

بررسی توانمندی مدل‌های رنژ در پیش‌بینی رفتار گردابه‌ها در محیط اطراف ایرفویل نوسانی

حمیدرضا کاویانی*

استادیار

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و

مهندسی، دانشگاه ملایر

Ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۱۲/۱۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۲۰

چکیده

ایرفویل‌ها بطور گسترده در صنایع مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند و در شرایط کاری خود حرکت نوسانی را تجربه می‌کنند. دستیابی به روشی که بتواند جریان آشفته اطراف این ایرفویل‌ها را با دقت مناسب و هزینه کم مدل کند، یک چالش در دینامیک سیالات محاسباتی محسوب می‌شود. در این پژوهش به بررسی توانمندی مدل‌های مختلف پیش‌بینی رفتار گردابه‌ها در معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده یا رنژ^۱ پرداخته شده است. برای این منظور از مدل‌های شناخته شده‌ای نظیر اسپالارت-آلماراس^۲، $k-\omega$ SST^۳، IDDES^۴ به همراه مدل جدید گیکو^۵ استفاده شده است. در ابتدا جریان استاتیک در اطراف ایرفویل اس-۸۰۹ در زاویه حمله ۲۰ درجه شبیه‌سازی شده است. اعتبارسنجی انجام شده با استفاده از داده‌های تونل باد برتری مدل گیکو را نشان می‌دهد. پس از آن برای افزایش دقت محاسبات، ضریب جدایش در مدل گیکوکالیبره شده است. براساس نتایج بدست آمده، ضریب جدایش برابر با ۲/۵ بهترین تخمین را برای ضرایب آیرودینامیکی در شرایط واماندگی ارائه می‌دهد. سپس مدل کالیبره شده برای پیش‌بینی جریان واماندگی دینامیک حول ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ استفاده شده است. مشاهده شد که با افزایش فرکانس نوسانات ایرفویل از ۰/۶۱ به ۱/۸۳ هرتز اختلاف ضریب برآ در رفت و برگشت ناشی از اثر هیستریزس در حدود ۶۰ درصد افزایش می‌یابد. سطح فشار صوت^۶ نیز با افزایش فرکانس نوسانات از ۰/۶۱ به ۱/۸۳ افزایش یافت. مقدار این افزایش برای OASPL^۷ در حدود ۲/۵۵ دسیبل بدست آمد. در پایان می‌توان گفت که مدل گیکو با قابلیت کالیبراسیون ضریب جدایش می‌تواند گزینه مناسبی برای حل جریان در فیزیک‌های نوسانی و ارتعاشی باشد.

واژگان کلیدی: آیروآکوستیک، ایرفویل، هیستریزس آیرودینامیکی، مدل گیکو

۱. مقدمه

ایرفویل‌ها بطور گسترده در طراحی توربوماشین‌ها، وسایل نقلیه هوایی و صنایع مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند. در طراحی و بهینه‌سازی این ماشین‌ها بایستی درک صحیحی از الگوی جریان هوا در اطراف این ایرفویل‌ها داشت. محاسبات آیرودینامیکی در جریان آرام و زوایای حمله پایین دشواری کم‌تری دارند، اما با افزایش زاویه حمله جدایش جریان از روی سطح رخ می‌دهد و شدت ریزش گردابه‌ها افزایش می‌یابد [۱]. در این شرایط پیش‌بینی الگوی جریان و محاسبه نیروهای آیرودینامیکی تبدیل به یک مساله چالش برانگیز می‌شود [۲]. با نوسان ایرفویل پیچیدگی‌های دینامیکی جریان ناپایدار نیز به مساله افزوده می‌شود. وقتی که یک ایرفویل نوسان می‌کند، پدیده‌های ناپایا و گذرایی ایجاد می‌کند که باعث تغییر در فشار، سرعت و الگو جریان می‌شود [۳]. این پدیده‌های گذرا باعث تغییر در نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل نظیر نیروی برآ و پسا شده و عملکرد سامانه‌ها را تحت تأثیر قرار می‌دهند [۴]. همچنین افزایش شدت گردابه‌های ایجاد شده نیز تأثیر قابل توجهی بر صوت ایجاد شده دارند [۵، ۶]. این مساله از نظر رعایت استانداردهای زیست محیطی دارای اهمیت می‌باشد [۷].

شبیه‌سازی مناسب این امکان را فراهم می‌کند تا تأثیر پدیده‌های گذرا بر آیرودینامیک جریان و گردابه‌های تأثیر گذار بر صوت مورد بررسی قرار داد. در شبیه‌سازی جریان‌های متلاطم، سه روش اصلی وجود دارد که عبارتند از شبیه‌سازی مستقیم عددی^۸ (DNS)، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ^۹ (LES) و مدل‌های میانگین‌گیری رینولدز (RANS).

شبیه‌سازی مستقیم عددی دقیق‌ترین روش برای تحلیل جریان‌های متلاطم محسوب می‌شود. در این روش، تمامی مقیاس‌های تلاطم، از بزرگ‌ترین تا کوچک‌ترین گردابه‌ها، مستقیماً و بدون استفاده از هیچ مدل‌سازی محاسبه می‌شوند. این دقت بالا هزینه‌های سنگین محاسباتی را به همراه دارد. برای دستیابی به نتایج قابل اعتماد، شبکه‌بندی باید بسیار ریز باشد، به طوری که تعداد سلول‌ها با توان $4/9$ عدد رینولدز نسبت مستقیم دارد. علاوه بر این، گام زمانی نیز باید بسیار کوچک در نظر گرفته شود تا پایداری حل حفظ گردد. به همین دلیل، استفاده از این روش به مسائل تحقیقاتی (غیرصنعتی) با اعداد رینولدز پایین و هندسه‌های ساده محدود می‌شود.

در مقابل، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ تعادلی بین دقت و هزینه محاسباتی برقرار می‌کند. در این روش، تنها گردابه‌های بزرگ که تأثیر اصلی بر دینامیک جریان دارند، مستقیماً حل می‌شوند و گردابه‌های کوچک با استفاده از مدل‌های زیرمقیاس شبیه‌سازی می‌شوند. این رویکرد باعث کاهش چشمگیر هزینه‌های محاسباتی نسبت به DNS می‌شود، اما در نزدیکی دیواره به شبکه محاسباتی بسیار ریز و به تبع آن به گام زمانی بسیار کوچک (برای رعایت پایداری حل) نیاز دارد و همچنان به منابع محاسباتی نسبتاً قدرتمندی نیاز دارد. به همین خاطر بیشترین اقبال در شبیه‌سازی نسبت به مدل‌های RANS وجود دارد.

مدل‌های RANS اقتصادی‌ترین گزینه برای شبیه‌سازی جریان‌های متلاطم محسوب می‌شوند. در این روش، تمامی نوسانات تلاطمی با استفاده از مدل‌های آماری میانگین‌گیری می‌شوند. این امر موجب می‌شود نیاز به

شبکه‌بندی بسیار کم‌تر از دو روش دیگر باشد (حتی در برخی موارد می‌توان از $100-30 \sim \gamma^+$ استفاده کرد) و گام زمانی بزرگ‌تری نیز قابل استفاده است. RANS عمدتاً برای جریان‌های پایدار و کاربردهای صنعتی که نیاز به تحلیل‌های سریع و مکرر دارند، مناسب است. اما این مدل‌ها نواقصی دارد که می‌توان در آن بین به مواردی همچون پیچیده بودن مدل، کالیبره نمودن پارامترهای مدل برای یک هندسه، تأثیر رژیم جریان بر دقت مدل و غیره... اشاره نمود [۸].

