

بررسی اثرات لبه حمله سینوسی بر پهنای بال لامبدا در زوایای قبل از واماندگی

امیر حسینی کارگر

دانشجوی کارشناسی ارشد^۱

محمد حسن جوارشکیان

استاد^۲

افشین مدنی

کارشناس ارشد^۳

چکیده

استفاده از لبه حمله سینوسی در بال، یکی از روش‌های مؤثر برای کنترل جریان و جلوگیری از جدایش آن از سطح بال است. در این پژوهش، تأثیر ایجاد موج سینوسی در لبه حمله‌ی یک پهنای بال پرندۀ لامبدا شکل بررسی شده است، به‌طوری‌که مساحت بال بدون تغییر باقی مانده است. هندسه مورد بررسی شامل بالی با زاویه عقب‌گرد ۵۶ درجه و پیچش ۳- درجه‌ای است. این مطالعه با استفاده از شبیه‌سازی عددی و حل معادلات رینولدز (RANS) به روش حجم محدود انجام شده است. فرایند شبیه‌سازی پس از اعتبارسنجی با داده‌های تجربی برای محدوده زوایای حمله بین ۵- تا ۲۰ درجه صورت گرفته است. در این تحقیق، دو متغیر کلیدی شامل دامنه و طول موج سینوسی از نتایج آزمایش‌های قبلی بر روی پهنادهای مشابه استخراج شده‌اند. هدف از انتخاب این پارامترها، بهینه‌سازی خصوصیات آیرودینامیکی بال و بهبود محل تشکیل گردابه‌ها است که به‌ویژه در زوایای حمله بالا مؤثر است. نتایج نشان می‌دهد که با اعمال لبه حمله سینوسی، در زوایای حمله ۵ تا ۱۵ درجه، نسبت ضریب برآ به ضریب پسا حدود ۲۰ درصد بهبود یافته است که این امر منجر به افزایش برد و کاهش مصرف سوخت می‌شود. علاوه بر این، بررسی‌ها نشان می‌دهد که در بال لامبدا با لبه حمله سینوسی، گردابه‌ها از هر فرورفتگی بال تولید می‌شوند، برخلاف بال‌های با لبه حمله ساده که گردابه‌ها به صورت ناپایداری‌هایی در نزدیکی لبه فرار و نوک بال به وجود می‌آیند. این تغییر در ساختار گردابه‌ها ممکن است منجر به افزایش اتصال مجدد جریان و تأخیر در جدایش جریان در زوایای حمله بالا شود.

واژه‌های کلیدی: لبه حمله سینوسی، بال پرندۀ، شبیه‌سازی عددی، نسبت برآ به پسا

Investigating Effects of sinusoidal leading edge on a lambda-wing UAV at pre-stall angles

Amir Hosseinikargar

Master's student

Mohammad Hassan
Djavareshkian

Professor

Afshin Madani

Master's student

ABSTRACT

Using a sinusoidal leading edge on a wing effectively controls flow and prevents flow separation from the wing surface. This study investigates the aerodynamic effects of introducing a sinusoidal leading edge on a lambda-shaped flying-wing UAV while keeping the wing area constant. The analyzed geometry features a wing with a 56-degree sweep angle and a -3-degree twist. The research employs numerical simulations using the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations solved through the finite volume method. The simulation process was validated with experimental data for angles of attack ranging from -5 to 20 degrees. Two key variables, the sinusoidal wave's amplitude and wavelength, were derived from previous experiments on similar UAVs. These parameters were selected to optimize the wing's aerodynamic characteristics and improve vortex formation locations, especially at high angles of attack. The results indicate that applying a sinusoidal leading edge improves the lift-to-drag ratio by approximately 20% at attack angles between 5 and 15 degrees, leading to greater range and reduced fuel consumption. This research provides practical insights for the design and performance enhancement of UAVs. Additionally, the study shows that vortices form from each sinusoidal crest in a lambda wing with a sinusoidal leading edge, unlike flat-edged wings where vortices originate at the apex. This change in vortex structure may enhance lateral flow reattachment and delay flow separation at high angles of attack.

Keywords: Sinusoidal leading edge, Flying wing, Numerical simulation, Lift-to-drag ratio

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد: دانشگاه فردوسی مشهد

^۲ استاد تمام (نویسنده پاسخگو): دانشگاه فردوسی مشهد

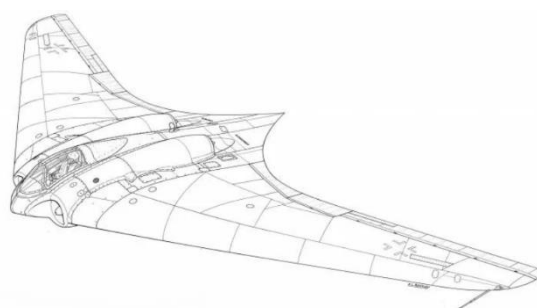
^۳ کارشناس ارشد: دانشگاه فردوسی مشهد

فهرست علائم و اختصارات

C _D	ضریب پسا
C _L	ضریب برآ
علائم یونانی	
λ	طول موج

۱- مقدمه

در چند دهه اخیر، صنعت هوانوردی با نیاز فزاینده به نوآوری و بهبود عملکرد مواجه بوده است. رشد جمعیت و تقاضا برای حمل و نقل سریع و ایمن، این صنعت را به سمت طراحی‌های نوین سوق داده است. یکی از طراحی‌های نوآورانه در صنعت هوانوردی، پیکربندی بال‌پرنده است که با ادغام بال و بدنه، مزایای قابل توجهی در آیرودینامیک و کارایی سوخت ارائه می‌دهد. این ساختار برای پاسخگویی به نیازهای روزافزون این صنعت، گزینه‌ای برجسته محسوب می‌شود. بررسی‌های اخیر نشان می‌دهد که پهپادهای بال‌پرنده می‌توانند با کم‌ترین مصرف سوخت، بهبود مانوردهی و قابلیت رادارگریزی، به‌خوبی نیازهای عملیاتی را برآورده کنند. با توجه به این مزایا، صنایع هوانوردی در سراسر جهان منابع و سرمایه‌گذاری‌های قابل توجهی را به تحقیقات و توسعه این فناوری اختصاص داده‌اند. در همین راستا، پروژه‌های متعددی برای مطالعه و بررسی پیکربندی‌های جدید در حال انجام است که هدف آن‌ها بهینه‌سازی عملکرد و افزایش کارایی در عملیات هوایی است. اولین نمونه‌های پیکربندی بال‌پرنده در دهه ۱۹۴۰ همانند هواپیمای هورتن ۱۲۲۹ توسعه یافتند (شکل ۱).

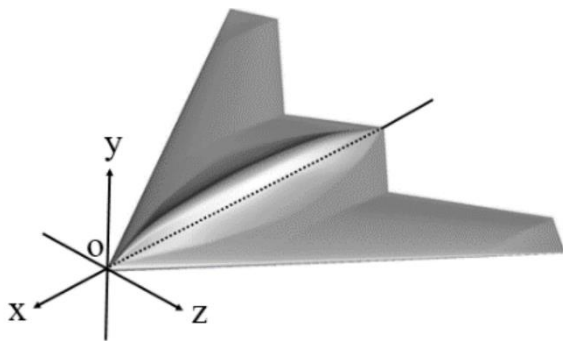


شکل (۱): تصویر سه نما از هواپیمای هورتن ۲۲۹

این طرح بعدها توسط شرکت نورثروپ گرومن آمریکا گسترش یافت و منجر به ساخت هواپیماهایی نظیر ایکس‌بی-۳۵، وای‌بی-۴۹، بی-۲ اسپیریت^۴ و ایکس-۴۷^۵ شد [۱]. پیکربندی بال‌پرنده با حذف دم عمودی و کاهش بارگذاری بال‌ها، به کاهش مصرف سوخت و بهبود عملکرد پروازی، به‌ویژه در سرعت‌های پایین، کمک می‌کند. این ویژگی برای مراحل فرود و برخاست، به‌ویژه در شرایط محدود، اهمیت ویژه‌ای دارد [۲]. از منظر فنی و کاربردی، مهم‌ترین مزیت این پیکربندی، قابلیت پنهان‌کاری آن است. حذف دم عمودی، ترازبندی^۶ دقیق لبه‌ها و عدم استفاده از بدنه‌های استوانه‌ای که بخش قابل توجهی از سطح مقطع راداری را تشکیل می‌دهند [۳]، امکان جلوگیری از بازتاب امواج راداری به گیرنده را فراهم می‌کند. این ویژگی، برتری محسوسی نسبت به سایر پیکربندی‌های هواپیما به‌وجود می‌آورد. صحت این ادعا در برنامه‌های توسعه شرکت‌های دفاعی بزرگ مانند نورثروپ گرومن برای هواپیمای بی-۲۱ ریدر^۷ و طرح‌های نسل آینده برتری هوایی^۸ شرکت لاکهید مارتین به‌وضوح دیده می‌شود. پیکربندی بال‌پرنده با چالش‌هایی همچون کاهش پایداری محور عمودی و محدودیت‌های مانورپذیری روبرو است [۴]. طبق پژوهش مک‌پارلین [۵]، بارگذاری بیشتر در نواحی بیرونی بال، منجر به افزایش ضریب برآی محلی و آغاز زود هنگام جدایش جریان می‌شود. این پدیده با گسترش به نواحی خارجی بال، می‌تواند عملکرد سطوح کنترلی را مختل کرده و باعث کاهش کنترل پذیری هواپیما شود. برای بررسی دقیق‌تر این مسائل، مطالعه رفتار جریان بر روی سطح بال ضروری است. در پیکربندی‌های بال‌پرنده، خصوصیات آیرودینامیکی و گردابه‌های لبه حمله به رفتار بال‌های دلتا شباهت دارند. این گردابه‌ها تأثیر عمده‌ای بر پایداری و کنترل هواپیما دارند و رفتار غیرخطی در حرکات غلتش^۹، چرخش^{۱۰} و

^۲ XB-35^۳ YB-49^۴ B-2 Spirit^۵ X-47B^۶ Planform alignment^۷ B-21 Raider^۸ Next Generation Air Dominance (NGAD)^۹ Roll^{۱۰} Pitch^۱ Horten 229

شده‌اند تا مزایای آن را در شرایط عملیاتی و اقتصادی بررسی کنند. پهپادهای بال‌پرنده یکپارچه به دلیل کارایی عملکردی بالا و هزینه‌های عملیاتی کمتر، به یکی از گزینه‌های جذاب برای مهندسان تبدیل شده‌اند. در این راستا، بهینه‌سازی عملکرد پروازی، استفاده از مواد سبک و مقاوم، و ارتقای سیستم‌های کنترلی از جمله تلاش‌هایی است که در این زمینه انجام شده است. به‌کارگیری تجهیزاتی نظیر فنس^۶، مولد گردابه^۷، سیستم‌های اسپلیت‌درگ^۸ و کرو-فلپ^۹ از جمله رویکردهای مؤثر در بهبود عملکرد این پیکربندی‌ها به شمار می‌آیند. در شکل ۲ یکی از نمونه‌های پژوهشی این پیکربندی، پهپاد سویینگ^{۱۰} قابل‌رؤیت است که توسط گلوریا استنفلت و آلف رینگرتز معرفی شده است [۱۰]. تاکنون تحقیقات مختلفی در زمینه پایداری [۱۱]، کنترل سمتی [۱۲]، پیچش هندسی و خواص پیش از واماندگی^{۱۱} این پهپاد انجام شده است. در سال ۲۰۲۰، کریمی و جوارشکیان در مطالعه‌ای بر روی تأثیر تغییر زاویه پیچش در این پهپاد، نشان دادند که در زوایای حمله پایین، پیچش باعث کاهش نسبت برآ به پسا می‌شود، اما در زوایای حمله بالا، افزایش زاویه پیچش منجر به بهبود این نسبت شده است.



