

تحلیل فرکانسی و بررسی آرایش جریان بر روی دو بال نامحدود با لبه حمله ساده و سینوسی

حسین جبّاری^۱، محمدحسن جوارشکیان^{۲*}، علی اسماعیلی^۳

۱. کارشناس ارشد هوافضا، آیرودینامیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران

۲. استاد هوافضا، آیرودینامیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران

۳. استادیار هوافضا، آیرودینامیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۱۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۷/۰۱)

چکیده

در این تحقیق، دیدگاه متفاوتی از بررسی الگو و رفتار جریان آشفته بر روی دو بال لبه ساده و لبه سینوسی با شرط مرزی تناوبی توسط یک روش عددی معرفی شده است. در این شبیه‌سازی معادلات ناویر-استوکس توسط روش حجم محدود گسسته شده و با استفاده از مدل آشفتگی بهبود یافته (IDDES) حل شده است. به عبارتی در تحقیق حاضر به منظور افزایش مانور پذیری یک ریزپرنده با بال ثابت از یک روش کنترل غیرفعال جریان که از باله شناوری یک‌گونه خاص نهنگ به نام هامپک (Humpback) الهام گرفته شده، استفاده شده است. در راستای بررسی نحوی عملکرد این نوع بال نامحدود، عدد رینولدز معادل با $10^5 \times 1.4$ در نظر گرفته شده است. نتایج حاصله نشان از تغییرات گسترده میان این دو نوع بال نامحدود دارد. در همین راستا می‌توان به اختلاف فرکانس ریزش گردابه‌ها اشاره کرد؛ میزان اختلاف بسامد تشدید بال نامحدود ساده در $z/c_{ref} = 0.52$ ۵۰ درصد بیشتر و در $z/c_{ref} = 1.01$ ، ۲۰ درصد کمتر از بال نامحدود لبه سینوسی است. چنین تغییراتی به الگوی جریان مربوط می‌شود. به نوعی برخلاف بال نامحدود لبه ساده که الگوی جریان متقارنی دارد، افت‌وخیزهای شدیدی در توزیع فشار و الگوی جریان بر روی بال نامحدود لبه سینوسی در شرایط ماقبل از واماندگی وجود دارد که متأثر از غلبه جریان‌های جانبی بر جریان‌های طولی بر روی این دست از بال‌ها است. چنین الگوی در منحنی‌های ضریب فشار نیز مشهود است. در واقع رفتار منظم همراه با تغییرات ناچیز ضریب فشار متوسط بر روی نمونه ساده در مقابل تغییرات گسترده در تمامی بخش‌های مربوط به بال نامحدود لبه سینوسی تفسیری بر نامتقارن بودن جریان بر روی این نمونه است.

واژه‌های کلیدی: بال لبه سینوسی-کنترل غیرفعال جریان-تقارن و عدم تقارن جریان-عملکرد آیرودینامیکی-رینولدز بحرانی-تحلیل فرکانسی

Frequency analysis and investigation of flow arrangement on two infinite wings with simple and sinusoidal leading-edges

Hossein Jabbari, Mohammad Hassan Djavareshkian* and Ali Esmaeili

Abstract

In this research, a different view of the study of the pattern and behavior of turbulent flow on the two full-span wings of baseline and sinusoidal leading-edge with periodic boundary condition by a numerical method is introduced. In this simulation, the Navier-Stokes equations are discretized by the finite volume method and solved using the improved turbulence model (IDDES). In other words, in the current study, to enhance the maneuverability of a fix-winged MAV, a passive flow control method was employed, which was inspired by the buoyancy fin of a special species of whale called a humpback. In order to study the performance of this type of infinite wing, the Reynolds number was considered equal to 140000. In this regard, it can be pointed to the difference in the frequency of vortex shedding. The difference in the resonance frequency of a simple infinite wing at $z/c_{ref} = 0.52$ is 50% higher and at $z/c_{ref} = 1.01$ is 20% lower than the infinite tubercle leading edge wing. Such changes are related to the flow pattern. The results show extensive variations between these two types of full-span wings. The sinusoidal leading-edge full-span wing, in contrast to the baseline infinite wing, has severe fluctuations in pressure distribution and flow pattern at the pre-stall region. These variations are caused by the dominance of lateral flows over longitudinal flows on this type of infinite wing. Such a pattern is also seen in pressure coefficient

curves. Indeed, the regular behavior and small variations in the time-average pressure coefficient on the simple infinite wing versus extensive changes in all portions of the infinite sinusoidal leading-edge wing interpret the asymmetry of the flow on this sample.

Keywords: Sinusoidal leading edge- Passive flow control- Flow symmetry and asymmetry- Aerodynamic performance- Critical Reynolds- Frequency analysis

مقدمه

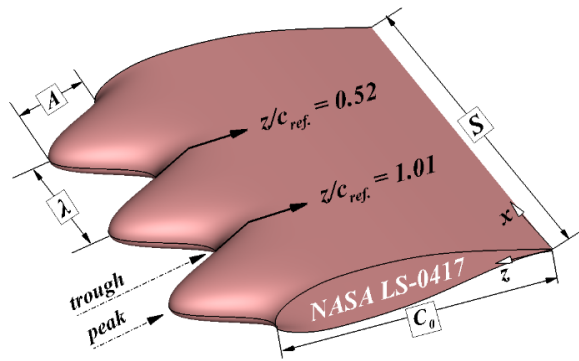
از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر پیشرفت روزافزون علم در شاخه‌های مختلف از جمله علوم فیزیکی، الهام گرفتن بیش‌ازپیش از طبیعت بوده که در این میان علم هوافضا از این قاعده مستثنا نیست؛ بنابراین اندیشه و تفکر عمیق در این رویکرد، همواره حاوی ایده‌های جدید و کاربردی برای پژوهشگران می‌باشد. به‌عنوان مثال پرندگان و ماهی‌ها از گذشته تا به امروز بسیار مورد توجه پژوهشگران در زمینه طراحی و بهبود عملکرد هواپیماها، UAV و حتی MAV ها بوده و خواهد بود.

این روند به‌گونه‌ای فراگیر شده است که در سال‌های اخیر، توجه به ساختار فیزیولوژیکی و مورفولوژی گونه‌ی از نهنگ‌ها به نام هامپک، توسط زیست‌شناسان دریایی، روشنگر راه بسیاری از محققان هوافضایی بوده است [۱-۳]. این منحنی‌های سینوسی به‌گونه‌ای است که فاصله از قله تا دره به‌عنوان دامنه‌ی این دسته از بال‌ها، در محدوده ۵ تا ۲۴ درصد و میزان دهانه بال حدود ۱۰ تا ۵۰ درصد طول وتر می‌باشند [۱، ۴-۶]. در مطالعاتی که اخیراً صورت پذیرفته، بیولوژیست‌های دریایی متوجه شدند که این نوع نهنگ خاص قابلیت مانور بیشتری نسبت به دیگر نهنگ‌ها دارد، درحالی‌که دارای بدنی بزرگ و انعطاف‌ناپذیر هستند. در طی دهه گذشته، مطالعات تجربی و عددی زیادی انجام شد تا اثرات وجود برآمدگی در لبه حمله بر روی عملکرد آیرودینامیکی و هیدرودینامیکی بالواره‌ها را بررسی کنند. مطالعات ریخت‌شناسی انجام‌شده توسط فیش و باتل [۱]، بر روی باله‌های شناوری نهنگ هامپک نشان داد که باله مذکور دارای توزیع متقارن و برآمدگی‌های سینوسی بزرگ می‌باشد. در حقیقت ترکیب برآمدگی‌ها و نسبت‌منظری بزرگ باله‌ها به این نوع نهنگ توانایی چرخش سریع را می‌دهد که در اثر افزایش نسبت ضرایب برآ به پسا چنین توانایی ایجاد می‌شود [۴]. آن‌ها همچنین تخمین زدند که این برآمدگی‌ها که در راستای لبه حمله باله‌های نهنگ توزیع‌شده‌اند. در حقیقت نقش مولدهای گردابه‌های بزرگ را دارند، شبیه به آنچه