تفاوت بین مدل‌های موجود اساسی نیست، اما تفاوت اندک نیز می‌تواند نتایج را تحت تأثیر قرار دهد. پیش‌بینی مدل‌ها در مورد نحوه شروع جدایش جریان متفاوت است [۹]. در ناحیه نزدیک به دیواره، اختلاف مقدار بدست آمده برای ضرایب آیرودینامیکی (مانند نیروی برآ و پسا) قابل توجه است [۱۰]. همچنین تفاوت‌های قابل توجهی در نحوه مدل نمودن جریان‌های برشی آزاد بین آنها وجود دارد [۱۱]. هیچ برتری قاطعی برای مدل خاصی وجود ندارد، و هر یک از آنها ممکن است در موارد خاصی عملکرد بهتری داشته باشند. مهم‌تر از همه، هر مدل 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 [۱۲]. در یک تحقیق، مدل‌های آشفتگی موجود توسط موسسه هوانوردی و فضانوردی آمریکا^{۱۰} در یک برنامه منسجم مورد ارزیابی قرار گرفتند [۱۳]. در آن تحقیق کارایی ۹ مدل برای پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل NACA-0012 در زوایای حمله بالا مورد بررسی قرار گرفت، که از آن جمله می‌توان به مدل‌های اسپالارت-آلماراس،

انتقال تنش برشی کا-امگا،^{۱۱} EASM،^{۱۲} LRR/SSG اشاره نمود. در زوایای حمله پایین عملکرد همه مدل‌ها مناسب بود. همچنین مدل‌های ترکیبی SST k- ω 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 [۱۳].

برای حذف مشکلات مربوط به ۱-انتخاب یک مدل از بین مدل‌های آشفتگی موجود و ۲-کاهش محدودکننده‌های مفهومی^{۱۳} و ۳-دشواری کالیبراسیون ضرایب، منتر و همکارانش [۱۴] یک روش تلفیقی بر اساس فرمول k- ω پیشنهاد داده‌اند که مدل آشفتگی k- ω تعمیم یافته یا گیکو نام گرفت. مدل آشفتگی گیکو رویکردی انعطاف‌پذیر و قوی را برای مدل‌سازی آشفتگی در اغلب مسایل ارائه می‌دهد [۱۴]. مهم‌ترین پارامتر آزاد تأثیر گذار 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 آشفتگی 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 دینامیکی ایرفویل اس-۸۰۹ مورد اعتبارسنجی قرار گرفته است. توضیحات بیشتر در ادامه ارائه شده است.

۲. معادلات حاکم

۲-۱. معادلات آکوستیکی FWH

روش فاکس ویلیامز-هاوکینز^{۱۴} (FWH) یک فرم از معادلات تشابه آکوستیکی لایتھیل است که برای محاسبه صوت بکار می‌رود. اولین بار مهندسی به نام جیمز لایتھیل^{۱۵} با بازنویسی معادلات نایر-استوکس آن را شبیه معادله موج صوت نوشت. به همین دلیل این دسته از معادلات "تشابه آکوستیکی لایتھیل"^{۱۶} نامیده می‌شوند.

سمت چپ رابطه FWH (معادله ۱) به فرم معادله موج است که بر نوسانات فشاری اعمال شده است. سمت راست رابطه FWH مکانیسم‌های صوتی مختلف را تشکیل می‌دهد که با کمک اطلاعات بدست آمده توسط LES محاسبه می‌شوند [۱۵]:

$$\frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} \quad (1)$$

$$- \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)) \delta(f) \right\}$$

$$- \frac{\partial}{\partial t} \left\{ (\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)) \delta(f) \right\}$$

که در آن a_0 سرعت صوت (متر بر ثانیه)، p فشار (پاسکال)، t زمان (ثانیه) و ρ چگالی (کیلوگرم بر متر مکعب) می‌باشد. برای محاسبه فشار صوت، از انتگرال نوسانات فشاری بر روی مرزهای محیط بر منابع صوتی استفاده می‌شود. در رابطه فوق u_n سرعت سیال در جهت عمود بر سطح انتگرال‌گیری است، $H(f)$ تابع هویساید^{۱۷}، v_n سرعت سطح انتگرال‌گیری است و $\delta(f)$ تابع دلتای دیراک است. زیرنویس 0 بیانگر مقدار متغیر در جریان آزاد، n بیانگر جهت عمود و پریم (') بیانگر اختلاف مقدار متغیر در میدان با جریان آزاد

است. P_{ij} تانسور تنش فشاری شامل تنش لزجت و فشار می‌باشد. T_{ij} نیز تانسور تنش لایتھیل می‌باشد که بیانگر صوت چهار قطبی ناشی از نوسانات جریان ورودی است. جمله دوم و سوم در سمت راست معادله ۱ به ترتیب بیانگر صوت دوقطبی ناشی از نیروهای آیرودینامیکی و صوت تک قطبی ناشی از ضخامت لبه فرار می‌باشد. جزئیات بیشتر در خصوص این روش توسط فاکس ویلیام و هاوکینز [۱۶] ارایه شده است.

۲-۲. مدل آشفتگی گیکو (GEKO)

در مدل آشفتگی k- ω تعمیم یافته یا گیکو در مجموع شش پارامتر موسوم به "پارامتر آزاد" وجود دارد. این پارامترها رفتار فرمول را در بخش‌های مختلف میدان جریان (برای مثال در لایه مرزی یا در جریان‌های برشی و ...) کنترل می‌کنند. در مدل انتقال تنش برشی، k انرژی جنبشی آشفتگی و ω نرخ اتلاف خاص^{۱۸}، از معادلات انتقال زیر بدست می‌آید:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \frac{1}{\sigma_k} \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \beta^* \rho k \omega + P_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \frac{1}{\sigma_\omega} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + C_{\omega 1} F_1 \frac{\omega}{k} P_k - C_{\omega 2} F_2 \rho \omega^2 + \rho F_3 \frac{2}{\sigma_\omega} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3)$$

که در آن $C_{\omega 1}$ ، $C_{\omega 2}$ ، β^* ، σ_k و σ_ω ضرایب تجربی، u_j سرعت، ρ چگالی، t زمان، μ گرانروی مولکولی و μ_t گرانروی آشفتگی^{۱۹} است. F_1, F_2, F_3 توابع سوئیچینگ^{۲۰} می‌باشند. گرانروی گردابی آشفتگی^{۲۱} به شرح زیر تعریف می‌شود:

پارامتر آزاد	مقدار پیش فرض	حداکثر	حداقل
$C_{Separation}$	۱/۷۵	۲/۵	۰/۷
$C_{Near Wall}$	۰/۵	۲	-۲
C_{Mixing}	ترکیبی از پارامترهای دیگر	۱	۰/۵
C_{Jet}	۰/۹	۱	۰
C_{Corner}	۱	۱/۵	۰
$C_{Curvature}$	۱	۱/۵	۰

۳. اجرای آزمایش تجربی و شبیه‌سازی

بعنوان نمونه آزمون ایرفویل اس-۸۰۹ بکار رفته است. آزمایشات تجربی برای ضریب نیروی برآ در دانشگاه حکیم سبزواری صورت گرفته است. حداکثر اغتشاش‌های اسمی جریان آزاد این دستگاه ۰/۱ درصد و حداکثر سرعت آن ۶۰ متر بر ثانیه می‌باشد. مقطع آزمون تونل باد از جنس پلکسی گلاس بوده و ابعاد آن در راستای محور افقی (اسپن) ۱/۲ متر با ارتفاع یک و طول ۲ متر می‌باشد (شکل ۱). داده‌های تجربی آزمایش در زاویه حمله بیست درجه برای ایرفویل اس-۸۰۹ بدست آمده است. سرعت جریان نیز با توجه به شرایط آزمایش حدود ۴۸/۷ متر بر ثانیه بوده است. در شبیه‌سازی از همین شرایط استفاده شده است.



