حمله مختلف



شکل ۱۳- ضریب پسا برای مدل های RNG برای حالت ثابت و چرخش همراه با سرعت ورودی زاویه‌های حمله مختلف



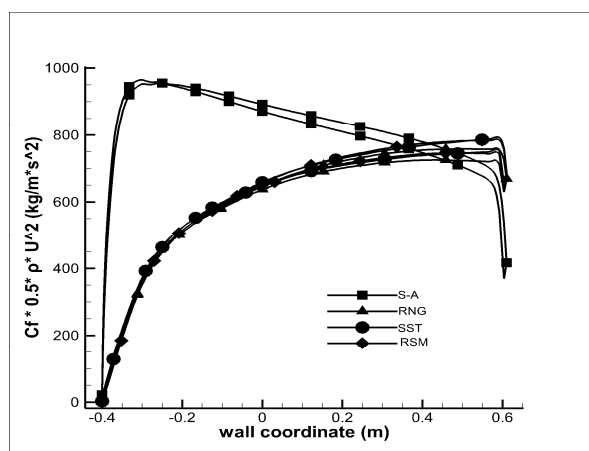
شکل ۱۱- ضریب پسا برای مدل های RANS برای حالت چرخش و سرعت ورودی زاویه‌های حمله مختلف

مقدار C_l برای زاویه‌های مختلف برای مقایسه دو حالت ورودی سرعت (ایرفویل ثابت) و ورودی سرعت همراه با چرخش (ایرفویل دوار) نمایش داده شده است. برای حالت ورودی سرعت واماندگی در زاویه ۱۵ درجه و برای حالت ورودی سرعت همراه با چرخش در زاویه ۲۰ درجه اتفاق افتاده است. ضریب برا برای حالت ورودی سرعت همراه با چرخش بسیار بیشتر پیش‌بینی شده است که علت آن اضافه کردن جملات شتابی گریز از مرکز و شتاب کریولیس به ترم چشمه معادله انتقال مومنوم است. مقدار C_d به علت وجود جملات شتابی کریولیس و گریز از مرکز، مقدار C_d برای حالت ایرفویل دوار تفاوت زیادی با حالت ایرفویل ثابت دارد.

در شکل ۱۴ نحوه جدایش جریان نمایش داده شده که برای مراحل مختلف تغییر زاویه حمله ایرفویل برای حالت چرخش ایرفویل همراه با ورودی سرعت بیان شده است که نشان دهنده این امر است که در زاویه ۲۰ درجه پدیده‌ی آشفتگی شکل گرفته و باعث واماندگی ایرفویل می‌شود:

با افزایش زاویه حمله برای ایرفویل چرخان ضریب برا افزایش داشته است. اما از زاویه ۲۰ درجه به بعد این مقدار کاهش یافته است. در ضریب پسا با افزایش زاویه حمله به طور صعودی این مقدار افزایش پیدا کرده است. که به بیانی دیگر با افزایش زاویه حمله ضریب برا بعد از زاویه حمله ۲۰ درجه کاهش و ضریب پسا افزایش یافته است. پس در نتیجه از این زاویه به بعد ایرفویل دچار واماندگی شده است.

مقدار C_p برای هر چهار مدل روش RANS پیش‌بینی یکسانی را تخمین زده‌اند. که این مقدار در ابتدا کمترین سپس در طول مسیر ایرفویل این مقدار بیشتر شده است. در این نمودارهای مدل های RANS مشاهده شده است که مدل تک معادله‌ای S-A اختلاف زیادی در پیش‌بینی C_f دارد. در واقع پیش‌بینی‌هایی که مدل S-A انجام داده است در بسیاری از متغیرهای مهم و ضروری در مسائل آئروپویستیک منطقی به نظر می‌رسد. مدل تک معادله‌ای S-A در پیش‌بینی نقطه‌ی جدایش، ضریب برا و پسا، ضریب فشار و ضریب اصطکاک پوسته‌ای دقت کافی و زمان محاسبه‌ی کمتر نسبت به دیگر مدل ها را دارد. شاید به همین خاطر است که هنوز این مدل دارای محبوبیت خاص در مسایل آئروپویستیک است.