شکل (۲): پهپاد سویینگ

بااین‌حال، تأثیر پیچش در زوایای حمله بالا پس از رسیدن به مقداری خاص کاهش می‌یابد [۱۳، ۱۴]. در سال ۲۰۲۲، مدنی و همکاران سامانه اسپلیت‌درگ را بر روی این پهپاد

گردش^۱، عمدتاً ناشی از تشکیل و جابه‌جایی این گردابه‌ها است [۶]. رفتار گردابه‌ها در این پیکربندی‌ها به عوامل متعددی وابسته است؛ از جمله زاویه عقب‌گرد^۲ بال، شعاع و انحناى لبه حمله، زاویه حمله، سرش جانبی، و عدد رینولدز. تحقیقات گسترده‌ای برای درک بهتر این عوامل و تأثیر آن‌ها بر رفتار جریان، چه به‌صورت تجربی و چه عددی، انجام شده است [۷]. به عنوان مثال، مطالعات نشان داده‌اند که افزایش شعاع لبه حمله در بال‌های با زاویه عقب‌گرد بالا، خط جدایش را تغییر داده و تشکیل گردابه‌ها را به تأخیر می‌اندازد [۸]. این یافته‌ها نه تنها به بهبود عملکرد آیرودینامیکی، بلکه به طراحی بهینه‌تر سطوح کنترلی برای کاهش تأثیرات جدایش جریان کمک می‌کنند. مشتقات طرح بال‌پرنده به‌تدریج در کاربردهای تجاری نیز گسترش یافته‌اند. برای نمونه، هواپیمای فلاینگ-وی^۳ که توسط دانشگاه صنعتی دلفت طراحی شده است، یکی از طرح‌های امیدوارکننده در این زمینه است و می‌تواند مصرف سوخت را تا ۲۰ درصد کاهش دهد [۹]. اغلب طرح‌های بال‌پرنده دارای زاویه عقب‌گرد بالایی هستند و استفاده از این ویژگی در کاربردهای غیرنظامی مادون‌صوت منجر به افزایش شعاع لبه حمله می‌شود. طرح بال‌پرنده همچنین در حوزه پهپادها به دلیل مزایای قابل‌توجهی مانند پنهان‌کاری و عملکرد برتر آیرودینامیکی، محبوبیت فراوانی یافته و حتی بیش از نمونه‌های سرنشین‌دار توسعه یافته است. از جمله نمونه‌های موفق این نوع پیکربندی می‌توان به پهپادهای آرکیو-۱۷۰ سنیتل^۴ و نرون^۵ اشاره کرد. پیکربندی بال‌پرنده به دلیل توانایی‌های منحصربه‌فرد خود، علاوه بر بهبود کارایی سیستم‌های هوایی، پاسخ‌گویی به نیازهای عملیاتی پیچیده را نیز تسهیل می‌کند. طرح‌های مفهومی جنگنده‌های نسل آینده که برای تولید در دهه ۲۰۳۰ برنامه‌ریزی شده‌اند، نشان می‌دهند که بخش عمده‌ای از هواپیماهای نظامی آینده از این پیکربندی بهره خواهند برد. به همین ترتیب، در حوزه هواپیماهای غیرنظامی نیز چندین پروژه مرتبط با حمل‌ونقل هوایی تجاری به سمت این طراحی متمایل

⁶ Fence

⁷ Vortex Generator

⁸ Split Drag

⁹ Crow Flap

¹⁰ Swing

¹¹ Pre-Stall

¹ Yaw

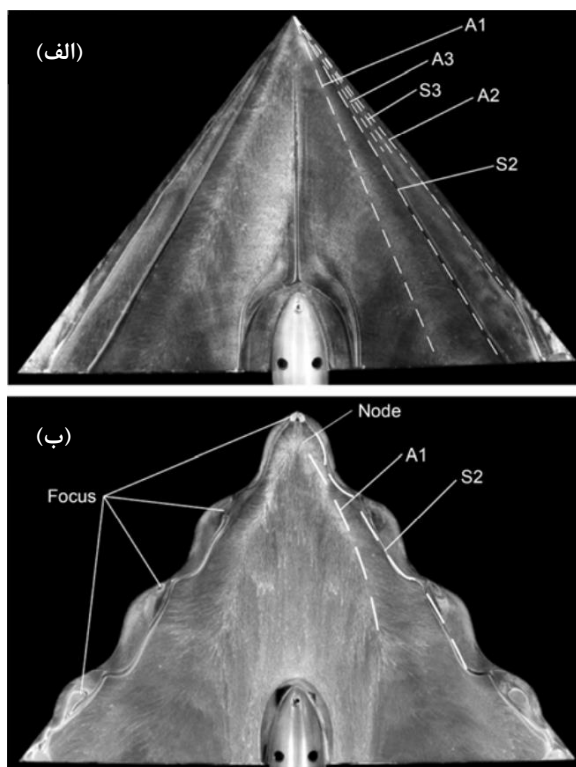
² Sweepback angle

³ Flying-V

⁴ RQ-170 Sentinel

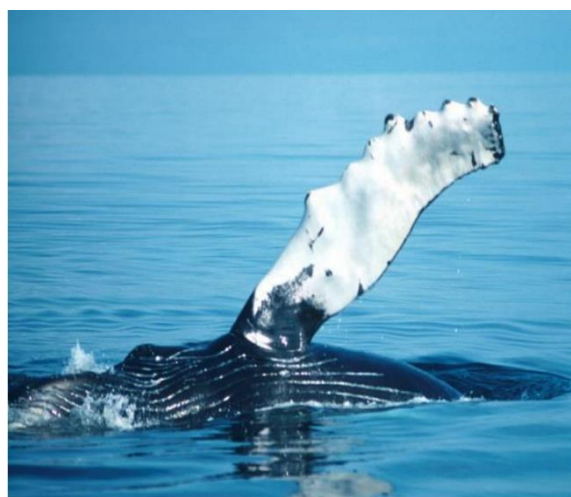
⁵ nEUROn

مولدهای گردابه در هواپیماها عمل کرده و با تأخیر در واماندگی، قدرت مانور را افزایش می‌دهند. این پدیده الهام‌بخش مطالعات بسیاری در بهینه‌سازی طراحی بال‌پرنده بوده است. با الهام از این پدیده، مطالعات تجربی و عددی متعددی درباره عملکرد آیرودینامیکی برآمدگی‌های سینوسی لبه حمله انجام شده است. میکلسوویچ و همکاران [۱۸] مدلی ساده‌شده از باله نهنگ گوژپشت با لبه حمله سینوسی^۳ را بررسی کردند. آزمایش‌های تونل باد آن‌ها نشان داد که افزودن این برآمدگی‌ها باعث افزایش زاویه حمله واماندگی، همراه با افزایش برآ و کاهش پسا تا حدود ۴۰ درصد می‌شود [۱۹]. لبه حمله تأثیر مثبتی بر بال‌های مستطیلی تمام دهانه (بال شبه دویعدی) ندارند، برخلاف نتایج قبلی که از مدل‌های سه‌بعدی استفاده شده بود. چن و همکاران [۲۰] در پژوهشی به تأثیر افزودن برآمدگی‌های سینوسی به لبه حمله یک بال دلتا صفحه تخت پرداختند در شکل ۴ الگوی جریان روغن برای مدل پایه و مدل تغییر یافته این پژوهش را می‌توان مشاهده کرد.



شکل (۴): الگوی جریان روغن برای مدل پایه و مدل 4M در زاویه ۱۰ درجه. (الف) مدل پایه؛ (ب) مدل 4M [۲۰]

در زوایای حمله مختلف بررسی کردند. یافته‌های آن‌ها نشان داد که گردابه‌های تولیدشده از رأس بال تأثیر بسزایی بر عملکرد سطوح کنترلی نوک بال دارند و با افزایش زاویه حمله، این تأثیر تقویت می‌شود. در عین حال، سامانه اسپلیت‌درگ گشتاور گردشی را کاهش داده و گشتاور غلتشی را افزایش می‌دهد [۱۵]. در آخرین تحقیقات انجام‌شده در سال ۲۰۲۴، مدنی و جوارشکیان به بررسی سامانه اسپلیت‌درگ رادر با استفاده از فنس بر روی بال این پهپاد پرداخته‌اند. نتایج نشان داد که استفاده از فنس باعث انحراف بخشی از گردابه‌های رأس بال به سمت لبه فرار شده و در زوایای حمله پایین، ضریب گشتاور غلتشی در زمان استفاده از سیستم اسپلیت‌درگ کاهش می‌یابد [۱۶]. تمامی این تحقیقات در جهت بهبود مانورپذیری و ارتقای ضرایب آیرودینامیکی پهپاد بال‌پرنده لامبدا شکل انجام شده است. در راستای تلفیق دستاوردهای پژوهش‌های پیشین و کاربردی‌تر کردن آن‌ها، این تحقیق قصد دارد ویژگی جدیدی به این پهپاد اضافه کند و اثرات آن را بررسی نماید. نهنگ گوژپشت^۱ یکی از بزرگ‌ترین نهنگ‌های باله‌دار است که به دلیل باله‌های بزرگ سینه‌ای و توانایی مانور چابک خود، توجه زیست‌شناسان دریایی و محققان مکانیک سیالات را جلب کرده است (شکل ۳).



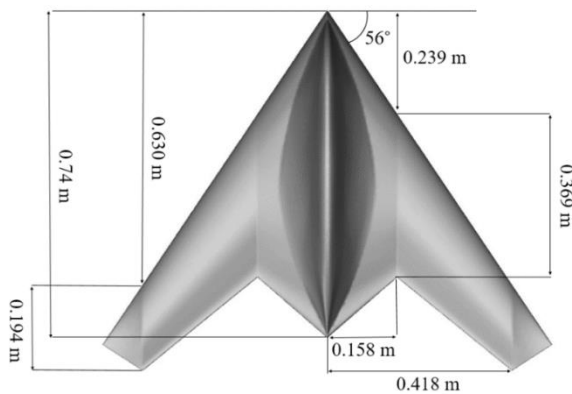
شکل (۳): باله نهنگ گوژپشت

تحقیقات بتل و فیش [۱۷] نشان داده است که برآمدگی‌های لبه حمله باله نهنگ گوژپشت، مشابه

^۱ Megaptera novaeangliae or humpback whale

^۲ Tubercles

^۳ Sinusoidal Leading Edge



شکل (۵): ابعاد پهپاد سویینگ

آزمایش‌های تجربی این مدل پهپاد در تونل باد سرعت پایین ال-۲۰۰۰ مؤسسه سلطنتی فناوری استکهلم سوئد^۳ انجام شده است (شکل ۶). جزئیات شرایط آزمون و داده‌های مرتبط در مراجع [۲۱ و ۲۲] موجود است. مشخصات فنی و هندسی این پهپاد نیز در جدول ۱ ارائه شده است.



شکل (۶): مدل آزمایش در تونل باد سرعت پایین [۱۰]

بر اساس پژوهش چن و همکاران [۲۰]، بهینه‌ترین حالت برای بهبود خواص واماندگی با حداقل افزایش نیروی پسا، استفاده از لبه حمله سینوسی با چهار طول موج و دامنه‌ای معادل ۵ درصد طول وتر ریشه است که در آزمایشات تجربی خود آن را مدل (4M) نامگذاری کرده‌اند که در شکل ۴ می‌توان مشاهده کرد. نتایج این مطالعه حاکی از آن است که لبه حمله سینوسی می‌تواند فرایند واماندگی را به تأخیر انداخته و ضریب برآ پس از واماندگی را برای بال دلتا

آن‌ها با بررسی چندین طول موج و دامنه مختلف متوجه شدند که موج سینوسی با چهار طول موج و دامنه‌ای معادل ۵ درصد طول وتر ریشه بال می‌تواند ویژگی‌های واماندگی جریان را بدون افزایش قابل توجه پسا بهبود بخشد. طبق مطالعات میکلسوویچ و همکاران [۱۸] که بر این باورند که برآمدگی‌های سینوسی در مدل‌های سه‌بعدی مؤثرتر هستند، این تحقیق بهینه‌ترین الگوی پیشنهادی پژوهش چن [۲۰] را بررسی می‌کند. در پژوهش چن، بال دلتای مسطح با زاویه چرخش ۵۲ درجه، بدون خمیدگی در دو طرف بال و با طول وتر ریشه ۲۰۰ میلی‌متر و ضخامت بال ۳ میلی‌متر استفاده شده بود. در این پژوهش، استفاده از لبه حمله سینوسی به عنوان روشی نوآورانه در بهبود عملکرد آیرودینامیکی پهپاد مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی‌های عددی نشان می‌دهد که به کارگیری این فناوری موجب بهبود کنترل جریان و تأخیر در جدایش جریان از سطح بال می‌شود. علاوه بر این، مدل‌های به‌دست آمده نشان‌دهنده بهبود اتصال مجدد جریان در اطراف بال و ایجاد شرایط مطلوب برای تشکیل گردابه‌های کنترل شده است. این بهبودها در زوایای حمله بالا منجر به افزایش بهره‌وری سیستم، افزایش برد و کاهش مصرف سوخت در سیستم‌های هوایی گردیده و چارچوبی نوین برای بهینه‌سازی هندسه بال و توسعه روش‌های پیشرفته طراحی آیرودینامیکی فراهم می‌آورد.

۲- معرفی هندسه پهپاد

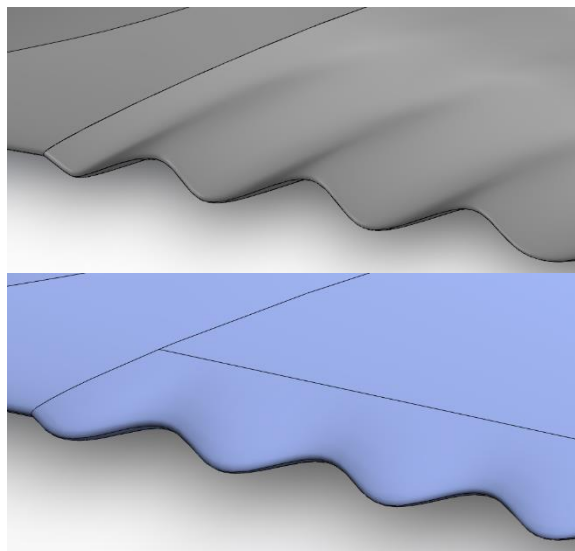
پهپاد سویینگ، که موضوع این تحقیق است، یک پهپاد بال‌پرنده با طراحی لامبدا شکل و زاویه عقب‌گرد ۵۶ درجه‌ای می‌باشد (شکل ۵). همچنین مقطع بال این مدل، ناکا-۶۶۰۹ است. طول بال این پهپاد ۱ متر بوده و زاویه پیش‌منفی^۱ ۳ درجه‌ای در طراحی بال آن اعمال شده است. برای کاهش سطح مقطع راداری، از زوایای کمتر و لبه‌های موازی در طراحی بدنه استفاده شده است. از طرفی برآمدگی موجود در قسمت میانی بدنه برای نصب موتور، سیستم ارتباطی و کنترلی، با هدف نزدیک‌تر کردن شرایط به شاخص‌های عملیاتی یک پرنده واقعی در نظر گرفته شده است.

