

بررسی توانمندی مدل‌های تلاطم رَنز در پیش‌بینی رفتار جریان حول ایرفویل ارتعاشی

حمیدرضا کاویانی*

آ ایران، ملایر، دانشگاه ملایر، دانشکده فنی، گروه مهندسی مکانیک، کدپستی ۶۵۷۱۹۹۵۸۶۳، استادیار

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: ahr-kaviani@Malayeru.ac.ir

چکیده

مقاطع مختلف پره توربین‌های بادی در یک بازه از زاویه حمله نوسان می‌کنند و دستیابی به روشی که بتواند جریان متلاطم اطراف آنها را با هزینه کم به درستی مدل کند، یک چالش در دینامیک سیالات محاسباتی محسوب می‌شود. در این مطالعه، به بررسی توانمندی مدل‌های مختلف پیش‌بینی رفتار گردابه‌ها در معادلات رَنز RANS، نظیر اسپالارت-آلماراس، $k-w$ SST، IDDES و مدل گیکو GEKO پرداخته شده است. برای این منظور از ایرفویل اس-۸۰۹ بهره گرفته شده است. در ابتدا جریان اطراف ایرفویل در وضعیت واماندگی استاتیک شبیه‌سازی شده است. در بین مدل‌های تلاطم، مدل گیکو عملکرد بهتری در تخمین ضرایب ایرودینامیکی در این شرایط داشته است. پس از آن برای افزایش دقت مدل گیکو به کالیبره نمودن ضریب جدایش در زوایای حمله بالا پرداخته شد. نتایج نشان دادند که ضریب جدایش برابر با $2/5$ بهترین تخمین را برای شرایط واماندگی می‌دهد. در گام بعدی با استفاده از مدل گیکو با ضریب کالیبره شده، جریان دینامیک حول ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ شبیه‌سازی شد و نتایج با داده‌های تجربی و عددی محققین دیگر، مورد مقایسه قرار گرفت. بررسی نشان داد که مدل گیکو با قابلیت کالیبره نمودن ضرایب توسط کاربر، گزینه مناسبی برای شبیه‌سازی جریان در اطراف هندسه‌های نوسانی و ارتعاشی می‌باشد.

کلمات کلیدی: ایرودینامیک؛ ایرفویل نوسانی؛ مدل گیکو؛ تلاطم جریان

۱- مقدمه

ایرفویل‌ها در طول دوره کاری خود در بازه مشخصی از زوایای حمله نوسان می‌کنند و برای پیش‌بینی عملکرد آکوستیکی و ایرودینامیکی این وسایل بایستی جریان حول آنها را مدل نمود. این مساله در طراحی ابزارهای مکانیکی و رعایت استانداردهای زیست محیطی بسیار مهم می‌باشد [۱-۳]. امروزه بیشتر شبیه‌سازی‌های مهندسی در حوزه سیالات از طریق معادلات ناویر استوکس با میانگین‌گیری رینولدز که بطور خلاصه رَنز (RANS) نامیده می‌شود، انجام می‌شود. در میانگین‌گیری رینولدز، یک متغیرهای جریان

به مقادیر متوسط و نوسانی تجزیه می‌شود، و یک عبارت اضافی به نام "تانسور تنش رینولدز" ایجاد می‌شود که برای حل آن و بستن ماتریس معادلات از مدل‌های توربولانسی استفاده می‌شود. مدل‌های توربولانسی موجود دارای محدودیت و کاستی‌هایی هستند که می‌توان در آن بین به مواردی همچون پیچیده بودن مدل، کالیبره نمودن پارامترهای مدل برای یک هندسه، تاثیر رژیم جریان بر دقت مدل و غیره... اشاره نمود.