در بال هواپیماها استفاده می‌شود و درواقع منجر به تأخیر واماندگی و افزایش مانور پذیری نهنگ شده‌اند. با الهام گرفتن از این مطالعات، تحقیقات عددی و تجربی بر روی عملکرد آیرودینامیکی لبه حمله‌های دارای برآمدگی آغاز شد تا از این طریق راهبردهایی به‌منظور افزایش عملکرد بالواره‌ها بیابند. به‌عنوان مثال، واتس و فیش [۷]، از روش پِنل استفاده کردند تا بالواره *NACA634-021* که دارای برآمدگی‌هایی در راستای لبه حمله خود می‌بود را مورد بررسی قرار دهند. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که وجود برآمدگی در لبه حمله می‌تواند نیروی برآ و نسبت برآ به پسا را به ترتیب حدود ۱۷/۶ و ۴/۸٪ در شرایط پس از واماندگی افزایش دهد. در مقابل قادر است تا نیروی پسا را نیز تا ۱۰/۹٪ در یک زاویه مشخص در مقایسه با بال‌های معمولی بدون وجود برآمدگی در لبه حمله آن کاهش دهد. این درحالی است که افت عملکرد آیرودینامیکی در شرایط ماقبل از واماندگی به علت شکل‌گیری پدیده حباب جدایش گریز ناپذیر است. مشاهدات و فرضیه‌های فوق‌الذکر منجر شد که مجموعه‌ای از تحقیقات تجربی به‌منظور شبیه‌سازی اثرات لبه حمله برآمده بر روی بال‌های ایده‌آل که کاملاً شبیه به باله‌های نهنگ هستند، انجام گیرد. مایکل‌وسویک و همکارانش [۸-۱۰]، مدل‌های نامحدود^۱ و نیمه-محدود^۲ را در رینولدزهایی نزدیک به بازه رینولدز عملکردی این نهنگ‌ها $Re \approx 3 - 6 \times 10^5$ در تونل باد آزمایش کردند. سپس نیروهای وارد بر این مدل‌ها را اندازه‌گیری کرده و نشان دادند که زاویه واماندگی حدود ۴۰٪ و ضریب برآی ماکزیمم نیز تقریباً ۶٪ افزایش داشته است. همچنین آن‌ها نتیجه‌گیری کردند که سازوکارهای آیرودینامیکی مرتبط با لبه حمله‌های برآمده اثرات مشابهی بر روی بال‌های محدود و نامحدود شبیه باله نهنگ دارد.

¹ full-span

² semi-span



شکل ۱- تعریف مختصات مدل بال با لبه حمله برآمده در نمای بالا و نمای روبرو (خط توپر نشان دهنده سطح مقطع بال معمولی است)

اطلاعات تکمیلی در رابطه با مدل سازی این بال در مرجع [۱۲] به تفصیل بیان شده است. نکته‌ای که باید به آن توجه کرد این است که طول موج‌ها و دامنه نوسان متفاوتی را می‌توان امتحان کرد و به ازای هرگونه تغییر نیز گردابه‌هایی با اندازه‌های متفاوت ایجاد خواهد شد که در نتیجه می‌توانند نتایج و اثرات متفاوتی را نشان دهند. لذا در این تحقیق سعی شده از نتایج مطالعات دیگران استفاده شود و بر مبنای بهینه‌سازی که در تحقیقات گذشته بیان شده مینا قرار داده و بر این اساس طول موج و دامنه نوسان تغییر شکل لبه حمله تعیین گردد [۱۳]. بنابراین مقادیر بهینه‌شده برای دامنه نوسان و طول موج که برحسب وتر بی‌بعد شده به ترتیب $A/c = 0.12$ و $\lambda/c = 0.05$ به دست آمده است. در این حالت، بالواره لبه سینوسی همان‌طور که در **Error! Reference source not found.** نشان داده شده با بال معمولی مقایسه شده است.

در شکل ۲ نمایی کلی از حوزه جریان، ابعاد، شرایط مرزی و همچنین شبکه‌بندی ارائه شده است. قابل ذکر است که سلول‌های ۶ ضلعی شبکه مذکور در نزدیکی دیواره برای تسخیر پدیده‌های آیرودینامیکی به‌اندازه کافی ریز شده و از تراکم مناسبی برخوردار می‌باشد [۱۴]. اگرچه فرآیندی زمان‌بر برای شبکه‌بندی حجم‌های چندگانه می‌باشد، اما به‌منظور حفظ تراکم و کیفیت شبکه، این شیوه در دستور کار قرار گرفت. در این میان می‌توان به عوامل مؤثر بر کیفیت شبکه اشاره کرد که از جمله آن‌ها عبارت‌اند از کجی^۳ و نسبت منطری می‌باشند. بر همین مبنای تلاش شده است تا مقادیر حدی پارامترهای مذکور در کل ناحیه محاسباتی در بازه مناسبی قرار گیرد. از طرفی

بنا بر دلایلی که پیش‌تر بیان شد، شاهد توزیع متفاوتی از سرعت و الگوهای جریان بر روی بالواره‌های اصلاح‌شده خواهیم بود و تاکنون مطالعاتی که ساختار متقارن و تناوبی جریان را بیان می‌کردند، مورد بررسی قرار داده شد؛ اما تحقیقاتی دیگر، دلالت بر رفتار زیر-هامونیک دارند و درک مکانیسم‌های داخلی جریان را به‌عنوان یک هدف دنبال می‌کنند. سرین و همکاران [۱۱] که در این مسیر گام برداشتند، عدم تقارن و غیر تناوبی بودن جریان را گزارش می‌کنند.

شناخت و تحلیل فیزیک و رفتار جریان‌های گذرنده بر روی دو بال نامحدود با لبه حمله ساده و سینوسی توسط تحلیل‌های فرکانسی، توزیع فشار میانگین‌گیری شده و منحنی‌های ضریب فشار متوسط زاویه دید جدیدی در حوزه آیرودینامیک اجسام پرنده ارائه می‌کند. این مهم از جمله اهداف این پژوهش است. به عبارتی با توجه به مطالب بیان‌شده، نحوی توزیع جریان بر روی بال‌های نامحدود با لبه حمله ساده و برآمده (سینوسی و یا موج‌دار)، تأثیر بسزای در طراحی ریزپرنده‌ها دارد که می‌تواند پژوهشگران را در شناخت، تحلیل و بررسی این دسته از بال‌ها ترغیب کند؛ اما تاکنون به این موضوع کمتر توجه شده است که در تحقیق پیش‌رو، با دیدگاهی عددی و شیوه‌های متفاوت، تلاش برای به نمایش گذاشتن الگوها و رفتار مختلف جریان متأثر از وجود برآمدگی‌ها در مقابل عدم وجود آن‌ها، در دستور کار قرار گرفته و انگیزه پژوهش حاضر بشمار می‌رود.

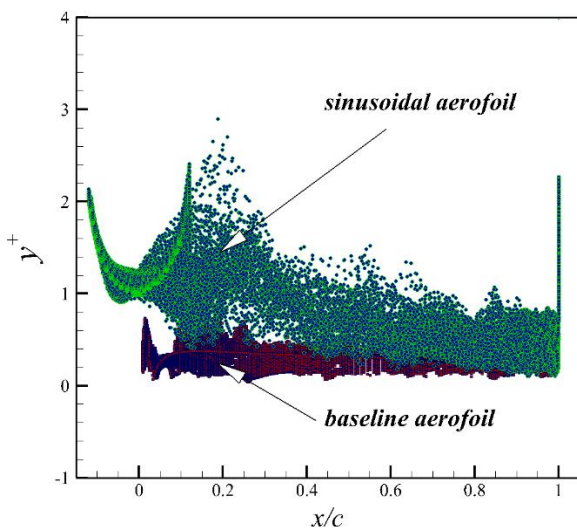
مدل سازی عددی

طرح مسئله و تولید شبکه

به‌منظور مدل‌سازی بال نامحدود با لبه حمله برآمده، لازم است که ابتدا یک سطح مقطع مبنایی انتخاب شود. این سطح مقطع می‌بایست همپوشانی بالایی با نمونه طبیعی خود یعنی سطح مقطع باله شناوری نهنگ هامپک داشته باشد. فلذا مدل بالواره انتخابی در پژوهش پیش‌رو همچون مطالعات پیشین مطابق شکل ۱ (NASA-LS(0417)، می‌باشد.