^۲ L-2000

^۳ KTH Royal Institute of Technology

^۱ Wash-out

این تنظیم باعث می‌شود مساحت بال ثابت باقی بماند، زیرا مساحتی که توسط یک نیم‌طول موج به بال اضافه می‌شود، توسط نیم‌طول موج بعدی از سطح بال کاسته می‌شود. این ویژگی امکان مقایسه مستقیم مقادیر نیروی برآ در مدل پایه و مدل دارای موج سینوسی را فراهم می‌کند. یکی از چالش‌های اصلی در فرآیند مدل‌سازی و افزودن موج سینوسی به لبه حمله بال با زاویه عقب‌گرد، ایجاد اعوجاج‌های ناخواسته در موج‌ها هنگام استفاده از الگوریتم دستور لافت^۱ است (نمونه بالا در شکل ۸). این اعوجاج‌ها با الگوی طبیعی برآمدگی‌های نرم بال نهنگ مطابقت ندارند. برای رفع این مشکل، با آزمودن روش‌های مختلف، روشی توسعه یافت که موج‌های سینوسی را بدون اعوجاج و کاملاً منطبق با شکل طراحی‌شده ایجاد می‌کند. در این روش، مقاطع بال در صفحات عمود بر لبه حمله تعریف شده و هنگام استفاده از دستور لافت، به‌عنوان مقاطع مرجع به کار گرفته می‌شوند (نمونه پایین در شکل ۸).



شکل (۸): مدل‌های آزمون با لبه حمله سینوسی

۳- معادلات حاکم و روش حل

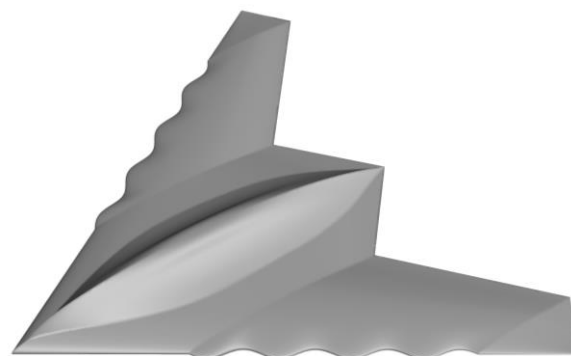
در شبیه‌سازی عددی این پژوهش، معادلات پیوستگی، مومنوم و اسکالر به روش حجم محدود گسسته‌سازی و حل شده‌اند. جریان به‌صورت پایا^۲ مدل‌سازی شده و شرط عدم

بهبود بخشد. با افزایش دامنه یا کاهش طول موج لبه حمله سینوسی، زاویه حمله و اماندگی برای بال‌های دلتا می‌تواند افزایش یابد.

جدول (۱): مشخصات هندسی پهناد 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

در این تحقیق، موج سینوسی به گونه‌ای بر لبه حمله اعمال شده است که مساحت بال ثابت باقی بماند (شکل ۷). به این معنا که نقاطی از موج با دامنه صفر به طور دقیق بر روی لبه حمله قرار گرفته‌اند.

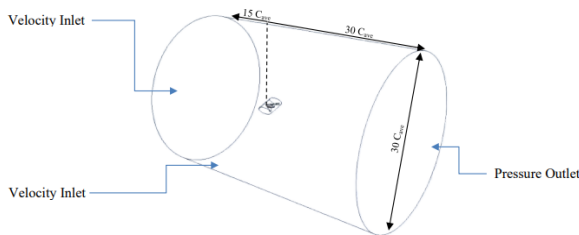


شکل (۷): مدل آزمون با لبه حمله سینوسی

¹ Loft

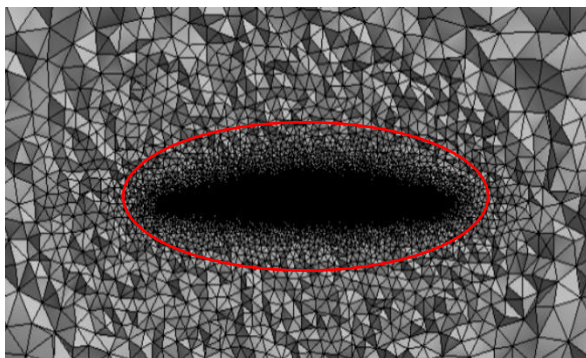
² Steady

است (شکل ۹). شبکه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار انسیس-مشینگ^{۱۱} انجام شده است. این شبکه از نوع بی‌سازمان و شامل المان‌های چهاروجهی، هرمی و منشوری است. برای افزایش دقت در نواحی با گرادیان بالا مانند لبه حمله، لبه فرار و نوک بال، تراکم شبکه به‌طور قابل‌توجهی افزایش یافته است. همچنین در مجاورت سطوح، شبکه ریز و سازمان‌یافته برای مدل‌سازی دقیق‌تر لایه مرزی به کار رفته‌اند.



شکل (۹): دامنه حل و شرایط مرزی

شبکه‌سازی در سه مرحله انجام شده است. مرحله نخست در دامنه استوانه‌ای برای نمایش جزئیات جریان در اطراف پهپاد به تولید شبکه پرداخته شد، مرحله بعد از یک ناحیه بیضوی با شبکه ریزتر برای بررسی دقیق‌تر جریان در مناطق حساس استفاده شد (شکل ۱۰) و در آخرین مرحله بر روی سطح هندسه با حداقل اندازه سلول با ضریب ریز شونده‌گی در زوایا و انحنا شبکه ایجاد شد. این روش ترکیبی امکان بهبود دقت حل و شبیه‌سازی پدیده‌های پیچیده جریان را بدون افزایش غیرضروری هزینه محاسبات فراهم کرده است. در شکل ۱۱ و ۱۲ شبکه بر روی صفحه برش خورده مرکزی هر دو مدل هندسه ساده و سینوسی قابل مشاهده است.



شکل (۱۰): شبکه داخل و اطراف حجم بیضوی شکل

لغزش^۱ برای سطح مدل اعمال گردیده است. سرعت جریان ۳۰ متر بر ثانیه، عدد رینولدز متناظر $6/9 \times 10^5$ ، طول وتر میانگین $0/3373$ متر، و چگالی استاندارد سطح دریا فرض شده‌اند. برای شبیه‌سازی آشفتگی، از روش (RANS) بر پایه مدل کا-امگا-اس تی^۲ استفاده شده است. این مدل عملکرد مناسبی در پیش‌بینی لایه مرزی و جدایش تحت گرادیان فشار معکوس را دارد و کاربردهای گسترده‌ای در مهندسی ارائه می‌دهد. به دلیل تراکم‌ناپذیری جریان ($0/3 <$ ماخ)، از حلگر فشارمبنا^۳ برای حل معادلات استفاده شده است. شدت آشفتگی^۴ ورودی ۱ درصد در نظر گرفته شده است که با پژوهش‌های عددی موفق مانند مرجع [۲۳] مطابقت دارد. گسسته‌سازی ترم پخش در معادله ناویر-استوکس به روش حداقل مربعات بر پایه سلول^۵ انجام شده است که تعادلی میان دقت و هزینه محاسبات ایجاد می‌کند. ترم فشار به روش مرتبه دوم^۶ و معادلات مومنتوم، انرژی جنبشی و فرکانس آشفتگی نیز به روش مرتبه دوم بالادستی^۷ گسسته‌سازی شده‌اند.

۴- دامنه حل و شبکه بندی

ابعاد دامنه حل، به صورت یک استوانه که در داخل آن یک حجم بیضوی با قطر بزرگ ۳ متر و قطر کوچک $1/5$ متر و ارتفاع ۴ متر برای افزایش دقت شبکه در نظر گرفته شده است. مدل‌سازی کامل هندسه پهپاد به‌منظور بررسی دقیق‌تر گشتاورهای گردشی^۸ و عملکرد سیستم‌های کنترل پسا در پژوهش‌های آتی ضروری است. برای شبیه‌سازی، شرط مرزی سرعت ورودی^۹ به جهت فرض تراکم‌ناپذیر بودن جریان و همچنین برای مشخص کردن خواص آن و شرط مرزی فشار خروجی^{۱۰} برای اطمینان از تعادل فشار استاتیک محیطی اعمال شده است. علاوه بر این، سطح پهپاد به‌عنوان دیواره صلب با شرط عدم لغزش تعریف شده

¹ No slip

² K- ω -SST

³ Pressure Base

⁴ Turbulence Intensity

⁵ Least Square Cell Based

⁶ Second Order

⁷ Second Order Upwind

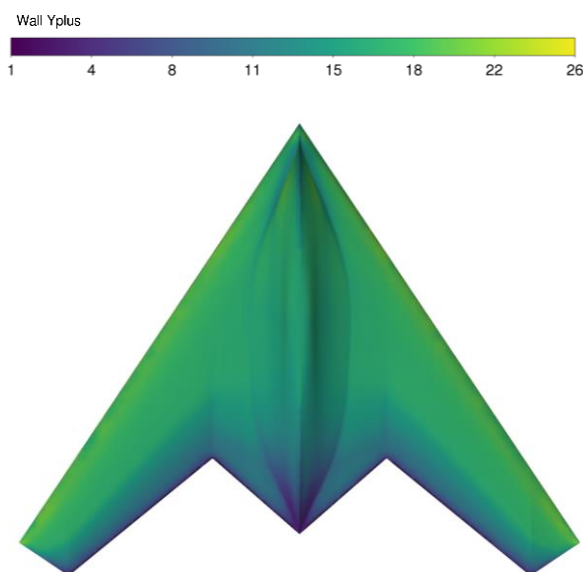
⁸ Yaw Moment

⁹ Velocity Inlet

¹⁰ Pressure Outlet

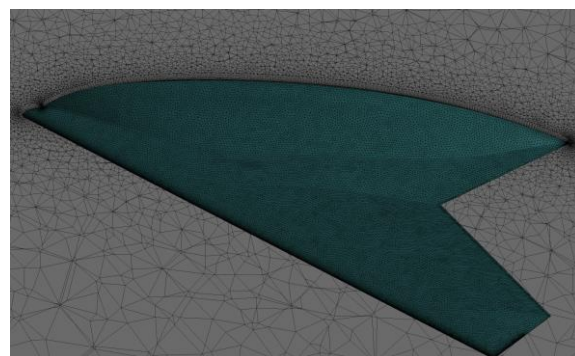
¹¹ Ansys Meshing

تعداد سلول‌های شبکه را به همراه دارد. کاهش بیش از حد وای-پلاس می‌تواند به افزایش شدید تعداد سلول‌ها و هزینه محاسبات منجر شود. به منظور حفظ دقت و کاهش هزینه، مقدار وای-پلاس کمتر از ۳۰ در نظر گرفته شده است. همچنین، برای مدل‌سازی دقیق جریان در لایه مرزی، از بهبود دهنده خودکار در نزدیکی دیوارها^۲ استفاده شده است [۲۵]. شکل ۱۴ توزیع عدد وای-پلاس در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه و زاویه حمله صفر درجه را بر روی سطح پهناد نشان می‌دهد.

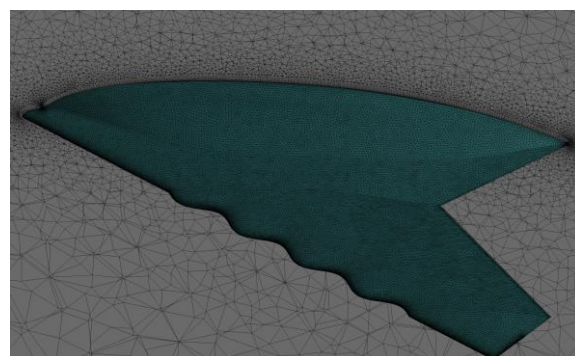


شکل (۱۴): توزیع عدد وای-پلاس بر روی سطح پهناد

برای اطمینان از عدم وابستگی نتایج شبیه‌سازی به تعداد سلول‌های شبکه، یک مطالعه استقلال شبکه انجام شد. در این مطالعه، تعداد سلول‌ها طی چند مرحله افزایش یافت و تغییرات ضریب پسا در زوایای حمله ۱۰ درجه و سرعت ۳۰ متر بر ثانیه بررسی گردید. شکل ۱۵ نتایج این تحلیل را نشان می‌دهد. در این شبیه‌سازی، روند همگرایی شبکه با افزایش تعداد سلول‌ها از مقادیر کم، مقدار ضریب پسا تغییرات قابل توجهی داشته است که به دلیل عدم دقت کافی شبکه در نمایش هندسه مسئله و دینامیک جریان، خطاهای عددی مشهودی ایجاد می‌شد. با ادامه افزایش تعداد سلول‌ها، مشاهده می‌شود که مقدار ضریب پسا به تدریج تغییرات خود را کاهش داده و در بازه‌ای مشخص، به یک مقدار تقریباً ثابت نزدیک می‌شود.

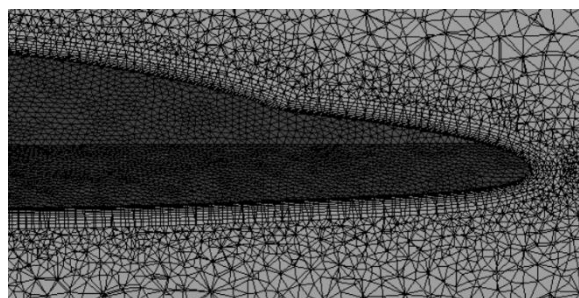


شکل (۱۱): نمایی از شبکه‌بندی حول مدل ساده



شکل (۱۲): نمایی از شبکه‌بندی حول مدل سینوسی

شبکه لایه‌مرزی طراحی شده روی مدل، شامل ۱۰ لایه است که در شکل ۱۳ قابل مشاهده می‌باشد. ارتفاع اولین لایه به گونه‌ای تعیین شده است تا عدد وای-پلاس^۱ در زاویه حمله صفر درجه برابر با ۲۶ باشد.