تفاوت بین مدل‌های موجود اساسی نیست، اما تفاوت اندک نیز می‌تواند نتایج را تحت تاثیر قرار دهد. پیش‌بینی مدل‌ها در مورد نحوه شروع جدایش جریان متفاوت است [۴]، و در ناحیه نزدیک به دیواره، اختلاف مقدار بدست آمده برای ضرایب ایرودینامیکی (مانند نیروی برآ و پسا) قابل توجه است [۵]. همچنین تفاوت‌های قابل توجهی در نحوه مدل نمودن جریان‌های برشی آزاد بین آنها وجود دارد [۶]. هیچ برتری قاطعی برای مدل خاصی وجود ندارد، و هر یک از آنها ممکن است در مورد خاصی عملکرد بهتری داشته باشند. مهمتر از همه، هر مدل دارای حساسیت متفاوتی نسبت به ثابت‌های کالیبره شده خود دارد. این تفاوتها ممکن است در مدل نمودن جریان‌های ساده تأثیری نداشته باشد، اما در جریان‌های پیچیده این تفاوتها بسیار اثرگذار خواهد بود [۷]. در یک تحقیق، مدل‌های تلاطم موجود توسط کمیته فنی دینامیک سیالات موسسه آمریکایی هوانوردی و فضاوردی^۱ در یک برنامه منسجم مورد ارزیابی قرار گرفتند. در آن تحقیق کارایی ۹ مدل برای پیش‌بینی ضرایب ایرودینامیکی ایرفویل NACA-0012 در زوایای حمله بالا مورد بررسی قرار گرفت، که از آن جمله می‌توان به مدل‌های اسپالارت آماراس، انتقال تنش برشی کا-مگا، EASM، LRR/SSG اشاره نمود. در زوایای حمله پایین عملکرد همه مدل‌ها مناسب بود. همچنین مدل‌های ترکیبی انتقال تنش برشی کا-مگا و LRR/SSG اندکی بهتر از مدل‌های دیگر عمل نمودند. اما برای زوایای حمله بالاتر از ۱۷ درجه همه مدل‌ها شکست خوردند و نتوانستند جواب قابل قبولی ارائه دهند [۸].

برای حذف مشکلات مربوط به ۱-انتخاب یک مدل از بین مدل‌های توربولانسی موجود و ۲-کاهش محدودکننده‌های مفهومی (Conceptual limiters) و ثابت‌های کالیبراسیون، منتر و همکارانش [۹] یک روش تلفیقی بر اساس فرمول $k-\omega$ پیشنهاد داده‌اند که مدل آشفتگی $k-\omega$ تعمیم یافته یا گیکو (GEKO) نام دارد. مهمترین پارامتر آزاد تاثیرگذار در روش گیکو (بخصوص در شرایط واماندگی ایرفویل و زوایای حمله بالا) پارامتر جدایش یا Csep می‌باشد. هدف از این تحقیق دستیابی به یک روش مناسب برای تحلیل میدان جریان در اطراف یک پره نوسانی است. در این تحقیق مدل‌های مختلف تلاطم در کنار مقادیر پیشنهادی برای پارامتر جدایش Csep در روش گیکو مورد بررسی قرار گرفته است. سپس نتایج بدست آمده با استفاده از داده‌های تجربی حاصل از تونل باد و نتایج بدست آمده توسط دیگر محققان برای شرایط واماندگی ایرفویل اس-۸۰۹ مورد اعتبارسنجی قرار گرفته است. توضیحات بیشتر در ادامه ارائه شده است.

۲- روش حل مسئله

در مجموع شش پارامتر موسوم به "پارامتر آزاد" در مدل گیکو وجود دارد که رفتار فرمول را با توجه به ویژگی‌های جریان در بخش‌های مختلف میدان جریان تغییر می‌دهند (برای مثال در لایه مرزی آشفتگی یا در جریان‌های برشی). مدل آشفتگی گیکو رویکردی انعطاف‌پذیر و قوی را برای مدل‌سازی تلاطم در اغلب مسایل ارائه می‌دهد [۹]. در مدل انتقال تنش برشی، k انرژی جنبشی اغتشاش و ω نرخ اتلاف خاص^۲، از معادلات انتقال زیر بدست می‌آید:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{1}{\sigma_k} \mu_t \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \beta^* \rho k \omega + P_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{1}{\sigma_\omega} \mu_t \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + C_{\omega 1} F_1 \frac{\omega}{k} P_k - C_{\omega 2} F_2 \rho \omega^2 + \rho F_3 \frac{2}{\sigma_\omega} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2)$$

1 AIAA

2 Specific dissipation rate

که در آن β^* ، σ_k ، σ_ω ، β ضرایب تجربی، u_j سرعت، ρ چگالی، t زمان، μ گرانروی مولکولی، μ_t گرانروی تلاطم^۳ و S ترم منبع اضافه شده^۴ است. گرانروی گردابی متلاطم^۵ به شرح زیر تعریف می‌شود:

$$\mu_t = \rho \nu_t = \frac{\rho k}{\max(\omega, S/G_{Realized})} \quad (۳)$$

که در آن S اندازه گیری یکسان از نرخ کرنش^۶ و $G_{Realized}$ ضریب تجربی است. عامل محدود کننده تولید تلاطم در نواحی سکون^۷ در مدل اغتشاشی انتقال تنش برشی بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$P_k = -\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (۴)$$

$$\tau_{ij}^{EV} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t 2S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (۵)$$

$$\tau_{ij} = \tau_{ij}^{EV} - C_{Corner} \frac{12\mu_t}{\max(0.3\omega\sqrt{0.5(S^2 - \Omega^2)})} (S_{ik}\Omega_{kj} - \Omega_{ik}S_{kj}) \quad (۶)$$