³ skewness

در همین راستا می‌توان اشاره کرد که این شیوه‌ی اندازه‌گذاری محدوده دامنه عددی بر اساس یک موازنه شکل‌گرفته میان تلاش‌های محاسباتی و کیفیت حل می‌باشد که سازگاری بالایی با مرجع [۱۲]، داشته و به‌نوعی استقلال از دامنه محاسباتی را بیان می‌کند، همچنین قابل‌ذکر است که تعداد کل سلول‌های شبکه محاسباتی مذکور برای بال نامحدود مذکور برابر با ۱۳/۵ میلیون اندازه‌گیری شده است. در نتیجه، مطابق با جزییاتی که پیش‌تر در ارتباط با شرایط و ویژگی‌های میدان محاسباتی بیان شد، قادر به ارائه رفتار و فیزیک پیچیده جریان خواهد بود. واحد گام زمانی استفاده‌شده در روند این شبیه‌سازی (۰/۰۰۲۵) بوده که علاوه بر تطابق با پژوهش‌های پیشین [۱۲]، مطابق با پیشنهاده منتر [۱۶، ۱۷]، به‌منظور تسخیر صحیح لایه‌مرزی آرام و گذار می‌بایست از تنظیم شدن مقدار y^+ تقریباً حدود یک اطمینان داشت. در همین راستا در کار حاضر، مقدار y^+ در بازه مناسبی متغیر است به‌طوری‌که با الزامات مدل آشفتگی جریان مطابقت دارد. شکل ۳ گویای چنین ادعای است.



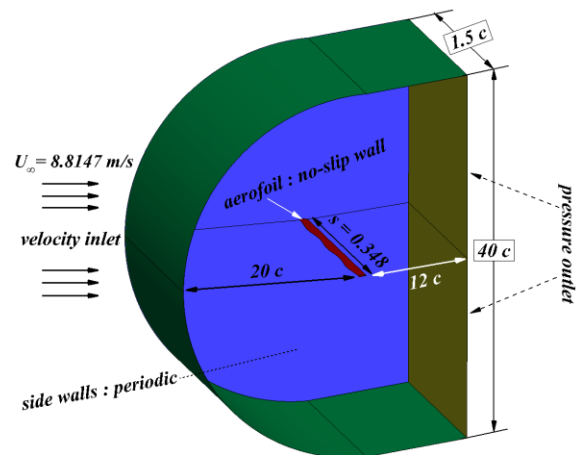
شکل ۳- توزیع عدد y^+ روی دیواره دو بال نامحدود با لبه حمله ساده و سینوسی

معادلات حاکم و اعتبارسنجی

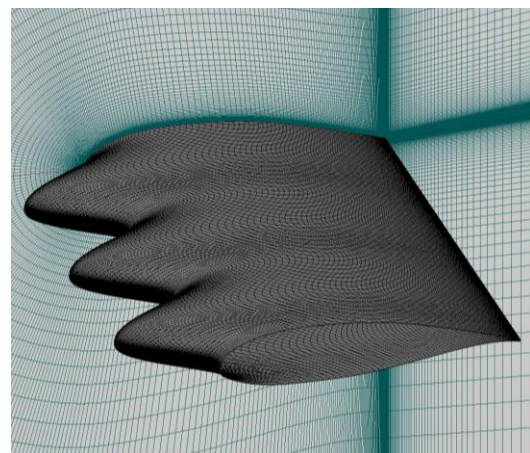
شبیه‌سازی عددی صورت گرفته بر مبنای حل معادلات دیفرانسیلی نویر-استوکس (Navier-Stokes) می‌باشد. مدل‌های ترکیبی با سطح مشترک نیز دارای چندین روش مختلف می‌باشند که پرکاربردترین آن‌ها روش DES است.

تولید یک شبکه با سازمان پیچیدگی رویه شبیه‌سازی برای عناصر شش‌وجهی نزدیک به سطح بال نامحدود را افزایش داد و از این‌رو برای گریز از بالا رفتن *skewness* (به‌عنوان عاملی نامطلوب)، تلاش شد تا کمترین فاصله ممکن برای نزدیک‌ترین سلول به سطح اعمال شود و از طرفی به‌منظور حفظ یکی از نیازهای اساسی در مدل DES، حداکثر میزان فاصله عمودی بر واحد سطح [۱۵] رعایت شده است. برای اطمینان حاصل شدن از مستقل بودن نتایج از اندازه شبکه، شبکه را از یک حالت شبکه‌بندی درشت شروع کرده و رفته‌رفته بر تعداد تراکم شبکه افزوده تا زمانی که نهایتاً با افزایش تعداد سلول‌ها اختلاف ناچیزی در مسیر همگرایی نتایج ظاهر شود.

الف



ب



شکل ۲- طرحواره‌ایی از الف) شبکه‌بندی و ب) ابعاد و شرایط مرزی

جدول ۱- استقلال از شبکه بر مبنای تغییرات ضریب برآ

ضریب برآ	تعداد سلولها (۱۰ ^۰)
۱/۲۸۵	۱۱/۷
۱/۲۹۲	۱۲/۹
۱/۲۸۱	۱۳/۵
۱/۲۹۸	۱۵/۱

جهت بررسی دقت نتایج مدل‌سازی عددی، لازم است که بخشی از نتایج حل عددی حاضر با نتایج تجربی منتشرشده توسط کای [۲۰] مقایسه گردد. در جدول ۲ مقایسه‌ای میان تغییرات نرخ ضریب برآ به پسا تحت عنوان صحت‌سنجی دستاوردهای بخش بال نامحدود لبه سینوسی در زاویه ۱۶ درجه و رینولدز 1.0×10^5 ارائه شده است. با توجه به پیچیدگی جریان در زوایای حمله بالاتر، زاویه ۱۶ درجه به‌عنوان معیار اعتبارسنجی قرار داده شده است. مطابق با داده‌های موجود در جدول ۲، خطای موجود بسیار ناچیز و حدود ۰/۴۴ درصد می‌باشد.

جدول ۲- مقایسه تغییرات نرخ ضریب برآ به پسا نتایج عدد و

تجربی [۲۰] در زاویه بحرانی ۱۶ درجه

نتایج c_l/c_d			
زاویه حمله (درجه)	تجربی [۲۰]	عددی (حاضر)	درصد خطا (%)
۱۶	۵/۳۵۸	۵/۳۱۵	۰/۴۴

بحث و نتایج

بررسی طبیعت شرایط نامتقارن جریان گذرنده بر روی یک بال نامحدود با لبه حمله سینوسی، قادر به ایجاد زاویه دید جدیدی از سازکارهای کنترل جریان نامتناوب القاشده می‌باشد. به عبارتی، نحوی توزیع جریان بر روی بال نامحدود با لبه حمله برآمده، تأثیر بسزای در نیروهای آیرودینامیکی دارد؛ بنابراین استفاده از شیوه‌های کنترلی جریان همچون المان‌های زبری با اندازه بهینه و در موقعیت مناسبی از سطح موردنظر باهدف ارتقا سطح عملکرد بال و یا بالواره‌ها می‌تواند بسیار حائز اهمیت می‌باشد.

برای بالواره معمولی، واماندگی برای سطح مقطع موردنظر، در زاویه ۱۷ درجه رخ می‌دهد؛ بنابراین زاویه ۱۶ درجه شرایط پیش از واماندگی را نشان می‌دهد. این زاویه به‌نوعی نشان از شروع تغییرات غیر-خطی دارد که از اهمیت ویژه‌ای در

قابل‌ذکر است که در سال‌های اخیر به‌منظور رفع برخی از ایرادات موجود در مدل مذکور، اصلاحاتی صورت گرفت که به ارائه مدل‌های *DDES* و *IDDES* ختم شد، به همین منظور در روند این شبیه‌سازی عددی همچون مراجع [۱۲، ۱۸]، از این مدل آشفتگی استفاده شده است.

