

بررسی آیرودینامیکی پهپاد بال لامبدا با لبه حمله سینوسی در محدوده واماندگی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۳۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۶/۰۸

امیر حسینی کارگر^۱، محمدحسن جوارشکیان^۲، امیرحسین غلامی^۳

۱ کارشناس ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

۲ استاد تمام، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران، javareshkian@um.ac.ir

۳ کارشناسی ارشد، گروه هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

در این پژوهش، تأثیر به کارگیری لبه حمله موج‌دار سینوسی بر رفتار آیرودینامیکی یک پهپاد بال‌پرنده بدون دم با بال لامبدا شکل مورد بررسی قرار گرفته است. هندسه اولیه از یک پیکربندی با زاویه عقب‌گرد بال ۵۶ درجه و پیچش ۳- درجه تشکیل شده و سپس با حفظ مساحت بال، تغییر شکل لبه حمله به صورت موج‌های سینوسی اعمال شده است. برای تحلیل دقیق رفتار جریان، شبیه‌سازی‌های عددی ناپایا مبتنی بر مدل آشفتگی از مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ -SST و معادلات RANS در محیط فلوئنت انجام شده است. محدوده زوایای حمله بین ۲۵° تا ۴۰° انتخاب شده و شرایط جریان در دو هندسه (ساده و موج‌دار) با هم مقایسه گردیده است. برای بررسی دقیق‌تر پدیده واماندگی، تحلیل کانتورهای سرعت و فشار و خطوط جریان در سه مقطع عرضی در طول دهانه بال انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از لبه حمله سینوسی، با تشکیل گردابه‌های پایدار در نزدیکی برآمدگی‌ها، موجب تأخیر در جدایش جریان و کاهش شدت واماندگی در مقایسه با هندسه مرجع شده است. علاوه بر آن، ضرایب آیرودینامیکی نشان دادند که بال سینوسی در زوایای بالا، افت برآی ملایم‌تری دارد و گشتاور پیچشی در آن پایداری بیشتری نشان می‌دهد. این بهبودها می‌تواند در ارتقاء پایداری طولی، حفظ کنترل‌پذیری و عملکرد ایمن‌تر پهپادهای بال‌پرنده در زوایای حمله بالا مؤثر واقع شود.

واژه‌های کلیدی: بال‌پرنده، لبه حمله سینوسی، شبیه‌سازی عددی، واماندگی

۲۳

سال ۱۴ - شماره ۱

پیاوردیستان ۱۴۰۴

نشریه علمی
دانش و فناوری هوافضا



بررسی آیرودینامیکی پهپاد بال لامبدا با لبه حمله سینوسی در محدوده واماندگی

Aerodynamic investigation of a lambda-wing UAV with a sinusoidal leading edge in the stall range

Amir Hosseinikargar¹, Mohammad Hassan Djavarehshkian², Amirhossein Gholami³

1 MSc, Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad

2 Professor, Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, javareshkian@um.ac.ir

3 Master Student, Aerospace Engineering Department, University of Tehran, Tehran

Abstract

This study investigates the aerodynamic effects of introducing a sinusoidal leading edge on a tailless flying wing UAV configuration. The baseline geometry consists of a wing with a sweep angle of 56° and a twist of -3°, which was modified by applying a sinusoidal wave pattern to the leading edge while maintaining the overall wing planform area. Unsteady numerical simulations were conducted in ANSYS Fluent using the SST $k-\omega$ turbulence model and Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equations. Simulations were executed for angles of attack ranging from 25° to 40°, and the aerodynamic behavior of the modified and baseline configurations was compared. To better understand stall-related phenomena, flow field data—including velocity and pressure contours as well as streamline distributions—were extracted from three spanwise sections across the wing. The results demonstrate that the wavy leading edge induces organized vortex structures near the crests, which help delay flow separation and reduce the severity of stall compared to the straight-edge design. Furthermore, aerodynamic coefficients indicate that the sinusoidal leading-edge wing exhibits a slower post-stall lift drop and more stable pitching moment behavior. These enhancements improve stability, controllability, and flight safety under high-angle-of-attack conditions for tailless UAVs.

Keywords: Flying wing, Sinusoidal leading edge, Numerical simulation, Stall

در سال‌های اخیر، صنعت هوانوردی با تقاضای روزافزون برای نوآوری و ارتقای کارایی مواجه شده است. افزایش جمعیت و ضرورت حمل‌ونقل سریع و ایمن، شرکت‌ها را به سوی طرح‌های بدیع هدایت کرده است. در همین چارچوب، پیکربندی بال‌پرنده به عنوان یکی از ایده‌های خلاقانه مطرح است؛ ساختاری که با ترکیب بال و بدنه، مزایای قابل توجهی در حوزه آیرودینامیک و صرفه‌جویی در مصرف سوخت فراهم می‌آورد. از آنجاکه این روش به‌خوبی با نیازهای رو به گسترش صنعت هوانوردی تطبیق دارد، جایگاه مهمی در بازار هوافضا پیدا کرده است. پژوهش‌های جدید نشان می‌دهد پهنادهای مجهز به پیکربندی بال‌پرنده، به دلیل مصرف سوخت کمتر، توانایی مانوردهی چشمگیر و همچنین قابلیت پنهان ماندن از رادار، عملکرد عملیاتی مناسبی ارائه می‌دهند. با توجه به این مزایا، صنایع هوافضایی در سراسر جهان به سرمایه‌گذاری‌های کلان در حوزه پژوهش و توسعه این فناوری روی آورده‌اند. از این‌رو، طرح‌ها و پروژه‌های گوناگونی جهت مطالعه و بررسی پیکربندی‌های نوین در دست اجرا است. هدف این مطالعات، بهبود عملکرد پروازی و افزایش بهره‌وری عملیات هوایی است. گفتنی است که نخستین نمونه‌های بال‌پرنده، همچون هواپیمای هورتن ۲۲۹^۱، در دهه ۱۹۴۰ میلادی شکل گرفته‌اند. شرکت نورثروپ گرومن در ایالات متحده، این پیکربندی را در ادامه توسعه داد و در نتیجه، نمونه‌هایی نظیر ایکس‌بی-۳۵^۲، وای‌بی-۳۴۹^۳، بی-۲ اسپیریت^۴ و ایکس-۴۷^۵ شکل گرفت [۱]. در پیکربندی بال‌پرنده، حذف دم عمودی و کاهش میزان بارگذاری بال باعث کاهش مصرف سوخت و ارتقای عملکرد پروازی، به‌ویژه در سرعت‌های پایین می‌شود. این موضوع در مراحل حیاتی فرود و برخاست، به‌خصوص در باندهای محدود نقش بسزایی دارد [۲]. از جنبه فنی، برجسته‌ترین برتری این ساختار، توان پنهان‌کاری آن است. کنار گذاشتن دم عمودی، هم‌راستاسازی^۶ دقیق لبه‌ها و حذف بدنه‌های استوانه‌ای که سهم عمده‌ای در افزایش سطح مقطع راداری دارند [۳]، سبب می‌شود امواج راداری به فرستنده بازنگردند و این ویژگی، در مقایسه

با سایر طرح‌های هواپیما، مزیت قابل توجهی به شمار می‌رود. این ادعا در برنامه‌های کلان شرکت‌های بزرگ دفاعی، از جمله توسعه بمب‌افکن بی-۲۱^۷ ریدر^۸ در نورثروپ گرومن^۸ و طرح‌های نسل آینده برتری هوایی^۹ لاکهید مارتین^۹، آشکار است. با وجود مزایای یادشده، پیکربندی بال‌پرنده با مسائل گوناگونی دست‌به‌گریبان است. از جمله می‌توان به دشواری در حفظ پایداری محور عمودی و محدودیت‌های مربوط به مانورپذیری اشاره کرد [۴]. براساس یافته‌های مک‌پارلین [۵]، بارگذاری افزون در بخش‌های پیرامونی بال، ضریب برآی موضعی را بالا برده و موجب جدایش^{۱۱} زود هنگام جریان می‌شود. با گسترش این جدایش به مناطق خارجی بال، عملکرد سطوح کنترلی دستخوش اختلال شده و کنترل‌پذیری هواپیما کاهش می‌یابد. از این‌رو، تحلیل دقیق رفتار جریان روی سطح بال در چنین پیکربندی‌هایی ضروری است. در پیکربندی بال‌پرنده، ویژگی‌های آیرودینامیکی و گردابه‌های لبه حمله شباهت فراوانی با آنچه در بال‌های دلتا رخ می‌دهد، دارند. این گردابه‌ها تأثیر محسوس بر پایداری و کنترل داشته و بخش عمده رفتارهای غیرخطی در حین غلتش^{۱۲}، چرخش^{۱۳} و گردش^{۱۴} هواپیما، ناشی از شکل‌گیری و جابه‌جایی همین گردابه‌ها است [۶]. در پیکربندی‌های بال‌پرنده، شکل‌گیری و رفتار گردابه‌ها تحت تأثیر متغیرهای گوناگونی مانند زاویه عقب‌گرد^{۱۵} بال، شعاع و انحنای لبه حمله، زاویه حمله، سرش جانبی و عدد رینولدز قرار می‌گیرد. در این راستا، پژوهش‌های فراوانی چه به‌صورت آزمایشگاهی و چه با روش‌های عددی انجام شده است تا درک بهتری از نحوه اثرگذاری این عوامل بر جریان هوا به دست آید [۷]. به‌طور خاص، دو و همکاران در یک مطالعه تجربی، عملکرد آیرودینامیکی بال دارای لبه موج‌دار را بررسی کرده و نشان دادند که این هندسه منجر به تأخیر در جدایش جریان و بهبود ساختارهای گردابه‌ای در زوایای نزدیک و فراتر از واماندگی^{۱۶} می‌شود [۸]. همچنین برای نمونه، بررسی‌ها حاکی از آن است که در بال‌هایی با زاویه عقب‌گرد بالا، افزایش شعاع لبه حمله، محل جدایش را جابه‌جا کرده و فرآیند شکل‌گیری گردابه‌ها را به تأخیر می‌اندازد [۹].