$$\mu_t = \rho v_t = \frac{\rho k}{\max(\omega, S/C_{Realized})} \quad (4)$$

که در آن S اندازه‌گیری یکسان از نرخ کرنش^{۲۲} و $C_{Realized}$ ضریب تجربی است. عامل محدود کننده تولید آشفتگی در نواحی سکون^{۲۳} در مدل آشفتگی انتقال تنش برشی بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$P_k = -\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (5)$$

$$\tau_{ij}^{EV} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t 2S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (6)$$

$$\tau_{ij} = \tau_{ij}^{EV} - C_{Corner} \frac{12\mu_t}{\max(0.3\omega\sqrt{0.5(S^2 - \Omega^2)})} (S_{ik}\Omega_{kj} - \Omega_{ik}S_{kj}) \quad (7)$$

جایی که:

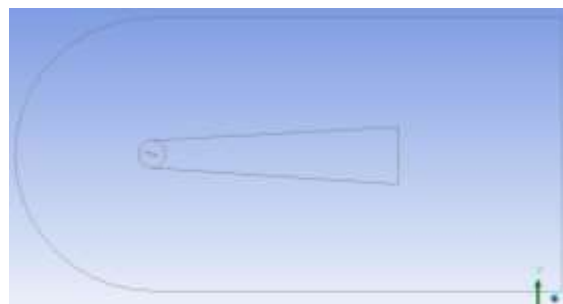
$$S_{ij} = 0.5 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad \Omega_{ij} = 0.5 \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, \quad \Omega = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (8)$$

بالانویس EV بیانگر مقدار بدست آمده برای تنش برشی آشفتگی در اولین ارزیابی^{۲۴} با استفاده از فرضیه بوزینسک می‌باشد. در مدل گیکو، شش ضریب آزاد وجود دارد که از طریق توابع سوئیچینگ (F_1, F_2, F_3) پیاده‌سازی می‌شوند و کاربر می‌تواند برای دستیابی به دقت مناسب در شبیه‌سازی موضوعات مختلف از آنها استفاده کند (جدول ۱). توضیحات بیشتر در مرجع [۱۷] ارایه شده است.

جدول ۱. مقادیر پیشنهادی برای پارامترهای آزاد مورد استفاده در مدل آشفتگی گیکو

شکل ۱. مقطع آزمون تونل باد

شبیه‌سازی جریان با استفاده از نسخه ۲۰۲۰ نرم افزار انسیس-فلوئنت^{۲۵} انجام شده است. برای شبیه‌سازی جریان در اطراف این ایرفویل از میدان حل نوع سی^{۲۶} 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 ایجاد کنترل بیشتر بر روی تراکم 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 دوزنقه به عرض حداقل دو برابر (در نزدیکی ایرفویل) و حداکثر چهار برابر (در پایین دست جریان) و طول ۱۸ برابر وتر انتخاب شده است (شکل ۲).

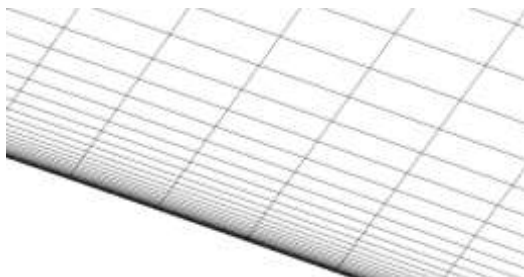


شکل ۲. شکل میدان جریان

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 لبه فرار بیشتر از نقاط میانی باشد. برای این منظور از ضریب بایاس^{۲۷} ۲۰ استفاده شده است. پس

از آن یک شبکه برای لایه مرزی با سی لایه ایجاد شده است. به تدریج که از ایرفویل فاصله می‌گیریم، ابعاد سلول‌ها افزایش می‌یابد. اندازه سلول‌ها در ناحیه نزدیک ۵ میلی‌متر، در ناحیه میانی ۲/۵ سانتی‌متر و در ناحیه دور ۱۰ سانتی‌متر انتخاب شده است.

هنگامی که رفتار سیال در لایه مرزی بطور مستقیم مورد محاسبه قرار می‌گیرد، فاصله بی‌بعد اولین لایه شبکه تا دیواره Y^+ برابر یک و کمتر از آن توصیه می‌شود. همچنین تعداد نقاط شبکه در زیر لایه لزج و لایه بافر بایستی حداقل برابر با ده باشد. اما هنگامی که از تابع دیواره برای مدل نمودن رفتار سیال در لایه مرزی استفاده می‌شود، مقدار Y^+ می‌تواند در محدوده لایه لگاریتمی (بین ۳۰ تا ۵۰۰ بسته به نوع جریان) انتخاب شود. براساس ادعای منتر و همکارانش روش گیکو به گونه‌ای توسعه یافته است که نسبت به مقدار Y^+ حساسیت نداشته باشد [۱۴]. در این روش براساس مشخصات شبکه و جریان سیال (مانند سرعت و گرانش) مدل دیواره بهینه توسط گیکو انتخاب می‌شود. اما در این تحقیق برای افزایش اطمینان مقدار Y^+ حدود یک استفاده شده است. بدین منظور اولین لایه شبکه در 5×10^{-6} متری دیواره قرار گرفته و نسبت رشد یک و دو دهم برای لایه‌های دیگر انتخاب شده است. شکل ۳ تا شکل ۶ شبکه مورد استفاده برای حل عددی را در نماهای مختلف نشان می‌دهد.



شکل ۳ نحوه گسترش شبکه لایه مرزی

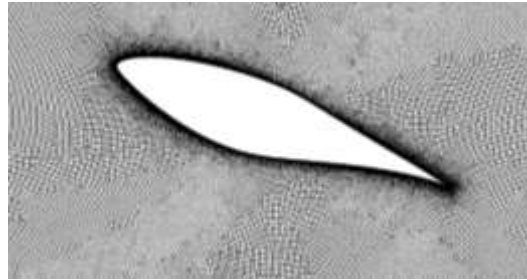
لاندر^{۲۸} و محدود کننده تولید^{۲۹} و مدل انتقال متناوب^{۳۰} استفاده شده است.

۴. نتایج محاسبات

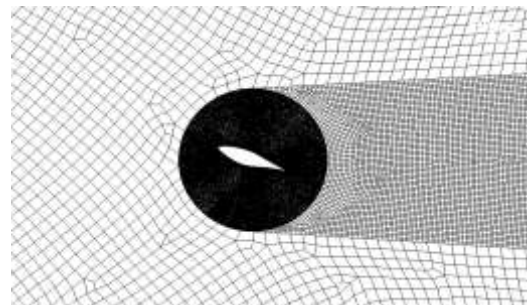
نتایج بدست آمده توسط مدل‌های آشفتگی مختلف برای ضریب برآ با داده‌های تجربی آزمایش مقایسه و درصد خطای هر روش محاسبه شده است. آزمایش نیروی پسا در تونل باد سرعت پایین دانشگاه دلف^{۳۱} با استفاده از یک مدل با طول وتر ۶۰ سانتی‌متر انجام شده است [۱۸]. در زوایای حمله بالا، ارتفاع گردابه‌های پشت ایرفویل از محدوده سنسورهای موجود بیشتر بوده است. به همین خاطر برای برآورد نیروی پسا از برون‌یابی مقادیر بدست آمده استفاده شده است [۱۸]. داده‌های تجربی آزمایش در زاویه حمله بیست درجه برای ایرفول اس-۸۰۹ بدست آمده است. سرعت جریان نیز با توجه به شرایط آزمایش ۴۸/۷ متر بر ثانیه بوده است. همانطور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، روش گیکو با ضریب جدایش ۲/۵ کم‌ترین درصد خطا را با مقدار هفت و شش دهم درصد در مقایسه با سایر روش‌ها دارد.