با در نظر گرفتن طول وتر بال نامحدود، عدد رینولدز و همچنین توجه به $Re = f(\rho, U, L, \mu)$ شبیه‌سازی عددی با سرعت جریان آزاد معادل $8/815 \text{ m/s}$ صورت پذیرفته است. برای حل معادلات ممنتیم، روش نیمه-ضمنی معادلات فشار مبنا سیمپل (*SIMPLE*) بکار گرفته شده که همراه با دقت مرتبه دوم برای فشار گسسته سازی شده است. علاوه بر این، قاعده درون‌یابی درجه دوم از اسکیم کوئیک (*QUICK*) [۱۹]، به‌منظور گسسته سازی حجم محدود معادلات ممنتیم، مورد استفاده قرار گرفته است. در این میان، به‌منظور یکپارچگی زمانی از یک روش ضمنی دقیق مرتبه دوم برای کاهش محدودیت‌های پایداری عددی استفاده شده است. همچنین مقدار هدف باقی‌مانده‌ها به میزان 10^{-6} ثابت‌شده تا به‌عنوان یک معیار همگرایی برای تمام مقیاس‌های انتقالی تعیین شود. از طرفی، گام زمانی بکار گرفته شده برای هریک از شبیه‌سازی‌ها، در اینجا $0/025$ بوده و اگرچه این مقدار در مرحله مقدماتی باهدف تأیید استقلال گام زمانی نصف شده است. برای نشان دادن عدم تفاوت چشمگیر در هزینه محاسباتی *DES* و *RANS* شبکه‌های عددی متفاوتی به‌منظور تحلیل بال‌های نامحدود با مقادیر متفاوتی از نسبت‌منظری به کار گرفته شدند، اما آن شبکه‌ها صرف‌نظر از مدل آشفتگی استفاده شده، بدون تغییر باقی ماندند. غالباً شبیه‌سازی‌های عددی برای رسیدن به یک حالت همگرایی ناپایداری از نقطه‌نظر آماری به گونه‌ایی که تحت تأثیر حالت گذار اولیه قرار نگیرد، باید بیشتر از $s(40)$ انجام شود [۱۲].

جهت اطمینان از صحت نتایج و عدم وابستگی آن به تعداد سلول‌های شبکه مقدار ضریب برآ در زاویه حمله ۱۶ درجه برای ۴ شبکه با تعداد سلول‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. در جدول ۱ تغییرات ضریب برآ برحسب تعداد سلول‌های شبکه نشان داده شده است. با توجه به روند منحنی مشخص است که شبکه $13/5$ میلیون مناسب‌ترین شبکه از نظر دقت و حجم محاسبات می‌باشد.

جدول ۳- مقایسه تغییرات نرخ ضرایب برآ به پسا برای بالواره

نمونه	نرخ C_l/C_d
بالواره معمولی	$\frac{1/6.02}{0.2334} = 6/1846$
بالواره لبه سینوسی	$\frac{1/2.81}{0.2341} = 5/315$

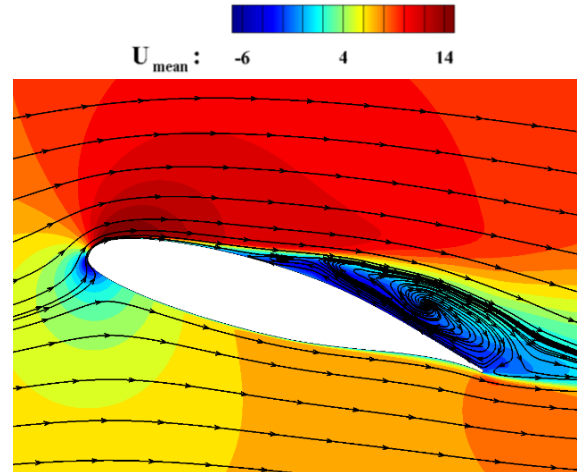
همان‌طور که پیش‌تر بیان شد بررسی الگوها و ساختار جریان در نواحی نزدیک دیواره بال نامحدود لبه ساده و مقایسه آن با بال نامحدود لبه سینوسی همواره می‌تواند حائز اهمیت می‌باشد. مطابق شکل ۴ الگوی کلی جریان نزدیک دیواره بر هر یک از دو بال‌های نامحدود به نمایش گذاشته شده است. در این بین، شکل ۴، نشان از دوبرعده بودن الگوی جریان از لبه حمله تا $x/C_{ref} = 0.04$ بر روی بال نامحدود لبه ساده در زاویه حمله ۱۶ درجه دارند. اما به تدریج اثر گرادیان معکوس فشار غالب شده و جریان‌های برگشتی پدیدار می‌شوند و جریان اتصال خود را بر روی سطح را از دست می‌دهد. این خطوط جریان از نواحی مرکزی دهانه بال نامحدود استخراج شده‌اند. همچنین در حوالی $(x, z)/C_{ref} = (0.26, 1.01)$ ، یک حباب جدایش شروع به شکل‌گیری می‌کند (در شکل نشانه گذاری شده است) و در انتها نیز که با باز چسب مجدد جریان همراه است، کاهش گرادیان معکوس فشار و افزایش مجدد سرعت قابل‌رؤیت است. در آخر نیز می‌توان بر وجود یک ناحیه جدایش نسبتاً ملایم، در نواحی نزدیک به لبه فرار، اذعان کرد. به‌طور کلی، شباهت زیادی میان این رژیم جریان بر روی بال نامحدود لبه ساده با پدیده‌ها رایج در اطراف یک بال نامحدود در رینولدزهای پایین، وجود دارد [۲۶-۲۲]. بنابراین می‌توان بر الگوی شبه-متقارن روی بال نامحدود مدل پایه اذعان داشت. در مقابل، در بخش $z/C_{ref} = 0.52$ با حرکت جریان به سمت پایین دست بال نامحدود لبه سینوسی، شاخه‌های جریان بر روی هر دو طرف قله کماکان متصل بوده و بر نواحی لبه فرار بخش دره تمرکز داشته که تولید جریان‌های برگشتی را به همراه دارند که در نتیجه می‌توان شاهد ناحیه جدایش بزرگی در این ناحیه بود.

تحلیل‌ها برخوردار است. همچنین به دلیل رشد و آشفته شدن لایه‌مرزی، افزایش اثر لزجت و وجود یک چرخه پسماند (هیستریزیس) در حوالی زوایای واماندگی بر پیچیدگی مسئله افزوده می‌شود. به عبارتی زاویه حمله 16° ، نقطه اوج منحنی $C_l - \alpha$ برای بالواره معمولی با سطح مقطع $NASA LS(1)$ 417 در رینولدز $10^5 \times 1/4$ است. در این شرایط است که میزان ضریب نیروی برآ برای بالواره با لبه ساده به مقدار بیشینه خود نزدیک می‌شود و شرایط متزلزلی را تجربه می‌کند. در مقابل برای بالواره لبه سینوسی، شیب منحنی ضریب برآ در زوایای ماقبل از واماندگی به‌طور محسوس از بالواره لبه ساده، کمتر است. همچنین به دلیل وجود برآمدگی‌ها و ایجاد جریان‌های القایی از قله به دره، از ضریب پسای بالاتری نیز برخوردارند. از جمله عوامل مؤثر بر این روند ناخوشایند، وجود پدیده‌ی نامطلوب حباب‌های جدا شده آرام می‌باشد که از شرایط محیطی و محلی بسیار تأثیرپذیر هستند. از طرفی، وجود این برآمدگی‌ها، گردابه‌هایی در راستای وتر تولید می‌کند که ضخامتی بیشتر از لایه‌مرزی دارند و منجر به مخلوط شدن مؤثر جریان می‌شوند که این سازوکار باعث تأخیر در واماندگی می‌شود. به‌طور کلی، عملکرد بالواره لبه سینوسی، در حین افزایش و کاهش زاویه حمله، روندی تقریباً ثابت را طی می‌کند [۲۱].

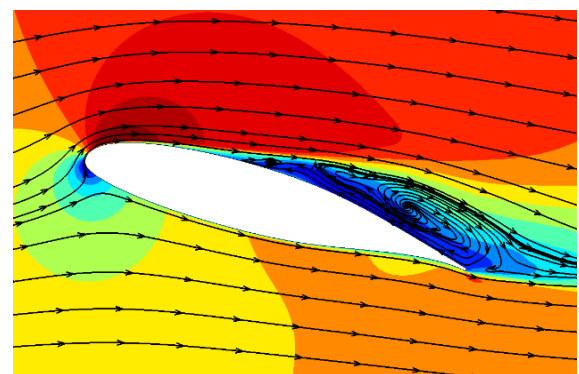
بدین منظور در ابتدا، شایان ذکر است که مطابق با جدول ، مقایسه‌ای میان مدل‌سازی عددی بر روی بالواره لبه ساده و بالواره لبه سینوسی، صورت پذیرد. پارامتری که همواره در شبیه‌سازی‌های عددی برای به نمایش گذاشتن تأثیر تغییرات اعمالی بر هندسه مربوطه مورد توجه بوده است، تغییرات نرخ C_l/C_d تحت عنوان عملکرد آیرودینامیکی، می‌باشد. قیاس صورت گرفته نشان از بالا بودن عملکرد آیرودینامیکی بالواره لبه ساده نسبت به بالواره لبه سینوسی در شرایط ماقبل از واماندگی دارد.