این یافته‌ها علاوه بر بهبود عملکرد آیرودینامیکی، در طراحی سطوح کنترلی به‌منظور کاهش پیامدهای جدایش جریان نیز سودمند هستند. طرح‌های مبتنی بر بال پرند به تدریج در حوزه‌های تجاری نیز مورد توجه قرار گرفته‌اند. به عنوان نمونه، هواپیمای فلاپینگ-وی^{۱۷} که در دانشگاه صنعتی دلفت^{۱۸} توسعه یافته، یکی از ایده‌های نویدبخش به شمار می‌رود و می‌تواند مصرف سوخت را تا حدود ۲۰ درصد کاهش دهد [۱۰]. بیشتر طرح‌های بال پرند از زاویه عقب‌گرد بالایی استفاده می‌کنند که در کاربردهای غیرنظامی مادون‌صوت، موجب افزایش شعاع لبه حمله می‌شود. افزون بر این، پرند‌های بال پرند در زمینه سامانه‌های بدون سرنشین نیز محبوبیت زیادی کسب کرده‌اند؛ چراکه قابلیت پنهان‌کاری و کارایی بالای آیرودینامیکی به آن‌ها امتیاز ویژه‌ای می‌بخشد و به همین دلیل، توسعه پهپادها در این قالب حتی پیشروتر از نمونه‌های سرنشین‌دار بوده است. آرکیو-۱۷۰ سنتینل^{۱۹} و نرون^{۲۰} از جمله پهپادهای موفق هستند که بر پایه این پیکربندی ساخته شده‌اند. توانمندی‌های منحصر به فرد بال پرند تنها به افزایش کارایی هواپیما محدود نشده و پاسخ‌گویی به نیازهای عملیاتی پیچیده را نیز آسان‌تر می‌کند. بر اساس طرح‌های مفهومی نسل بعد، به‌ویژه جنگنده‌هایی که قرار است در دهه ۲۰۳۰ تولید شوند، به نظر می‌رسد درصد قابل توجهی از ناوگان نظامی آینده از این ساختار استفاده خواهند کرد. در بخش غیرنظامی، طرح‌های متعددی مرتبط با هواپیماهای تجاری به سمت پیکربندی بال پرند گرایش یافته‌اند تا آثار اقتصادی و عملیاتی آن را مورد ارزیابی قرار دهند. سامانه‌های بال پرند یکپارچه، به دلیل کارایی پروازی بالا و کاهش هزینه‌های بهره‌برداری، برای طراحان هوافضا جذابیت زیادی دارند. در این چارچوب، اقداماتی نظیر بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی، به‌کارگیری مواد سبک‌وزن و مستحکم و ارتقای سامانه‌های کنترلی در دستور کار قرار گرفته است. همچنین، استفاده از تجهیزات مانند فنس^{۲۱}، مولد گردابه^{۲۲}، سیستم‌های اسپلیت‌درگ^{۲۳} و کرو-فلپ^{۲۴} از راهکارهای مؤثری است که برای بهبود قابلیت‌های این طرح به کار گرفته می‌شود. پهپاد سویینگ^{۲۵} یکی

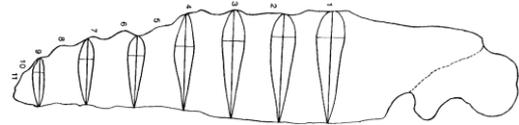
از نمونه‌های تحقیقاتی بال پرند است که توسط گلوریا استنفلت و آلف رینگرترز معرفی شده است [۱۱]. تاکون در زمینه‌های گوناگونی همچون پایداری [۱۲]، کنترل سمتی [۱۳]، پیچش هندسی^{۲۶} و ویژگی‌های قبل از واماندگی، مطالعات متعددی بر روی این پهپاد صورت گرفته است. در همین راستا، کریمی و جوارشکیان در سال ۲۰۲۰ در پژوهشی نشان دادند که در زوایای حمله پایین، افزایش زاویه پیچش^{۲۷} سبب کاهش نسبت برآ به پسا می‌شود، اما با بالاتر رفتن زاویه حمله، افزایش زاویه پیچش به بهبود این نسبت می‌انجامد. با وجود اثربخشی پیچش در زوایای حمله بالا، اثرگذاری آن پس از عبور از حد مشخصی کاهش می‌یابد [۱۴، ۱۵]. در پژوهشی که در سال ۲۰۲۲ صورت گرفت، مدنی و همکاران عملکرد سامانه اسپلیت‌درگ را روی این پهپاد و در زوایای حمله گوناگون بررسی کردند. یافته‌های آن‌ها نشان داد گردابه‌های شکل گرفته در نوک بال، تأثیر چشمگیری بر کارایی سطوح کنترلی بخش انتهایی بال داشته و با افزایش زاویه حمله، این اثر تشدید می‌شود. هم‌زمان، استفاده از سامانه اسپلیت‌درگ، گشتاور انحرافی را تضعیف کرده و گشتاور غلتشی را افزایش می‌دهد [۱۶]. همچنین مدنی و جوارشکیان در سال ۲۰۲۴، سامانه اسپلیت‌درگ رادر را همراه با فنس روی بال این پهپاد مورد ارزیابی قرار دادند. نتایج حاکی از آن است که افزودن فنس باعث انتقال بخشی از گردابه‌های رأسی بال به سمت لبه فرار می‌شود و در زوایای حمله پایین، مقدار گشتاور غلتشی هنگام به‌کارگیری اسپلیت‌درگ کاهش می‌یابد [۱۷]. در تازه‌ترین تحقیقات، حسینی‌کارگر و همکاران در سال ۲۰۲۵ اثر هندسه لبه حمله سینوسی را بر عملکرد آیرودینامیکی این پهپاد در زوایای پیش از واماندگی بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که افزودن موج سینوسی به لبه حمله، با ایجاد گردابه‌های موضعی منظم، موجب بهبود چسبندگی جریان در نواحی بحرانی شده و تا حدی از جدایش زود هنگام جلوگیری می‌کند. این ویژگی، به‌ویژه در زوایای حمله متوسط، باعث افزایش یکنواختی توزیع فشار و ارتقای برد پروازی در مقایسه با هندسه مرجع می‌شود [۱۸]. تمام این تلاش‌ها در جهت





افزایش قابلیت مانور و بهبود ضرایب آبرودینامیکی پهپاد بال پرنده لامبدا شکل صورت می گیرد. در ادامه، این پژوهش با هدف ترکیب دستاوردهای پیشین و کاربردی تر کردن آن ها، ویژگی تازه ای را به این پهپاد می افزاید و تأثیراتش را ارزیابی خواهد کرد.

نهنگ گوژپشت^{۲۸} یکی از بزرگ ترین گونه نهنگ های باله دار است که به دلیل اندازه بزرگ باله های سینه ای و قدرت مانور چشمگیر، توجه متخصصان زیست دریایی و مکانیک سیالات را به خود جلب کرده است. بررسی های بتل و فیش [۱۹] نشان می دهد که برآمدگی^{۲۹} های لبه حمله باله های نهنگ گوژپشت، همچون مولد گردابه عمل کرده و با به تأخیر انداختن و اماندگی، قدرت مانور جانور را بالا می برند (شکل ۱). این پدیده به عنوان الهام بخشی برای بسیاری از مطالعات مربوط به بهینه سازی طراحی بال پرنده به کار رفته است.



شکل ۱. نمای بالایی باله های جلویی نهنگ گوژپشت شامل مقاطع عرضی در فواصل پنج بخشی [۱۹]

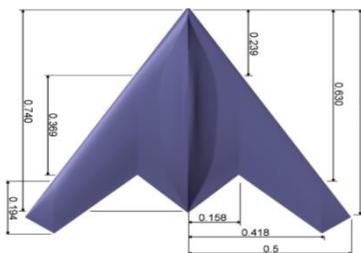
در همین زمینه، تحقیقات آزمایشگاهی و عددی متعددی بر روی عملکرد آبرودینامیکی برآمدگی های سببوسنی لبه حمله انجام شده است. میکلسوویچ و همکاران [۲۰]، با آزمایش مدل ساده شده ای از باله نهنگ گوژپشت مجهز به لبه حمله سببوسنی^{۳۰}، دریافتند که این ساختار به افزایش زاویه حمله و اماندگی، همراه با افزایش برآ و کاهش پسا تا حدود ۴۰ درصد منجر می شود [۲۱]. البته این تأثیر مثبت، در مورد بال های مستطیلی تمام دهانه (شبه دوبعدی) مشاهده نشد؛ موضوعی که با نتایج مدل های سه بعدی متفاوت بود. چن و همکاران [۲۲] در پژوهشی دیگر، به بررسی اثر افزودن برآمدگی های سببوسنی بر لبه حمله یک بال دلتا صفحه تخت پرداختند. بررسی طول موج ها و دامنه های مختلف نشان داد که مدل موسوم به (4M)، که در آن لبه حمله به صورت موج سببوسنی با چهار طول موج و دامنه ای معادل ۵ درصد طول وتر ریشه طراحی شده است، می تواند بدون

افزایش محسوس نیروی پسا، رفتار و اماندگی جریان را به طور مؤثری اصلاح کند. با توجه به پژوهش میکلسوویچ و همکاران [۲۰] که تأکید کرده اند برآمدگی های سببوسنی در ساختارهای سه بعدی تأثیر بیشتری دارند، در این مطالعه الگوی بهینه ارائه شده توسط چن [۲۲] بررسی می شود. در کار چن، از یک بال دلتا با زاویه چرخش ۵۲ درجه، بدون خمیدگی در دو سوی بال، با طول وتر ریشه ۲۰۰ میلی متر و ضخامت ۳ میلی متر استفاده شد. این تحقیق به ارزیابی راهکاری نوآورانه می پردازد که از لبه حمله سببوسنی برای ارتقای عملکرد آبرودینامیکی پهپاد بهره می گیرد.

در این پژوهش، بهره گیری از لبه حمله سببوسنی به عنوان رویکردی نوآورانه به منظور ارتقای عملکرد آبرودینامیکی پهپاد مورد مطالعه و ارزیابی قرار گرفته است. برآیند شبیه سازی های عددی حاکی از آن است که به کارگیری لبه حمله سببوسنی، به بهبود کنترل و تأخیر در جدایش جریان از سطح بال منجر می شود. افزون بر این، مدل های به دست آمده نشان دهنده بهبود اتصال مجدد جریان^{۳۱} در بخش پیرامونی بال و ایجاد موقعیتی مطلوب برای شکل گیری گردابه های تحت کنترل است. دستاورد این اصلاحات در زوایای حمله بالا، افزایش بهره وری پروازی، رشد برد عملیات و کاهش مصرف سوخت را به همراه دارد و بستری نوین برای بهینه سازی هندسه بال و توسعه روش های پیشرفته طراحی آبرودینامیکی فراهم می کند.

۲- هندسه پهپاد

پهپاد مورد پژوهش به نام سوینگ، یک پرنده بدون سرنشین با طرح بال پرنده و شکل لامبدا است که زاویه عقب گرد بال آن به ۵۶ درجه می رسد. ابعاد کلی این پرنده در شکل ۲ قابل ملاحظه می باشد.



شکل ۲. ابعاد پهپاد سوینگ

برای مقطع بال، از پروفیل ناکا-۹-۲۶۶۰۰۹ استفاده شده و طول دهانه بال آن برابر با ۱ متر است. همچنین در طراحی بال، زاویه پیچش منفی 33° درجه در نظر گرفته شده است. به منظور کاهش سطح مقطع راداری، طراحی بدنه با زوایای کمتر و لبه‌های موازی انجام شده است. در عین حال، بخش میانی بدنه، که برجستگی آن برای نصب موتور و سامانه‌های ارتباطی و کنترلی در نظر گرفته شده، نزدیک شدن شرایط به استانداردهای عملیاتی یک پرنده واقعی را امکان پذیر می‌سازد. فعالیت‌های آزمایشگاهی مرتبط با این پهپاد در تونل باد کم‌سرعت ال-۲۰۰۰^{۳۴} مؤسسه سلطنتی فناوری استکهلم سوئد^{۳۵} انجام گرفته و جزئیات شرایط آزمون و داده‌های گردآوری شده در مراجع [۲۳ و ۲۴] آمده است. همچنین مشخصات فنی و هندسی پهپاد مذکور نیز در جدول ۱ ارائه شده است.

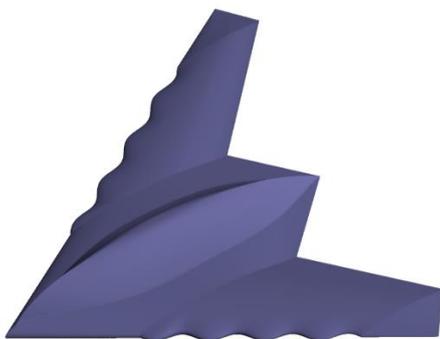
جدول ۱. مشخصات هندسی پهپاد و لبه حمله سینوسی

مقدار	نماد	مشخصه
$0.3373 \text{ (m}^2\text{)}$	s	مساحت بال
۱ (m)	b	طول دهانه بال
0.74 (m)	L_c	طول مدل در محور تقارن
0.3373 (m)	\bar{c}	طول وتر متوسط
-3°	θ	زاویه پیچش بال
56°	Λ	زاویه عقبگرد
۴۶۹ (mm)	b'	طول بال تحت اثر تغییر
۴	n	تعداد موج سینوسی
۱۱۷ (mm)	λ	طول موج
۱۸/۴۵ (mm)	A	دامنه موج

همانطور که اشاره شد مطابق پژوهش چن و همکاران [۲۲]، مطلوب‌ترین الگوی لبه حمله سینوسی به مدل (4M) معروف است. یافته‌های مطالعه آن‌ها نشان می‌دهد به کارگیری چنین لبه حمله‌ای، واماندگی را به تعویق انداخته و پس از آن

نیز ضریب برآی بال دلتا را بهبود می‌بخشد. همچنین با تغییر دامنه یا کاهش طول موج لبه حمله سینوسی، زاویه حمله واماندگی در بال‌های دلتا می‌تواند افزایش پیدا کند.