شکل ۱۶- C_f برای مدل های RANS برای حالت چرخش و سرعت ورودی زاویه حمله ۰ درجه

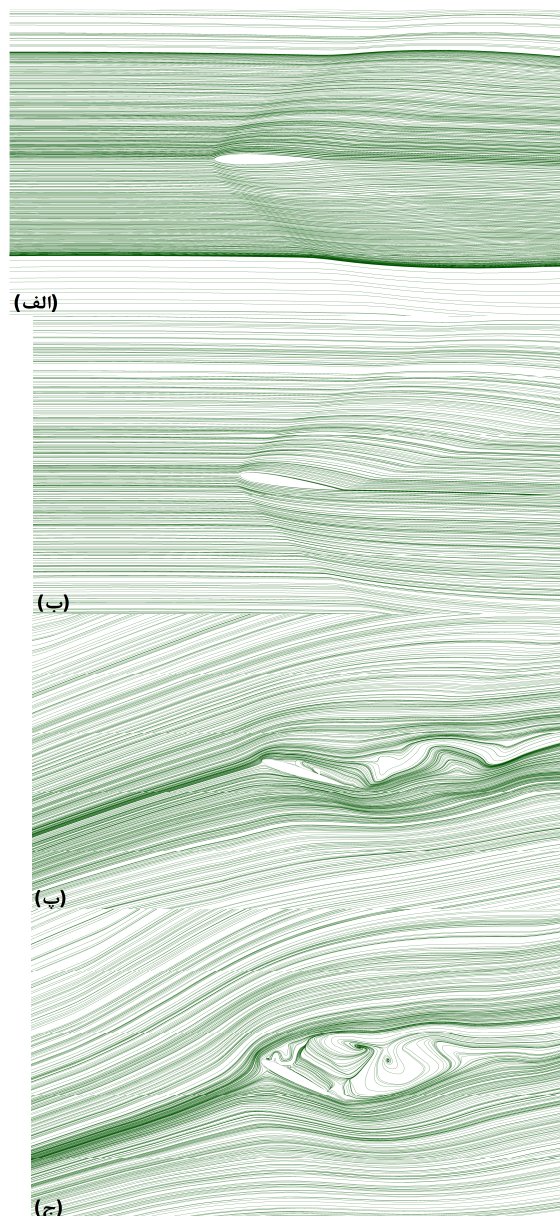
در مدل S-A پیش‌بینی درست تری نسبت به دیگر مدل ها دارد. زیرا که تنش برشی روی دیواره در اوایل بیش‌ترین و در اواخر مختصات دیواره کمترین مقدار را دارد:

$$C_f = \frac{\tau}{0.5 \times \rho \times U_{\infty}^2} \quad (24)$$

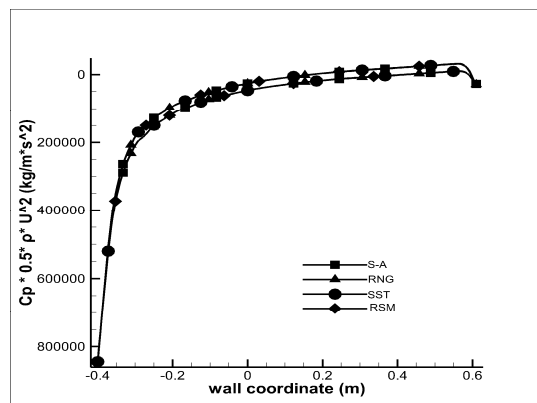
پس مقدار C_f با تنش برشی ارتباط مستقیم دارد.

۲-۴- حل برای شبکه متحرک ناپایا

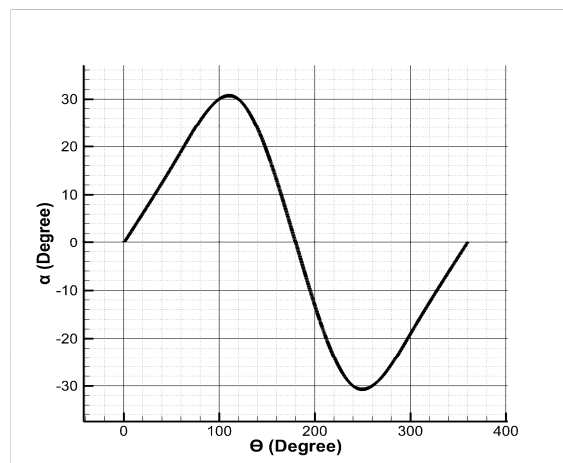
در حالت ورودی سرعت هم زمان با چرخش برای حالت ناپایا برای زمان ۲ ثانیه نیز این مسئله حل شده است:



شکل ۱۴- نحوه جدایش جریان برای ایرفویل دوار با مدل S-A (الف) زاویه حمله ۰ درجه، (ب) زاویه حمله ۱۰ درجه، (پ) زاویه حمله ۲۰ درجه، (ج) زاویه حمله ۳۰ درجه



شکل ۱۵- ضریب فشار برای مدل های RANS برای حالت چرخش و سرعت ورودی زاویه حمله ۰ درجه

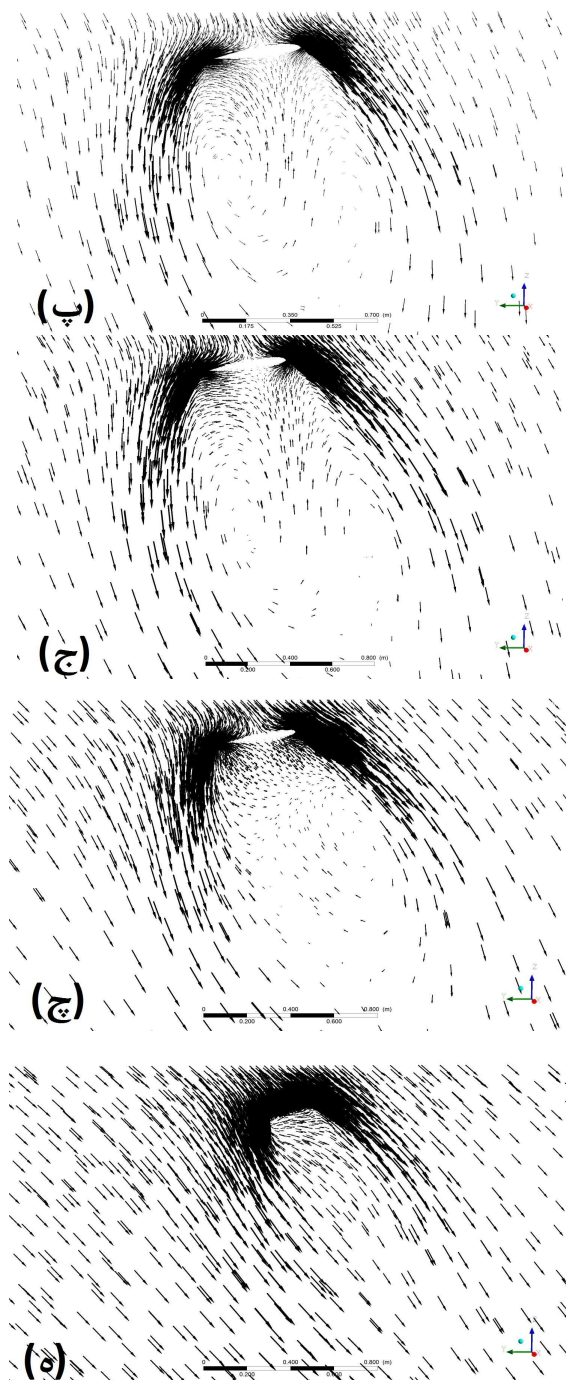


شکل ۱۷- تغییرات زاویه حمله α بر حسب زاویه پیموده شده θ توسط ایرفویل

در شکل ۱۷ حل حالت ناپایا برای ۲ ثانیه حل به صورت نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زاویه پیموده شده توسط ایرفویل است. در این شکل زاویه پیموده شده در بازه ۰ و ۳۶۰ درجه یعنی یک دور کامل و تغییرات زاویه حمله در بازه ۰ و ۳۰ درجه است.