شکل ۴- میدان سرعت متوسط برای هر دو بال نامحدود با لبه الف و ب) ساده به ترتیب برش خورده در $z/c = 0.152$ و $1/0.1$ و ج و د) سینوسی، به ترتیب برش خورده در $z/c = 0.152$ و $1/0.1$ در زاویه 16° درجه

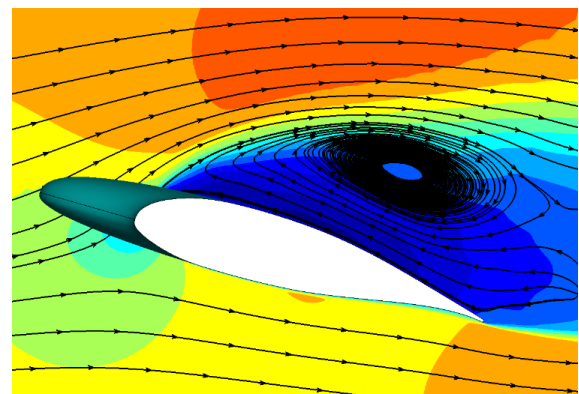
به منظور تحلیل آرایش جریان در ابتدا مقایسه‌ای کلی میان تغییرات رفتار منحنی ضریب فشار متوسط برای هر دو بال نامحدود با لبه ساده و سینوسی، صورت گرفته است. این قیاس برای پنج بخش قابل تأمل و حیاتی بال نامحدود، به تفکیک ارائه شده است. این بخش‌ها برای بال نامحدود لبه سینوسی، سه قله و دو دره مجزا را شامل می‌شوند. در هر یک از این منحنی‌ها وجود یک ناحیه یکنواخت در توزیع فشار متوسط مشهود است. وجود این ناحیه می‌تواند متأثر از جدایش لایه مرزی در سمت مکش بال نامحدود باشد که همراه با یک لایه برشی جدا شده، رخ داده است. توزیع ضریب فشار متوسط به ازای z/c_{ref} های مختلف، الگوهای گوناگونی را به خود می‌گیرد چراکه شرایط متفاوتی از جریان در آن نواحی حکم فرماست. همان‌طور که در شکل ۵ مشخص است، جدایش جریان در $z/c_{ref} = 0.152$ از همان حوالی لبه شروع شده و تقریباً تمامی طول وتر را احاطه می‌کند. این در حالی است که در $z/c_{ref} = 1/0.1$ ، جدایش جریان کمی با تأخیر نسبت به حالت قبل رخ می‌دهد و یک ناحیه با سطح فشار تقریباً ثابت در محدوده $0.13 < x/c_{ref} \leq 0.19$ ایجاد می‌کند. جریان جدا شده بعد از طی مسافتی کوتاه (به اندازه طول حباب)، به سطح بال نامحدود بازمی‌گردد. در این ناحیه که با بازیابی فشار و برگشت جریان به سطح بال نامحدود همراه است روند کاهش فشار ادامه یافته و سپس گذار آرام به-آشفته در پایین دست جریان اتفاق می‌افتد. ورود کردن ممنتم از لایه‌های بالایی جریان به ناحیه جدا شده، موجبات بازچسب مجدد جریان به سطح را فراهم می‌کند. هر چه طول حباب افزایش یابد، فشار سکون نیز افزایشی می‌شود. این رویداد دلیلی بر افزایش ضخامت حباب و تأثیر آن بر ضخیم‌تر دیده شدن لبه حمله بال نامحدود است. در نتیجه، تغییرات ضریب فشار متوسط از نقطه سکون فشار تا لبه فرار، نشان از انحراف جریان از قله‌ها به سمت دره‌ها دارد که می‌تواند تغییر فشار قابل توجهی در راستای جریان اعمال کند. بنابراین می‌توان استنباط کرد که قله‌ها علاوه بر ایجاد افت فشار ناگهانی در پشت دره‌ها، نقش مهمی در کاهش تدریجی



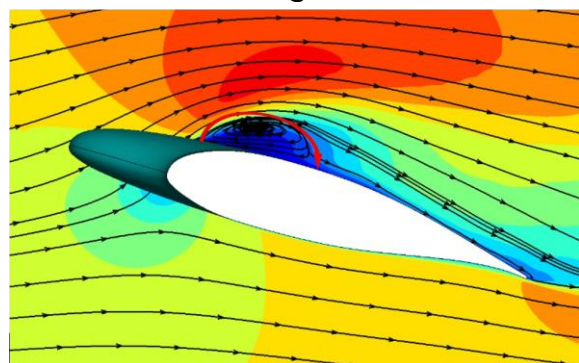
الف



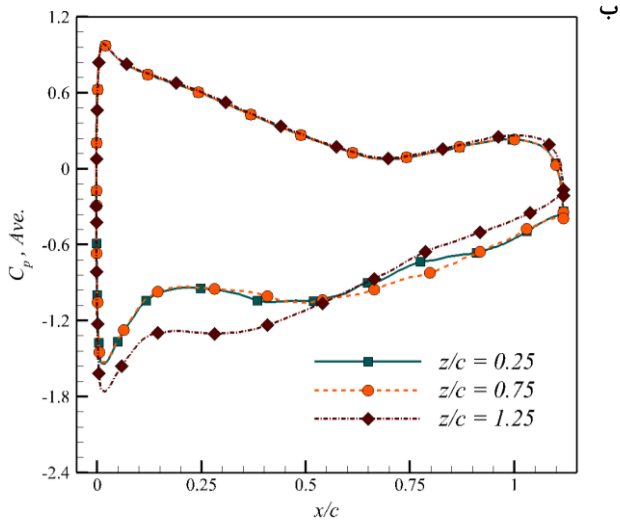
ب



ج

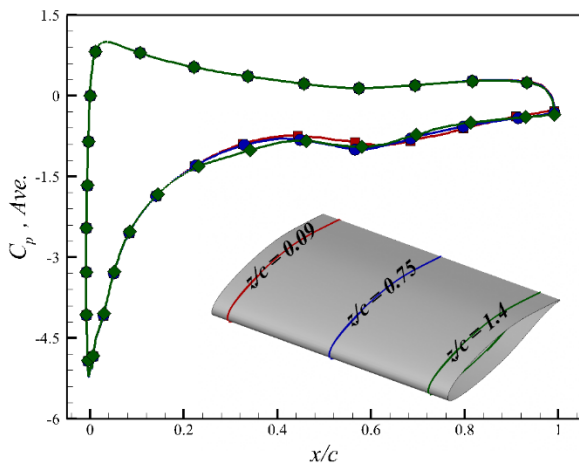


د



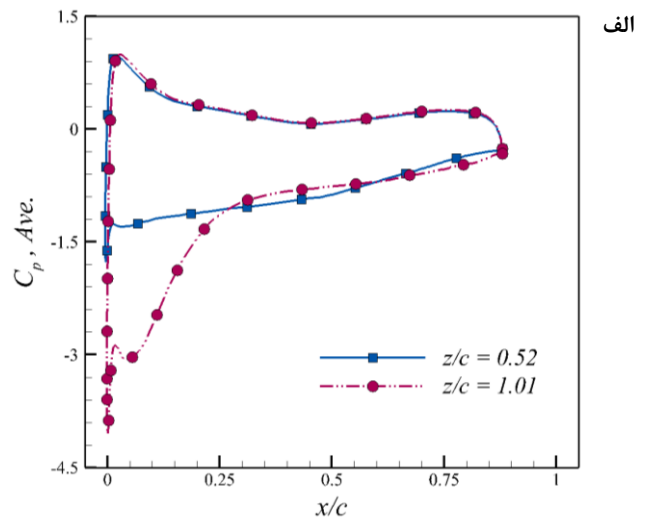
شکل ۵- مقایسه تغییرات منحنی ضریب فشار متوسط بال نامحدود مدل لبه سینوسی برای الف) دو دره با $z/c_{ref} = 0.1, 0.52$ و ب) سه قله با مشخصه $z/c = 0.25, 0.75$ و 1.25 در زاویه 16°

بر خلاف بال نامحدود لبه سینوسی، توزیع فشار متوسط بر روی بال نامحدود لبه ساده افت خیزهای بسیار ناچیزی دارد. ناحیه کم فشار نوع اول همچون استنباط گذشته به حساب جدایش ختم می شود. این رویداد در $x/c_{ref} = 0.14$ شروع و در $x/c_{ref} = 0.15$ خاتمه می یابد. در مقابل، نواحی کم فشار دیگری در سمت مکش بال نامحدود لبه ساده شکل می گیرد که عدم جدایش جریان در آن نواحی مشهود است.