در این پژوهش، موج سینوسی به گونه‌ای بر لبه حمله اعمال شده است که مساحت سطح بال ثابت باقی بماند. این الگو تنها در ناحیه میانی بال، از ریشه تا پیش از نوک، به کار رفته است. انتخاب این محدوده بر پایه نتایج تحلیل جریان، تمرکز اثرات آیرودینامیکی در این ناحیه و به منظور حفظ تقارن و امکان مقایسه دقیق بین دو مدل صورت گرفته است. در این طراحی، نقاط با دامنه صفر دقیقاً روی لبه حمله قرار گرفته‌اند، به طوری که هر نیم‌طول موج افزایشی در سطح، با نیم‌طول موج بعدی جبران می‌شود. این رویکرد موجب شده است مساحت مؤثر بال بدون تغییر باقی بماند و مقایسه مستقیم نیروی برآ بین مدل پایه و مدل تغییر یافته امکان پذیر شود. تصویر ۳ نمونه‌ی تغییر شکل یافته پهپاد سوینگ به هندسه با بال لبه حمله سینوسی است.



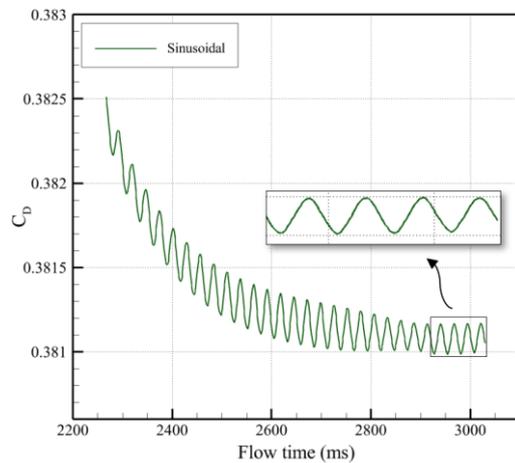
شکل ۳. مدل آزمون با لبه حمله سینوسی

۳- معادلات حاکم و روش حل

در شبیه‌سازی عددی این پژوهش، از روش حجم محدود^{۳۶} برای گسسته‌سازی^{۳۷} و حل معادلات پیوستگی، مومنتوم و اسکالر استفاده شده است. از آن جا که رفتار جریان در زوایای حمله بالا، به‌ویژه در نواحی نزدیک به واماندگی، به شدت ناپایا و متأثر از نوسانات گردابه‌ای و جدایش‌های موضعی است، حل معادلات حاکم در این پژوهش به صورت ناپایا^{۳۸} انجام گرفته است. به منظور ارزیابی اعتبار این رویکرد، حل پایا نیز برای زاویه حمله ۲۵ درجه انجام شده و



مشخص گردید که مقدار ضریب برآ در حل پایا و ناپایا حدود ۱ درصد اختلاف دارند. همچنین، نمودار همگرایی ضریب پسا در همین زاویه برای حل ناپایا در شکل ۴ نشان می‌دهد که نوسانات در گام‌های زمانی پایانی به کمتر از ۰/۱ درصد کاهش یافته و پاسخ عددی از منظر زمانی همگرا است. بنابراین، حل پایا نیز توانایی ارائه نتایج کمی قابل قبول را دارد. با این حال، با توجه به آن که ساختار جریان در زوایای حمله بالا دارای رفتار گذرا و آشوبناک است، انتخاب حل ناپایا به عنوان روش اصلی در این پژوهش با هدف بازنمایی دقیق تر ساختارهای جریان و تحلیل صحیح سازوکارهای گردابه‌ای انجام شده است.



شکل ۴. نمودار همگرایی ضریب پسا در زاویه حمله ۲۵ درجه برحسب گام زمانی برای بال سینوسی

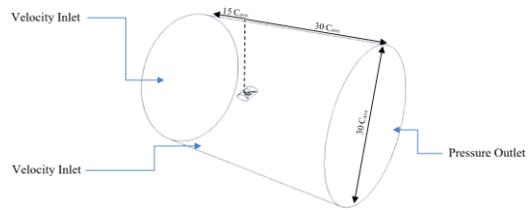
در این حالت، به منظور استخراج ضرایب آیرودینامیکی نظیر برآ، پسا و گشتاور، از میانگین‌گیری زمانی نتایج ناپایا در بازه‌ای آماری پایدار استفاده شده است. لذا، گرچه نمودارهای ارائه شده شامل مقدار لحظه‌ای ضرایب نیستند، اما مبنای آن‌ها بر تحلیل جریان ناپایا بوده و پدیده‌هایی نظیر جدایش نوسانی، گردابه‌های گذرا و رفتار آشوبناک جریان در روند حل لحاظ شده‌اند. سرعت آزاد جریان برابر با ۳۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. عدد رینولدز^{۳۹} متناظر نیز معادل $6/9 \times 10^5$ محاسبه شده و چگالی سیال مطابق با شرایط استاندارد سطح دریا تعیین شده است. جهت مدل‌سازی آشفتگی، روش حجم متوسط رینولدز^{۴۰} بر پایه مدل دو معادله‌ای کا اومگا- اس اس تی^{۴۱} به کار

رفته است که توانایی مناسبی در پیش‌بینی رفتار لایه مرزی و جدایش تحت گرادیان فشار معکوس دارد و در کاربردهای مهندسی رایج است. به منظور بررسی حساسیت نتایج به مدل آشفتگی، برای بال ساده، حل ناپایا با استفاده از مدل گذار ترنزیشن- اس اس تی^{۴۲} نیز انجام شد. نتایج نشان داد که اختلاف مقدار ضریب برآ بین دو مدل کمتر از ۵ درصد بوده است، در حالی که زمان حل در مدل انتقالی تقریباً دو برابر گردید. با توجه به هزینه محاسباتی بالا و عدم بهبود چشمگیر در نتیجه کلی، استفاده از مدل کا اومگا- اس اس تی به عنوان گزینه مناسب و متداول در پژوهش‌های مشابه همچنان قابل دفاع خواهد بود. با توجه به عدد ماخ کمتر از ۰/۳، جریان تراکم‌ناپذیر^{۴۳} فرض شده و برای حل معادلات از حل گر فشار مبنا^{۴۴} استفاده گردیده است. شدت آشفتگی^{۴۵} ورودی نیز یک درصد تعیین شده که با پژوهش‌های عددی موفق پیشین (مانند مرجع [۲۵]) سازگاری دارد. ترم انتشاری در معادلات ناویر-استوکس^{۴۶} با رویکرد حداقل مربعات مبتنی بر سلول^{۴۷} گسسته‌سازی شده است که تعادلی مناسب میان هزینه محاسباتی و دقت حاصل برقرار می‌کند. همچنین، ترم فشار به صورت مرتبه دوم و معادلات مومنتوم، انرژی جنبشی و فرکانس آشفتگی نیز با روش مرتبه دوم بالادستی^{۴۸} گسسته‌سازی شده‌اند؛ روشی که به‌ویژه در شبکه‌های بی‌سازمان^{۴۹} مورد استفاده است.

۴- دامنه حل و شبکه‌بندی

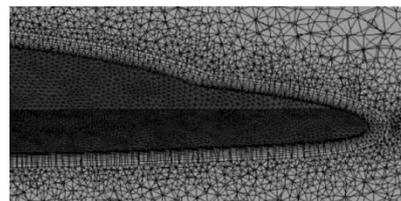
دامنه حل از یک استوانه تشکیل شده است که درون آن حجمی بیضوی با قطر اصلی ۳ متر، قطر فرعی ۱/۵ متر و ارتفاع ۴ متر تعبیه شده تا دقت شبکه در پیرامون پهپاد افزایش یابد. مدل‌سازی کامل هندسه برای تحلیل جامع تر گشتاورهای گردش^{۵۰} و نیز بررسی عملکرد سامانه‌های کنترل پسا در مطالعات آینده ضروری خواهد بود. به منظور اعمال شرایط مرزی، با در نظر گرفتن جریان تراکم‌ناپذیر، شرط مرزی سرعت ورودی^{۵۱} برای مشخص کردن ویژگی‌های جریان و شرط مرزی فشار خروجی^{۵۲} برای حفظ فشار استاتیک محیط در نظر گرفته شده است.

سطح پهپاد نیز به صورت دیواره صلب^{۵۳} با شرط عدم لغزش^{۵۴} تعریف گردیده است (شکل ۵)

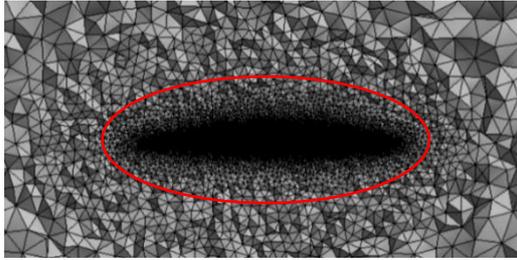


شکل ۵. دامنه حل و شرایط مرزی اعمالی

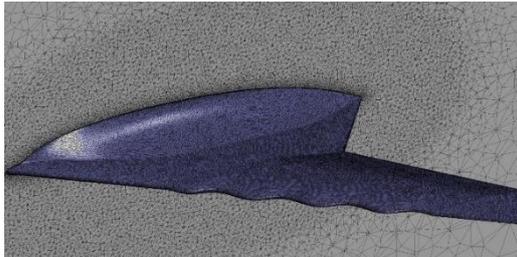
شبکه‌بندی توسط نرم‌افزار انسیس-مشینگ^{۵۵} انجام شده است. ساختار شبکه غیرسازمان یافته بوده و از المان‌های چهاروجهی، هرمی و منشوری بهره می‌گیرد. در نواحی با گرادیان‌های بزرگ نظیر لبه‌های حمله، لبه فرار و نوک بال، تراکم شبکه به‌طور چشمگیری افزایش یافته است. همچنین، به‌منظور توصیف دقیق رفتار لایه مرزی، در نزدیکی سطوح از شبکه‌ای ظریف و سازمان یافته استفاده شده است (شکل ۶). این پژوهش برای شبکه‌بندی دامنه حل، روندی چندمرحله‌ای را در پیش گرفته است. در گام نخست، شبکه‌ای پایه در ناحیه استوانه‌ای پیرامون پهپاد تولید شد تا نمایی کلی از رفتار جریان فراهم شود. سپس با افزودن یک بخش بیضوی و اعمال تراکم بیشتر شبکه، جزئیات جریان در مناطق حساس مانند لبه حمله، لبه فرار و نوک بال بررسی شد (شکل ۷). در پایان، برای دستیابی به دقت مناسب در توصیف لایه مرزی و انحنای پیچیده، اندازه سلول‌ها در نزدیکی سطح پهپاد به میزان حداقلی کاهش داده شد و ضرایب ریزشوندگی متناسب با زوایا و انحنای اعمال گردید. این رویکرد تدریجی علاوه بر افزایش وضوح شبیه‌سازی در نقاط بحرانی، از تحمیل هزینه محاسباتی غیرضروری نیز جلوگیری می‌کند. شکل ۸، شبکه صفحه برش میانی مدل دارای لبه حمله سینوسی را نشان می‌دهند.