جدول ۲. مقادیر پیش‌بینی شده برای ضریب برآی ایرفویل اس-۸۰۹ در زاویه حمله ۲۰ درجه و سرعت باد ۴۸/۷ متر بر ثانیه

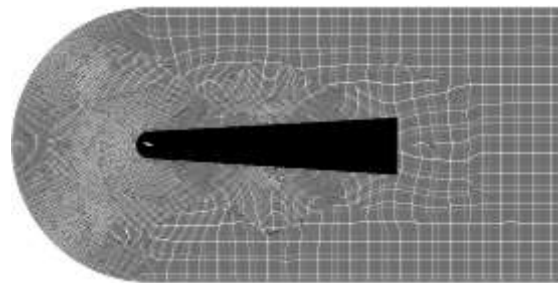
روش مورد استفاده	ضریب برآ	خطا %
Experiment	۰/۸۸۵۹	-
GEKO, Csep=1	۱/۷۳۵۹	۹۵/۹۵
GEKO, Csep=1.75	۱/۲۸۲۶	۴۴/۷۸
GEKO, Csep=2.5	۰/۹۵۲۳	۷/۶۰
GEKO, Csep=3.25	۰/۷۷۱۱	۱۲/۹۶
k-w SST	۱/۱۴۸۰	۶۰/۰۶
Spalart-Almaras	۱/۲۵۸۶	۴۲/۰۷
IDDES (LES+ k- ω SST)	۱/۵۴۱۶	۷۴/۰۲



شکل ۴ شبکه محاسباتی نزدیک ایرفویل



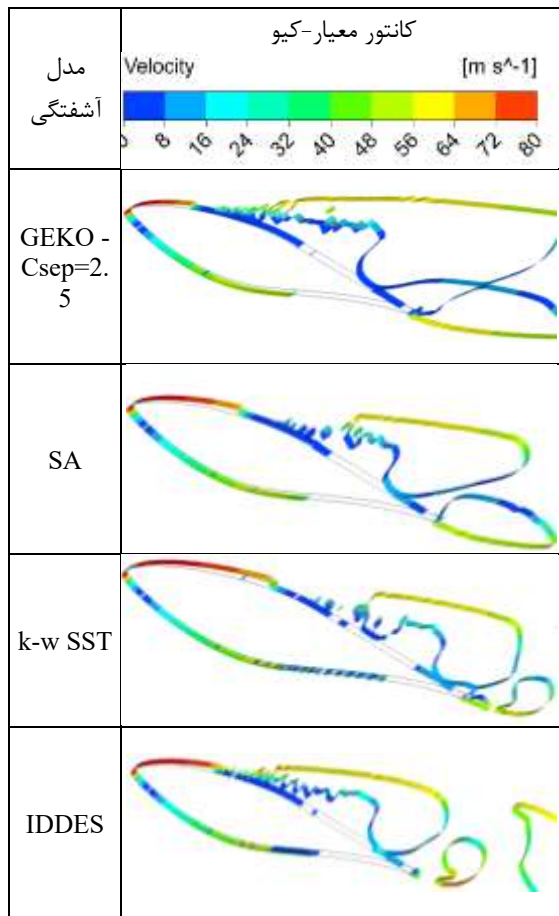
شکل ۵ شبکه حل عددی در ناحیه میانی



شکل ۶ شبکه مورد استفاده برای کل میدان

برای حل آشفتگی جریان از مدل‌های مختلفی نظیر مدل دو معادله‌ای انتقال تنش برشی کا-امگا (k- ω) SST)، مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس (SA)، یک روش ترکیبی RANS+LES به نام شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده تاخیر یافته بهبود یافته IDDES و مدل جدید گیکو استفاده شده است. مدل گیکو برای حل نیازمند تنظیم پارامترهای شش گانه خود است که در این تحقیق 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 آشفتگی مانند تولید کیتو-

شدت ریزش و اندازه گردابه‌ها را بالاتر از روش‌های دیگر آشفتگی پیش‌بینی نموده است.



شکل ۷. گردابه‌های بدست آمده توسط مدل‌های مختلف آشفتگی در اطراف ایرفویل اس-۸۰۹ در زاویه حمله ۲۰ درجه

در شکل ۸ و شکل ۹ ضریب برآ Cl و نسبت ضریب برآ به پسا Cl/Cd ایرفویل اس-۸۰۹ در سرعت باد ۴۸/۷ متر بر ثانیه در زوایای حمله مختلف ارایه شده است. همانطور که نشان داده شده است، انطباق نتایج محاسباتی روش گیکو با ضریب جدایش ۲/۵ با داده‌های تجربی بسیار مناسب می‌باشد.

برای نمایش گردابه‌ها در این تحقیق از معیار-کیو^{۳۲} استفاده شده است. معیار-کیو گردابه‌ها را به عنوان مناطقی تعریف می‌کند که مولفه چرخش جریان از نرخ کرنش آن بیشتر است [۱۹]:

$$Q = \frac{1}{2} (\Omega_{ij}\Omega_{ij} - S_{ij}S_{ij}) \quad (9)$$

که در آن Ω_{ij} تانسور ورتیسیتی یا چرخش گردابه‌ای است و S_{ij} تانسور نرخ کرنش است که بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (10)$$

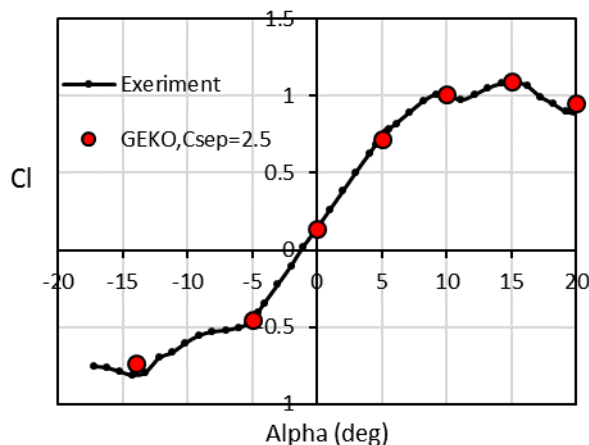
$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (11)$$

شکل ۷ گردابه‌های بدست آمده توسط مدل‌های مختلف آشفتگی در اطراف ایرفویل اس-۸۰۹ را نمایش می‌دهد. این گردابه‌ها با استفاده از معیار-کیو ثابت (برابر با 10^{-5} بر مجذور ثانیه) در زاویه حمله ۲۰ درجه بدست آمده‌اند و با مقادیر سرعت (متر بر ثانیه) رنگ آمیزی شده‌اند. براساس تعریف، لایه مرزی ناحیه نزدیک به دیواره می‌باشد که سرعت جریان در آن از ۹۹ درصد سرعت جریان آزاد کمتر است. سرعت جریان آزاد در شبیه‌سازی ایرفویل اس-۸۰۹ برابر با ۴۸/۷ متر بر ثانیه می‌باشد. بنابراین لایه مرزی را می‌توان با رنگ آبی تا سبز و جریان خارج از لایه مرزی را با رنگ سبز تا قرمز مشاهده نمود. شدت ریزش و اندازه گردابه‌ها در اطراف ایرفویل یکی از مهم‌ترین دلایل اختلاف نتایج بین مدل‌های مختلف آشفتگی می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود، مدل گیکو با ضریب جدایش ۲/۵

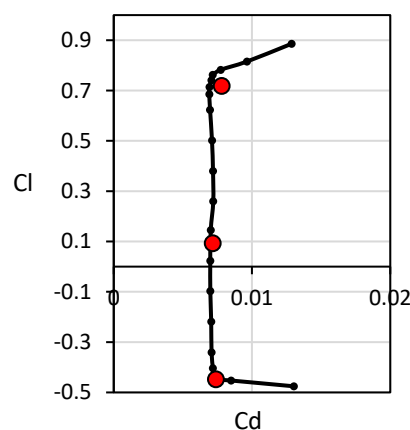
که در آن $u' = \sqrt{\frac{1}{3}(u_x'^2 + u_y'^2 + u_z'^2)} = \sqrt{\frac{2}{3}k}$ ریشه دوم میانگین مربعات مولفه‌های سرعت نوسان باد و $\bar{u} = \sqrt{\bar{u}_x^2 + \bar{u}_y^2 + \bar{u}_z^2}$ متوسط سرعت مولفه‌های باد می‌باشد (در جریان دوبعدی مولفه z در نظر گرفته نمی‌شود).

