



بررسی اثر ضخامت، انحنا و محل ماکزیمم ضخامت بر روی بال نامحدود موج دار

امیرفرهنگ نیکخو^۱، علی اسماعیلی^۲*

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا آیرودینامیک، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، amirfarhang.nikkhoo@mail.um.ac.ir

۲- استادیار هوافضا آیرودینامیک، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، aliesmaeili@ferdowsi.um.ac.ir

چکیده

هواپیما های بدون سرنشین در مقایسه با هواپیماهای دیگر، جزو پرنده هایی هستند که از نظر ابعادی اندازه کوچکی داشته و با توجه به جثه ی کوچک و سرعت پروازی کم آن ها، معمولاً از جنبه نیروهای آیرودینامیکی همواره با مشکلات زیادی روبه رو هستند. از جمله اینکه عملکرد آیرودینامیکی آن ها بسیار تحت تاثیر شرایط و رژیم پروازی قرار می گیرد. به منظور افزایش قدرت مانورپذیری و بهبود عملکرد ریزپرنده های بال ثابت، از یک روش کنترل غیر-فعال به عنوان موج دار کردن لبه حمله، بر روی بال های آن ها استفاده می شود که پدیده واماندگی را خنثی می کند. ولی تشکیل حباب های جدایش آرام در زوایای قیل از زاویه واماندگی، منجر به کاهش ضریب برآ و پسی بال می شود. از آنجایی که ویژگی های هندسی بالواره مبنا نظیر ضخامت، محل ماکزیمم ضخامت و انحنای بالواره می تواند بر نحوه شکل گیری این حباب ها اثر بگذارد لذا در این تحقیق به بررسی تاثیر این سه پارامتر هندسی بر روی مشخصات آیرودینامیکی بال نامحدود با لبه حمله موج دار پرداخته شده و به خصوص این اثرات را در زاویه قبل از واماندگی مورد بررسی قرار گرفته است.

واژه های کلیدی

بال نامحدود سینوسی-ضخامت-انحنا-ماکزیمم ضخامت-نیروهای آیرودینامیکی

۱- مقدمه

رشد تقاضا برای ربات های پرنده کوچک منجر به تحقیق و توسعه بیشتری در این زمینه شده است. این دسته از پرنده ها در مقایسه با دیگر هواپیماها، از نظر ابعادی کوچک بوده و با توجه به اندازه ی کوچک و سرعت پروازی کم آن ها، معمولاً از نظر آیرودینامیکی همواره با مشکلات زیادی روبه رو هستند که یکی از این مشکلات تاثیر گرفتن از شرایط و رژیم پروازی است؛ بنابراین به منظور افزایش مانورپذیری و بهبود عملکرد ریزپرنده های بال ثابت، از یک روش کنترل غیر-فعال تحت عنوان موج دار کردن لبه حمله، بر روی بال های آن ها استفاده می شود. این تغییر شکل در حقیقت از نهنگ *Megaptera novaeangliae* الهام گرفته شده است. این نهنگ گونه بین المللی از آبزبان است که در اکثر اقیانوس های جهان یافت می شود. این نوع نهنگ از نظر ظاهری دارای شکل متمایزی است و از باله های شناوری طولانی که نزدیک به ۱/۳ از طول نهنگ است و سر برجسته دارد، برخوردار