شکل ۶. نمایی از شبکه لایه مرزی

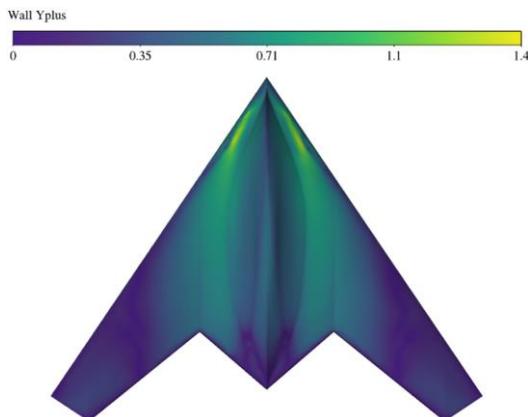


شکل ۷. شبکه داخل و اطراف حجم بیضوی شکل



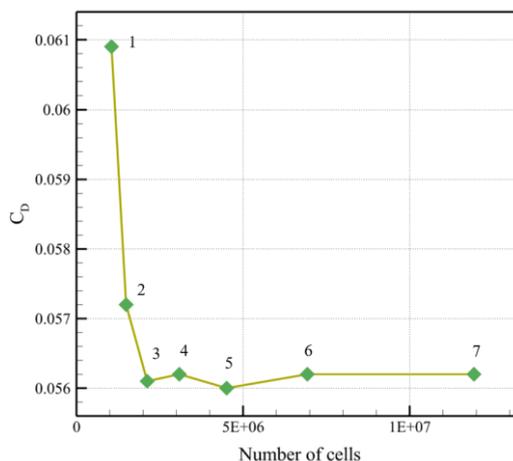
شکل ۸. نمایی از شبکه‌بندی حول مدل سینوسی

شبکه لایه‌مرزی طراحی شده بر روی سطح مدل شامل ۲۰ لایه می‌باشد. برای دستیابی به دقت مناسب در مدل‌سازی رفتار لایه مرزی، به‌ویژه در زوایای حمله بالا، ارتفاع اولین لایه با دقت انتخاب شده است به گونه‌ای که مقدار میانگین عدد وای-پلاس^{۵۶} در زاویه حمله ۲۵ درجه کمتر از ۱ باقی بماند. این تنظیم، امکان شبیه‌سازی دقیق ناحیه نزدیک دیواره را در مدل آشفتگی کا-امگا اس‌اس‌تی فراهم می‌سازد و پیش‌بینی دقیق جدایش و اتصال مجدد جریان را تضمین می‌کند. در شکل ۹، توزیع عدد وای-پلاس در شرایط جریان با سرعت ۳۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۲۵ درجه بر روی سطح پهپاد نشان داده شده است.



شکل ۹. توزیع عدد وای-پلاس بر روی سطح پهپاد

به منظور مدل سازی دقیق تر جریان در لایه مرزی، از بهبوددهنده خودکار شبکه در نزدیکی دیواره‌ها^{۵۷} استفاده شده است [۲۶]. این بهینه سازی، به ایجاد توزیع یکنواخت تر و دقیق تر عدد وای-پلاس در سطح پهپاد کمک کرده و زمینه ساز دقت بالاتر در پیش بینی پدیده‌هایی همچون جدایش جریان و انتقال در لایه مرزی شده است. برای اطمینان از استقلال نتایج شبیه سازی از شبکه محاسباتی، یک مطالعه جامع استقلال شبکه صورت گرفت. در این مطالعه، تعداد سلول های شبکه در چند مرحله افزایش یافت و تأثیر آن بر مقادیر ضریب پسا در زاویه حمله مشخص بررسی شد. نتایج این تحلیل در شکل ۱۰ ارائه شده است.



شکل ۱۰. نمودار استقلال از شبکه

به طور مشخص، در بازه بین نقاط ۳ تا ۶، نتایج شبیه سازی به همگرایی مناسبی رسیده‌اند، به طوری که افزایش بیشتر تعداد سلول ها در این بازه تأثیر محسوسی بر مقدار ضریب پسا نداشته است. با این حال، با توجه به حساسیت رفتار جریان در زوایای حمله بالا، به ویژه در نواحی نزدیک به نوک بال و نقاط تشکیل جدایش و گردابه‌ها، تصمیم گرفته شد از شبکه‌ای با تعداد سلول بالاتر استفاده شود. این انتخاب با هدف افزایش دقت در نمایش دقیق موقعیت جدایش جریان، فرآیند اتصال مجدد جریان و رفتار گردابه‌ها انجام گرفته است. هر چند در نگاه اول انتخاب شبکه‌ای با تعداد سلول کمتر اقتصادی تر به نظر می‌رسد، اما در مطالعاتی که بر تحلیل جریان در زوایای حمله بالا تمرکز دارند، دقت نتایج به شدت

وابسته به کیفیت شبکه در نواحی با گرادیان‌های شدید فشار و سرعت است. بر این اساس، با توجه به تحلیل‌ها و نمودار همگرایی، شبکه‌ای شامل حدود ۱۰۵۰۰۰۰ سلول به عنوان گزینه نهایی و بهینه انتخاب گردید تا تعادلی مناسب میان دقت شبیه سازی و هزینه محاسباتی برقرار شود. به منظور اطمینان از استقلال نتایج شبیه سازی نسبت به گام زمانی نیز، مطالعه حساسیت به گام زمانی^{۵۸} انجام شد. همان طور که در جدول ۲ نشان داده شده، این تحلیل برای چهار مقدار مختلف گام زمانی انجام شده است.

جدول ۲. استقلال نتایج شبیه سازی نسبت به گام زمانی در زاویه حمله ۲۵ درجه

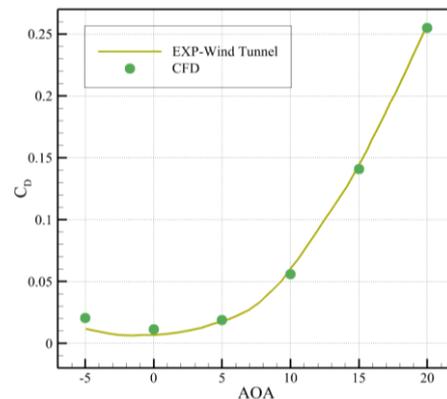
گام زمانی (s)	تعداد گام	ضریب برآ
۰/۰۰۶	۵۰۰	۰/۸۴۷۴
۰/۰۰۳	۱۰۰۰	۰/۸۳۹۴
۰/۰۰۱۵	۲۰۰۰	۰/۸۳۹۴
۰/۰۰۱	۳۰۰۰	۰/۸۳۹۴

مقایسه نتایج ضریب برآ نشان داد که با کاهش گام زمانی، ابتدا مقدار ضریب برآ کاهش یافته و در ادامه، با کاهش بیشتر گام زمانی، تغییری در مقدار آن مشاهده نشده و پاسخ شبیه سازی به ثبات رسیده است. این پایداری در نتایج، نشان دهنده همگرایی عددی و عدم وابستگی حل به گام زمانی در مقادیر پایین تر است. بر این اساس، گام زمانی ۰/۰۰۳ ثانیه به عنوان مقدار نهایی در تمامی شبیه سازی‌ها انتخاب شد تا ضمن حفظ دقت نتایج، هزینه‌های محاسباتی نیز بهینه شود.

۵- اعتبارسنجی

به منظور ارزیابی دقت نتایج شبیه سازی عددی و صحت هندسه و شبکه بندی به کاررفته، ضرایب آیرودینامیکی استخراج شده با داده‌های تجربی گزارش شده در مرجع [۲۳] مقایسه شده‌اند. در شکل ۱۱، روند تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ارائه شده است. نتایج عددی این پژوهش تطابق مناسبی با داده‌های تجربی نشان می‌دهد و در زاویه

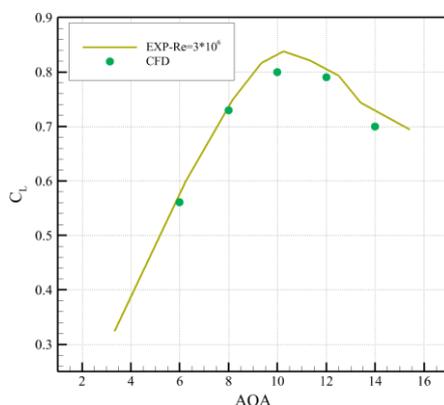
حمله ۲۰ درجه اختلاف مشاهده شده حدود ۱/۳۵ درصد برآورد شده است که در بازه دقت قابل قبول برای مطالعات عددی قرار می گیرد. بررسی منحنی ها حاکی از آن است که با افزایش زاویه حمله، اختلاف بین نتایج عددی و تجربی اندکی افزایش می یابد. یکی از دلایل احتمالی این اختلاف، تفاوت های جزئی میان مدل هندسی به کاررفته در شبیه سازی و نمونه آزمایشگاهی مورد استفاده در تونل باد است. به طور خاص، وجود برآمدگی در ناحیه میانی بدنه در نمونه واقعی، که ممکن است در شبیه سازی به طور کامل لحاظ نشده باشد، می تواند از عوامل مؤثر بر این تفاوت باشد.



شکل ۱۱. نمودار ضریب پسا به زاویه حمله برای مقایسه حل عددی و نتایج تجربی مرجع [۲۳] در سرعت ۳۰ m/s

با توجه به آنکه در مرجع [۲۳] رفتار جریان تنها تا زاویه حمله حدود ۳۰ درجه بررسی شده است و از سوی دیگر، نواحی واماندگی و پساواماندگی به ویژگی های موضعی هندسی حساسیت بالاتری دارند، امکان اعتبارسنجی مستقیم در این محدوده محدود بوده است. لازم به ذکر است که هندسه مورد استفاده در این پژوهش، بر پایه بازسازی مدل تجربی مرجع و با استفاده از اطلاعات محدود منتشر شده انجام شده است. در نتیجه، به دلیل فقدان مشخصات دقیق هندسی مانند شعاع انحنای لبه ها، زاویه نصب بال و تیزی لبه حمله، احتمال وجود اختلافات جزئی با مدل واقعی وجود دارد. این تفاوت های موضعی می توانند منجر به جابه جایی جزئی در زاویه بروز واماندگی شوند. با این حال، هدف اصلی این پژوهش، مقایسه رفتار بین دو هندسه بسیار نزدیک (بال ساده و بال با لبه حمله سینوسی) تحت شرایط شبیه سازی

یکسان بوده است، نه مقایسه مستقیم با مدل مرجع تجربی. از آن جا که هر دو هندسه بر پایه یک مدل بازسازی شده تعریف شده اند، اختلافات احتمالی با نمونه آزمایشگاهی تأثیری بر اعتبار نتایج تطبیقی میان آن ها ندارد. مشابه با مطالعات پیشین [۱۴-۱۸]، اعتبارسنجی در زوایای پیش از واماندگی صورت گرفته است که حساسیت کمتری به جزئیات موضعی دارد و دقت نتایج عددی در این بازه را به خوبی تأیید می کند. تحلیل های ارائه شده در نواحی واماندگی و پس از آن نیز، به دلیل نبود داده های تجربی منتشر شده از این محدوده برای مدل بازسازی شده، به عنوان نخستین بررسی های عددی در این زاویه ها محسوب شده و هدف آن ها، ارزیابی کیفی و تطبیقی اثرات هندسه موج دار در شرایط بحرانی جریان است. علاوه بر این، به منظور افزایش اطمینان از دقت مدل عددی در نواحی نزدیک به واماندگی، شبیه سازی مجزایی برای ایرفویل ناکا-۶۶۰۰۹ که مبنای طراحی بال پژوهش حاضر بوده است، انجام گرفت. این شبیه سازی در بازه زاویه حمله ۶ تا ۱۴ درجه و با گام ۲ درجه برای رینولدز 3×10^6 صورت پذیرفت. در شکل ۱۲ مقایسه ضرایب برآ با داده های تجربی موجود در مرجع [۲۷] نشان داد حداکثر اختلاف در کل بازه حدود ۲/۵ درصد بوده است که بیانگر تطابق بسیار مناسب مدل عددی با داده های مرجع است. این نتیجه، صحت مدل سازی و قابلیت اعتماد روش حل برای تحلیل رفتار آیرودینامیکی در زوایای بحرانی را تأیید می کند.