شکل ۶- مقایسه تغییرات منحنی ضریب فشار متوسط بر روی بال نامحدود مدل لبه ساده در زاویه 16°

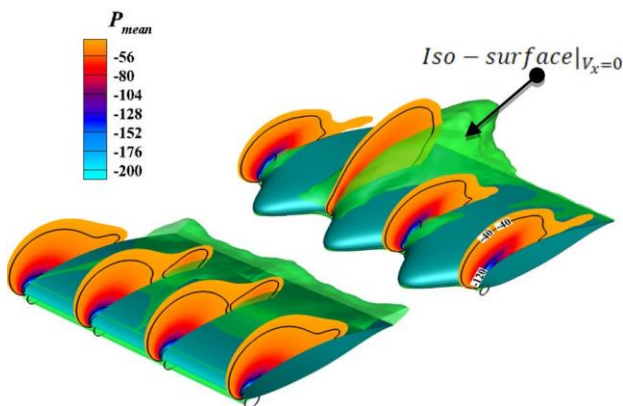
فشار متوسط در پشت قله ها نیز ایفا می کند. همچنین از دیگر نکات قابل توجه در این شکل، وجود تفاوتی میان میزان فشار سکون بر $z/c_{ref} = 0.25$ و 0.75 ، است که متأثر از غلبه جریان های عرضی بر جریان های طولی موجود بر روی برخی از قله ها می باشد. چراکه، قله $z/c_{ref} = 0.25$ محصور شده میان دو دره با حباب می باشد. حاکمیت این شرایط به افت بیشتر فشار سکون در دو قله $z/c_{ref} = 0.25$ و 0.75 ختم شده است. مطابق شکل ۵، جریان های القایی، توزیع الگوهای جریان بر روی این دست از بالواره ها را تحت تأثیر قرار می دهند. این جریان ها که از دامنه برآمدگی ها سرچشمه می گیرند، سرعت های جانبی را به بخش دره ها القا می کنند. در نتیجه جریان های برگشتی شروع به شکل گیری می کنند و به نوعی حضور این دسته از جریان ها در برخی نواحی به میزان اندکی بوده و حباب جدا شده را به وجود می آورند.



الف

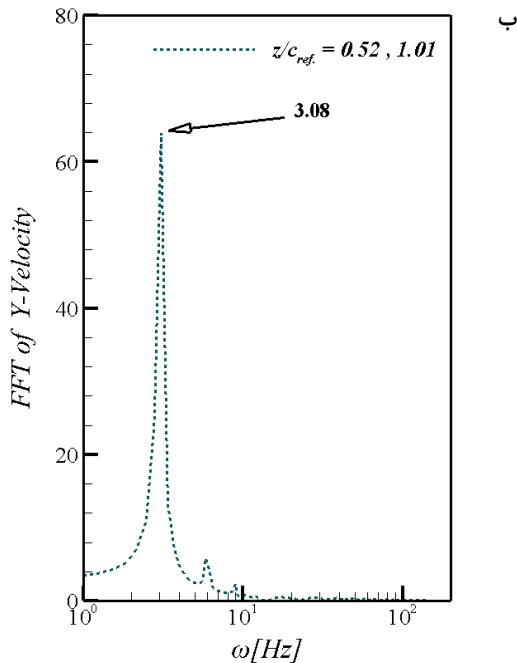
شکل ۷، توزیع فشار متوسط در بخش‌های قابل تأمل سمت مکش بال نامحدود لبه‌ساده و لبه سینوسی را به تصویر کشیده است. از جمله نکات گویا در این تصویر، تشکیل نواحی کم‌فشار در بخش پشتی دره‌های بال نامحدود لبه‌سینوسی است که در مطالعات پیشین [۲۰، ۲۱، ۲۷]، به‌گرات گزارش شده است. در واقع دو نوع ناحیه کم‌فشار در شکل ۷ قابل مشاهده است. نوع اول، درست در ناحیه پشتی دره‌ها رخ می‌دهد. در این ناحیه بعد از عبور جریان از منحنی لبه‌حمله، ذرات جریان نیروی شبه-گریز از مرکز رسا تجربه می‌کنند. در نتیجه، جریان در آن حوالی سرعت گرفته و افت فشار محلی در آن ناحیه را رقم می‌زنند. در نوع ابتدایی، جریان بعد از جدایش از سطح، بعد از طی مسافتی کوتاه مجدد به سطح بال نامحدود برمی‌گردد. قابل ذکر است که این ناحیه کم‌فشار، طبیعت شکل‌گیری حباب را نمایان می‌کند. این درحالی است که نوعی دیگر از ناحیه کم‌فشار در یک لایه بالاتر رخ می‌دهد و جدایش جریان را به همراه ندارد. در شکل ۷، نواحی کم‌فشار نوع اول و دوم به ترتیب توسط خطوط (-120) و (-40) از دیگر نواحی تفکیک شده‌اند. به‌طور کلی، جریان گذرنده بر روی دره‌ها متأثر از جریان‌های ثانویه‌ای است که در ادامه به تفصیل به آن‌ها پرداخته شده است. برخلاف دره‌ها جریان عبوری بر روی قله‌ها، پس از طی مسیری کوتاه به دلیل غلبه‌ی سرعت‌های عرضی بر سرعت‌های طولی، سرش جریان به طرفین رخ می‌دهد که با افت فشار محلی همراه است. شایان ذکر است در این نواحی جدایش رخ نمی‌دهد. باین‌حال، شکل‌گیری نواحی کم‌فشار بر روی بخش دره‌ها و فشار نسبتاً بالا در نواحی قله به‌وضوح قابل رؤیت است. در همین راستا، رستم‌زاده و همکاران [۲۸]، با بهره‌گیری از اندازه‌گیری فشار با رویکرد تجربی، پدیدار شدن چنین رفتاری را گزارش می‌کند. با توجه به توزیع فشار و همچنین ساختار ۲ بعدی جریان در برخی نواحی بال نامحدود لبه‌سینوسی، می‌توان شرایط جریان بر روی بخش دره‌ها را بسیار مشابه با شرایط جریان در زوایای بالا برای بال نامحدود لبه‌ساده یافت و می‌توان همپوشانی بسیار بالای شرایط جریان در بخش قله با مشخصات جریان در زوایای حمله پایین برای بال نامحدود لبه‌ساده را گزارش کرد، که این تفسیر توسط چانگ کای و همکاران [۲۱] نیز تأیید شده است.

بر روی بال نامحدود لبه‌ساده نیز توزیع فشار میانگین‌گیری شده دستخوش تغییراتی در راستای دهانه بال می‌شود. ناحیه



شکل ۷- توزیع فشار میانگین‌گیری شده از نمای جانبی و بالا در سمت مکش بال‌های نامحدود ساده و لبه سینوسی در زاویه حمله ۱۶ درجه

به‌منظور بررسی دقیق‌تر رفتار و ساختار گردابه‌ها بر روی بال نامحدود لبه سینوسی و بال نامحدود ساده، از تبدیل فوریه مؤلفه عمودی سرعت لحظه‌ای، در دو بخش $z/c_{ref} = 0.52$ و 1.01 در نقطه $x/c_{ref} = 1.03$ استفاده شده است. این نقاط به‌طور قابل توجهی حائز اهمیت و کاربردی هستند؛ چراکه هر دو نمایانگر جریان عبوری از روی بخش دره‌ها در بال لبه سینوسی می‌باشند. به عبارتی در این مختصات جریان یک حالت توسعه داشته و الگوی جریان متأثر ریزش گردابه‌ها است. جریان در نقطه $x/c_{ref} = 1.03$ ، نماینده‌ای مناسب برای برهمکنش و توسعه گردابه‌های شکل‌گرفته است. شایان ذکر است میزان بسامد تشدید مربوط به بال نامحدود لبه سینوسی در $x/c_{ref} = 1.03$ ، در $(0.52 و 1.01) z/c_{ref} =$ در هر دو حالت به ترتیب برابر $1/53$ و $3/71$ هرتز می‌باشد. این اختلاف منتج شده از یک برهمکنش محلی میان گردابه‌ها در نواحی دره‌ها است. به عبارتی توسعه و برهمکنش گردابه‌های غیر هم‌راستا با یکدیگر منجر به قوی‌تر شدن هسته آن دسته از گردابه‌ها در $z/c_{ref} = 1.01$ شده است. به‌نوعی نشان از کوچک‌تر بودن گردابه‌ها و درعین حال