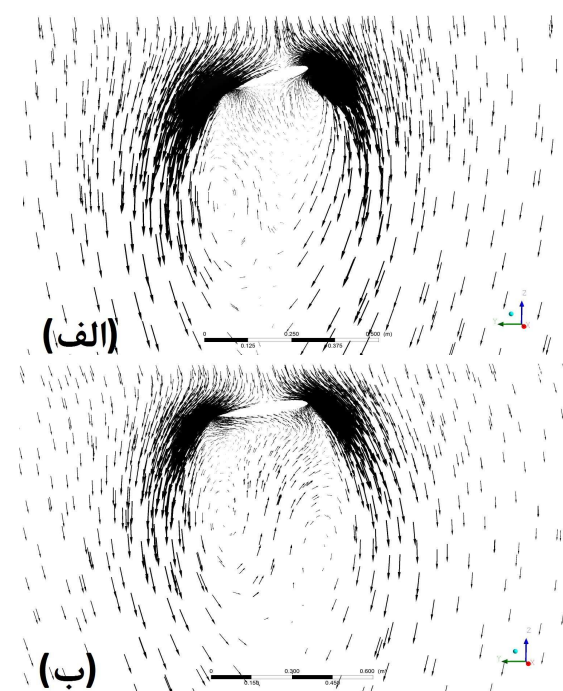
۳-۴- حل برای حالت سه بعدی

برای حالت سه بعدی نحوه‌ی تشکیل گردابه‌ها در زیر پروانه سه بعدی برای مقاطع مختلف در شکل ۱۸ نمایش داده شده است:



شکل ۱۸- بردار سرعت در صفحه‌های مختلف در فاصله (الف) ۰.۴ متری، (ب) ۱ متری، (پ) ۱.۵ متری، (ج) ۲ متری، (چ) ۳ متری، (د) ۳.۵ متری از ابتدای پروانه

در شکل (الف) گردابه‌های نامتقارن و کوچک نشان داده شده است. که علت نامتقارن بودن آن پیچشی است که پروانه دارد. در شکل (ب) گردابه‌ها بزرگ‌تر شده و تا حدودی به سمت متقارنی پیش رفته است. در شکل (پ) گردابه‌هایی که از طرف نوک پروانه تشکیل شده کوچک‌تر شده‌اند و گردابه‌ای که ناشی از جریان در قسمت انتهایی پروانه است بزرگ‌تر شده و به سمت پایین حرکت کرده است. در شکل (ج) گردابه‌ای که بزرگ است در طرف پایین در حال گردش است. در شکل (چ) گردابه‌ای در طرف نوک پروانه در حال شکل‌گیری است.



t زمان (s)
F جمله چشمه
P فشار (Pa)
F_I بردار شار
F_V بردار شار

Q جمله اضافه شده به چشمه معادله انتقال مومنوم

۷- مراجع

- [1] Abdallah S., and Smith C.F., 3-D Solutions for Invisid Incompressible Flow", J. Turbomachinery , Vol. 12, pp. 390-398, 1990.
- [2] Gode E., and Cuenod R., 3-D Solutions for Invisid Incompressible Flow in Turbomachines, J. Turbomachinery, Vol. 112, pp.398-390, 1990
- [3] Oler J.W., Strickland J.H. and Graham G.H., Dynamic Stall Regulation, Sandia Report SAND83-7029, Albuquerque, NM, 1983.
- [4] Allet A., and Halle H., Dynamic Stall Simulation Including Turbulence Modeling ASME-SED, Vol. 16, 1995.
- [5] Pharoah J.G. and Djilali N., Flow in a Rotating Rectangular Channel, Department of Mechanical Engineering, University of Victoria, B. C., Canada, 2000.
- [6] Thomas D., Francisco P., Juan J., Optimal Shape Design for Open Rotor Blades, AIAA Applied Aerodynamics Conference, pp. 13-18, 2012.
- [7] Ahmad Z., Al-Garni B., Abdullah M., Flow Control for an Airfoil with Leading-Edge Rotation: An Experimental Study, Journal of Aircraft, pp. 1-6, 2000.
- [8] Kryštůfek P., Kozel K., Numerical Solution of Compressible Steady Flows around the NACA 0012". EDP Sciences, pp. 1-4, 2013.
- [9] Filomena C., Nicola C., Renzo A., External Aerodynamics Simulations in a Rotating Frame of Reference. Hindawi Publishing Corporation International Journal of Aerospace Engineering, pp. 1-15, 2014.
- [10] Francisco P., Thomas D., Aniket C., Open-source Analysis and Design Technology for Turbulent Flows, AIAA SciTech, pp. 13-23, 2014.
- [11] Thanh T., Dong-Hyun K., The platform pitching motion of floating offshore wind turbine: A preliminary unsteady aerodynamic analysis, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics ScienceDirect, pp. 1-17. 2015.