شکل ۱۲. نمودار ضریب برآ به زاویه حمله ایرفویل ناکا-۶۶۰۰۹ برای مقایسه حل عددی و نتایج تجربی مرجع [۲۷] در رینولدز 3×10^6

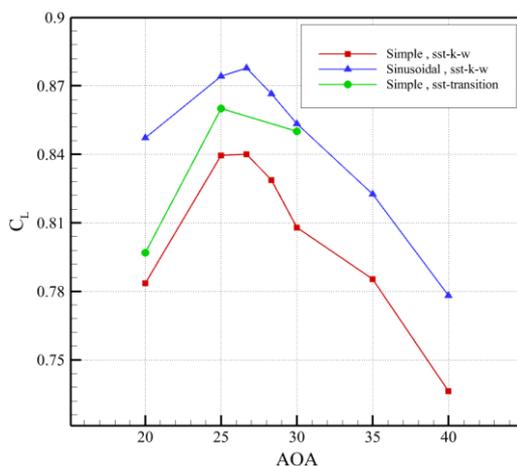


۶- بحث و نتایج

بررسی ساختار جریان پیرامون هندسه‌ی یک پهنای بال مجهز به بال با لبه حمله سینوسی و ارزیابی تأثیر آن بر عملکرد آیرودینامیکی، از جمله موضوعات کلیدی در حوزه آیرودینامیک پرنده‌های بدون دم و پیکربندی‌های بال-بدنه یکپارچه به‌شمار می‌رود. اهمیت این بررسی به‌ویژه در زوایای حمله‌ی بالا و در نزدیکی شرایط واماندگی آشکارتر می‌گردد، جایی که هندسه‌ی موج‌دار می‌تواند به‌طور مؤثری ساختار جریان را تغییر داده و به تأخیر در بروز واماندگی منجر شود. هدف این پژوهش تحلیل و مقایسه‌ی عملکرد آیرودینامیکی هندسه‌ی لبه حمله سینوسی با بال مرجع لبه ساده، به‌ویژه در شرایط جریان ناپایا و زوایای نزدیک به واماندگی و پس از آن است. الگوی جریان پیرامون بال‌ها تحت تأثیر مستقیم پارامترهایی نظیر زاویه حمله، عدد رینولدز و مشخصات هندسه‌ی لبه حمله قرار دارد. در هندسه‌ی سینوسی، حضور برآمدگی‌ها سبب شکل‌گیری جریان‌های جانبی بین قله و دره‌ی موج‌ها می‌شود که منجر به توزیع غیرمتقارن میدان جریان در عرض بال می‌گردد. این عدم تقارن در زوایای حمله‌ی پایین‌تر و قبل از واماندگی، برجسته‌تر بوده و موجب تقویت نواحی مکش و نیز تداوم نسبی جریان چسبیده در برخی بخش‌های بال می‌شود. در این هندسه، برآمدگی‌ها باعث تولید گردابه‌های لبه حمله در راستای وتر می‌گردند که ابعادی فراتر از ضخامت معمول لایه‌ی مرزی دارند. این گردابه‌ها با تزریق انرژی به لایه‌ی مرزی، به حفظ اتصال جریان و تأخیر در جدایش کمک می‌کنند؛ اثری که در مطالعات عددی اخیر نیز گزارش شده است. کنیا و همکاران در پژوهشی به این نتیجه رسیدند که این مکانیزم به‌ویژه در سرعت‌های پایین، باعث بهبود پایداری جریان و افزایش نیروی برآ می‌شود [۲۸]. در نهایت موجب به تأخیر افتادن واماندگی در مقایسه با هندسه‌ی مرجع می‌شوند. نتایج تجربی اخیر نیز مؤید این عملکرد هستند؛ برای مثال، والس و همکاران نشان دادند که لبه‌های موج‌دار در بال‌ها باعث کاهش شدت و نوسانات مرتبط با واماندگی دینامیکی شده و کنترل جریان را در شرایط گذرا بهبود می‌بخشند [۲۹]. با این وجود، چنین

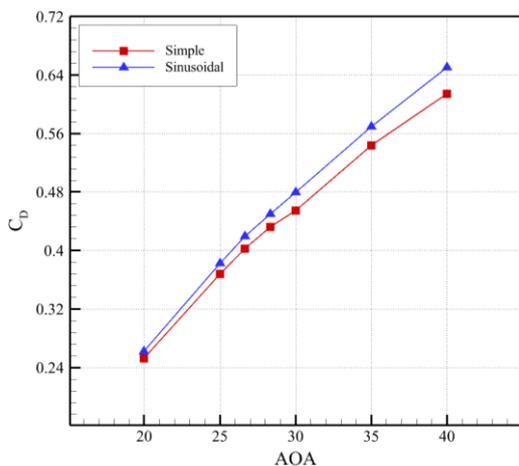
مکانیسمی معمولاً با افزایش پسا همراه است، چرا که پایداری گردابه‌ها، برهم‌کنش آن‌ها با جریان اصلی و ایجاد حباب‌های جدایش موضعی، به‌ویژه در نواحی دره‌ها، سبب پیچیدگی بیشتر میدان جریان و افزایش اتلاف انرژی می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد هندسه پهنای بال مجهز به لبه حمله سینوسی در زوایای حمله بالا قادر به تولید برآی بیشتری نسبت به پهنای بال لبه ساده است. ضریب برآ برای بال سینوسی در همه زوایا بالاتر از بال ساده بوده و این افزایش در حوالی واماندگی مشهودتر است. برای مثال، در زاویه حمله ۲۵ درجه (نزدیک واماندگی بال ساده)، ضریب برآی بال سینوسی حدود ۴ درصد بیشتر از بال ساده است. طبق نمودار ضریب برآ برای بال ساده و سینوسی که در شکل ۱۳ قابل مشاهده است، واماندگی در زاویه‌ای بین ۲۵ و ۲۸ درجه رخ می‌دهد که زوایای قبل از آن نقطه شروع تغییرات غیرخطی در منحنی ضرایب آیرودینامیکی است. شبیه‌سازی در محدوده زاویه ۲۰ تا ۴۰ درجه با فاصله‌ی ۵ درجه‌ای انجام شده است که برای دستیابی به دقت در نتایج، بین زاویه ۲۵ و ۳۰ درجه برای دو زاویه ۲۶/۶ و ۲۸/۳ درجه شبیه‌سازی صورت گرفته است. برای ارزیابی و مقایسه مدل آشفتگی گذار، در سه زاویه نزدیک به ناحیه واماندگی (۲۰، ۲۵ و ۳۰ درجه)، نتایج حاصل از مدل ترنزیشن-اس تی نیز در نمودار شکل ۱۳ اضافه شده است. همانطور که در قبل اشاره شد این مقایسه نشان می‌دهد در هر دو هندسه، تفاوت مقدار ضریب برآ میان دو مدل توربولانسی کمتر از ۵ درصد باقی می‌ماند؛ هرچند مدل گذار به‌طور معمول مقدار برآی اندکی بالاتر را پیش‌بینی می‌کند. این موضوع بیانگر آن است که مدل کا اومگا-اس تی نیز قابلیت اطمینان کافی در بازه زاویه حمله مورد بررسی داشته و استفاده از آن، با توجه به هزینه محاسباتی به‌مراتب کمتر، انتخاب منطقی‌تری برای تحلیل جامع بوده است. هر دو هندسه بیشینه ضریب برآی خود را در حوالی زاویه ۲۵ تا ۲۸ درجه تجربه می‌کنند؛ با این تفاوت که در بال سینوسی، نقطه اوج اندکی در زاویه بالاتری نسبت به بال ساده ظاهر می‌شود و افت برآ پس از آن نیز آرام‌تر رخ می‌دهد. در این شرایط، ضریب برآ به

مقدار بیشینه خود نزدیک می‌شود، اما جریان متزلزل شده و با رشد لایه مرزی و آشوبناک شدن آن، اثرات لزجت و چرخه پسماند (هیستریزیس) بر پیچیدگی مسئله می‌افزاید. همچنین، بال لبه حمله سینوسی در زوایای مقابل واماندگی یعنی زوایای ۵- تا ۲۰ درجه که در پژوهشی دیگر بررسی شده است [۱۸]، در این هندسه خاص پیشتاز بوده و عملکرد آیرودینامیکی برتری نسبت به بال ساده داشته است. به طوری که نسبت برآ به پسا در حدود ۲۰ درصد بهبود یافته که این امر منجر به افزایش برد پروازی و کاهش مصرف سوخت می‌شود. موج‌های لبه حمله در بال سینوسی موجب می‌شوند منحنی ضریب برآ در برابر زاویه حمله، افت تدریجی‌تر و پاسخ نرم‌تری نسبت به واماندگی داشته باشد؛ این رفتار بیانگر پایداری طولی بهتر در زوایای حمله بالا است.

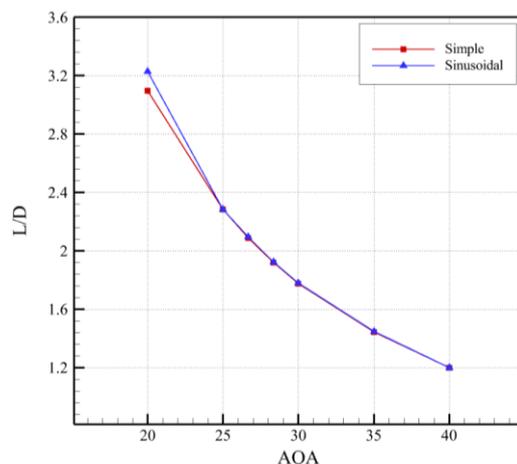


شکل ۱۳. تغییرات ضریب برآ در مقابل تغییر زاویه حمله در زاویه حمله ۳۰ درجه، شیب افت ضریب برآ در بال ساده به مراتب تندتر از بال سینوسی است؛ تفاوتی که به چند عامل کلیدی در رفتار جریان بازمی‌گردد. در بال لبه ساده، جریان آزاد به دلیل شکل هندسی یکنواخت و نبود ناپیوستگی در لبه حمله، زودتر از سطح بالا جدا می‌شود. این جدایش زود هنگام جریان منجر به کاهش ناگهانی نیروی برآ و در نتیجه افزایش شیب منفی منحنی ضریب برآ می‌شود. در مقابل، بال مجهز به لبه حمله سینوسی به کمک انحنای موضعی خود می‌تواند جریان مرزی را تثبیت کرده و پدیده جدایش را به تأخیر اندازد. این تأخیر باعث می‌شود افت برآ به صورت تدریجی‌تر رخ دهد و پاسخ

آیرودینامیکی بال در آستانه واماندگی پایدارتر و ملایم‌تر باقی بماند. در زوایای ۳۵ تا ۴۰ درجه که هر دو بال وارد ناحیه پساواماندگی شده‌اند، ضریب برآ در بال سینوسی همچنان حدود ۴ تا ۵ درصد بالاتر از بال ساده باقی می‌ماند. این امر حاکی از تداوم تولید برآ توسط بخش‌هایی از بال، علی‌رغم جدایش گسترده است. مزیت مذکور به تأخیر در وقوع جدایش و کنترل بهتر لایه مرزی در طراحی لبه موج‌دار بازمی‌گردد؛ ویژگی‌ای که می‌تواند در مراحل بحرانی پرواز نظیر برخاست و فرود بسیار مؤثر باشد. در مجموع، پاسخ آیرودینامیکی بال سینوسی به افزایش زاویه حمله خطی‌تر و پایدارتر باقی می‌ماند و این باعث کاهش نوسانات ناگهانی در برآ و جابجایی مرکز فشار می‌شود که عاملی کلیدی برای پایداری طولی مناسب‌تر در شرایط بحرانی به حساب می‌آید. ضریب پسا معیاری برای مقاومت آیرودینامیکی است و کاهش آن به بهبود کارایی کلی کمک می‌کند. طبق شکل ۱۴ داده‌ها حاکی از آن است ضریب پسا بال سینوسی در تمامی زوایا به طور محسوسی بالاتر از بال ساده است. لبه حمله موج‌دار هرچند نیروی برآ را افزایش داده، اما موجب افزایش اندک مقاومت هوا نیز شده است. میزان این اختلاف در زاویه حمله ۲۵ درجه حدود ۳/۹۸ درصد است و با افزایش زاویه حمله تا ۴۰ درجه به حدود ۵/۷۸ درصد می‌رسد. بنابراین بهای افزایش برآ در بال سینوسی، افزایش ملایم نیروی پسای وارد بر بال است که عمدتاً ناشی از پیچیدگی جریان حول لبه سینوسی و در نتیجه افزایش پسای فشاری و القایی می‌باشد.