شکل (۱۳): نمایی از شبکه لایه مرزی

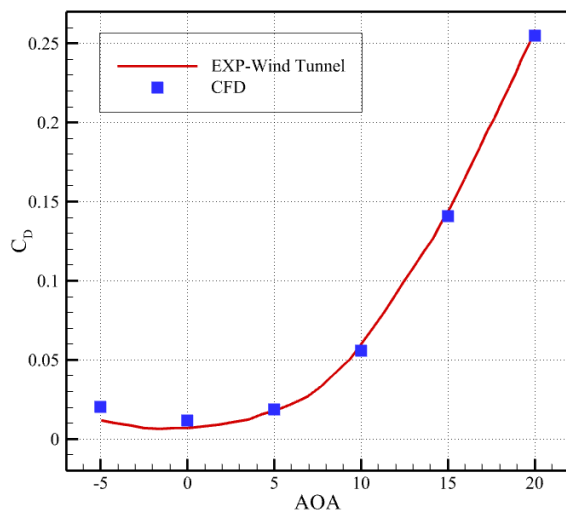
این مقدار، که وابسته به فاصله اولین لایه شبکه از سطح است، بهینه‌سازی شبیه‌سازی رفتار جریان در نزدیکی سطح را ممکن می‌سازد. در این پژوهش، با استناد به مراجع معتبر نظیر مرجع [۲۴]، استفاده از وای-پلاس بزرگ‌تر از ۱ نیز در مدل آشفتگی کا اومگا اس-اس-تی قابل قبول بوده و کاهش

² Automatic Near-wall Treatment

¹ Y-plus

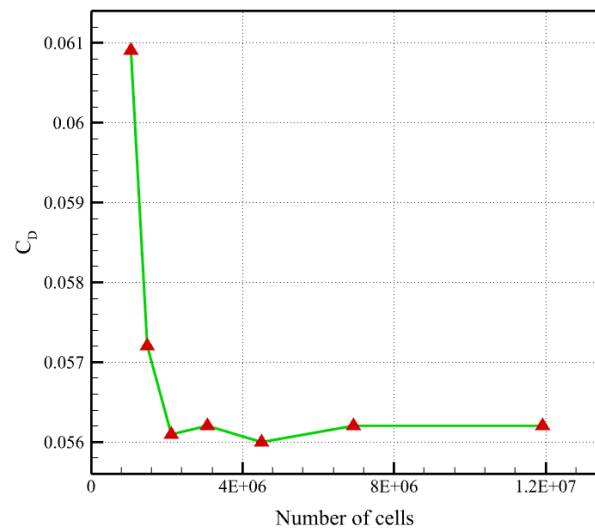
۵- اعتبارسنجی

به منظور ارزیابی دقت نتایج حاصل از این شبیه‌سازی عددی و صحت هندسه و شبکه‌بندی به کاررفته، ضرایب آیرودینامیکی استخراج شده با داده‌های تجربی موجود در مرجع [۲۱] مقایسه شده‌اند. در شکل ۱۶، تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله نمایش داده شده است. نتایج عددی این پژوهش هم‌خوانی قابل قبولی با داده‌های تجربی دارد و میزان بیشترین اختلاف، حدود ۷/۷۷ درصد برآورد شده است که در محدوده دقت قابل قبول قرار می‌گیرد.



شکل (۱۶): نمودار ضریب پسا به زاویه حمله برای مقایسه حل عددی و نتایج تجربی مرجع [۲۱] در سرعت ۳۰ m/s

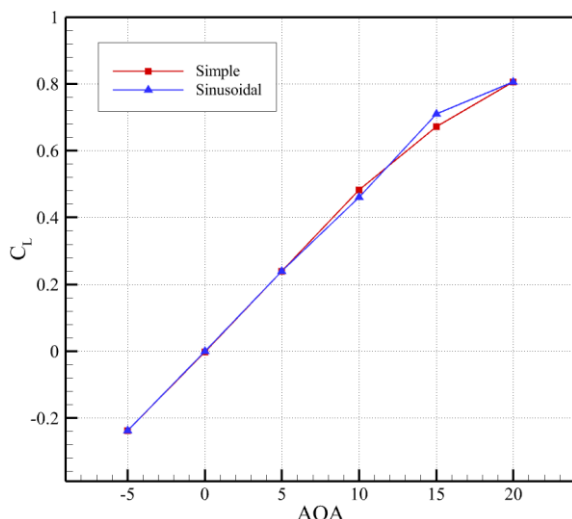
مقایسه ضریب برآ نیز نشان می‌دهد که میزان اختلاف بین نتایج عددی و تجربی نسبت به ضریب پسا اندکی بیشتر بوده و مقدار آن به ۸/۰۱ درصد می‌رسد که بیشترین میزان خطا در نقاط بررسی شده است. نمودار تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله در شکل ۱۷ ارائه شده است. روند تغییرات نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله، این اختلاف اندکی افزایش می‌یابد. یکی از عوامل مؤثر بر این اختلاف می‌تواند تفاوت‌های جزئی بین مدل هندسی استفاده شده در شبیه‌سازی عددی و نمونه آزمایشی در تونل باد باشد. از جمله مهم‌ترین مواردی که می‌تواند بر این اختلاف تأثیر بگذارد، وجود برآمدگی هندسی در مرکز مدل آزمایشگاهی است که ممکن است در شبیه‌سازی عددی به‌طور دقیق در نظر گرفته نشده باشد.



شکل (۱۵): نمودار استقلال از شبکه

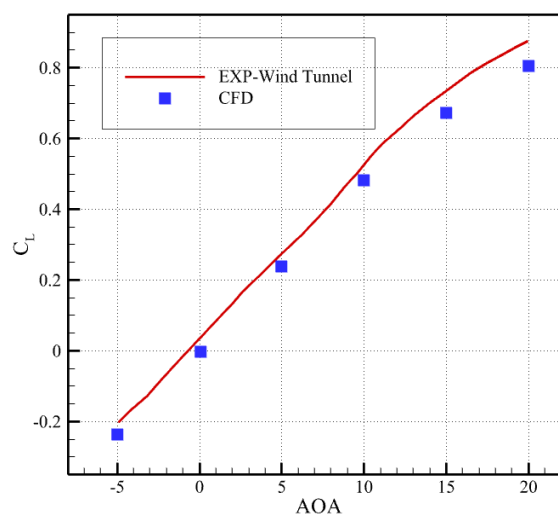
به طور مشخص، در بازه بین نقاط ۳ تا ۶، نتایج شبیه‌سازی به مقداری همگرا شده‌اند که افزایش تعداد سلول‌ها در این بازه، تأثیر چندانی بر مقدار ضریب پسا ندارد. این روند همگرایی نشان می‌دهد که پس از رسیدن به تعداد سلول مشخص، افزایش بیشتر تعداد سلول‌ها منجر به بهبود قابل‌ملاحظه دقت حل نخواهد شد و صرفاً باعث افزایش هزینه‌های محاسباتی می‌شود. از سوی دیگر، استفاده از تعداد کمتر سلول‌ها ممکن است دقت حل عددی را به خطر اندازد؛ بنابراین، انتخاب تعداد سلول بهینه نیازمند یافتن نقطه‌ای است که در آن همگرا شدن نتایج تضمین شده و هزینه‌های محاسباتی به حداقل برسد. با توجه به نمودار و تحلیل‌های انجام شده، تعداد ۴۴۹۷۰۰۰ سلول به عنوان تعداد بهینه انتخاب شده است. در این تعداد سلول، مقدار ضریب پسا به مقدار پایدار خود نزدیک شده و تغییرات ناشی از افزایش بیشتر تعداد سلول‌ها به حد قابل‌صرف‌نظر می‌رسد. به عبارت دیگر، در این نقطه همگرا شدن عددی حاصل شده و افزایش تعداد سلول‌ها از نظر محاسباتی هزینه‌بر بوده در حالی که دقت حل عددی به طور قابل‌ملاحظه‌ای بهبود نمی‌یابد. بنابراین، با در نظر گرفتن اهمیت همگرایی شبکه در تضمین دقت نتایج عددی و با توازن میان دقت حل و هزینه‌های محاسباتی، انتخاب این تعداد سلول به عنوان تعداد بهینه، تضمین می‌کند که نتایج شبیه‌سازی به صورت معتبر و پایدار ارائه شده و تغییرات جزئی در تعداد سلول‌ها تأثیر قابل‌توجهی بر نتایج نهایی نخواهد داشت.

را بر حسب زاویه حمله به صورت کیفی برای هر دو هندسه نمایش می‌دهد.



شکل (۱۸): تغییرات ضریب برآ در مقابل تغییر زاویه حمله

در زوایای حمله کم (ناحیه جریان متصل، از ۵- درجه تا ۵ درجه)، هر دو بال تقریباً رفتار مشابهی دارند که این شباهت به دلیل توزیع یکنواخت فشار در هر دو هندسه در این محدوده است. ضریب برآ با افزایش زاویه حمله به صورت خطی افزایش می‌یابد؛ به عنوان مثال، در زاویه ۵ درجه ضریب برآ در بال سینوسی اندکی برتری دارد. هرچند این اختلاف چندان زیاد نیست، ولی نشان‌دهنده تأثیر شروع هدایت بهتر جریان به وسیله شکل موجی لبه حمله بال است. با نزدیک شدن به ناحیه پیش از واماندگی، رفتار دو بال تفاوت چشمگیری پیدا می‌کند. بال سینوسی در حوالی زاویه ۱۵ درجه، برآی بیشتری تولید کرده است. به نظر می‌رسد موج‌های لبه حمله در بال سینوسی در این زاویه، جریان را منظم‌تر نگه داشته است و جدایش احتمالی را محدودتر می‌کند. با توجه به اینکه زاویه واماندگی برای هر دو بال حدود ۳۰ درجه است، هیچ‌کدام در زاویه ۲۰ درجه به طور کامل وارد ناحیه واماندگی نشده‌اند هر دو مدل بال نشانه‌هایی از کاهش نرخ افزایش ضریب برآ را نشان می‌دهند که به عنوان یکی از علائم اولیه ورود به ناحیه پیش از واماندگی شناخته می‌شود. با این حال، بال سینوسی به دلیل وجود لبه‌ای با فرم موج‌دار که گردابه‌هایی برای حفظ جریان متصل به سطح ایجاد می‌کند، مطابق با پژوهش‌های پیشین افت کمتری در عملکرد آیرودینامیکی دارد [۲۰].



شکل (۱۷): نمودار ضریب برآ به زاویه حمله برای مقایسه حل عددی و نتایج تجربی مرجع [۲۱] در سرعت ۳۰ m/s

۶- بحث و نتایج

در این بخش به طور جامع تأثیر به کارگیری لبه سینوسی بر عملکرد آیرودینامیکی یک بال مطالعه می‌شود. برای این منظور، دو پیکربندی هندسی شامل یک مدل پایه (بال با لبه صاف) و یک مدل اصلاح شده (بال با لبه حمله سینوسی) مقایسه شده‌اند. ابتدا ضرایب آیرودینامیکی مانند ضریب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا در بازه‌ی زاویه حمله ۵- درجه تا ۲۰ درجه مقایسه می‌گردند. سپس به تحلیل جریان اطراف بال‌ها از طریق بررسی خطوط جریان و نواحی جدایش در زوایای مختلف پرداخته می‌شود. در ادامه توزیع فشار روی سطح بال برای هر دو هندسه بررسی شده و تفاوت الگوی فشار بحث می‌گردد. نهایتاً، جمع‌بندی جامعی از تأثیر لبه سینوسی بر عملکرد آیرودینامیکی بال ارائه خواهد شد.

طراحی آیرودینامیکی بال هواپیما نقش مهمی در تولید نیروی برآ و کاهش نیروی پسا دارد. در طرح پهباد سویینگ، ادغام بال و بدنه به گونه‌ای صورت گرفته است که بدنه سهم قابل توجهی در تولید نیروی برآ ایفا می‌کند. علاوه بر این، هرگونه تغییر در ویژگی‌های هندسی بال و مشخصات پروازی می‌تواند تأثیر چشمگیری بر میزان این نیرو بگذارد. برای ارزیابی کمی تأثیر لبه سینوسی، ابتدا ضرایب آیرودینامیکی دو بال در زوایای حمله ۵- درجه تا ۲۰ درجه مقایسه شدند. شکل ۱۸ روند تغییرات ضریب برآ

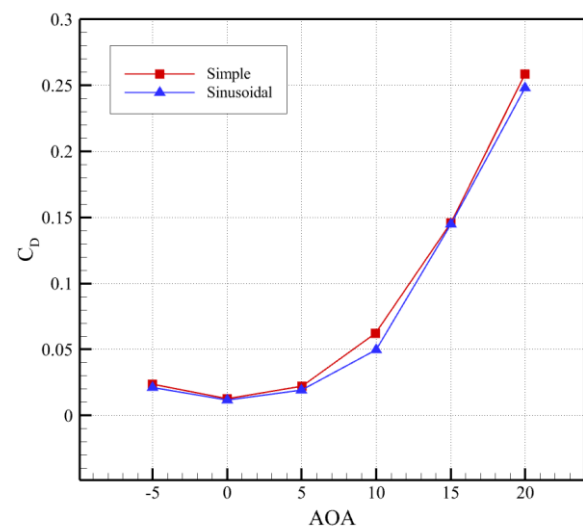
نهایتاً در زاویه ۲۰ درجه، بال ساده پسای بیشتری دارد (به علت جدا شدن گسترده جریان و افزایش فشار روی سطح بالا)، در صورتی که بال سینوسی به رغم افزایش پسا، همچنان پسایی کمتر از مدل ساده تولید می‌کند. این اختلاف نسبی پسا در حالت سینوسی نشان می‌دهد که گردابه‌های لبه سینوسی ضمن افزایش انرژی جریان، از ایجاد ناحیه‌ی فشار پسا منفی بزرگ روی بال جلوگیری می‌کنند.