جایی که:

$$S_{ij} = 0.5 \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right), \quad \Omega_{ij} = 0.5 \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right), \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, \quad \Omega = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (۷)$$

در مدل گیکو شش ضرایب آزاد وجود دارد که از طریق توابع (F1, F2, F3) پیاده‌سازی می‌شوند و کاربر می‌تواند برای دستیابی به دقت مناسب در شبیه‌سازی موضوعات مختلف از آنها استفاده کند. توضیحات بیشتر در مرجع [۹] ارائه شده است.

۳- اجرای شبیه سازی

برای شبیه‌سازی از ایرفویل اس ۸۰۹ استفاده شده است. این ایرفویل برای استفاده در پره توربین‌های بادی محور افقی بصورت تئوری در NREL طراحی شد و در تونل باد دانشگاه دلف (Delf) کشور هلند مورد آزمایش قرار گرفت [۱۰]. این ایرفویل عملکرد رضایت بخشی در آزمایشات تونل باد نشان داد. یکی از این آزمایشات بررسی خواص هیستریزیک [۱۱] آن بود. این آزمایش برای بررسی رفتار ایرفویل بر روی پره توربین بادی هنگام مواجهه با جریان باد ناپایدار صورت گرفت. جریان ناپایدار باد می‌تواند در اثر وجود تند باد عمودی (Gust)، ایجاد زاویه افقی بین صفحه روتور و بردار وزش باد (Yaw) و عبور پره از جریان تحت تاثیر برج توربین (Tower wake) ایجاد شود. این ایرفویل در زمره محصولات موفق NREL قرار گرفت و در طراحی توربین بادی فاز-۶ استفاده شد. برای شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل اس ۸۰۹ از یک میدان نوع سی (C-type) استفاده شده است. ارتفاع میدان برابر با ۲۰ برابر طول وتر، فاصله بالادست میدان تا ایرفویل ۱۰ برابر و فاصله پایین دست میدان تا ایرفویل ۳۰ برابر طول وتر انتخاب شده است. برای کنترل بیشتر بر روی شبکه حل، میدان حل به سه زیر ناحیه نزدیک، میانی و دور تقسیم شده است. ناحیه نزدیک با شعاع ۱ برابر طول وتر و ناحیه میانی یک ذوزنقه به عرض حداقل دو برابر (در نزدیکی ایرفویل) و حداکثر چهار برابر (در پایین دست جریان) و طول ۱۸ برابر وتر انتخاب شده است.

مطالعات استقلال حل از شبکه انجام شده و در پایان ۱۵۴۷۴۴ گره و ۱۵۲۸۱۵ المان در شبکه نهایی استفاده شده است. برای ایجاد شبکه از دو هزار نقطه بر روی ایرفویل استفاده شده است. پراکندگی این نقاط به گونه‌ای انتخاب شده است تا تراکم شبکه در لبه حمله و فرار بیشتر از نقاط میانی باشد. برای این منظور از ضریب بایاس ۲۰ استفاده شده است. پس از آن یک شبکه برای لایه مرزی با سی لایه ایجاد شده است. فاصله اولین لایه در 5×10^{-6} متری دیواره قرار گرفت و نسبت رشد یک و دو دهم انتخاب شد. به تدریج که از