شکل ۸- تحلیل بسامد سرعت لحظه‌ای در جریان حول

نقطه $x/c_{ref} = ۱/۰۳$ در دو بخش با مشخصه

$z/c_{ref} = ۰/۵۲$ و $۱/۰۱$ برای الف) بال نامحدود لبه سینوسی

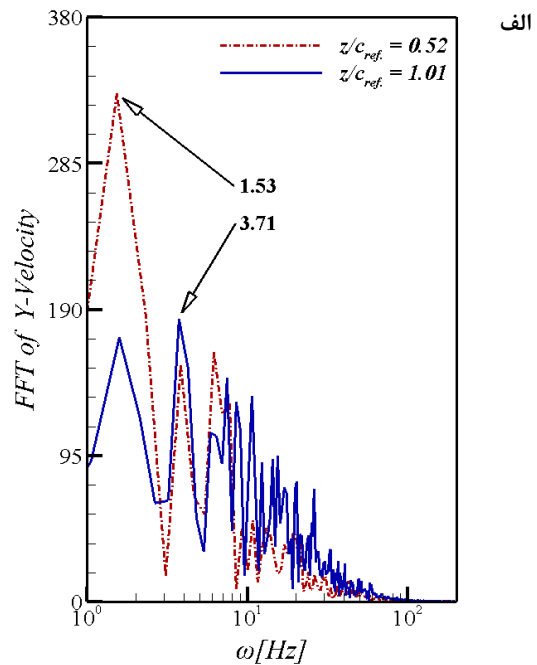
و ب) بال نامحدود ساده، در زاویه ۱۶ درجه

به‌علاوه به‌غایت ارزیابی ماهیت نوسانات نیروی در شبیه‌سازی‌ها، تحلیل توان طیفی چگالی (PSD) یک سیگنال زمانی به‌عنوان بخشی از یک انتقال فوریه ارائه شده است. شکل ۹، نوسانات این تحلیل را برای ضریب نیروی برآ مربوط به بال نامحدود لبه ساده و لبه سینوسی، نشان می‌دهد. در هر یک از این شکل‌ها یک قله‌ی اولیه وجود دارد که مربوط به ریزش گردابه‌ها است. پیش‌بینی می‌شود که قله دوم مربوط به افت فشار تکراری در هر یک از ریزش گردابه‌ها است. این در حالی است که قله اصلی و اساسی مربوط به گردش توسط سرعت القایی میان دو گردابه متوالی با چرخش غیر هم‌راستا، می‌باشد.

تضعیف نوسانات بسامد ریزش در ضریب برآ مشهود است. در بال نامحدود لبه سینوسی، به‌جای یک ریزش محلی بسامد؛ نوسانات ضعیف‌تری در یک طیف گسترده‌تر از بسامدها رخ می‌دهد. به نظر می‌رسد که در نمونه‌های لبه سینوسی، بسامد ریزش گردابه‌ها کمی بالاتر باشد. با این حال، ریزش گردابه‌ها تقریباً تأثیر ناچیزی بر نوسانات نیروی‌ها آیرودینامیکی در

بیشتر بودن بسامد آن‌ها در راستای جریان منتشرشده، دارد. به‌علاوه، این اختلاف در تحلیل بسامد تشدید مربوطه در $z/c_{ref} = ۰/۵۲$ نسبت به $z/c_{ref} = ۱/۰۱$ متأثر از عواملی همچون عدم پایداری جریان، عدم توسعه گردابه‌ها با هسته‌های به نسبت قوی و همچنین شروع جدایش می‌باشد.

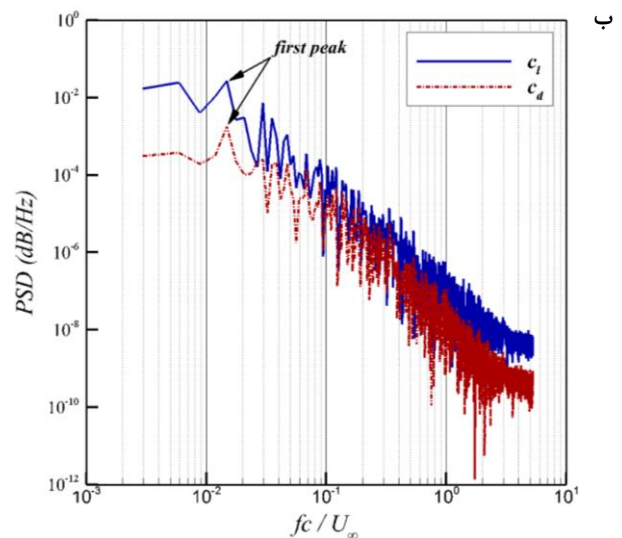
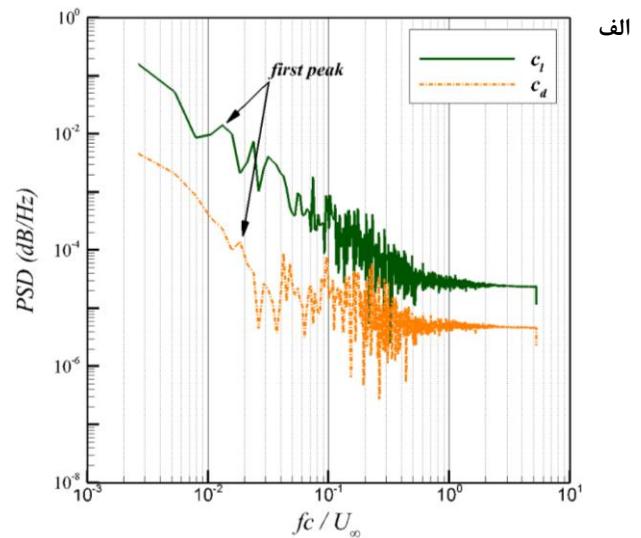
برخلاف جریان عبوری بر روی بال نامحدود لبه سینوسی که در زوایای پیش از واماندگی یک الگوی نامتقارن دارد، بر روی بال نامحدود ساده، جریانی کاملاً متقارن و به‌نوعی دوبعدی قرار دارد. بدیهی است که چنین رویدادی متأثر از عدم وجود برآمدگی‌ها در لبه حمله است که منجر به عدم شکل‌گیری برخی گردابه‌های غیر-هم‌راستا می‌شود. چنین ادعایی توسط شکل ۸، قابل تفسیر است. در این شکل میزان بسامد تشدید ریزش گردابه در دو نقطه $z/c_{ref} = (۰/۵۲, ۱/۰۱)$ و در $x/c_{ref} = ۱/۰۳$ یکسان بوده و برابر با $۳/۰۸$ هرتز می‌باشد.



الف

این در حالی است که الگوی جریان بر روی بال و یا بال نامحدود معمولی متقارن و یا شبه-متقارن است. همچنین جریان عبوری بر روی بال نامحدود لبه سینوسی ناشی از انحراف جریان‌های است که از قله‌ها (به سمت دره‌ها) سرچشمه می‌گیرد و می‌تواند افت فشار محسوس در نواحی پایین‌دست دره‌ها به وجود بیاورد که عامل پدیدار شدن حباب‌های جدایش و جریان‌های برگشتی است. در نتیجه، چنین رویدادی می‌تواند ریزش گردابه‌ها و فرکانس‌های مربوطه را به شدت تحت تأثیر قرار دهد. در همین راستا می‌توان به اختلاف فرکانس ریزش گردابه‌ها اشاره کرد؛ میزان اختلاف بسامد تشدید بال نامحدود ساده در $z/c_{ref} = 0.52$ ، 50% درصد بیشتر و در $z/c_{ref} = 1.01$ ، 20% درصد کمتر از بال نامحدود لبه سینوسی است. چنین تغییراتی به الگوی جریان مربوط می‌شود. به‌نوعی برخلاف بال نامحدود لبه ساده که الگوی جریان متقارنی دارد، افت‌وخیزهای شدیدی در توزیع فشار و الگوی جریان بر روی بال نامحدود لبه سینوسی در شرایط ماقبل از واماندگی وجود دارد که متأثر از غلبه جریان‌های جانبی بر جریان‌های طولی بر روی این دست از بال‌ها است. چنین الگوی در منحنی‌های ضریب فشار نیز مشهود است. در واقع رفتار منظم همراه با تغییرات ناچیز ضریب فشار متوسط بر روی نمونه ساده در مقابل تغییرات گسترده در تمامی بخش‌های مربوط به بال نامحدود لبه سینوسی تفسیری بر نامتقارن بودن جریان بر روی این نمونه است. به عبارتی میزان بسامد تشدید بر روی بال نامحدود ساده و آن دره از نمونه لبه سینوسی که حباب جدایش وجود دارد بزرگ‌تر از بخشی است که در آن جدایش جریان رخ می‌دهد. این روند متأثر از ضعیف شدن هسته گردابه‌ها در حالت جدایش جریان است. این رویداد به‌گونه‌ای است که اندازه گردابه‌ها در زاویه 16° درجه بر روی بال نامحدود لبه سینوسی نسبت به بال نامحدود لبه ساده بزرگ‌تر بوده و به علت برهمکنش‌های صورت گرفته میان گردابه‌های غیر هم‌راستا با گردابه‌های لبه حمله، هسته‌های مربوط به آن‌ها را قوی‌تر می‌کند که تحت عنوان تحلیل‌های فرکانسی و توان چگالی ارائه شد. به‌نوعی شناخت فیزیک محلی جریان می‌تواند به برداشتن گامی مؤثر در مسیر کاستن و محدود کردن چرخش جریان بر روی این دست از بال‌های نامحدود منتهی شود.