در پژوهش‌های پیشین، از جمله مطالعه انجام شده توسط چن و همکاران [۲۰]، افزودن موج سینوسی به لبه حمله بال در زوایای حمله پایین موجب کاهش بازده آیرودینامیکی، یعنی کاهش نسبت نیروی برآ به پسا، شده است. این افت عملکرد عمدتاً به دلیل افزایش آشفتگی و تغییر در الگوی جریان در این زوایا گزارش شده است. با این حال، در پژوهش حاضر، نتایج نشان می‌دهد که برخلاف مطالعات گذشته، این کاهش بازده مشاهده نشده و در عوض، نسبت نیروی برآ به پسا بهبود یافته است.

این بهبود ممکن است به چند عامل مرتبط باشد. نخست، شکل خاص مقطع بال می‌تواند نقش مهمی در کنترل جدایش جریان و کاهش اثرات منفی لبه حمله سینوسی داشته باشد. دوم، طرح هندسی بال به صورت لامبدا شکل ممکن است در بهینه‌سازی توزیع جریان و کاهش آشفتگی تأثیرگذار باشد. سوم، وجود زاویه پیش منفی احتمالاً موجب بهبود توزیع نیروی آیرودینامیکی در طول دهانه بال شده و از افزایش زود هنگام نیروی پسا جلوگیری کرده است. در مقابل، اغلب پژوهش‌های پیشین بر روی بال‌هایی با ضخامت ثابت یا طرح‌های مستطیلی انجام شده‌اند که این تفاوت‌های هندسی را در نظر نداشته‌اند و ممکن است دلیل تفاوت نتایج باشد.

در شکل ۲۰ برآیند تغییرات برآ و پسا را می‌توان در نسبت برآ به پسا (L/D) مشاهده کرد. در زوایای حمله پایین (۰ درجه تا ۵- درجه)، به دلیل کوچک بودن ضرایب برآ و پسا در هر دو هندسه، نسبت برآ به پسا مقدار متوسطی دارد و تفاوت قابل توجهی بین دو هندسه مشاهده نمی‌شود در زاویه حمله ۰ درجه، بال ساده عملکرد بهتری نسبت به بال با لبه حمله سینوسی دارد. این تفاوت ممکن است ناشی از تنظیم الگوی جریان توسط لبه حمله سینوسی باشد که می‌تواند منجر به افزایش نیروی پسا یا

شکل ۱۹ روند تغییرات ضریب پسا را بر حسب زاویه حمله برای هر دو هندسه نمایش می‌دهد. در زوایای پایین اختلاف قابل توجهی بین دو هندسه دیده نمی‌شود. در شرایط جریان متصل در زوایای حمله پایین (۰ تا ۵ درجه)، پسا از ترکیب دو مؤلفه پسای اصطکاکی ناشی از برش لایه مرزی روی سطح و پسای فشاری ناشی از توزیع فشار پیرامون بدنه ایجاد می‌شود. در این محدوده، توزیع فشار روی سطح بال در دو هندسه تقریباً مشابه است و لایه مرزی همچنان به سطح متصل باقی می‌ماند. اعمال موج سینوسی تغییر محسوسی در سطح مرطوب بال، یعنی سطحی که در تماس مستقیم با جریان آزاد قرار دارد و در تولید پسای اصطکاکی مؤثر است، ایجاد نکرده و تفاوت قابل توجهی در ضرایب پسا میان دو مدل مشاهده نمی‌شود.



شکل (۱۹): تغییرات ضریب پسا در مقابل تغییر زاویه حمله

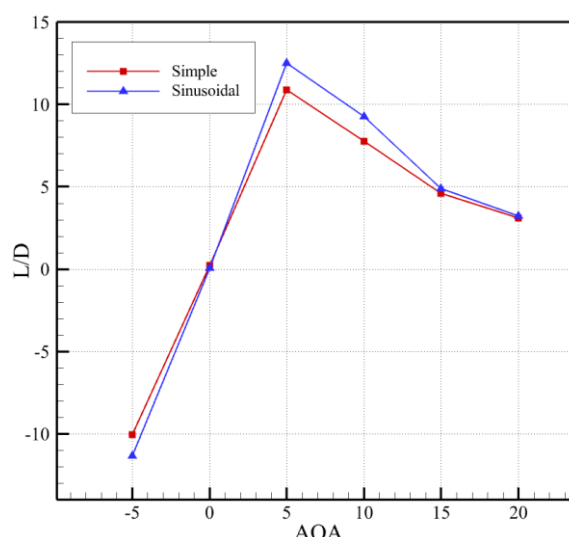
با افزایش زاویه حمله، پسا در هر دو مدل افزایش می‌یابد که ناشی از رشد پسای القایی (وابسته به مجذور برآ) و نزدیک شدن به ناحیه واماندگی است. در زوایای حمله متوسط (۵ درجه تا ۱۵ درجه) نتایج حاکی از آن است که مدل لبه سینوسی پسای کمتری نسبت به مدل ساده دارد. این می‌تواند به دلیل تشکیل ساختارهای گردابه‌ای باشد که توزیع فشار را تعدیل کرده و از گسترش ناحیه جدایش جلوگیری می‌کند. در زاویه ۱۵ درجه که بال ساده شروع به جدایش جریان کرده است، پسای آن رشد سریعی نشان می‌دهد؛ در حالی که بال سینوسی هنوز جریان نسبتاً چسبیده‌تری داشته و افزایش پسا در آن ملایم‌تر است.

می‌یابد، اما در مدل سینوسی این افت کمتر از مدل ساده است. در این زاویه، بال سینوسی حدود ۵ درصد عملکرد بهتری در مقایسه با بال ساده دارد. این مقادیر نشان می‌دهند که هرچند کاهش بازده آیرودینامیکی در زوایای بالا اجتناب‌ناپذیر است، اما همچنان نمی‌توان از وقوع واماندگی کامل صحبت کرد، چرا که نسبت نیروی برآ به پسا در محدوده عملیاتی باقی مانده است. بنابراین، حضور لبه حمله سینوسی سبب بهبود نسبی عملکرد بال در زوایای حمله بالاتر شده است و نشان‌دهنده کاهش شدت افت عملکرد در مقایسه با مدل ساده است.

علت تفاوت‌ها را باید در الگوی جریان و تغییر مکانیزم جدایش جستجو کرد. لبه حمله سینوسی با ایجاد گردابه‌های لبه حمله در طول بال، جریان هوا را به شکل متفاوتی سازمان‌دهی می‌کند. در واقع هر برجستگی (قله) سینوسی مانند یک منبع تولید گردابه عمل می‌کند که هوای پرفشار زیر بال را به بالای بال می‌کشد. این گردابه‌های چرخشی روی سطح بال حرکت کرده و انرژی جنبشی لایه مرزی را افزایش می‌دهند. در نتیجه، لایه مرزی روی بال سینوسی نسبت به بال صاف مقاومت بیشتری در برابر جدایش از خود نشان می‌دهد. به بیان دیگر، جریان آشفته انرژی‌دار حاصل از گردابه‌ها باعث می‌شود که جدایش در پشت هر فرورفتگی سینوسی به تعویق بیفتد و تا زوایای حمله بالاتری جریان متصل باقی بماند. از سوی دیگر، در زوایای پایین که جریان به‌طور طبیعی متصل است، حضور یا عدم حضور این گردابه‌ها تفاوتی در چسبندگی جریان ایجاد نمی‌کند؛ لذا ضرایب آیرودینامیکی پایه تقریباً یکسان‌اند. به طور خلاصه، لبه سینوسی با تغییر ساختار جریان پیرامون بال، بازده آیرودینامیکی را در زوایای حمله بالا افزایش داده و پایداری جریان را روی بال بهبود می‌بخشد، بدون آن‌که در شرایط پروازی معمول (زوایای حمله کوچک) هزینه زیادی تحمیل کند.

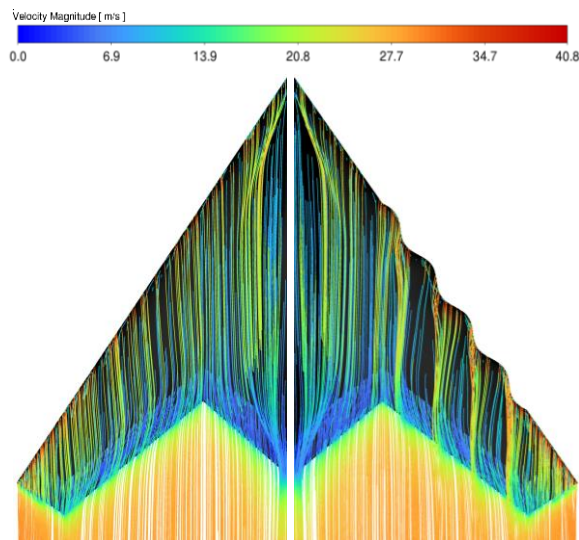
برای درک عمیق‌تر اختلاف عملکرد دو هندسه، بررسی کیفی الگوی جریان پیرامون بال‌ها ضروری است. بدین منظور خطوط جریان (استریم‌لاین‌ها) در زوایای مختلف رسم و محل جدایش جریان و تشکیل گردابه‌ها مطالعه شده است. در زوایای حمله پایین (۵ درجه و ۱۰ درجه)، خطوط جریان در هر دو بال تقریباً منظم و

تولید نیروی برآ منفی یا کم شود. با این حال، باید توجه داشت که زوایای حمله ۵- و ۰ درجه معمولاً در شرایط پروازی عملیاتی قرار نمی‌گیرد و اهمیت ویژه‌ای ندارد.

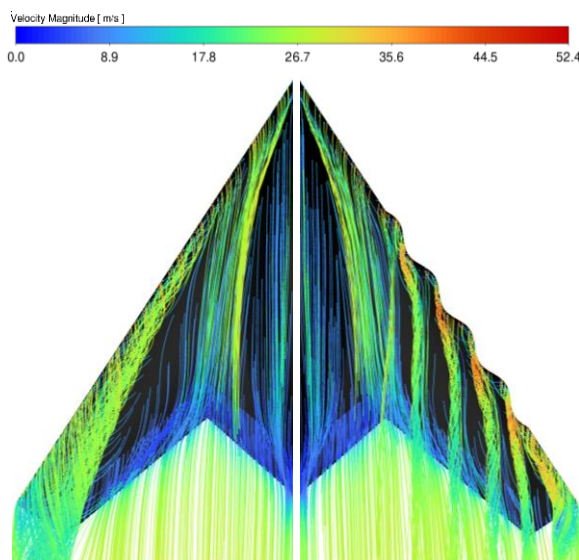


شکل (۲۰): تغییرات نسبت برآ به پسا در مقابل تغییر زاویه حمله

در زاویه حمله ۵ درجه، بال با لبه حمله سینوسی عملکرد بهتری نسبت به بال ساده دارد و نسبت نیروی برآ به پسا در این مدل افزایش یافته است. این بهبود احتمالاً ناشی از توزیع یکنواخت‌تر فشار در سطح بال سینوسی و کاهش نسبی نیروی پسا در مقایسه با مدل ساده است. در این زاویه، شرایط جریان هنوز پایدار بوده و نیروی برآ در حد مطلوبی قرار دارد. زاویه حمله ۵ درجه معمولاً در پرواز کروز یا پرواز مستقیم با نیروی برآ متوسط نقش مهمی ایفا می‌کند، زیرا بهبود عملکرد آیرودینامیکی در این محدوده می‌تواند موجب افزایش کارایی و کاهش مصرف سوخت شود. با افزایش زاویه حمله به زوایای ۱۰ و ۱۵ درجه، تفاوت نسبت نیروی برآ به پسا بین دو مدل واضح‌تر می‌شود. در این زوایا، بال ساده به دلیل افزایش نیروی پسا کاهش محسوسی در بازده نشان می‌دهد، در حالی که بال با لبه حمله سینوسی عملکرد پایداری دارد. برای مثال، در زاویه ۱۵ درجه، بازده آیرودینامیکی بال سینوسی نسبت به بال ساده چند درصد بیشتر است که نشان‌دهنده برتری نسبی آن در این محدوده زاویه‌ای است. این زاویه گاهی برای تیک‌آف یا شرایط مانور متوسط می‌تواند رخ دهد. در زاویه ۲۰ درجه نیز، نسبت برآ به پسا در هر دو بال کاهش