3 Turbulent viscosity

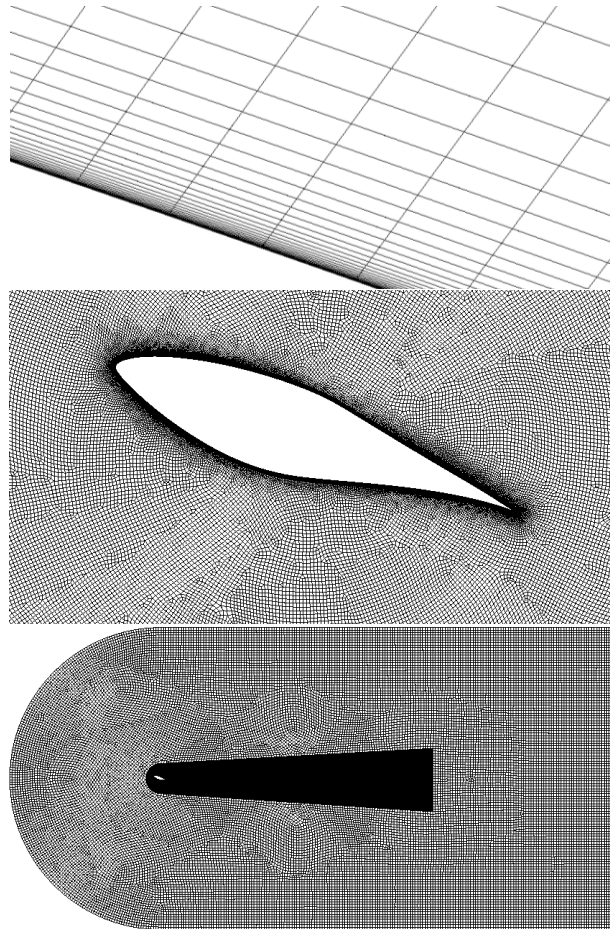
4 Edditional source theorem

5 Turbulent eddy viscosity

6 Invariant measure of the strain rate

7 Stagnation regions

ایرفویل فاصله می‌گیریم، ابعاد سلول‌ها افزایش می‌یابد. اندازه سلول‌ها در ناحیه نزدیک ۵ میلی‌متر، در ناحیه میانی دو و نیم سانتیمتر و در ناحیه دور ۱۰ سانتیمتر انتخاب شده است. در شکل ۱ شبکه مورد استفاده در نماهای مختلف ارایه شده است.



شکل ۱. شبکه حل مورد استفاده برای حل عددی جریان، نحوه گسترش لایه مرزی (بالا)، شبکه حول ایرفویل (وسط) و شبکه کل میدان (پایین)

برای تنظیم خواص جریان هوا از شرایط استاندارد سطح دریا برای لزجت، دما، چگالی و فشار محیط استفاده شده است. برای بی‌بعد سازی ضریب برآ و پسا از طول وتر (۶۰ سانتیمتر) بعنوان طول مشخصه استفاده شده است. سرعت متوسط جریان نیز معادل سرعت جریان ورودی (۴۸/۷ متر بر ثانیه) در نظر گرفته شده است.

برای حل تلاطم جریان از روش GEKO استفاده شده است. این روش برای حل نیازمند تنظیم پارامترهای شش گانه خود است که در اینجا برای شبیه‌سازی از مقادیر پیش فرض استفاده شده است (البته غیر از پارامتر مربوط به جدایش جریان که مورد کالیبراسیون قرار گرفته است). برای بهبود نتایج در تنظیمات از گزینه‌های محدود کننده تولید انرژی جنبشی تلاطم مانند تولید کیتو-لاندر (Production Kato-Launder) و محدود کننده تولید (Production Limiter)، و مدل انتقال تناوب (Intermittency Transition Model) استفاده شده است.

۴- نتایج

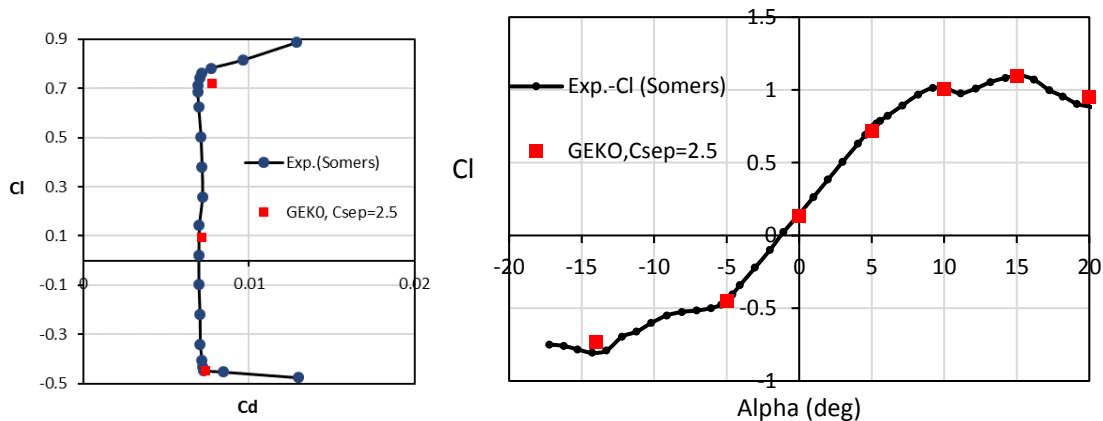
نتایج بدست آمده برای ضریب برآ که توسط مدل‌های اغتشاشی مختلف در زاویه حمله بیست درجه و عدد رینولدز دو میلیون برای ایرفول اس-۸۰۹ بدست آمده است، با داده‌های تجربی که در آزمایش سامرز [۱۰] در تونل باد دانشگاه دلف بدست آمده است،