در زاویه حمله حدود ۱۴- درجه که متناظر با حداقل ضریب برآ است، یک حباب ناشی از جدایش جریان آرام در لایه مرزی در نزدیکی لبه حمله در سطح پایین ایرفویل اس-۸۰۹ ایجاد می‌شود. در سطح بالایی حباب جدایش بعد از قسمت میانی وتر ایجاد شده است. این حباب باعث ریزش گردابه^{۳۴} می‌شود که با توجه به ماهیت آن از انواع گردابه‌های تولمن شلیختینگ^{۳۵} می‌باشد. این ریزش گردابه یک وضعیت گذرا ایجاد می‌کند که در صورت ادامه یافتن جریان بر روی سطح می‌تواند به آشفتگی جریان در لایه مرزی بیانجامد. در سطح پایینی حباب جدایش باعث انتقال جریان لایه مرزی از رژیم آرام به مغشوش شده است. در ۱۴- درجه جدایش جریان در سطح زیرین ایرفویل اس-۸۰۹ در خارج از لایه مرزی بعد از حباب جدایش و قبل از میانه وتر رخ می‌دهد. امواجی که به رنگ آبی دیده می‌شود، گردابه‌های هلموت-کخ^{۳۶} می‌باشد. این گردابه‌ها در اثر تعامل جریان پرسرعت آزاد با جریان مغشوش کم سرعت در لایه مرزی، خارج از زیر لایه لزوج^{۳۷} ایجاد می‌شود.

با افزایش زاویه حمله، قطر حباب ناشی از جدایش جریان لایه‌ای^{۳۸} در لایه مرزی ایرفویل اس-۸۰۹ کاهش می‌یابد تا زمانی که در زاویه حمله ۵- درجه فقط یک حباب کوچک در نزدیکی لبه فرار در سطح



شکل ۸ مقایسه مقادیر ضریب برای ایرفویل اس-۸۰۹ بین روش تجربی و روش گیکو با ضریب جدایش ۲/۵



شکل ۹ مقایسه نسبت ضریب برآ به پسای ایرفویل اس-۸۰۹ بین روش تجربی و روش گیکو با ضریب جدایش ۲/۵

شکل ۱۰ کانتور شدت آشفتگی و گردابه‌های موجود در اطراف ایرفویل اس-۸۰۹ در زوایای حمله مختلف و در سرعت باد ۴۸/۷ متر بر ثانیه را نشان می‌دهد. این کانتورها با استفاده از مدل گیکو با ضریب جدایش ۲/۵ بدست آمده اند. شدت آشفتگی^{۳۳} شدت نوسان سرعت جریان را نشان می‌دهد. شدت آشفتگی به صورت نسبت انحراف استاندارد نوسانات سرعت باد از سرعت میانگین تعریف می‌شود:

$$I = \frac{u'}{\bar{u}} \quad (12)$$

بالایی دیده می‌شود. ضریب برآ در زاویه حمله ۵- درجه پایین‌ترین حد خود را در رژیم جریان لایه‌ای دارد. رژیم جریان از زاویه حمله ۵- تا ۵+ تقریباً ثابت است و جریان هم در داخل لایه مرزی و هم در بیرون از آن لایه‌ای است. ضریب نیروی برآ در زاویه حمله ۵+ درجه حد بالایی خود را در جریان لایه‌ای دارد. با افزایش زاویه حمله از ۵+ به ۱۰+ درجه، نقطه انتقال از جریان لایه‌ای به مغشوش در لایه مرزی از وسط ایرفویل به لبه حمله منتقل می‌شود. همچنین با افزایش زاویه حمله از ۵+ به ۱۰+ درجه، جدایش جریان خارج از لایه مرزی از لبه فرار در سطح بالایی ایرفویل به وسط ایرفویل می‌رسد. با افزایش زاویه حمله از ۱۰+ به ۱۵+ محل جدایش جریان خارج از لایه مرزی در محدوده میانی وتر باقی می‌ماند و پس از ۱۵+ درجه، به سمت لبه حمله جابجا می‌شود.

با توجه به رضایت از نتایج بدست آمده از مدل گیکو با ضریب جدایش ۲/۵، این مدل برای محاسبه ضریب نیروی برآی ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ بکار رفته است. مقادیر بدست آمده با داده‌های تجربی رامسی [۲۰] و نتایج محاسباتی قراییلی و جانسون [۲۱] مقایسه شده است. قراییلی و جانسون مدل انتقال تنش برشی کی-امگا (k- ω SST) را مورد استفاده قرار داده‌اند، که در گزارش AIAA از بهترین مدل‌های حل آشفتگی جریان برشمرده شده بود و اقبال زیادی در تحقیقات نسبت به آن وجود دارد [۱۳].