نمونه‌های لبه سینوسی دارند که در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل ۹- تحلیل توان طیفی چگالی برای دو نیروی برآ و پسا لحظه‌ای برای هر دو الف) بال نامحدود با لبه حمله ساده و ب) لبه حمله سینوسی در زاویه 16° درجه

نتیجه‌گیری

همان‌طور که پیش‌تر بیان شد برخلاف بال ساده که رفتاری به نسبت متعادل دارد (الگوی تقریباً دوبعدی)، الگو و رفتار جریان بر روی بال‌های نامحدود لبه سینوسی بشدت متأثر از غالب و مغلوب شدن جریان‌های عرضی بر جریان‌های طولی است. ذاتاً به علت وجود برآمدگی‌ها ساختار جریان بر روی بالواره‌های (بال‌های نامحدود) لبه سینوسی نامتقارن هستند.

[4]. F. E. Fish, P. W. Weber, M. M. Murray, and L. E. Howle, "The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology," ed: Oxford University Press, 2011.

[5]. F. Fish and G. V. Lauder "Passive and active flow control by swimming fishes and mammals," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 38, pp. 193-224, 2006.

[6]. M. D. Bolzon, R. M. Kelso, and M. Arjomandi, "Tubercles and their applications," *Journal of aerospace engineering*, vol. 29, no. 1, p. 04015013, 2016.

[7]. P. Watts and F. E. Fish, "The influence of passive, leading edge tubercles on wing performance," in *Proc 12th Internat Symp Unmanned Untethered Submersible Tech. Durham, NH: Autonomous Undersea Systems Institute*, 2001.

[8]. I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff, *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Courier Corporation, 2012.

[9]. D. Miklosovic, M. Murray, L. Howle, and F. Fish, "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers," *Physics of fluids*, vol. 16, no. 5, pp. L39-L42, 2004.

[10]. D. S. Miklosovic, M. M. Murray, and L. E. Howle, "Experimental evaluation of sinusoidal leading edges," *Journal of aircraft*, vol. 44, no. 4, pp. 1404-1408, 2007.

[11]. D. Serson, J. R. Meneghini, and S. J. Sherwin, "Direct numerical simulations of the flow around wings with spanwise waviness," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 826, pp. 714-731, 2017.

[12]. A. Esmaili, H. Delgado, and J. Sousa, "Numerical simulations of low-Reynolds-number flow past finite wings with leading-edge protuberances," *Journal of Aircraft*, vol. 55, no. 1, pp. 226-238, 2018.

[13]. J. Melo De Sousa and J. Camara, "Numerical study on the use of a sinusoidal leading edge for passive stall control at low Reynolds number," in *51st AIAA*

فهرست علائم

دامنه	A
نسبت منظری	AR
طول	c
ضریب برآ	c_l
ضریب پسا	c_d
نرخ تغییرات ضریب برآ به پسا	c_l/c_d
ضریب فشار	c_p
بسامد	f
طول	l
عدد رینولدز (بی‌بعد)	Re
فشار	P
سرعت متوسط جریان آزاد	U_∞
محور طولی بر مدل (m)	x
محور عمودی بر مدل (m)	y
محور عرضی بر مدل (m)	z
طول موج برآمدگی	λ
زاویه حمله	α

اختصارات

دینامیک سیالات محاسباتی	CFD
شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده	DES
شبیه‌سازی عددی مستقیم	DNS
بهبود تأخیر شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده	$IDDES$

منابع و مراجع

- [1]. F. E. Fish and J. M. Battle, "Hydrodynamic design of the humpback whale flipper," *Journal of Morphology*, vol. 225, no. 1, pp. 51-60, 1995.
- [2]. S. Aftab, N. Razak, A. M. Rafie, and K. Ahmad, "Mimicking the humpback whale: An aerodynamic perspective," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 84, pp. 48-69, 2016.
- [3]. F. E. Fish, "Performance constraints on the maneuverability of flexible and rigid biological systems," in *International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology*, 1999, pp. 394-406 : University of New Hampshire-Marine Systems.

- using leading-edge protuberance method," *Experiments in fluids*, vol. 55, no. 4, p. 1710, 2014.
- [23]. Y. Kamada, T. Maeda, J. Murata, and Y. Nishida, "Visualization of the flow field and aerodynamic force on a Horizontal Axis Wind Turbine in turbulent inflows," *Energy*, vol. 111, pp. 57-67, 2016.
- [24]. A. Dovgal, V. Kozlov, and A. Michalke, "Laminar boundary layer separation: instability and associated phenomena," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 30, no. 1, pp. 61-94, 1994.
- [25]. J. M. Lin and L. L. Pauley, "Low-Reynolds-number separation on an airfoil," *AIAA journal*, vol. 34, no. 8, pp. 1570-1577, 1996.
- [26]. Z. Yang, F. Haan, H. Hu, and H. Ma, "An experimental investigation on the flow separation on a low-Reynolds-number airfoil," in *45th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, 2007, p. 275.
- [27]. M.-R. Pendar, E. Esmailifar, and E. Roohi, "LES study of unsteady cavitation characteristics of a 3-D hydrofoil with wavy leading edge," *International Journal of Multiphase Flow*, vol. 132, p. 103415, 2020.
- [28]. N. Rostamzadeh, R. Kelso, B. Dally, and K. Hansen, "The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics," *Physics of fluids*, vol. 25, no. 11, p. 117101, 2013.
- Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, p. 62.
- [14]. J. Sousa and L. Silva, "Transition prediction in infinite swept wings using Navier–Stokes computations and linear stability theory," *Computers & structures*, vol. 82, no. 17-19, pp. 1551-1560, 2004.
- [15]. P. R. Spalart and C. Streett, "Young-person's guide to detached-eddy simulation grids," 2001.
- [16]. R. B. Langtry, F. Menter, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, and S. Völker, "A correlation-based transition model using local variables—Part II: Test cases and industrial applications," 2006.
- [17]. F. R. Menter, R. B. Langtry, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, and S. Völker, "A correlation-based transition model using local variables—part I: model formulation," 2006.
- [18]. M. Zhao, M. Zhang, and J. Xu, "Flow physics behind the effects of leading-edge protuberances on the airfoil aerodynamic performance [J]," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol. 1037, no. 2, pp. 22-35.
- [19]. J. Pereira and J. Sousa, "Finite volume calculations of self-sustained oscillations in a grooved channel," *Journal of Computational Physics*, vol. 106, no. 1, pp. 19-29, 1993.
- [20]. C. Cai, Z. Zuo, S. Liu, and Y. Wu, "Numerical investigations of hydrodynamic performance of hydrofoils with leading-edge protuberances," *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 7, no. 7, p. 1687814015592088, 2015.
- [21]. C. Cai *et al.*, "Periodic and aperiodic flow patterns around an airfoil with leading-edge protuberances," *Physics of Fluids*, vol. 29, no. 11, p. 115110, 2017.
- [22]. M. Zhang, G. Wang, and J. Xu, "Experimental study of flow separation control on a low-Re airfoil