مقایسه شده و درصد خطای هر روش بدست آمده است. همانطور که در جدول ۱ نشان داده شده است، روش گیکو با ضریب جدایش ۲/۵ کمترین درصد خطا را با مقدار هفت و شش دهم درصد در مقایسه با سایر روشها داشته است.

جدول ۱ مقادیر پیش‌بینی شده برای ضریب برآی ایرفویل اس-۸۰۹ در زاویه حمله ۲۰ درجه و عدد رینولدز دو میلیون با مدل‌های اغتشاشی مختلف

مدل تلاطم	ضریب برآ	خطا/%
Experiment	0.8859	-
GEKO, Csep=1	1.7359	95.95
GEKO, Csep=1.75	1.2826	44.78
GEKO, Csep=2.5	0.9532	7.60
GEKO, Csep=3.25	0.7711	-12.96
k-w SST	1.4180	60.06
Spalart-Almaras	1.2586	42.07
IDDES (LES+ k-w SST)	1.5416	74.02

در شکل ۲ ضریب برآ و نسبت ضریب برآ به پسای ایرفویل اس-۸۰۹ در عدد رینولدز دو میلیون در زوایای حمله مختلف ارائه شده است. همانطور که در این شکل نشان داده شده است، انطباق نتایج محاسباتی با داده های تجربی سامرز [۱۰] مناسب می باشد.



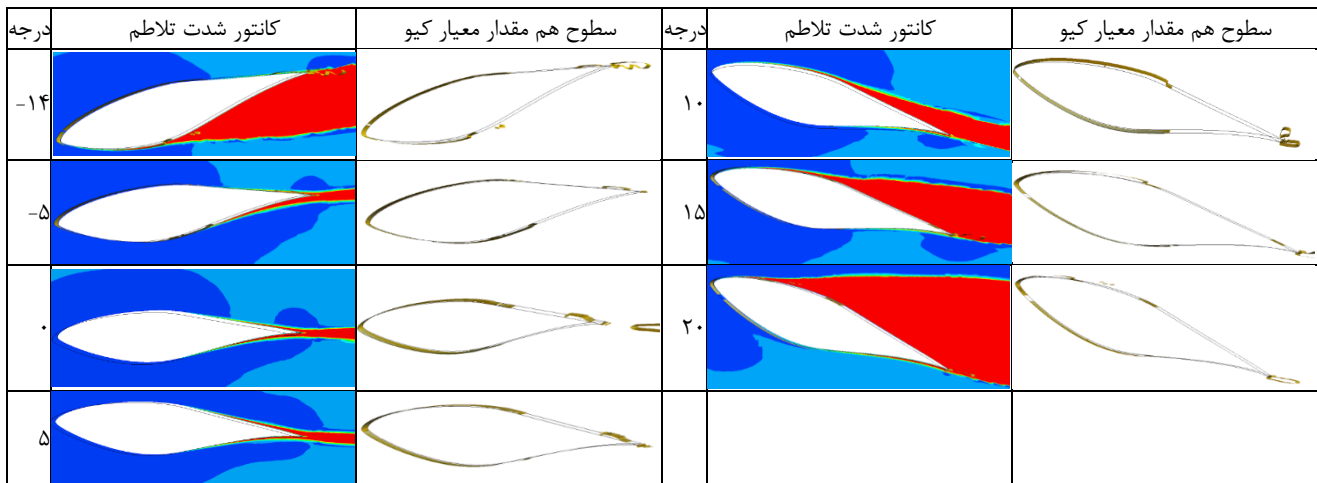
شکل ۲. ضریب برآ (سمت راست) و نسبت ضریب برآ به پسای ایرفویل اس-۸۰۹ (سمت چپ) در عدد رینولدز دو میلیون

شکل ۳ کانتور شدت تلاطم و گردابه‌های موجود در اطراف ایرفویل اس-۸۰۹ در زوایای حمله مختلف و عدد رینولدز دو میلیون را نشان می‌دهد. در زاویه حمله صفر، یک حباب ناشی از جدایش در جریان لایه‌ای در سطح بالای ایرفویل اندکی عقب‌تر از وسط وتر مشاهده می‌شود. افزایش عدد رینولدز تاثیر معکوس بر اندازه این حباب دارد. در سطح پایینی این حباب تقریباً در وسط وتر مشاهده می‌شود. این حباب‌ها باعث انتقال جریان لایه مرزی از رژیم آرام به مغشوش می‌شود. در شکل محل انتقال جریان لایه مرزی از رژیم آرام به مغشوش در سطح پایینی و بالایی ایرفویل نمایش داده شده است.