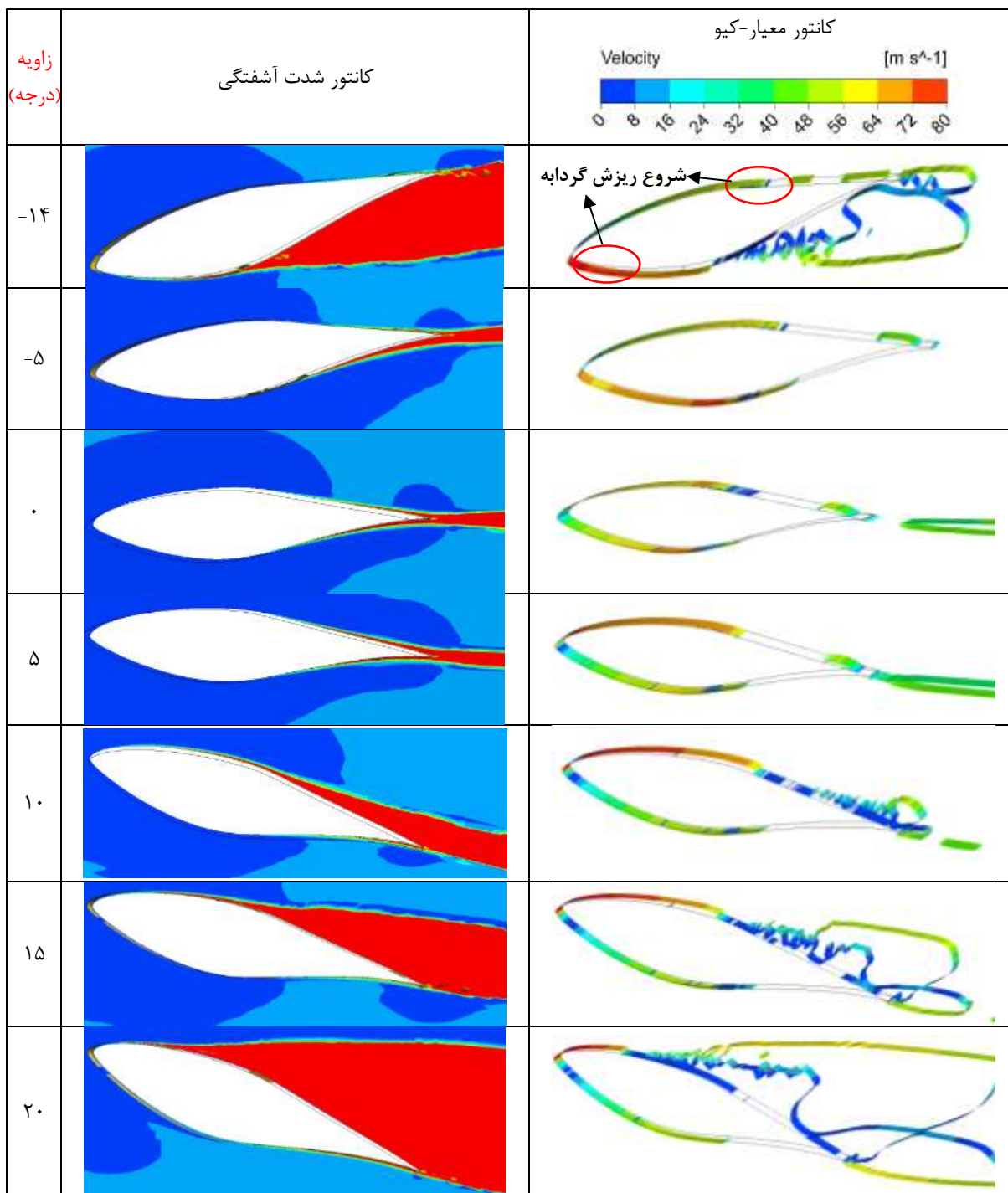
در آزمایشات تجربی و شبیه‌سازی برای نوسان ایرفویل زاویه حمله مبدا α_0 برابر با ۸ درجه و دامنه نوسان α_{amp} برابر با ده درجه ($\pm 10^\circ$) در نظر گرفته شده بود. فرکانس نوسان ایرفویل f نیز برابر با ۰/۶۱ بود. بدین

ترتیب زاویه حمله بصورت تابعی از زمان بدین صورت بدست می‌آید:

$$\text{Alfa} = \alpha_0 + \alpha_{amp} \times \sin(\omega t) = \alpha_0 + \alpha_{amp} \times \sin(2\pi f \cdot t) \quad (13)$$

همانطور که در شکل ۱۱ دیده می‌شود، از حدود منفی ۲ درجه تا ۱۵ درجه، مدل گیکو انطباق بهتری با داده‌های تجربی دارد. پس از آن مدل انتقال تنش برشی کا-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.

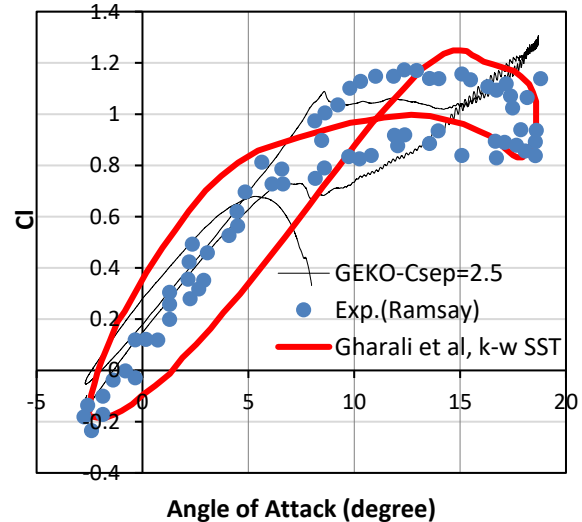
ضریب نیروی برآی ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ با استفاده از مدل گیکو با ضریب جدایش Csep برابر با ۲/۵ بدست آمده است. مقادیر بدست آمده با داده‌های تجربی رامسی [۲۰] و نتایج محاسباتی قراییلی و جانسون [۲۱] مقایسه شده است. همانطور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، ضریب نیروی پسای نوسانی بدست آمده توسط مدل گیکو انطباق بسیار 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 **آبرودینامیک** 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 و هزینه محاسباتی کم برای جریان‌های ارتعاشی است.



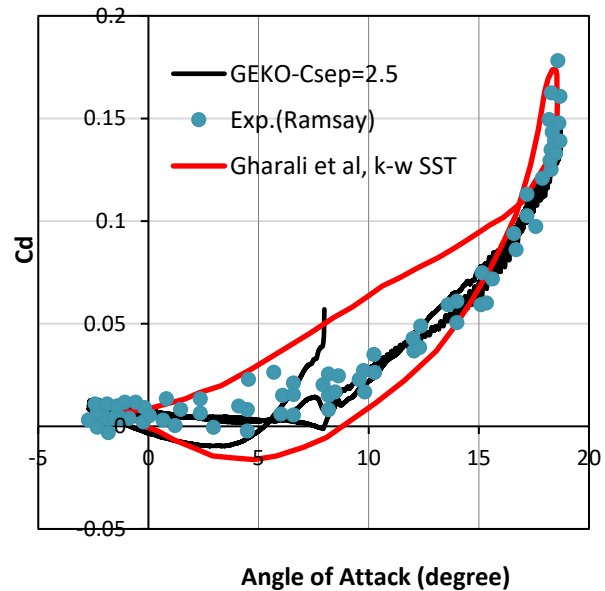
شکل ۱۰. کانتور شدت آشفتگی و گردابه‌های موجود در اطراف ایرفویل اس-۸۰۹ در زوایای حمله مختلف و در سرعت باد ۴۸/۷ متر بر ثانیه که با استفاده از روش گیکو با ضریب جدایش ۲/۵ بدست آمده است.

افزایش یابد، بدین معنی که با افزایش فرکانس، مقدار ضریب نیروی برای دینامیکی در رفت (فلش آبی رنگ) کمتر و در بازگشت (فلش سبز رنگ) بیشتر شده است. این مساله در طراحی ماشین‌های مکانیکی دوار بسیار مهم می‌باشد و بخصوص برای بررسی عملکرد و محاسبه بار آیرودینامیکی وارد بر سازه بایستی لحاظ شود. میزان بیشینه اختلاف ضریب نیروی برآ در رفت و برگشت در زاویه حمله ۱۰ درجه برابر ۰/۵۹ بدست آمده است (مقدار C_l در رفت ۰/۵۲ و در برگشت ۱/۱۱ بوده است) که یک اختلاف ۱۱۳ درصدی را نشان می‌دهد. این اختلاف در فرکانس ۱/۸۳ هرتز در حدود ۶۰ درصد بیشتر از مقدار بدست آمده در فرکانس ۰/۶۱ هرتز می‌باشد.

در شکل ۱۴ اثر تغییر فرکانس نوسان بر ضریب نیروی پسای ایرفویل اس-۸۰۹ نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، با افزایش فرکانس نوسان تقریباً در تمام زوایای حمله (به استثنای ۱۷ و ۱۸ درجه) ضریب نیروی پسا افزایش یافته است. دلیل این مساله می‌تواند تاثیر سرعت نوسان بر افزایش ریزش گردابه‌ها باشد. زمان توقف کمتر در زوایای حمله بیشینه (۱۷ و ۱۸ درجه) نیز می‌تواند بصورت متقابل عامل کاهش پسای فشاری باشد. همانطور که مشاهده می‌شود حداکثر اختلاف C_d (با مقدار ۰/۰۳۱) در زاویه حمله ۸ درجه بوده است. در فرکانس ۱/۸۳ ضریب C_d برابر ۰/۰۳۹ و در فرکانس ۰/۶۱ این ضریب برابر ۰/۰۰۸ بدست آمده است که یک افزایش تقریباً ۵ برابری را نشان می‌دهد.