شکل (۲۱): خطوط جریان در زاویه حمله ۵ درجه

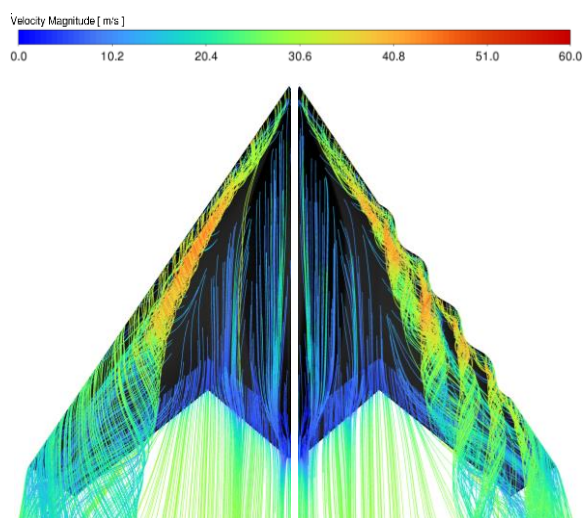


شکل (۲۲): خطوط جریان در زاویه حمله ۱۰ درجه

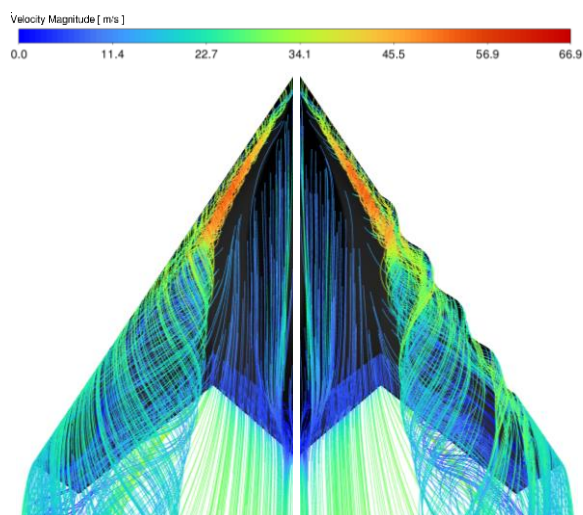
با افزایش زاویه حمله، تفاوت بین دو مدل آشکارتر می‌شود. در زاویه ۱۵ درجه، در بال ساده، الگوی جریان نسبت به زوایای کمتر دستخوش تغییر شده و ناپایداری‌هایی در نزدیکی لبه فرار و نوک بال ظاهر می‌شود. در این شرایط، جریان در بخش انتهایی بال ساده دچار تغییر مسیر شده و گردابه‌های نوک بال برجسته‌تر می‌شوند که این امر می‌تواند تأثیراتی بر کاهش بازده آیرودینامیکی داشته باشد. این گردابه‌ها عمدتاً به دلیل اختلاف فشار بین سطح بالا و پایین بال در نزدیکی نوک آن شکل گرفته و نسبت به زوایای حمله پایین‌تر، شدت بیشتری پیدا کرده‌اند. در نتیجه، توزیع نیروی برآ در طول دهانه بال ساده کمتر یکنواخت بوده و بخش‌هایی از بال، کارایی خود را از دست

موازی سطح بال پیش می‌روند که نشان‌دهنده جریان چسبیده است. تصاویر خطوط جریان زاویه حمله ۵ درجه که در شکل ۲۱ مشاهده می‌شود، تأیید می‌کند که جریان هوا به نرمی لبه حمله را دور می‌زند و روی سطح بالایی بال حرکت می‌کند و سپس در لبه فرار به صورت طبیعی جدا می‌شود. هیچ‌گونه جدایش قابل توجهی در این زاویه مشاهده نمی‌شود و الگوی جریان در هر دو هندسه مشابه است. حتی حضور موج‌های سینوسی در لبه حمله بال سینوسی تغییری محسوس در ساختار جریان ایجاد نمی‌کند و هیچ گردابه قابل توجهی شکل نمی‌گیرد که نشان‌دهنده جریان متصل و بدون اغتشاش است. این پایداری جریان به تولید برآی مؤثر و کاهش مقاومت پسا منجر می‌شود، که نتیجه آن بهبود قابل توجه نسبت L/D است. در بال سینوسی، هندسه موجی به طور جزئی به توزیع یکنواخت‌تر فشار کمک می‌کند. در زاویه حمله ۱۰ درجه نیز وضعیت مشابه زاویه ۵ درجه است و جریان همچنان به سطح بال متصل باقی مانده است. با این حال، در بال سینوسی، هندسه لبه حمله باعث می‌شود که در پشت هر فرورفتگی، چرخش‌ها و گردابه‌های موضعی به طور منظم و متوالی تشکیل شوند. این گردابه‌ها موجب انحراف موضعی جریان و تقویت نواحی مکش (فشار منفی) می‌شوند. در واقع، حضور گردابه‌های کوچک پشت هر فرورفتگی باعث افزایش سرعت و ایجاد افت فشار موضعی می‌شود که این پدیده خود موجب چسبندگی بیشتر لایه مرزی به سطح بالایی و جلوگیری از جدایش زودرس جریان می‌گردد. در بال ساده، چنین پدیده‌ای معمولاً ضعیف‌تر بوده و یا با تأخیر بیشتری رخ می‌دهد. به عبارت دیگر، هندسه سینوسی توانایی آن را دارد که با مدیریت بهتر لایه مرزی و ایجاد گردابه‌های کوچک منظم و متناوب در امتداد لبه حمله، اتصال جریان را حتی در زوایای حمله نسبتاً بالا حفظ کرده و بهبود عملکرد آیرودینامیکی را موجب شود. وجود این گردابه‌های کوچک در بال سینوسی، که در تصاویر خطوط جریان به شکل الگوهای موجی یا خوشه‌ای ظاهر می‌شوند، نشان‌دهنده تغییر در مسیر جریان است. این تغییرات، هرچند موجب افت جزئی انرژی جریان می‌شوند، اما در محدوده زوایای حمله پایین و متوسط، می‌توانند به افزایش نیروی برآ کمک کنند. در شکل ۲۲ خطوط جریان در زاویه حمله ۱۰ درجه برای هر دو هندسه ساده و سینوسی قابل مشاهده است.

دارند. خطوط جریان در پشت برجستگی‌ها عموماً انحنای ملایمی داشته و به سمت پایین منحرف می‌شوند که نشان می‌دهد لایه مرزی این بخش‌ها همچنان چسبیده مانده است؛ البته در فاصله میان این گردابه‌ها و پشت فرورفتگی‌های موج، نواحی کوچکی از جدایش پدیدار می‌شوند، اما این نواحی محدود مانع از آن می‌شوند که جدایش گسترده‌ای سراسر بال را دربرگیرد.



شکل (۲۳): خطوط جریان در زاویه حمله ۱۵ درجه

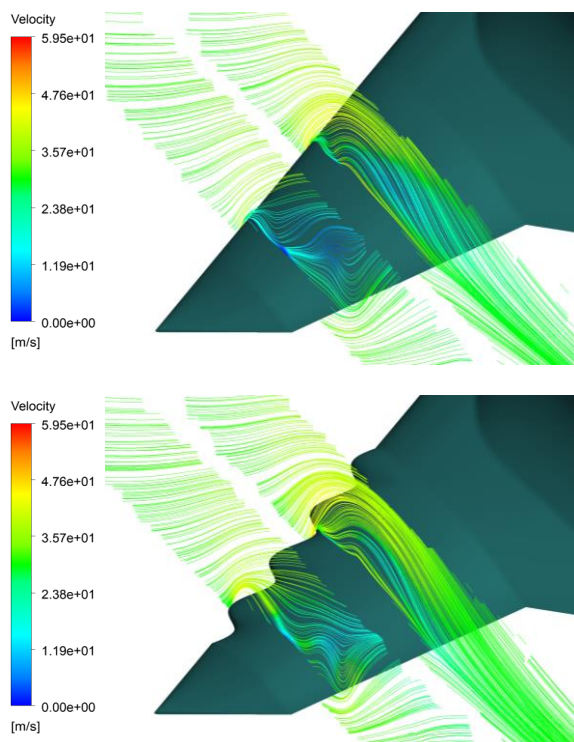


شکل (۲۴): خطوط جریان در زاویه حمله ۲۰ درجه

مقایسه‌ی این دو الگو روشن می‌سازد که لبه سینوسی چگونه ساختار جریان را به‌جای یک گردابه نوک بال قدرتمند، به چندین گردابه کوچک‌تر تقسیم می‌کند. در بال ساده، جدایش رفته‌رفته از انتهای بال به سمت ریشه گسترش پیدا می‌کند و تنها گردابه غالب، همان گردابه‌ی

می‌دهند. در مقابل، بال سینوسی در این زاویه توانسته است توزیع جریان را به‌گونه‌ای حفظ کند که همچنان بخش عمده‌ای از جریان روی سطح آن باقی بماند. در نواحی نزدیک به هر فرورفتگی سینوسی، ممکن است چرخش‌های موضعی جریان دیده شود، اما این گردابه‌های کوچک در پس هر فرورفتگی، با ایجاد نواحی مکش، به هدایت مجدد جریان به سمت سطح بال کمک می‌کنند. این مکش موضعی، که ناشی از شکل خاص لبه حمله سینوسی است، سبب افزایش اختلاف فشار بین سطح بالا و پایین بال شده و نیروی برآ را تقویت می‌کند. علاوه بر این، تغییر مسیر جریان ناشی از موج‌های سینوسی می‌تواند به تأخیر در جدایش جریان در برخی نواحی منجر شود که این خود باعث افزایش ضریب برآ در مقایسه با بال ساده می‌شود. در نتیجه، در زاویه ۱۵ درجه، بال سینوسی به دلیل الگوی جریان متفاوت خود، نسبت به بال ساده نیروی برآی بیشتری تولید می‌کند و این افزایش، ناشی از تأثیرات هندسی لبه حمله بر توزیع فشار و مکش موضعی در پشت فرورفتگی‌های سینوسی است. در شکل ۲۳ خطوط جریان در زاویه ۱۵ درجه برای هر دو هندسه ساده و سینوسی قابل مشاهده است. این تفاوت در زاویه حمله ۱۵ درجه در واقع پیش‌درآمد عملکرد متمایز دو بال در زاویه حمله ۲۰ درجه است. در این زاویه بالا، بال ساده تقریباً در حال گذار به سوی واماندگی (که نزدیک ۳۰ درجه رخ می‌دهد) قرار داشته و خطوط جریان روی سطح بال آن کاملاً مختل و گردابه‌های بزرگی شکل گرفته‌اند. شکل ۲۴ نشان می‌دهد که گستردگی ناحیه جدایش در سطح بال ساده چشمگیر است. قسمت عمده‌ای از فضای پشت لبه حمله در حباب گردابه‌ای آشفته غوطه‌ور است و یک گردابه قوی در نوک بال شکل گرفته است. این محدوده جریان برگشتی و فشار نزدیک به محیط باعث می‌شود تولید برآ به‌طور محسوسی افت کند. اما در بال سینوسی، علیرغم بالا بودن زاویه حمله، آشوب جریان به اندازه‌ی بال ساده گسترده نیست. چندین گردابه‌ی جداگانه در طول لبه حمله سینوسی ظاهر شده‌اند که هریک بر فراز یکی از برجستگی‌های موج تشکیل می‌شود. وظیفه این گردابه‌ها آن است که جریان در شرف جدایش را دوباره به سطح بال برگردانند. در نتیجه، برخلاف بال ساده که تقریباً تمام سطحش دچار جدایش شده است، هنوز بخش‌هایی از بال سینوسی تحت جریان متصل قرار

است. با این حال، جدایش در این مرحله عمدتاً محدود و تنها نواحی انتهایی بال را درگیر می‌کند و هنوز سطح بال به طور کامل در حالت جریان جدا شده قرار نگرفته است. در مقابل، در بال با لبه حمله سینوسی الگوی خطوط جریان در زاویه ۱۵ درجه گویای آن است که سطح وسیعی از جریان به سطح بال چسبیده باقی مانده و تنها در فرورفتگی‌های موجی، جدایش‌های موضعی و کوچکی رخ می‌دهد. این جدایش با تشکیل گردابه‌های کوچک پشت هر فرورفتگی همراه است که به سرعت جریان را به سمت سطح بال بازمی‌گردانند. این مکانیزم موجب می‌شود میزان جدایش کلی به مراتب کمتر از بال ساده باشد و قسمت عمده‌ای از سطح بال همچنان در حالت جریان متصل باقی بماند. این مقایسه را به طور واضح در شکل ۲۵ می‌توان مشاهده کرد.