شکل ۱۴. تغییرات ضریب پسا در مقابل تغییر زاویه حمله با حرکت به نواحی پساواماندگی، ضریب پسا در هر دو بال روند افزایشی به خود می‌گیرد و اختلاف آنها قدری بیشتر می‌شود. به طور کلی، حضور موج‌های لبه حمله جریان را آشفته‌تر کرده و ضرایب پسا را اندکی بزرگتر می‌کند. نسبت برآ به پسا معیاری کلیدی برای سنجش کارایی آیرودینامیکی است. با توجه به تغییرات ضرایب برآ و پسا، نسبت برآ به پسا برای دو هندسه بال رفتار تقریباً مشابهی را نتیجه داده است. هرچند بال سینوسی در زوایای قبل از واماندگی برتری در ضریب برآ دارد، افزایش پسا سبب شده نسبت برآ به پسای آن تفاوت چندانی با بال ساده نداشته باشد. به عنوان مثال نتایج در شکل ۱۵ نشان می‌دهند در زاویه ۲۵ درجه نسبت برآ به پسا برای هر دو بال تقریباً یکسان بوده است و اختلافی کمتر از ۰/۱۵ درصد و به نفع بال سینوسی دارد.

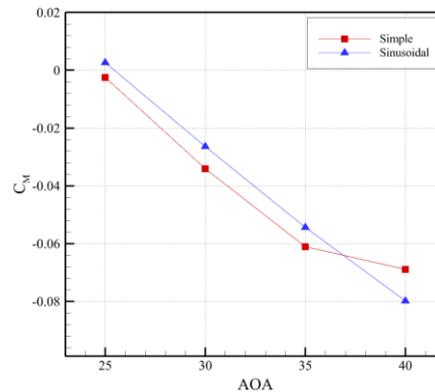


شکل ۱۵. تغییرات نسبت برآ به پسا در مقابل تغییر زاویه حمله

در زوایای بالا که هر دو بال عملکرد آیرودینامیکی ضعیفی دارند و با کاهش شدید نسبت برآ به پسا همراه است، این نسبت برای دو هندسه تقریباً برابر می‌گردد. بدین ترتیب می‌توان نتیجه گرفت که اعمال لبه حمله سینوسی در زوایای پس از واماندگی تأثیر معناداری بر بهبود راندمان آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) نداشته است؛ چراکه مزیت افزایش برآ در این هندسه، با افزایش هم‌زمان پسا تا حد زیادی خنثی شده است. البته همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، در زوایای زیر آستانه واماندگی مانند ۲۰ درجه، بال

سینوسی عملکرد بهتری از نظر نسبت برآ به پسا از خود نشان می‌دهد؛ نتیجه‌ای که با یافته‌های پژوهش‌های پیشین در مورد بهبود عملکرد ایرفویل‌های دارای لبه موج‌دار در زوایای حمله متوسط، هم‌خوانی دارد [۱۸]. با این حال، در محدوده زوایای بالاتر مانند ۳۰ درجه و بیشتر، راندمان کلی هر دو هندسه به یکدیگر نزدیک می‌شود و مزیت مشخصی در نسبت برآ به پسا برای بال سینوسی قابل مشاهده نیست. ضریب گشتاور پیچشی حول محور عرضی به‌عنوان یکی از شاخص‌های کلیدی در ارزیابی تعادل و پایداری طولی بال‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۱۶ تغییرات این ضریب بر حسب زاویه حمله، الگوهای متفاوتی را برای دو هندسه نشان می‌دهد که این تفاوت‌ها به‌ویژه در نواحی پس از واماندگی آشکارتر می‌شوند. در زوایای پایین‌تر، هر دو بال رفتار پایدار متعارف دارند؛ به این معنا که با افزایش زاویه حمله، مقدار ضریب گشتاور پیچشی به صورت نسبتاً خطی و یکنواخت کاهش می‌یابد. این روند نزولی (یعنی گشتاور منفی‌تر) نشان‌دهنده تمایل طبیعی دماغه هواپیما به پایین و در نتیجه پایداری طولی ذاتی است. اما با ورود به محدوده پس از واماندگی، تأثیر جدایش جریان بر رفتار گشتاور به‌وضوح نمایان می‌شود. در بال مرجع با لبه ساده، پس از زاویه تقریبی ۳۵ درجه که متناظر با ورود به ناحیه پساواماندگی آن است، منحنی ضریب گشتاور پیچشی دچار شکست در شیب و انحراف از روند خطی می‌شود. دلیل این تغییر، افت ناگهانی نیروی برآ در بخش جلویی بال و جابجایی مرکز فشار به سمت عقب است؛ اتفاقی که باعث می‌شود گشتاور پیچشی کل به مقادیر کمتر منفی و حتی نزدیک به صفر میل کند. در این شرایط، بال ساده به‌تدریج قابلیت خودپایدارکنندگی خود را از دست می‌دهد؛ چراکه با تضعیف جریان چسبیده و حرکت مرکز فشار به عقب، دیگر گشتاوری که بتواند دماغه را به سمت پایین هدایت کند و از تشدید واماندگی جلوگیری کند، تولید نمی‌شود. نتیجه آن است که در زوایای پس از واماندگی، رفتار ناپایدار طولی یا حتی تمایل به پیچ آپ^{۵۹} (خیزش بینی) در این هندسه پدید می‌آید. پدیده‌ای که از منظر کنترل‌پذیری در پروازهای

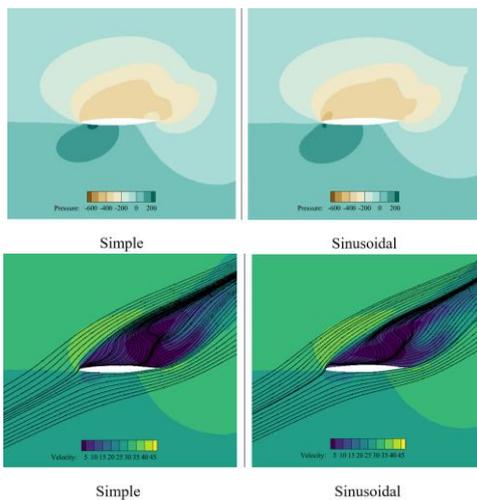
بحرانی، نامطلوب ارزیابی می‌شود. از سوی دیگر، بال مجهز به لبه حمله سینوسی رفتار ملایم‌تری در تغییرات این منحنی از خود نشان می‌دهد. همان‌طور که پیش‌تر نیز اشاره شد، این بال تا حدود زاویه ۲۷ درجه همچنان در حال افزایش برآ است و تنها دچار جدایش‌های موضعی و کنترل‌شده می‌شود.



شکل ۱۶. تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل تغییر زاویه حمل

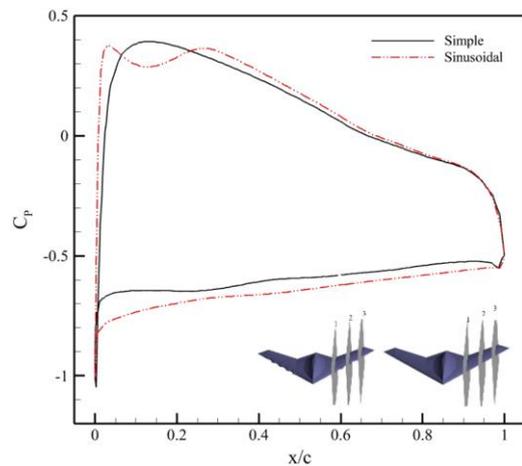
نمودار ضریب گشتاور پیچشی برای این هندسه، افت شیب کمتری در حوالی واماندگی نشان می‌دهد و روند تغییرات گشتاور در آن، تدریجی‌تر و پیوسته‌تر است. حتی در زوایای پس از واماندگی، مقدار این ضریب در بال سینوسی نسبت به هندسه ساده، منفی‌تر باقی می‌ماند که نشانگر حفظ پایداری طولی بهتر در شرایط بحرانی است. این موضوع از آن جهت حائز اهمیت است که در بال سینوسی، بخش‌هایی از بار آیرودینامیکی همچنان بر لبه حمله متمرکز باقی می‌ماند و مرکز فشار مؤثر نیز به جای عقب‌نشینی ناگهانی، در موقعیتی جلوتر حفظ می‌شود. چنین رفتاری موجب می‌شود که گشتاور پیچشی پایین‌بر^{۶۰} که تمایل دارد نوک هواپیما را به سمت پایین هدایت کند، کاهش ناگهانی نداشته باشد و در نتیجه تمایل طبیعی هواپیما به بازگشت از حالت واماندگی حفظ شود. در طراحی‌های بدون دم نظیر پهپادهای بال‌پرنده، این ویژگی اهمیت دوچندانی دارد. چرا که در غیاب سطوح پایدارکننده مجزا، پایداری طولی مستقیماً به ویژگی‌های آیرودینامیکی خود بال وابسته است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که طراحی سینوسی نسبت به بال ساده، در ناحیه واماندگی، پایداری طولی بیشتری فراهم می‌کند و با کاهش

نوسانات شدید گشتاور پیچشی، به افزایش کنترل‌پذیری کلی در شرایط بحرانی کمک می‌کند. به‌منظور مقایسه دقیق‌تر میان دو هندسه، تحلیل کانتورهای فشار و سرعت در سه مقطع عرضی مشخص واقع در موقعیت‌های نسبی ۰/۵۳، ۰/۸۹ و ۱/۱۹ برابر طول وتر متوسط انجام گرفته است. در کنار آن، برای درک بهتر مکانیزم تولید برآ و رفتار جریان در آستانه واماندگی، توزیع فشار، سرعت و الگوی خطوط جریان در سه مقطع عرضی منتخب مورد بررسی قرار گرفت. در این میان، مقطع میانی (مقطع ۲) به دلیل موقعیت هندسی و هم‌پوشانی مناسب ناحیه مکش، به‌عنوان مرجع تحلیل‌های مقایسه‌ای انتخاب شده است که به تحلیل و بررسی آن در پرداخته می‌شود. در شکل ۱۷ توزیع فشار و سرعت به همراه خطوط جریان در زاویه ۲۵ درجه که اندکی پیش از بروز واماندگی است، تفاوت‌های معناداری را میان دو هندسه نشان می‌دهد. در بال ساده، قله مکش شدیدی در نزدیکی لبه حمله وجود دارد که بلافاصله با افزایش سریع فشار همراه شده و منجر به تمرکز بار آیرودینامیکی در ناحیه جلویی بال می‌گردد. این ویژگی در شکل ۱۸ در منحنی توزیع فشار نیز به‌وضوح مشاهده می‌شود. افت ناگهانی فشار در نزدیکی لبه حمله و بازگشت سریع آن به مقادیر کمتر منفی در امتداد وتر، نشان‌دهنده ناپایداری جریان و احتمال جدایش زود هنگام است.