همانطور که زاویه حمله افزایش می‌یابد، قطر حباب در سطح بالایی کاهش می‌یابد. در زاویه حمله ۵ درجه حباب روی سطح بالایی تقریباً ناپدید شده است. ضریب نیروی برآ در این زاویه حمله حد بالایی خود را در جریان لایه‌ای دارد. با افزایش زاویه حمله، جدایش جریان در لبه فرار سطح بالایی ایرفویل رخ می‌دهد. به آرامی با افزایش زاویه حمله نقطه جدایش از لبه فرار به سمت جلو حرکت می‌کند تا در زاویه حمله ۱۰ درجه تقریباً به وسط وتر می‌رسد. افزایش زاویه حمله از ۵ به ۱۰ درجه نقطه گذار از جریان لایه‌ای

به مغشوش در لایه مرزی از وسط وتر به لبه حمله منتقل می‌شود (شکل ۳). با افزایش زاویه حمله از ۱۰ به ۱۵ محل جدایش جریان در محدوده میانی وتر باقی می‌ماند. با افزایش زاویه حمله بعد از ۱۵ درجه، نقطه جدایش جریان در سطح بالایی به سمت لبه حمله حرکت می‌کند.

با کاهش زاویه حمله از صفر درجه، قطر حباب ناشی از جدایش جریان لایه‌ای کاهش می‌یابد تا زمانی که در زاویه حمله منفی ۵ درجه ناپدید شود. ضریب برآ در این زاویه حمله پایین‌ترین حد خود را در رژیم جریان لایه‌ای دارد. هنگامی که زاویه حمله بیشتر کاهش می‌یابد، جدایش ناشی از آشفتگی جریان در سطح پایینی نزدیک نقطه میانی وتر رخ می‌دهد. در زاویه حمله حدود منفی ۱۴ درجه که متناظر با حداقل ضریب برآ است، یک حباب ناشی از جدایش جریان لایه‌ای در نزدیکی لبه حمله ایجاد می‌شود. با کاهش بیشتر زاویه حمله، قطر این حباب در سطح زیرین ایرفویل افزایش می‌یابد.



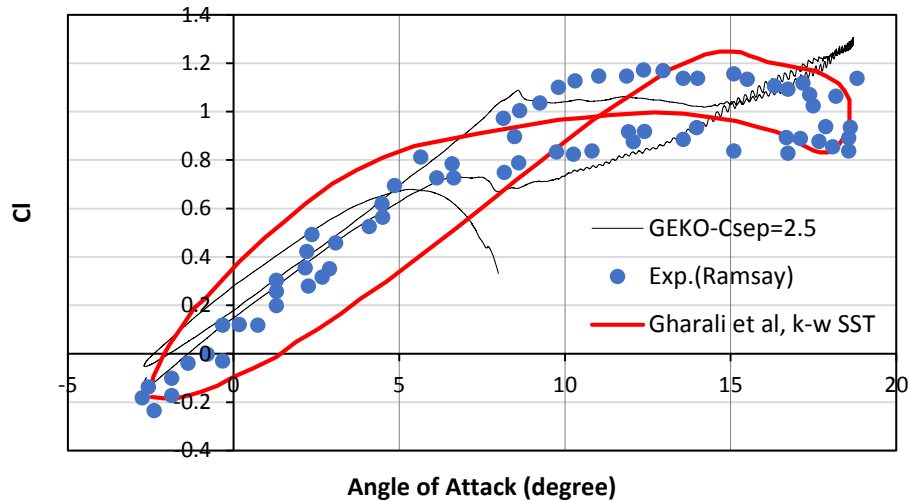
شکل ۳. کانتور شدت تلاطم و گردابه‌های موجود در اطراف ایرفویل اس-۸۰۹ در زوایای حمله مختلف و عدد رینولدز دو میلیون

ضریب نیروی برآی ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ با استفاده از مدل گیکو با ضریب جدایش ۲/۵ بدست آمده است. مقادیر بدست آمده در با داده‌های تجربی رامسی [۱۱] و نتایج محاسباتی قراییلی و جانسون [۱۲] مقایسه شده است. مدل انتقال تنش برشی کی-امگا (k-w SST) که توسط قراییلی و جانسون مورد استفاده قرار گرفته است، در گزارش AIAA [۸] از بهترین مدل‌های حل تلاطم جریان شمرده شده بود و اقبال زیادی در تحقیقات نسبت به آن وجود دارد.