شکل (۲۵): کانتور خطوط جریان بر روی بال در زاویه حمله ۱۵ درجه

با رسیدن به زاویه ۲۰ درجه، تغییرات جریان در بال ساده چشمگیرتر می‌شود. جدایش از بخش‌های انتهایی فراتر رفته و خطوط جریان روی سطح بالا به‌طور گسترده دچار آشفتگی شده‌اند. گردابه‌ای بزرگ در نوک بال شکل گرفته و عملاً سطح بال را در اغلب نواحی، به‌ویژه پشت لبه حمله، در وضعیت جریان جدا شده قرار داده است. در این

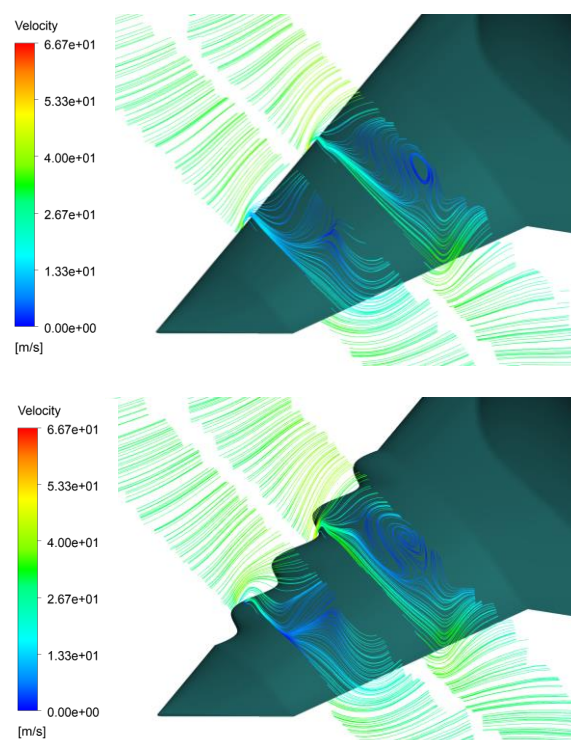
نوک بال است که سهم ناچیزی در اصلاح جریان دارد. در حالی که در بال سینوسی، به محض شروع جدایش در یک نقطه به طور مثال در پشت یک فرورفتگی، گردابه‌ای پدید می‌آید که از پراکنده شدن جدایش به فرورفتگی بعدی جلوگیری می‌کند. این سازوکار سبب می‌شود ناحیه‌ی جریان جدا شده، به بخش‌های کوچک‌تر تقسیم شود و در نتیجه بخش‌های دیگر بال همچنان به تولید برآ ادامه دهند. چنین الگویی دو پیامد مثبت به همراه دارد. نخست آنکه افت برآ به‌صورت تدریجی رخ می‌دهد و هرگز به‌اندازه بال ساده گسترده و ناگهانی نیست؛ دوم اینکه رفتار بال در نزدیکی واماندگی ملایم‌تر شده و امکان کنترل و پایداری بهتری فراهم می‌گردد. در زوایای حمله بالا (تا محدوده ۲۰ درجه و پیش از زاویه واماندگی)، نقش گردابه‌های ناشی از لبه موج سینوسی بسیار پررنگ می‌شود. هر یک از این موج‌های سینوسی قله‌ای دارد که مانند منبع شکل‌گیری یک گردابه چرخشی عمل می‌کند. این گردابه‌ها برخلاف لایه مرزی آرام، انرژی زیادی داشته و دیرتر از سطح بال جدا می‌شوند؛ حتی ممکن است بخشی از برآی گردابه‌ای را نیز فراهم کنند. به بیان دیگر، لبه سینوسی مشابه مکانیزمی است که در بال‌های دلتا یا لامبدا برای ایجاد نیروی گردابه‌ای و تعویق جدایش بهره‌برداری می‌شود. در بال ساده، تنها منبع این گردابه‌ها، نوک بال است و در زاویه ۲۰ درجه، گردابه نوک بال اگرچه بزرگ و قدرتمند است، اما سبب کنترل جریان در بقیه سطوح بال نمی‌شود و بال در آستانه افت شدید برآ قرار می‌گیرد. در مقابل، در بال سینوسی، وجود چندین گردابه کوچک لبه حمله باعث می‌شود سطح گسترده‌تری همچنان فعال مانده و افت کلی برآ دیرتر و خفیف‌تر رخ دهد. در نتیجه، بال سینوسی حتی در زاویه بیست درجه، راندمان بهتری دارد و می‌تواند جدایش جریان را تا تکه‌تکه کند؛ بنابراین بخشی از سطح بال به تولید نیروی برآ ادامه می‌دهد.

همانطور که اشاره شد با افزایش زاویه حمله فراتر از ۱۰ درجه، روند تغییرات خطوط جریان در هر دو هندسه تفاوت بارزی پیدا می‌کند. در زاویه ۱۵ درجه، بال ساده شروع به تجربه جدایش موضعی در نزدیکی لبه فرار و نوک بال کرده و گردابه‌ای نسبتاً کوچک در نوک بال پدیدار می‌شود. این پدیده نشان می‌دهد که بخشی از جریان در آن نقطه انرژی خود را از دست داده و از سطح بال جدا شده

حالت، نیروی برآی مؤثر به طور محسوسی کاهش می یابد و بال ساده در آستانه افت شدید عملکرد قرار می گیرد. در حالی که در هندسه سینوسی در این زاویه هنوز نشانه هایی از جریان متصل دیده می شود. پشت هر قله موج، گردابه هایی شکل می گیرند که جریان در حال جدایش را دوباره به سطح بال نزدیک می کنند که به طور واضح در شکل ۲۶ می توان مشاهده کرد.

سطح رویی، فشار پایین تر (منفی یا مکش) دیده می شود. نقطه بیشینه این مکش معمولاً در نزدیکی لبه حمله قرار دارد؛ جایی که هوا با گذر بر انحناى سطح بالا سرعت بیشتری می گیرد و فشار کاهش می یابد. باید در نظر داشت که در چنین زاویه ای، اثرات سه بعدی و جدایش قابل توجهی وجود ندارد، بنابراین توزیع فشار در امتداد دهانه بال نسبتاً یکنواخت است و تمایز چندانی بین ریشه، میانه و نوک بال مشاهده نمی شود. حضور موج های سینوسی روی لبه حمله در همین زاویه پایین، تغییر قابل ملاحظه ای در کانتورهای فشار ایجاد نکرده است. هرچند در پشت هر برجستگی ممکن است مکش اندکی بیشتر، و در پشت هر فرورفتگی اندکی کمتر باشد، اما این تفاوت ها بسیار خفیف هستند. بنابراین، در مجموع، توزیع فشار روی بال سینوسی در زاویه ۵ درجه شباهت فراوانی به توزیع فشار در بال ساده دارد و اختلاف معناداری میان این دو دیده نمی شود. این الگوی مشابه بیانگر آن است که در زاویه حمله ۵ درجه، موج های سینوسی هنوز تأثیر بارزی بر ساختار جریان و توزیع فشار ندارند و جریان عمده چسبیده و دوبعدی به نظر می رسد (شکل ۲۷). با رسیدن به زاویه حمله ۱۰ درجه، هر دو بال (ساده و سینوسی) شاهد افزایش محسوس مکش روی سطح بالایی خود هستند. این تغییر عمده ناشی از زاویه برخورد بزرگ تر جریان و تسریع هوا در بخش جلویی سطح بالاست. در بال ساده، منطقه ای وسیع با فشار پایین در نزدیکی لبه حمله شکل گرفته که نشان دهنده تولید برآ نسبتاً بالاست. در بال سینوسی نیز الگوی کلی مشابهی دیده می شود، اما برخلاف بال ساده، فشار توزیعی موج دار دارد. پشت هر قله سینوسی فشار اندکی پایین تر (مکش بیشتر) و در پشت هر فرورفتگی کمی بالاتر (مکش کمتر) است. چنین الگویی ناشی از هندسه موج دار لبه حمله بوده و بیانگر آن است که در قسمت های برجسته، هوا بهتر هدایت شده و سرعت بیشتری دارد، در حالی که در پشت فرورفتگی ها جریان اندکی کندتر می شود. با وجود این، در زاویه ۱۰ درجه جریان هنوز از سطح بال جدا نشده و این نوسانات فشار ناشی از موج های سینوسی، محدود هستند. بیشتر سطح بال سینوسی همچنان در یک ناحیه مکش کلی و پیوسته قرار دارد و مقدار مکش بیشینه و میانگین فشار در هر دو هندسه به هم شبیه است (شکل ۲۸).

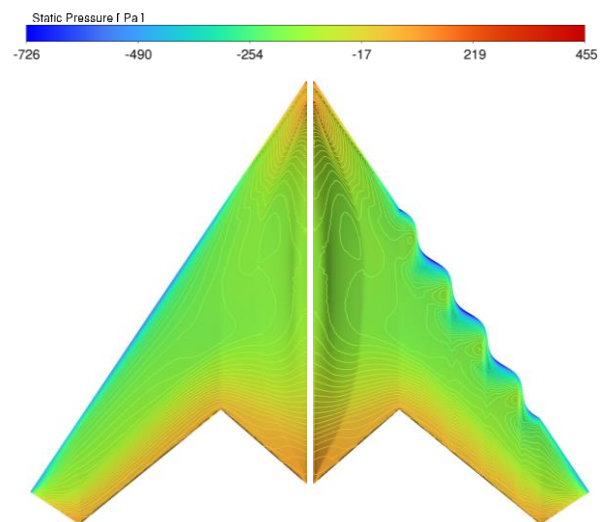
شکل ۲۶: کانتور خطوط جریان بر روی بال در زاویه حمله ۲۰ درجه



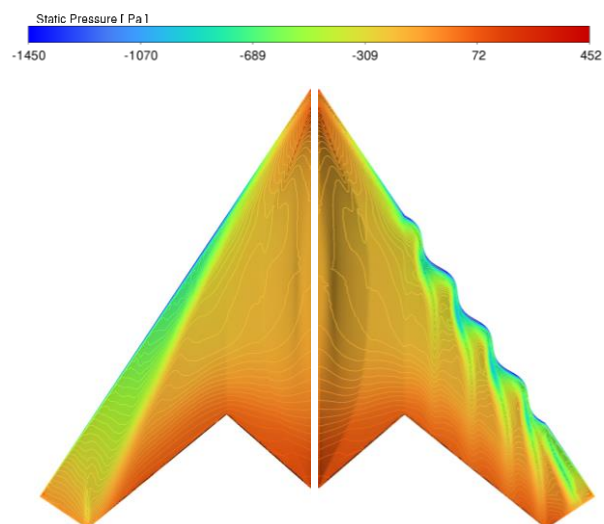
شکل (۲۶): کانتور خطوط جریان بر روی بال در زاویه حمله ۲۰ درجه

بررسی کانتورهای فشار روی سطح بال، دیدگاهی مکمل در کنار تحلیل خطوط جریان ارائه می دهد. با مشاهده توزیع فشار روی سطح بالایی (ناحیه مکش)، می توان نواحی با فشار پایین (مکش قوی) و نواحی با فشار نزدیک به محیط، که نشان دهنده احتمال جدایش جریان است، را شناسایی کرد. در این بخش، توزیع فشار در بال ساده و بال با لبه سینوسی مقایسه می شود تا تأثیر هندسه لبه حمله بر الگوی فشار و نحوه تغییر آن در زوایای مختلف بررسی گردد. در زاویه حمله ۵ درجه، هر دو هندسه الگوی فشار متعارف یک بال هواپیما در شرایط جریان کاملاً چسبیده را نشان می دهند. در این حالت، فشار در سطح زیرین بال بالاتر از فشار محیط (مثبت) است، حال آن که در

وضوح آشکار می‌شود. در بال ساده، ناحیه مکش شدیدی که در زوایای کمتر عملاً سطح بالایی را پوشش می‌داد، اکنون کوچک‌تر شده و بیشتر به بخش‌های جلویی نزدیک ریشه محدود گشته است. در قسمت‌های میانی و انتهایی سطح بالا، فشار رو به افزایش می‌رود (یعنی مکش ضعیف‌تر می‌شود)، که نشان‌دهنده‌ی آغاز جدایش جریان در آن نواحی است. به بیان دیگر، در این زاویه، برخی بخش‌های بال ساده دیگر توانایی حفظ فشار پایین را ندارند و فشار سطح بالایی به فشار آزاد نزدیک می‌شود. چنین وضعیتی هشدار از نزدیک شدن بال ساده به شرایط واماندگی در زوایای بالاتر (حدود ۳۰ درجه) تلقی می‌شود. در مقابل، در بال سینوسی، توزیع فشار در ۱۵ درجه الگوی پیچیده‌تر اما همچنان مؤثر را نشان می‌دهد. اگرچه در پشت برخی فرورفتگی‌های سینوسی نشانه‌هایی از افت مکش یا حتی جدایش موضعی دیده می‌شود، ولی بیشتر سطح بالایی این بال همچنان دارای مکش چشم‌گیری است. بر اساس تصاویر کانتور فشار، الگو به صورت متناوب درآمدن است؛ به گونه‌ای که پشت هر برجستگی، فشار بسیار پایین و مکش قوی شکل می‌گیرد، اما در مجاورت آن و پشت هر فرورفتگی، فشار اندکی بالاتر (مکش کمتر) حکم‌فرماست. این به آن معناست که جریان در آن نواحی فرورفتگی ممکن است جدا شود، در حالی که در پشت برجستگی‌ها، چسبندگی لایه مرزی باقی مانده است. حاصل این پدیده، حفظ چندین ناحیه کوچک کم‌فشار و تولید مکش گسترده‌تر در مقایسه با بال ساده است. در بال ساده، با از دست رفتن یک ناحیه یکپارچه کم‌فشار، توان تولید برآ به‌طور محسوسی افت کرده است. اما در بال سینوسی، پخش شدن نقاط کم‌فشار بر سطح بال، به تولید برآ بالاتر منجر می‌شود، زیرا بیشتر بخش‌های بالایی هنوز جریان چسبیده را تجربه می‌کنند. این تفاوت در توزیع فشار نیز مستقیماً در ضرایب آیرودینامیکی منعکس می‌شود. در زاویه ۱۵ درجه، حضور الگوی متناوب فشار پایین در بال سینوسی به معنای حفظ قدرت تولید برآ و اجتناب از جدایش گسترده است، در نتیجه نسبت به بال ساده، کارایی بهتری داشته و افت عملکرد چشمگیر را تجربه نمی‌کند (شکل ۲۹). در زاویه حمله ۲۰ درجه، کانتورهای فشار روی سطح بالای دو هندسه (بال ساده و بال مجهز به لبه حمله سینوسی) الگوهای به‌وضوح متفاوتی را نشان می‌دهند. در بال ساده،



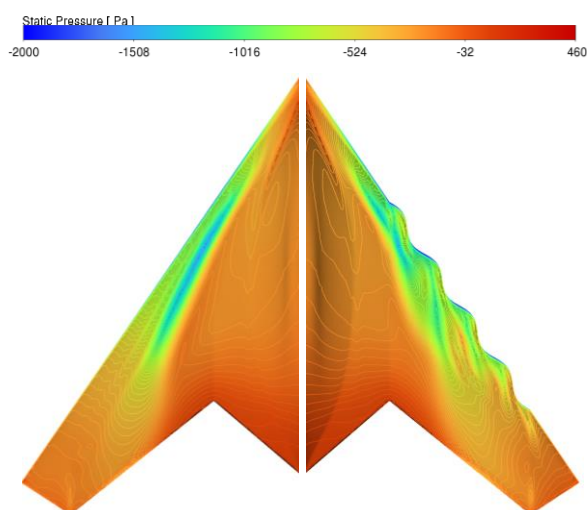
شکل (۲۷): کانتور فشار بر روی بال در زاویه حمله ۵ درجه