شکل ۱۷. کانتور فشار، سرعت و خطوط جریان در زاویه حمله ۲۵ درجه برای مقطع ۲

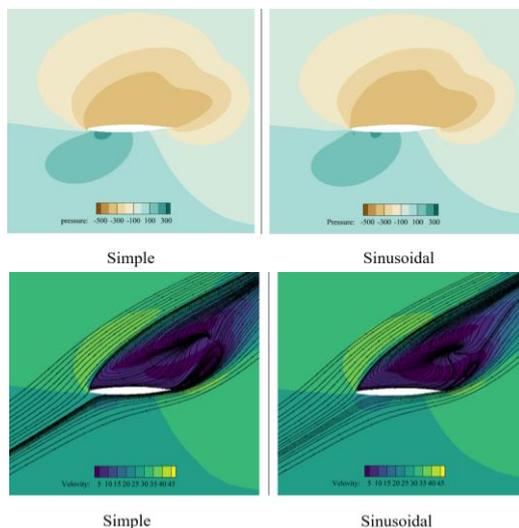
کانتور سرعت نیز تأیید می‌کند که در این هندسه، جریان در امتداد دهانه بال تمایل به جدایش پیوسته دارد. در مقابل، بال سینوسی شدت کمتری از مکش در لبه حمله نشان می‌دهد، اما پهنای ناحیه مکش بزرگ‌تر و توزیع فشار منفی بر سطح فوقانی بال یکنواخت‌تر است. این الگوی فشار موجب پخش بار آیرودینامیکی در سطح گسترده‌تری شده و از تمرکز شدید آن در ناحیه لبه حمله جلوگیری می‌کند. کانتور سرعت در شکل ۱۷ نیز بیانگر ایجاد گردابه‌های کوچک و متمرکز در پشت برآمدگی‌های لبه حمله است. این گردابه‌ها باعث افزایش سرعت جریان در نزدیکی سطح بالایی بال سینوسی شده و به‌عنوان موانع مجازی، با بازگرداندن انرژی جنبشی به لایه مرزی، از جدایش زودهنگام جلوگیری می‌کنند.



شکل ۱۸. تغییرات ضریب فشار در زاویه حمله ۲۵ درجه برای مقطع ۲

بنابراین، الگوی جریان در بال سینوسی کنترل‌شده‌تر و پایدارتر بوده و جریان متصل در مرحله پیش از واماندگی بهتر حفظ می‌شود. این نتایج با پژوهش‌های پیشین در خصوص تشکیل گردابه‌های پایدار پشت موج‌های سینوسی و بهبود کنترل جریان هم‌خوانی دارد. در زاویه حمله ۳۰ درجه که ناحیه پس از واماندگی در هندسه مرجع شروع به شکل‌گیری می‌کند، بال سینوسی ناحیه کم‌فشار گسترده‌تر و یکنواخت‌تری را روی سطح فوقانی ایجاد کرده است که منجر به حفظ بهتر نیروی برآ می‌شود. این موضوع نشان می‌دهد طراحی موج‌دار لبه حمله باعث ملایم‌تر شدن شیب کاهش ضریب برآ و تأخیر

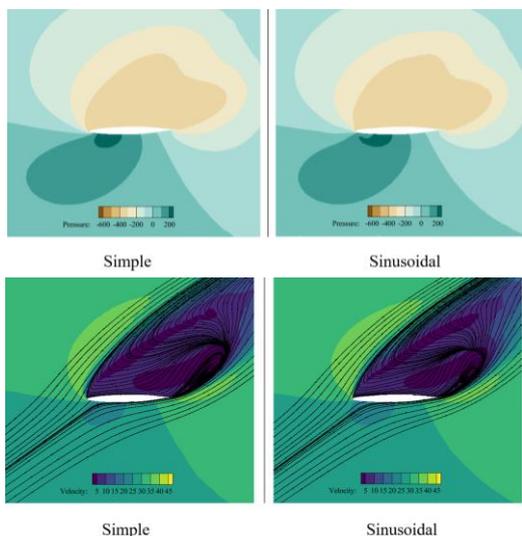
در فرایند جدایش جریان می‌شود. تحلیل توأم کانتورهای سرعت و فشار در شکل ۱۹ نشان می‌دهد که در بال سینوسی، گردابه‌های ایجادشده روی سطح بال، کوچکتر و دارای آرایش منظم‌تری هستند که موجب افزایش چسبندگی جریان و جلوگیری از جدایش ناگهانی می‌شوند. در مقابل، در بال ساده گردابه‌ها بزرگ‌تر و نامنظم‌تر بوده و منجر به تسریع جدایش و افت چشمگیر برآ در زوایای حمله بالا می‌گردند. تحلیل توزیع ضریب فشار در مقطع میانی در شکل ۲۰ نیز این یافته‌ها را تأیید می‌کند. در بال ساده پس از قله مکش محدود در لبه حمله، ضریب فشار به سرعت به مقادیر نزدیک فشار آزاد می‌رسد که از علائم واضح جدایش گسترده جریان است. در حالی که در بال سینوسی، مکش بیشتر و نوسانات محلی در توزیع فشار، به شکل‌گیری گردابه‌های پایدارتر و حفظ جریان چسبیده اشاره دارد. این شرایط، نشان‌دهنده تأخیر در بروز واماندگی در هندسه سینوسی است. در تحلیل مستقیم کانتورهای سرعت مشاهده می‌شود که در بال ساده، جریان به‌طور واضح از سطح بال جدا شده و ناحیه سرعت پایین گسترده‌ای ایجاد شده است.



شکل ۱۹. کانتور فشار، سرعت و خطوط جریان در زاویه حمله ۳۰ درجه برای مقطع ۲

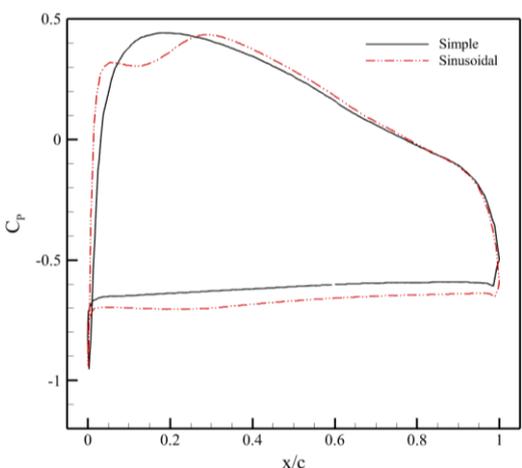
این در حالی است که در بال سینوسی، خطوط جریان به‌وضوح به سمت سطح بال هدایت شده و اتصال مجدد جریان رخ می‌دهد، به طوری که بخشی از جریان جداشده مجدداً به لایه مرزی تزریق شده و

که نشان‌دهنده باقی ماندن جریان چسبیده به صورت موضعی است.



شکل ۲۱. کانتور فشار، سرعت و خطوط جریان در زاویه حمله ۳۵ درجه برای مقطع ۲

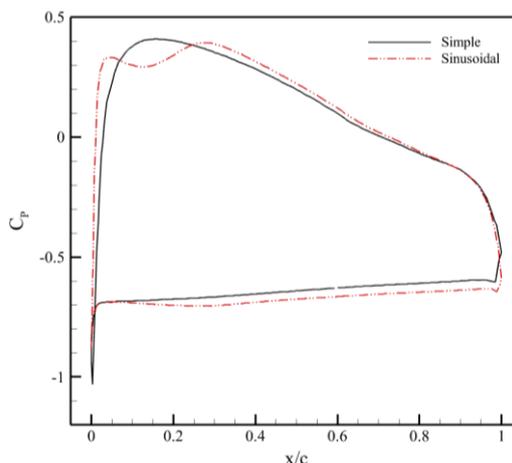
کانتورهای سرعت نیز در این هندسه، لکه‌هایی از سرعت‌های موضعی بالا در نزدیکی لبه حمله را آشکار می‌سازند که گواهی بر باقی ماندن جزئی گردابه‌های ضعیف‌شده لبه حمله است.



شکل ۲۲. تغییرات ضریب فشار در زاویه حمله ۳۵ درجه برای مقطع ۲

این امر نشان‌دهنده جدایش تدریجی و مرحله‌ای جریان در بال سینوسی است که در آن بخش‌های مختلف بال به‌صورت غیریکنواخت دچار جدایش شده‌اند. این جدایش مرحله‌ای سبب توزیع یکنواخت‌تر بار آیرودینامیکی در امتداد عرض بال شده و از تمرکز ناگهانی بار در ناحیه محدود

جریان پایدارتری ایجاد می‌کند. این رفتار منجر به حفظ نوار باریکی از جریان چسبیده با سرعت بالا از لبه حمله تا نواحی میانی بال شده است. در مجموع، در زاویه حمله ۳۰ درجه، بال سینوسی قادر به حفظ ساختار جریان منظم‌تر و پایدارتری نسبت به بال ساده است.



شکل ۲۰. تغییرات ضریب فشار در زاویه حمله ۳۰ درجه برای مقطع ۲

در زاویه حمله ۳۵ درجه، مطابق شکل ۲۱، الگوی جریان نشان‌دهنده جدایش کامل جریان در هندسه مرجع است. در این شرایط، فشار روی سطح بال تقریباً با فشار محیط برابر شده و ناحیه مکش عملاً از بین رفته است. کانتورهای فشار سطح فوقانی بال ساده، صاف و همگن بوده و طبق توزیع ضریب فشار در شکل ۲۲ عدم وجود گرادیان فشار مشخص در امتداد وتر را نشان می‌دهند که حاکی از واماندگی کامل است. این موضوع با خطوط جریان در شکل ۲۱ نیز تأیید می‌شود. جریان کاملاً از سطح جدا شده و جریان‌های برگشتی و گردابه‌های بزرگ و پراکنده در پشت بال پدیدار شده‌اند. در این شرایط، بال ساده قادر به تولید برآی قابل توجهی نبوده و کنترل‌پذیری آن شدیداً افت می‌کند. در مقابل، بال سینوسی در همین زاویه حمله، هرچند با افت قابل ملاحظه‌ای در ناحیه مکش روبه‌رو شده است، اما همچنان مقداری اختلاف فشار سودمند در بخش‌های جلویی تا میانی وتر را حفظ کرده است. منحنی ضریب فشار این بال در نواحی مذکور پایین‌تر از منحنی بال ساده قرار دارد

جلوگیری می‌کند. در نتیجه، بال سینوسی قادر به حفظ نسبی تعادل و کنترل پذیری هواپیما حتی در شرایط واماندگی گسترده است، زیرا بخش‌هایی از بال همچنان قادر به تولید نیروی برآ و گشتاور پایدارکننده هستند. همچنین، با توجه به عدم جدایش یکنواخت در سراسر دهانه بال سینوسی، سطوح کنترلی مانند الرون‌ها می‌توانند تا حدودی مؤثر باقی بمانند. این ویژگی، احتمال حفظ کنترل طولی و عرضی در شرایط بحرانی واماندگی را نسبت به هندسه ساده افزایش می‌دهد.