شکل ۱۱. ضریب نیروی برای ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹



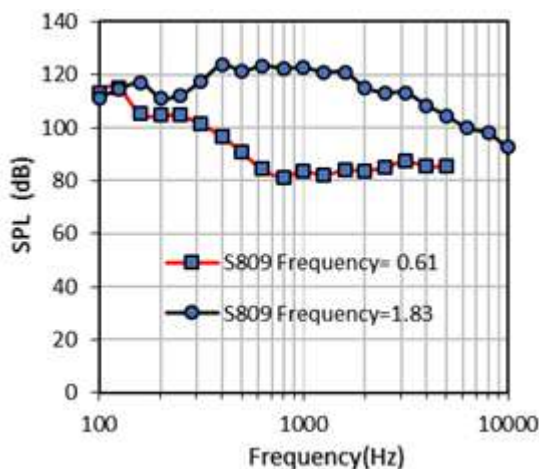
شکل ۱۲. ضریب نیروی پسای ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹

در گام بعد، تاثیر فرکانس نوسان ایرفویل بر ضرایب آیرودینامیکی و صوت مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۱۳ تغییر ضریب نیروی برای ایرفویل اس-۸۰۹ با تغییر فرکانس نوسانات نمایش داده شده است. افزایش فرکانس نوسان از ۰/۶۱ هرتز به ۱/۸۳ هرتز باعث شده است تا اثر هیستریزیس^{۳۹} در رفت و برگشت

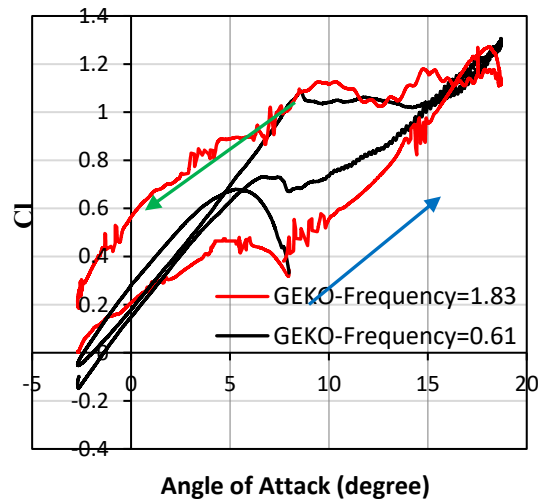
صوت که با فیلتر یک سوم اکتاو میانگین‌گیری شده است برای هر دو فرکانس در شکل ۱۵ ارائه شده است.

در ابتدای نمودار (فرکانس صد هرتز) تفاوت زیادی بین دو نمودار وجود ندارد. اما در ادامه، افزایش فرکانس نوسانات باعث افزایش سطح فشار صوت شده است. با توجه به تأثیر سرعت نوسانات بر تغییر بارگذاری آیرودینامیکی (که در شکل ۱۳ و ۱۴ مشاهده شد) و با توجه به تأثیر بارگذاری آیرودینامیکی بر صوت، این افزایش SPL منطقی می‌باشد. این افزایش تقریباً تا پایان فرکانس ۵ کیلو هرتز (آخرین اطلاعات مربوط به نوسان ۰/۶۱ هرتز) ادامه داشته است. بیشترین میزان افزایش صوت با مقدار ۴۲ دسیبل در فرکانس ۸۰۰ هرتز ایجاد شده است. در انتهای بازه مقایسه‌ای (۵ کیلو هرتز) این اختلاف به ۸/۵ دسیبل کاهش یافته است.

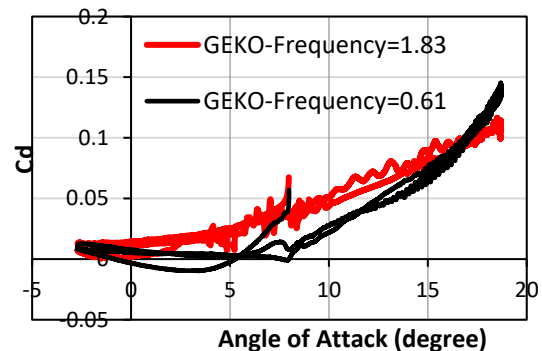
میانگین کلی سطح فشار صوت یا OASPL برای کل بازه محاسباتی در فرکانس نوسانی ایرفویل ۰/۶۱ هرتز و در فرکانس ۱/۸۳ بدست آمد که بیانگر ۲/۵۵ دسیبل افزایش صوت می‌باشد.



شکل ۱۵. تغییر یک سوم اکتاو سطح فشار صوت با تغییر سرعت نوسانات ایرفویل اس-۸۰۹



شکل ۱۳. تغییر ضریب نیروی برای ایرفویل اس-۸۰۹ با تغییر فرکانس نوسان



شکل ۱۴. تغییر ضریب نیروی پسای ایرفویل اس-۸۰۹ با تغییر فرکانس نوسان

در این تحقیق سطح فشار صوت برای هر دو حالت نوسانی بدست آمده است. محل میکروفن در فاصله $y=1/21$ متری در بالای لبه فرار در وسط مقطع پره قرار داده شده است. برای فرکانس نوسانی ۰/۶۱ هرتز از گام زمانی 1×10^{-4} ثانیه استفاده شد. با توجه به این گام زمانی، امکان محاسبه صوت تا بازه ۵ کیلو هرتز فراهم آمد. اما با افزایش فرکانس نوسان ایرفویل به ۱/۸۳ هرتز حل واگرا شد. به همین خاطر گام زمانی تا یک‌دهم، یعنی 1×10^{-5} ثانیه کاهش یافت. سطح فشار

۵. نتیجه‌گیری

در این مطالعه، بررسی مدل‌های مختلف حل جریان آشفته در دینامیک سیالات محاسباتی، نظیر اسپالارت-آلماراس، IDDES، $k-\omega$ 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 آشفتگی، روش گیکو عملکرد بهتری در تخمین ضرایب آیرودینامیکی داشت. پس از آن به کالیبراسیون ضریب جدایش Csep برای افزایش دقت پرداخته شد. نتایج نشان دادند که ضریب جدایش برابر با ۲/۵ بهترین تخمین را برای شرایط واماندگی و زوایای حمله بالا بدست می‌دهد. با استفاده از روش گیکو و ضریب جدایش بهبود یافته به بررسی جریان حول ایرفویل نوسانی اس-۸۰۹ پرداخته شد و نتایج با داده‌های تجربی و محاسباتی محققان دیگر مورد مقایسه قرار گرفت. مشاهده شد که در شرایط دینامیک، مدل گیکو کالیبره شده در تخمین ضریب نیروی پسا عملکرد خوبی دارد. در تخمین ضریب نیروی برآ تا ۱۵ درجه این برتری برای مدل گیکو حفظ شد. اما عملکرد مدل گیکو در زاویه نوسانی ۱۵ تا ۱۸ درجه از مدل کا-امگا SST ضعیف‌تر بود. این مساله می‌تواند بخاطر عدم

همگرایی و لزوم افزایش تکرار محاسبات در هر گام زمانی باشد.