برای مدل نوسانی زاویه حمله مبدا α_0 برابر با ۸ درجه و دامنه نوسان α_{amp} برابر با ده درجه (± 10) در نظر گرفته شده بود. فرکانس نوسان ایرفویل f برابر با ۰/۶۱ قرار داده شده بود. بدین ترتیب زاویه حمله بصورت تابعی از زمان مورد استفاده قرار گرفته است:

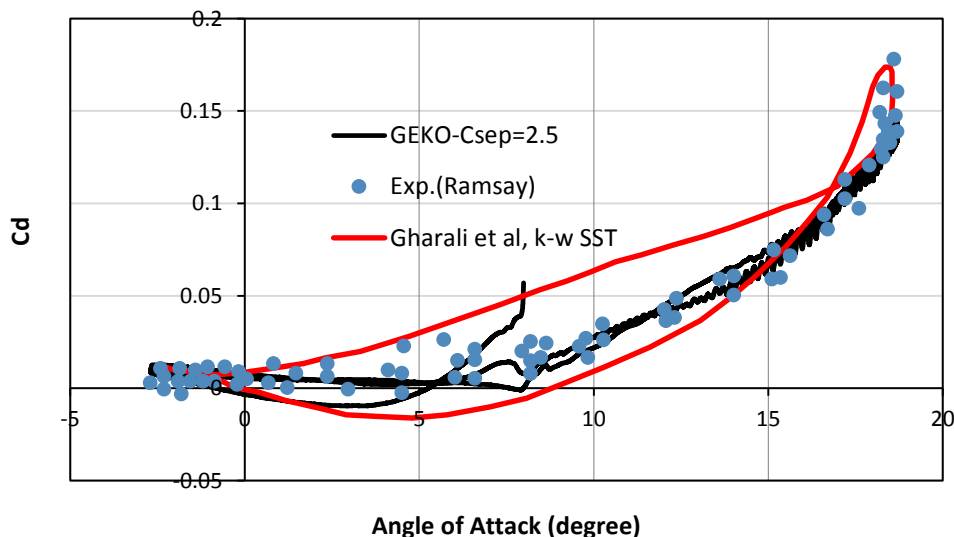
$$\text{Alfa} = \alpha_0 + \alpha_{amp} \times \sin(\omega t) = \alpha_0 + \alpha_{amp} \times \sin(2\pi f \cdot t) \quad (۸)$$

همانطور که در شکل ۴ دیده می‌شود، از حدود منفی دو درجه تا ۱۳ درجه، مدل گیکو انطباق بهتری با داده‌های تجربی دارد. پس از آن مدل انتقال تنش برشی کی-امگا توانسته است وضعیت بهتری نشان دهد. نوسانات موجود در مدل گیکو در زاویه بعد از ۱۳ تا ۱۸ درجه بیانگر ضعف در همگرایی در این نتایج است. این مساله می‌تواند به دلیل ناکافی بودن تعداد تکرار در هر گام زمانی (که در اینجا ۲۰ تکرار در نظر گرفته شده بود) در شرایط واماندگی باشد. به همین خاطر در تحقیقات بعدی افزایش تعداد تکرار گام‌های محاسباتی در زوایای نزدیک به واماندگی پیشنهاد می‌شود.



شکل ۴. ضریب نیروی برای ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹

ضریب نیروی برای ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ با استفاده از مدل گیکو با ضریب جدایش C_{sep} برابر با $2/5$ بدست آمده است. مقادیر بدست آمده در با داده‌های تجربی رامسی [۱۱] و نتایج محاسباتی قراییلی و جانسون [۱۲] مقایسه شده است. همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، ضریب نیروی پسای نوسانی بدست آمده توسط مدل گیکو انطباق بسیار مناسبی با نتایج تجربی دارد و از روش انتقال تنش برشی کی-امگا پیشی گرفته است. در مجموع می‌توان گفت مدل گیکو با ضریب جدایش بهبود یافته روش مناسبی برای سنجش ضرایب ایرودینامیک ایرفویل‌های نوسانی و ارتعاشی می‌باشد. بهبودهای محتمل و افزایش دقت برای این روش می‌تواند ادامه یابد و این نوید بخش رسیدن به یک روش بهینه با دقت مناسب در دینامیک سیالات محاسباتی برای فیزیک ارتعاشی است.