۷- نتیجه‌گیری

بررسی حاضر نشان داد که به‌کارگیری لبه حمله موج‌دار سینوسی در یک بال پرنده لامبدا شکل، موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی به‌ویژه در زوایای حمله بالا می‌شود. اگرچه این هندسه با افزایش اندک ضریب پسا همراه است و نسبت برآ به پسا در نزدیکی ناحیه واماندگی را به‌طور چشمگیری تغییر نمی‌دهد، اما به کمک توزیع یکنواخت‌تر فشار، ایجاد گردابه‌های پایدار و تأخیر در جدایش جریان، افت ضریب برآ را کندتر و رفتار پس از واماندگی را ملایم‌تر می‌کند. این ویژگی‌ها به حفظ نسبی پایداری طولی، جلوگیری از ناپایداری ناگهانی و بهبود کنترل پذیری در شرایط بحرانی کمک می‌کنند. در پهنادهای بال پرنده که به دلیل فقدان سطوح کنترلی مجزا به شدت به رفتار آیرودینامیکی بال وابسته‌اند، این مزیت‌ها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار بوده و می‌توانند ایمنی و قابلیت مانور در مأموریت‌های عملیاتی را به‌طور قابل توجهی افزایش دهند. تحلیل کانتورهای جریان و توزیع ضریب فشار نیز نشان داد که در بال سینوسی، گردابه‌های لبه حمله حتی در زوایای نزدیک و پس از واماندگی نیز به‌صورت موضعی حفظ شده و مانع از جدایش کامل و همزمان جریان در تمام دهانه بال می‌شوند. این الگوی واماندگی تدریجی و غیر یکنواخت، موجب توزیع متعادل‌تر بار آیرودینامیکی و کاهش تمرکز تنش در ناحیه لبه حمله می‌گردد. علاوه بر این، رفتار گشتاور پیچشی در بال سینوسی در مقایسه با بال ساده پایداری بیشتری دارد و افت ناگهانی در قابلیت بازیابی گشتاور پس از واماندگی

مشاهده نمی‌شود. این موضوع نقش مهمی در حفظ پایداری طولی و تأخیر در سقوط دماغه در شرایط بحرانی ایفا کرده و اثربخشی نسبی سطوح کنترلی در نواحی بیرونی بال را بهبود می‌بخشد. در مجموع، لبه حمله موج‌دار به‌عنوان یک راهکار غیرفعال و ساده، توانسته است بهبود چشمگیری در عملکرد آیرودینامیکی، پایداری و کنترل پذیری پرنده‌های بدون دم ایجاد نماید. برای جمع‌بندی و مقایسه نتایج به‌دست آمده از تحلیل کانتورهای سرعت، فشار و خطوط جریان در زوایای قبل و بعد از واماندگی، جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳. جمع‌بندی و مقایسه نتایج

زاویه حمله	ویژگی تحلیل شده	بال ساده	بال سینوسی
۲۵°	رفتار جریان	شروع جدایش در سطح بالا و گردابه‌های بزرگ و ناپایدار	جدایش محدود و تکه‌تکه و گردابه‌های موضعی پایدارتر
	توزیع فشار	کاهش قابل توجه مکش در سطح بالا و افت تدریجی برآ	مکش‌های موضعی قوی‌تر پشت قله‌ها و اختلاف فشار مؤثرتر
	الگوی خطوط جریان	گردابه‌های بزرگ، آشفتگی در نزدیکی لبه فرار	گردابه‌های کوچک و منظم، جدایش تأخیری
۳۵°	رفتار جریان	جدایش کامل سطح بالا، گردابه غالب و آشوبناک در سراسر بال	جدایش گسترده اما بخش‌هایی از جریان هنوز متصل، ناپیوستگی در جدایش
	توزیع فشار	افت کامل مکش، توزیع فشار تقریباً یکنواخت	ایجاد مکش‌های تکه‌تکه محدود، گسترش نواحی یکنواخت
	الگوی خطوط جریان	جریان کاملاً برگشتی و بی‌نظم	برگشت جریان با ساختار پله‌پله، جدایش کمتر از بال ساده

- Number in a Flying Wing, *Scientific-Research Journal of Aviation Engineering*, Vol. 22, No. 1, Spring-Summer 2020 (In Persian).
- [16] Madani, A., Djavareshkian, M.H., and Karimi Kalayeh, R., Optimization of Split Drag Rudder Mechanism at Different Angles of Attack in a Flying Wing Airplane, *Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal*, Vol. 11, No. 1, pp. 1–16, 2022 (In Persian).
- [17] Madani, A., Djavareshkian, M.H., Reducing the Rolling Moment Coefficient in the Use of Split Drag Rudder System Using Wing Fences, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 12, No. 2, pp. 61-77, 2024 (In Persian).
- [18] A. Hosseini-kargar, M. Djavareshkian and A. Gholami, Investigating Effects of Sinusoidal leading Edge on a Lambda-wing UAV at pre-stall angles, in *Proceeding of*, 65, 2025.
- [19] Fish, F.E., and Battle, J.M., Hydrodynamic Design of the Humpback Whale Flipper, *Journal of Morphology*, Vol. 225, pp. 51–60, 1995.
- [20] Miklosovic, D.S., Murray, M.M., Howle, L.E., et al., Leading-Edge Tubercles Delay Stall on Humpback Whale (Megaptera novaeangliae) Flippers, *Physics of Fluids*, Vol. 16, No. 5, 2004
- [21] Miklosovic, D.S., Murray, M.M., Howle, L.E., Experimental Evaluation of Sinusoidal Leading Edges, *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, July–August 2007
- [22] Chen, H., Pan, C., and Wang, J.J., Effects of Sinusoidal Leading Edge on Delta Wing Performance and Mechanism, *Science China Technological Sciences*, Vol. 56, pp. 772–779, 2013.
- [23] Tomac, M., and Stenfelt, G., Predictions of Stability and Control for a Flying Wing, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 39, pp. 179–186, 2014.
- [24] Jansson, N., and Stenfelt, G., Steady and Unsteady Pressure Measurements on a Swept-Wing Aircraft, *The Aeronautical Journal*, Vol. 118, pp. 109–122, 2014.
- [25] Kelayeh, R. K., and Djavareshkian, M. H. Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a flying wing, *Chinese J Aeronaut.* Vol. 34, pp. 201–216, 2021.
- [26] ANSYS, Inc I., Ansys Fluent Theory Guide R17, Southpointe, Pennsylvania, United States, 2016.
- [27] I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff, *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*: Courier Corporation, 2012.
- [28] B. I. Kunya, Y. Alhassan, F. Balarabe, M. A. Ibrahim and S. I. Kunya, Numerical Study of Performance of Airfoil with Sinusoidal-Shaped Leading Edge at Low Wind Speed, *Journal of Sustainable Engineering and Technology*, Vol. 1, No. 2, pp. 107-116, 2024.
- [29] P. Valls Badia, S. Hickel, F. Scarano and M. Li, Dynamic stall on airfoils with leading-edge tubercles, *Experiments in Fluids*, Vol. 66, No. 3, pp. 1-15, 2025.
- [1] Myhra, D., The Horten Brothers and Their All-Wing Aircraft, Schiffer Military/Aviation History, Schiffer Publ., Atglen, PA, 1998.
- [2] Anderson, J.D., Aircraft Performance & Design, McGraw-Hill Education, 1st Edition, 1998.
- [3] Hamunpeyma, D., Alighanbari, A., Non-uniform and Partial Coating of an Aircraft for Achievement of the Minimum Radar Cross Section with the Minimum Weight of Absorbent, *Journal of Radar*, Vol. 5, No. 2, 2017 (In Persian).
- [4] Qu, X., Zhang, W., Shi, J., and Lyu, Y. A novel yaw control method for flying-wing aircraft in low-speed regime, *Aerosp Sci Technol.* Vol. 69, pp. 636–649, 2017.
- [5] Dehghan Manshadi, M., Ilbeigi, M., Bazazzadeh, M., and Vaziri, M.A., Experimental Study of Aerodynamic Coefficients of a Lambda-Shaped Flying Aircraft Model by Changing the Backward Angle of the Wing Attack Edge, *Journal of Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 5, pp. 303–311, 2016 (In Persian).
- [6] Anderson, Jr. J.D. Fundamentals of aerodynamics, McGraw-Hill Education, University of Maryland, Penn Plaza, New York, 2010.
- [7] Ko, A., Chang, K., Sheen, D.J., Jo, Y.H., and Shim, H.J. CFD Analysis of the Sideslip Angle Effect around a BWB Type Configuration *Int J Aerosp Eng.* vol. 2019, 2019.
- [8] H. Du, H. Jiang, Z. Yang, H. Xia, S. Chen and J. Wu, Experimental Investigation of the Effect of Bio-Inspired Wavy Leading-Edges on Aerodynamic Performance and Flow Topologies of the Airfoil, *Aerospace*, Vol. 11, No. 3, pp. 194, 2024.
- [9] Ramezanizadeh, M., and Mohammadi, A., Numerical Investigation of Delta Wings Leading Edge Configuration Effects on the Flow Behavior Using Large Eddy Simulation Approach, *Journal of Fluid Mechanics and Aerodynamics*, Vol. 3, No. 3, pp. 49–60, 2014 (In Persian).
- [10] Oosterom, W.J., Flying V Family Design, MSc Thesis, Delft University of Technology, 2020.
- [11] Stenfelt, G., and Ringertz, U., Lateral Stability and Control of a Tailless Aircraft Configuration, *Journal of Fluid Aircraft*, Vol. 46, No. 6, pp. 2161–2164, 2009.
- [12] Tomac, M., and Stenfelt, G., Predictions of Stability and Control for a Flying Wing, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 39, pp. 179–186, 2014.
- [13] Stenfelt, G., and Ringertz, U., Yaw Control of a Tailless Aircraft Configuration, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 5, pp. 1807–1811, 2010.
- [14] Karimi Kalayeh, R., and Djavareshkian, M.H., Aerodynamic Investigation of Twist Angle Variation Based on Wing Smarting for a Flying Wing, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020.
- [15] Karimi Kalayeh, R., and Djavareshkian, M.H., Evaluation of Aerodynamic Performance of the Geometrical Twist by Variation of the Reynolds



-
- | | |
|---|--|
| <p>49. Unstructured</p> <p>50. Yaw Moment</p> <p>51. Velocity Inlet</p> <p>52. Pressure Outlet</p> <p>53. Wall</p> <p>54. No slip</p> <p>55. Ansys Meshing</p> <p>56. Y-plus</p> <p>57. Automatic Near-wall Treatment</p> <p>58. Time Step Independence Study</p> <p>59. Pitch-up</p> <p>60. Nose-down moment</p> | <p>1. Horten 229</p> <p>2. XB-35</p> <p>3. YB-49</p> <p>4. B-2 Spirit</p> <p>5. X-47B</p> <p>6. Planform Alignment</p> <p>7. B-21 Raider</p> <p>8. Northrop Grumman</p> <p>9. Next Generation Air Dominance (NGAD)</p> <p>10. Lockheed Martin</p> <p>11. Separation</p> <p>12. Roll</p> <p>13. Pitch</p> <p>14. Yaw</p> <p>15. Sweepback angle</p> <p>16. Pre-Stall</p> <p>17. Flying-V</p> <p>18. Delft University of Technology</p> <p>19. RQ-170 Sentinel</p> <p>20. nEUROn</p> <p>21. Fence</p> <p>22. Vortex Generator</p> <p>23. Split Drag</p> <p>24. Crow Flap</p> <p>25. Swing</p> <p>26. Geometrical Twist</p> <p>27. Twist Angle</p> <p>28. Megaptera novaeangliae or Humpback whale</p> <p>29. Tubercles</p> <p>30. Sinusoidal Leading Edge</p> <p>31. Flow Reattachment</p> <p>32. NACA-66009</p> <p>33. Wash-out</p> <p>34. L-2000</p> <p>35. KTH Royal Institute of Technology</p> <p>36. Finite volume</p> <p>37. Discretization</p> <p>38. Unsteady</p> <p>39. Reynolds</p> <p>40. RANS</p> <p>41. K-ω-SST</p> <p>42. Transition-SST</p> <p>43. Incompressible Flow</p> <p>44. Pressure base</p> <p>45. Turbulence Intensity</p> <p>46. Navier-Stokes equations</p> <p>47. Least Square Cell Based</p> <p>48. Second order upwind</p> |
|---|--|