پس از آن به بررسی اثر تغییر فرکانس نوسانات ایرفویل بر ضرایب آیرودینامیکی و صوت آن پرداخته شد. مشاهده شد که با افزایش فرکانس نوسانات ایرفویل از ۰/۶۱ به ۱/۸۳ هرتر مقدار اختلاف ضریب CI در رفت و برگشت (ناشی از هیستریزیس) در حدود ۶۰ درصد افزایش یافت. همچنین ضریب Cd در بیشتر بازه نوسانی افزایش یافت. مقدار بیشینه این افزایش در زاویه ۸ درجه به حدود ۵ برابر رسید. سطح فشار صوت نیز با افزایش فرکانس نوسانات از ۰/۶۱ به ۱/۸۳ افزایش یافت. مقدار این افزایش برای OASPL در کل بازه محاسباتی در حدود ۲/۵۵ دسیبل محاسبه شد. در پایان می‌توان گفت که مدل گیکو با قابلیت کالیبراسیون ضریب جدایش می‌تواند گزینه مناسبی برای حل جریان در فیزیک‌های نوسانی و ارتعاشی باشد، اما بررسی بیشتر در این خصوص نیز نیاز می‌باشد.

۶. تشکر و قدردانی

بدینوسیله از جناب آقایان دکتر خوشنویس و دکتر پویان‌راد برای همکاری و تسهیل در انجام آزمایش تونل باد در دانشگاه حکیم سبزواری کمال تشکر و امتنان بعمل می‌آید.

منابع

- [1] Adibi, Tohid, Seyed Esmail Razavi, Shams Forruque Ahmed, Hussein Hassanpour, Suvash C. Saha, and S. M. Muyeen. "Predicting airfoil stalling dynamics using upwind numerical solutions to non-viscous equations." *Results in Engineering* 20 (2023): 101472.
- [2] Zakir, Jawad, Muhammad Hasnain Quraishi, Usman Zia, Jehanzeb Masud, and Muhammad Muneeb Safdar. "Investigation of High Angle of Attack Characteristics of Blended Wing Body Configurations." In *AIAA SCITECH 2024 Forum*, p. 0304. 2024.

- [3] Ouchene, S., A. Smaili, and H. Fellouah. "Assessment of Turbulence Models for Unsteady Separated Flows Past an Oscillating NACA 0015 Airfoil in Deep Stall." *Journal of Applied Fluid Mechanics* 16, no. 8 (2023): 1544-1559.
- [4] Voevodin, A. V., A. A. Efremov, and V. G. Soudakov. "Numerical and experimental study of the aerodynamics of a civil-aircraft model at high angles of attack and during rotation." *Thermophysics and aeromechanics* 30, no. 1 (2023): 1-12..
- [5] Kaviani, Hamidreza, and Ehsan Bashtalem. "Investigating the effect of modeling and simulation of vortices on aeroacoustic calculations in homogeneous shear flow." *Modares Mechanical Engineering* 23, no. 11 (2023): 615-626.
- [6] Kaviani, H. R., and Ehsan Bashtalam. "Investigating the Effect of Icing on Aerodynamics and Aeroacoustics of an Airfoil." *Modares Mechanical Engineering* 23, no. 8 (2023): 455-465.
- [7] Luttenberger, Lidija Runko, and Ivana Gudelj. "Impact and Control of Environmental Noise." In *Aural Experience and Soundscape Management*, pp. 33-77. Jenny Stanford Publishing, 2024.
- [8] Di Fabbio, Tony, Karthick Rajkumar, Eike Tangermann, and Markus Klein. "Towards the understanding of vortex breakdown for improved RANS turbulence modeling." *Aerospace Science and Technology* 146 (2024): 108973.
- [9] Madaliev, Erkin Urinboevich, Murodil Erkinjon Ugli Madaliev, Ikrom Isroiljonovich Mullaev, Mardon Akhmadjon Ugli Shoev, and Abdulfatto Rahimjon Ugli Ibrokhimov. "Comparison of Turbulence Models for the Problem of an Asymmetric Two-Dimensional Plane Diffuser." *Middle European Scientific Bulletin* 18 (2021): 119-127.
- [10] Sogukpinar, Haci, and Ismail Bozkurt. "Implementation of different turbulence model to find proper model to estimate aerodynamic properties of airfoils." In *AIP conference proceedings*, vol. 1935, no. 1, p. 020003. AIP Publishing LLC, 2018.
- [11] Singh, Anugya, S. Aravind, K. Srinadhi, and B. T. Kannan. "Assessment of turbulence models on a backward facing step flow using OpenFOAM®." In *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 912, no. 4, p. 042060. IOP Publishing, 2020.
- [12] Thies, Andrew T., and Christopher KW Tam. "Computation of turbulent axisymmetric and nonaxisymmetric jet flows using the K-epsilon model." *AIAA journal* 34, no. 2 (1996): 309-316.
- [13] Langley Research Center. "Turbulence Modeling Resource." https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html
- [14] Menter, F. R., R. Lechner, and A. Matyushenko. "Best practice: generalized k- ω two-equation turbulence model in ANSYS CFD (GEKO)." *ANSYS Germany GmbH* 107 (2019): 108.
- [15] Kaviani, Hamidreza. "Computational Analysis of the Effect of Leading Edge Erosion Intensity on Aerodynamic Noise." *Journal of Vibration and Sound* 13, no. 26 (2025): 141-158.
- [16] Williams, JE Ffowcs, and David L. Hawkings. "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion." *Philosophical Transactions for the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences* (1969): 321-342.
- [17] Kaviani, Hamid R., and Mohammad Moshfeghi. "Power Generation Enhancement of Horizontal Axis Wind Turbines Using Bioinspired Airfoils: A CFD Study." *Machines* 11, no. 11 (2023): 998.

- [18] D. Somers, "Design and experimental results for the S809 airfoil NREL," sr-440-6918. Tech. rep., NREL1997.
- [19] Kaviani, H. R., and A. Nejat. "Aerodynamic noise prediction of a MW-class HAWT using shear wind profile." *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 168 (2017): 164-176.
- [20] Ramsay, R. Reuss, M. Hoffmann, and G. Gregorek. "Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil: airfoil performance report." *NREL Contract Report DE-AC36-83CH10093, National Renewable Energy Laboratory [NREL]* (1999).
- [21] Gharali, Kobra, and David A. Johnson. "Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies." *Applied Energy* 93 (2012): 45-52.

پی نوشت

-
- ¹ Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)
- ² Spalart-Allmaras
- ³ k- ω Shear Stress Transform (k- ω SST)
- ⁴ Improved Delayed Detached Eddy Simulation (IDDES)
- ⁵ Generalized k- ω (GEKO)
- ⁶ Sound pressure level (SPL)
- ⁷ Overall Average Sound Pressure Level (OASPL)
- ⁸ Direct Numerical Simulation (DNS)
- ⁹ Large Eddy Simulation (LES)
- ¹⁰ American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)
- ¹¹ Explicit algebraic stress model (EASM)
- ¹² Speziale-Sarkar-Gatsk/Launder-Reece-Rodi (SSG/LRR)
- ¹³ Conceptual limiters
- ¹⁴ Ffowcs Williams-Hawkins (FWH)
- ¹⁵ James Lighthill
- ¹⁶ Lighthill Acoustic Analogy
- ¹⁷ Heaviside
- ¹⁸ Specific dissipation rate
- ¹⁹ Turbulent viscosity
- ²⁰ Switching functions
- ²¹ Turbulent eddy viscosity
- ²² Invariant measure of the strain rate
- ²³ Stagnation regions
- ²⁴ Evaluation
- ²⁵ Ansys-Fluent
- ²⁶ C-type
- ²⁷ Bias
- ²⁸ Production Kato-Launder
- ²⁹ Production Limiter
- ³⁰ Intermittency Transition Model
- ³¹ Delf
- ³² Q-Criterion
- ³³ Turbulence Intensity
- ³⁴ Laminar Boundary Layer Vortex Shedding
- ³⁵ Tolman Schlichting vortices
- ³⁶ Helmut-Koch vortices
- ³⁷ Viscous sub-layer
- ³⁸ Laminar
- ³⁹ Hysteresis Effect