شکل ۵. ضریب نیروی پسای ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹

۵- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، بررسی مدل‌های مختلف حل جریان متلاطم در دینامیک سیالات محاسباتی، نظیر اسپالارت-آلماراس، $k-w$ ، LES ، SST و مدل تعمیم یافته کا-امگا که به روش گیکو معروف است، پرداخته شد. هدف از این کار یافتن یک مدل مناسب برای شبیه‌سازی جریان حول یک ایرفویل نوسانی بود. برای این منظور ابتدا از ایرفویل اس-۸۰۹ در وضعیت واماندگی استاتیک استفاده شد. در بین مدل‌های متلاطم، روش گیکو عملکرد بهتری در تخمین ضرایب ایرودینامیکی داشت. پس از آن به بهبود ضریب جدایش C_{sep} برای افزایش دقت پرداخته شد. نتایج نشان دادند که ضریب جدایش برابر با $2/5$ بهترین تخمین را برای شرایط واماندگی و زوایای حمله بالا می‌دهد. با استفاده از روش گیکو با ضریب جدایش بهبود یافته به بررسی جریان حول ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ پرداخته شد و نتایج با داده‌های تجربی و خروجی روش انتقال تنش برشی کا-امگا، که یکی از بهترین مدل‌های حل متلاطم است، مورد مقایسه قرار گرفت. بررسی نشان داد که روش گیکو بهبود یافته با ضریب جدایش پیشنهادی گزینه مناسبی برای حل جریان در فیزیک‌های نوسانی و ارتعاشی است. البته پیشنهاد می‌شود قبل از انجام محاسبات، ضرایب این مدل با استفاده از داده‌های موجود کالیبره شود.

۶- مراجع

1. J. Radun, H. Maula, P. Saarinen, J. Keränen, R. Alakoivu, and V. Hongisto, "Health effects of wind turbine noise and road traffic noise on people living near wind turbines," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 157, p. 112040, 2022.
2. E. Karasmanaki, "Is it safe to live near wind turbines? Reviewing the impacts of wind turbine noise," *Energy for Sustainable Development*, vol. 69, pp. 87-102, 2022.
3. S. Benz, J. Kuhlmann, S. Jeram, S. Bartels, B. Ohlenforst, and D. Schreckenberger, "Impact of Aircraft Noise on Health," in *Aviation Noise Impact Management: Technologies, Regulations, and Societal Well-being in Europe*, ed: Springer International Publishing Cham, 2022, pp. 173-195.
4. E. U. Madaliev, M. E. U. Madaliev, I. I. Mullaev, M. A. U. Shoev, and A. R. U. Ibrokhimov, "Comparison of Turbulence Models for the Problem of an Asymmetric Two-Dimensional Plane Diffuser," *Middle European Scientific Bulletin*, vol. 18, pp. 119-127, 2021.
5. H. Sogukpinar and I. Bozkurt, "Implementation of different turbulence model to find proper model to estimate aerodynamic properties of airfoils," in *AIP conference proceedings*, 2018, p. 020003.
6. A. Singh, S. Aravind, K. Srinadhi, and B. Kannan, "Assessment of Turbulence Models on a Backward Facing Step Flow Using OpenFOAM®," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020, p. 042060.
7. A. T. Thies and C. K. Tam, "Computation of turbulent axisymmetric and nonaxisymmetric jet flows using the K-epsilon model," *AIAA journal*, vol. 34, pp. 309
8. R. https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html.
9. F. Menter, R. Lechner, and A. Matyushenko, "Best practice: generalized $k-\omega$ two-equation turbulence model in ANSYS CFD (GEKO)," *Technical Report*, ANSYS, p. 27, 2019.
10. D. Somers, "Design and experimental results for the S809 airfoil NREL," sr-440-6918. Tech. rep., NREL1997.
11. R. Reuss Ramsay, G. M. Gregorek, and M. J. Hoffmann, "Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S810 Airfoil: Airfoil Performance Report, Revised (12/99) (PDF 15.7 MB).", "The Ohio State University 1999.
12. K. Gharali and D. A. Johnson, "Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies," *Applied Energy*, vol. 93, pp. 45-52, 2012.