[۱۲] محسن کهرم، سید علی صحاف، سامان زارع، بررسی اثر شدت آشفتگی در عملکرد آیرودینامیکی توربین های محور افقی، نخستین کنفرانس بادی ایران، صفحه ۱-۵، ۱۳۹۱.

[۱۳] بهمن اسدی، محمد طیبی رهنی، شبیه سازی عددی جریان تراکم پذیر حول یک ایرفویل در حرکت دایروی، هشتمین کنفرانس دینامیک شاره ها، صفحه ۱-۱۲، ۱۳۸۲.

شکل (۵) گردابه ها به علت سرعت چرخشی پره و سرعت ورودی در ناحیه کوچکی در زیر ایرفویل شکل گرفته اند.

۵- نتیجه گیری و جمع بندی

برای اجسام دوار دو شتاب به جمله چشمه معادله مومنوم شتاب کریولیس و گریز از مرکز اضافه می گردد. در این مقاله از چارچوب مرجع متحرک در معادلات استفاده شده است که با توجه به متحرک بودن مرزها می توان از شبکه بندی در حال حرکت استفاده کرد ولی با توجه به قوانین انتقال گالیل، می توان مسئله را در دیدگاه ناظر متحرک (غیر لخت) با اضافه کردن جملات ناشی از نیروهای گریز از مرکز و کریولیس بررسی نمود و از پیچیدگی شبکه بندی متحرک کاست. در این مقاله از روش RANS استفاده شده است. در حالت کلی نمودارهای مدل های SST, RNG, RSM در پیش بینی این مدل شبیه به هم عمل کرده اند. مقدار C_f در مدل S-A متفاوت پیش بینی شده است. که نشان دهنده توانایی این مدل تک معادله ای است. در مدل دو بعدی که در خطوط جریان به دست آمده است در زاویه های بیشتر از ۲۰ درجه پس از به وجود آمدن گردابه های بزرگ به علت انرژی زیادی که دارند دنباله ی جریان را تحت تاثیر قرار می دهند. به طور مثال اگر بعد از این ایرفویل، ایرفویل دیگری قرار بگیرد جریانی که روی آن ایرفویل میگذرد در ابتدا و به صورت کامل آشفته می باشد که این پدیده تا حدودی مخرب است. به طوری که در هواپیماهایی که هم دارای بال و هم دارای ملخ هستند نحوه ی قرار گیری بال که معمولا بعد از ملخ قرار می گیرد باید طوری باشد که با این گردابه های بزرگ و پر انرژی کمتر برخورد کند. یا اگر در توربوماشین ها استفاده شود پره ای که بعد از این پره ی مورد نظر قرار می گیرد قطعا تحت تاثیر بوده به طوری که باید فاصله ی مطلوب را با این پره رعایت شود تا عملکرد بهتری داشته باشد. گردابه های بزرگ طبق نظریه ی کولموگوروف^۱ به گردابه های کوچکتر تبدیل می شوند و انرژی خود را اینگونه انتقال می دهند و در نهایت اندازه ی طولی آنها آنقدر کوچک می شوند که ویسکوزیته بر آن ها غلبه کرده و در نهایت به شکل صدا و گرما از بین می روند.

۶- نمادها

ρ چگالی سیال (Kg/m³)
V سرعت مرجع (m/s)
 μ لزجت سیال (Pa.s)
 ε نرخ اتلاف آشفته (m²/s³)
k انرژی جنبشی آشفته (m²/s²)
 α زاویه حمله (Deg)
C_p ضریب فشار بدون بعد
C_f ضریب اصطکاک پوسته بدون بعد
R شعاع دوران (m)
 ω سرعت زاویه ای (Rad/s)
 ∇ گرادیان
T دما (k)

¹ Kolmogorov