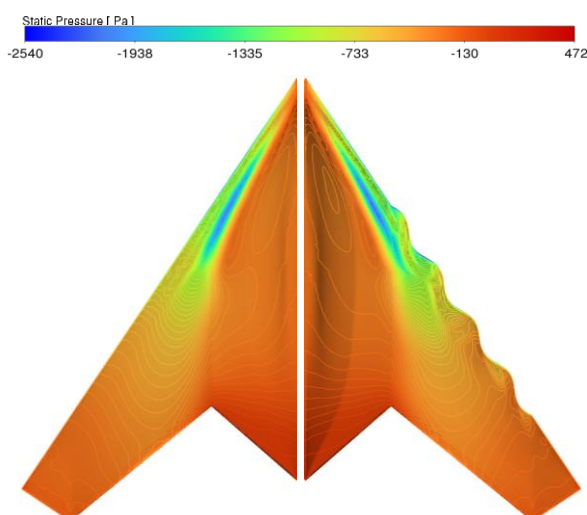
شکل (۲۸): کانتور فشار بر روی بال در زاویه حمله ۱۰ درجه

با این حال، طبق داده‌های ارائه‌شده، ضرایب برآ و پسا در هندسه سینوسی اندکی کمتر از بال ساده گزارش شده‌اند. احتمال می‌رود این کاهش ضعیف در برآ یا پسا، نتیجه تأثیرات موضعی موج‌های لبه حمله بر الگوی جریان باشد. در مجموع، اگرچه الگوی فشار دو هندسه در ۱۰ درجه نزدیک است، اما این تفاوت‌های ظریف در شکل موجی بال سینوسی موجب تفاوت اندکی در عملکرد آیرودینامیکی می‌شود.

در زاویه ۱۵ درجه، تفاوت در توزیع فشار بین دو هندسه‌ی بال ساده و بال مجهز به لبه حمله سینوسی به



شکل (۲۹): کانتور فشار بر روی بال در زاویه حمله ۱۵ درجه



شکل (۳۰): کانتور فشار بر روی بال در زاویه حمله ۲۰ درجه

بنابراین، در مجموع، بال سینوسی در ۲۰ درجه نه تنها برای بیشتری ایجاد می‌کند، بلکه ضریب پسای کمتری نسبت به بال ساده دارد که نتیجه‌ی مستقیم حضور گردابه‌های کوچک لبه حمله و ساختار توزیع فشار ناهمگن اما کنترل‌شده در این هندسه است.

تصاویر کانتورهای فشار و خطوط جریان (خطوط جریان) برای زوایای حمله ۵- تا ۲۰ درجه نشان می‌دهند که در زوایای پایین (۵- تا ۵ درجه)، تفاوت چندانی میان بال ساده و بال مجهز به لبه حمله سینوسی مشاهده نمی‌شود و هر دو الگوی مشابهی از توزیع فشار و جریان

تقریباً تمام سطح بالایی دارای فشار نزدیک به فشار محیط است. رنگ‌های متمایل به سبز و زرد در تصاویر بیانگر آن‌اند که تفاوت چشمگیری بین فشار روی سطح بالا و فشار آزاد باقی نمانده است. تنها در بخش محدودی نزدیک لبه حمله یا میانه‌ی بال مقداری مکش مشاهده می‌شود که گستردگی بالایی ندارد. نکته قابل توجه این‌که در نیمه‌ی بیرونی دهانه‌ی بال، فشار سطح بالا تقریباً با فشار جریان آزاد برابر شده است، به این معنا که آن بخش‌ها از تولید برآ ناتوان بوده و عملاً جدایش گسترده جریان در کل بال ساده رخ داده است. پیامد این توزیع فشار هم کاهش محسوس برآ و هم افزایش پسا به دلیل غالب شدن ناحیه جداشده است. اما همانطور که در شکل ۳۰ قابل مشاهده است، در بال سینوسی، بخش‌های بیشتری از سطح بال هنوز فشار پایین (مکش) دارند. این نواحی کم‌فشار عمدتاً در پشت برجستگی‌های لبه حمله تشکیل شده‌اند؛ همان‌جایی که گردابه‌های کوچک ناشی از موج‌های سینوسی، جریان را متصل نگه می‌دارند و با افزایش سرعت هوا، فشار را کاهش می‌دهند. در میان این مناطق، لکه‌هایی دیده می‌شود که فشار بالاتری دارند و معمولاً در پشت فرورفتگی‌های لبه حمله قرار گرفته‌اند. این لکه‌های پرفشار نشان می‌دهد که جریان در آن نقاط به صورت موضعی دچار جدایش یا افت سرعت شده است. به عبارت دیگر، به جای یک جدایش یکپارچه و بزرگ، مجموعه‌ای از نواحی کوچک کم‌فشار و پرفشار به طور متناوب روی سطح بال پدید آمده است. این الگوی متناوب حاکی از آن است که بال سینوسی هنوز بخش گسترده‌ای از جریان متصل را در اختیار دارد و جدایش جریان تنها به مناطقی محدود می‌شود.

مقایسه‌ی این دو الگوی فشار بیانگر برتری آشکار هندسه سینوسی در زاویه‌ی حمله ۲۰ درجه است. در بال ساده، جدایش فراگیر، اختلاف فشار مؤثری روی سطح بالا ایجاد نمی‌کند و توان تولید نیروی برآ به شدت افت کرده و در عین حال، پسای فشاری بالا می‌رود. در بال سینوسی اما جریان متصل در بخش‌های بزرگی از سطح حفظ شده و پخش شدن لکه‌های کم‌فشار قوی (مکش) همچنان به تولید برآ کمک می‌کند. افزون بر این، مدیریت بهتر جریان توسط گردابه‌های لبه موج‌دار باعث می‌شود پسای فشاری نیز کاهش یابد.

نمی‌کند و بنابراین تأثیر قابل توجهی بر عملکرد آیرودینامیکی ندارد.

- در زوایای میانی (۱۰ تا ۱۵ درجه) تفاوت‌های محسوسی در الگوی جریان دو بال پدید می‌آید. در بال ساده، جریان از لبه فرار و نوک بال به تدریج جدا می‌شود، در حالی که در بال سینوسی، جدایش به صورت موضعی و بسیار محدود بوده و گردابه‌های کوچک جریان را به سطح باز می‌گردانند. این گردابه‌های کوچک پشت برجستگی‌های سینوسی باعث مهار و کنترل جدایش شده و بخش‌های وسیع‌تری از سطح بال در حالت جریان متصل باقی می‌ماند.

- در زوایای بالاتر (۱۵ تا ۲۰ درجه)، تفاوت میان دو هندسه کاملاً بارز می‌شود. بال ساده در این محدوده دچار جدایش گسترده‌ای روی سطح بالا شده و توانایی تولید برآ به شدت افت می‌کند. در مقابل، بال سینوسی تا زاویه ۲۰ درجه نیز به خوبی توانسته جریان متصل و تولید نیروی برآ را حفظ کند. در بال سینوسی، گردابه‌ها مانع از گسترش سریع نواحی جدا شده شده‌اند؛ بنابراین، بخش‌های وسیع‌تری از سطح بال هنوز نیروی برآ تولید می‌کنند.

- حفظ جریان متصل و مکش قوی‌تر در هندسه سینوسی موجب بهبود نسبت برآ به پسا می‌شود. بررسی فشار و خطوط جریان نشان می‌دهد که در زوایای ۵ تا ۲۰ درجه، بال سینوسی نسبت به بال ساده بین ۱۵ تا ۲۵ درصد عملکرد بهتری دارد. این بهبود ناشی از کنترل بهتر جدایش جریان و تشکیل گردابه‌های کوچک است که نیروی برآ را تقویت و پسا را کاهش می‌دهد.

- هندسه سینوسی با تشکیل گردابه‌های متعدد و کوچک روی لبه حمله، از گسترش جدایش یکپارچه جلوگیری می‌کند و نیروی برآ را در زوایای حمله بالا حفظ می‌نماید. در عین حال، در زوایای حمله پایین اثر منفی خاصی ایجاد نمی‌کند. این ویژگی، بال سینوسی را برای پهنادها و هواپیماهای مانوری که به حفظ عملکرد در زوایای حمله بالا نیاز دارند، مناسب می‌سازد.

چسبیده دارند. در این بازه، نیروی برآ در هر دو بال تقریباً یکسان است و موج‌های سینوسی در لبه حمله تأثیر ویژه‌ای بر ساختار جریان نمی‌گذارند. با افزایش زاویه حمله به محدوده‌ای که جدایش جریان گسترده‌تر می‌شود (فراتر از حدود ۱۵ درجه)، تفاوت در رفتار آیرودینامیکی دو هندسه به وضوح آشکار می‌شود. در بال ساده، جدایش به شکلی گسترده روی سطح بالایی رخ می‌دهد، فشار سطح بالا به فشار محیط نزدیک می‌گردد و مکش کاهش شدیدی را تجربه می‌کند. اما در بال سینوسی، همان‌طور که در کانتورهای فشار مشخص است، گردابه‌های کوچک تشکیل شده در لبه موج‌دار کمک می‌کنند تا جریان در بخش‌های بیشتری از سطح بال متصل باقی بماند. این گردابه‌ها مانع از آن می‌شوند که جدایش به یکباره در سراسر بال گسترش یابد و در نتیجه نقاطی از سطح بال همچنان فشار کم (مکش) را حفظ می‌کنند. توزیع فشار متناوب در هندسه سینوسی (نواحی کم‌فشار و پرفشار به تناوب) باعث می‌شود گردان‌های فشار معکوس شدید به شکل ملایم‌تری رخ دهند و جلوی جدایش ناگهانی و گسترده را بگیرند. در بال ساده، گذار از منطقه پرفشار (جریان جدا) به منطقه کم‌فشار (جریان چسبیده) می‌تواند به جدایش سریع و پیوسته منجر شود، ولی در بال سینوسی این گذار به صورت پله‌ای و تدریجی اتفاق می‌افتد. از این‌رو، جریان در زوایای قبل از واماندگی (۱۵ تا ۲۰ درجه) پایداری بیشتری دارد و نیروی برآ برای مدت طولانی‌تری حفظ می‌شود.

۷- نتیجه‌گیری

نتایج بررسی عددی کانتورهای فشار و خطوط جریان برای دو هندسه بال ساده و بال با لبه سینوسی در بازه زوایای حمله از ۵- تا ۲۰ درجه به صورت زیر خلاصه می‌شود:

- در زوایای حمله پایین (به‌ویژه از ۵- تا ۵ درجه)، الگوی جریان و توزیع فشار در هر دو هندسه مشابه و کاملاً منظم است. جریان هوا به‌طور مؤثری به سطح بالایی بال چسبیده و توزیع فشار نیز نسبتاً یکنواخت باقی می‌ماند. حضور موج‌های سینوسی در لبه حمله در این زوایا تغییر محسوسی در ساختار جریان یا توزیع فشار ایجاد

۸- منابع

14. Karimi Kelayeh, R., and Djarvarshkian, M.H., "Evaluation of Aerodynamic Performance of the Geometrical Twist by Variation of the Reynolds Number in a Flying Wing", Scientific-Research Journal of Aviation Engineering, Vol. 22, No. 1, Spring-Summer 2020 (In Persian).
15. Madani, A., Djarvarshkian, M.H., and Karimi Kelayeh, 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).
16. Madani, A., Djarvarshkian, 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).
17. Fish, F.E., and Battle, J.M., "Hydrodynamic Design of the Humpback Whale Flipper", Journal of Morphology, Vol. 225, pp. 51-60, 1995.
18. 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
19. 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
20. 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
21. Tomac, M., and Stenfelt, G., "Predictions of Stability and Control for a Flying Wing", Aerospace Science and Technology, Vol. 39, pp. 179-186, 2014.
22. Jansson, N., and Stenfelt, G., "Steady and Unsteady Pressure Measurements on a Swept-Wing Aircraft", The Aeronautical Journal, Vol. 118, pp. 109-122, 2014.
23. 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.
24. Djarvarshkian, M.H., and Karimi Kelayeh, R., "Evaluation of Aerodynamic Performance of Geometric Torsion by Changing Reynolds Number in a Flying Aircraft Model", Journal of Aviation Engineering, Vol. 22, No. 1, pp. 30-45, 2021 (In Persian).
25. ANSYS, Inc I., "Ansys fluent Theory Guide R17", Southpointe, Pennsylvania, United States, 2016.
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. 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).
9. Oosterom, W.J., "Flying V Family Design", MSc Thesis, Delft University of Technology, 2020.
10. 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.
11. Tomac, M., and Stenfelt, G., "Predictions of Stability and Control for a Flying Wing", Aerospace Science and Technology, Vol. 39, pp. 179-186, 2014.
12. Stenfelt, G., and Ringertz, U., "Yaw Control of a Tailless Aircraft Configuration", Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 5, pp. 1807-1811, 2010.
13. Karimi Kelayeh, R., and Djarvarshkian, M.H., "Aerodynamic Investigation of Twist Angle Variation Based on Wing Smarting for a Flying Wing", Chinese Journal of Aeronautics, 2020.