می باشند. در حقیقت طول باله های آن در بازه ۲۵٪ تا ۳۳٪ از کل طول بدنه آن ها، متغیر است [5][4]. علاوه براین، محل ماکزیمم ضخامت در هر سطح مقطع از ۴۹٪ وتر در نوک تا ۱۹٪ در اواسط دهانه متغیر است؛ از طرفی نسبت ضخامت آن ها، تقریباً از وسط باله تا نوک آن کاهش می یابد. قابل ذکر است، محل ماکزیمم ضخامت از ۲۰٪ وتر در وسط باله تا حدود ۴۰٪ وتر در نزدیکی نوک آن تغییر می کند. قرارگیری برآمدگی هایی در لبه حمله باله ها بر اساس مطالعات پیکره شناسی نشان داده است که این تغییر شکل خاص منجر به افزایش نیروی برآ به منظور کنترل جریان سیال روی باله ها شده و حتی نیروی برآ را در زوایای حمله^۱ بزرگ بعد از واماندگی نیز حفظ می کند. در نتیجه این نوع از تغییر شکل باعث افزایش منحصربه فرد مانورپذیری این نهنگ در حین شکار می شود که چنین مشخصه هایی را در دیگر نهنگ ها نمی توان ملاحظه کرد. به عبارت دیگر، نهنگ هامپیک بیشترین حرکات آکروباتیک را در میان دیگر نهنگ ها دارد؛ به همین دلیل این نهنگ عملکرد فوق العاده ای در انجام حملات دقیق زیرآب به خود اختصاص داده است. در همین راستا، اولین بار، فیش^۲ و همکاران [6] به مطالعه و طراحی هیدرودینامیکی باله های این دسته از نهنگ ها پرداختند و آزمایش های خود را بر روی یک باله واقعی به اجرا گذاشتند. نهنگ مورد آزمایش دارای طول ۹۰۲ متر و باله به اندازه ۲۵ متر ۲۸٪ کل طول نهنگ بود. در حقیقت طول باله از نوک آن تا محل اتصال باله به بدنه اندازه گیری شد که مقدار آن می تواند از ۲۵٪ تا ۳۳٪ از کل طول بدنه نهنگ برحسب نوع اندازه گیری متغیر باشد [7].

با الهام گرفتن از این مطالعات، تحقیقات عددی و تجربی بر روی عملکرد آیرودینامیکی لبه حمله های دارای برآمدگی آغاز شد تا از این طریق راهبرد هایی به منظور افزایش عملکرد بالواره ها بیابند. به عنوان مثال، واتس و فیش [10] از روش پنل استفاده کردند تا بالواره *NACA634-021* که دارای برآمدگی هایی در راستای لبه حمله خود می بود را مورد بررسی قرار دهند. نتایج تحقیقات آنها نشان داد که وجود برآمدگی در لبه حمله می تواند نیروی برآ و نسبت برآ به پسا را به ترتیب حدود ۱۷.۶٪ و ۴.۸٪ افزایش دهد. در مقابل قادر است تا نیروی پسا را نیز تا ۱۰.۹٪ در یک زاویه مشخص در مقایسه با بال های معمولی بدون وجود برآمدگی در لبه حمله آن کاهش دهد.

به منظور دسترسی به جزئیات بیشتر جریان حول مدل های بال ایده آل با سطح مقطع *NACA0020* که در مطالعات قبلی به صورت تجربی آزمایش شده بود [12][11] وبر و همکارانش [13] نیز مدل باله یکسانی را به

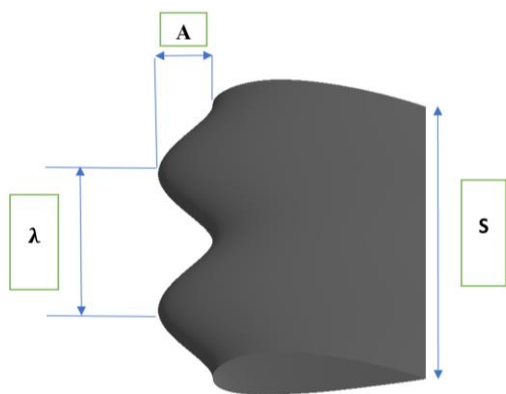
² fisher

¹ Angels of attack

به منظور مدل سازی بال با لبه حمله برآمده، لازم است که ابتدا یک سطح مبنا تحت عنوان بالواره در نظر گرفته شود. به همین دلیل در ابتدای امر سطح مقطع بالواره EPPLER در نظر گرفته شد. سپس به منظور ایجاد برآمدگی در راستای دهانه بال در قسمت لبه حمله آن، از رابطه ریاضیاتی زیر استفاده می شود تا یک لبه حمله سینوسی در بال ایجاد شود.

$$x = c + A \sin \left[2\pi \left(\frac{z}{\lambda} - \frac{t}{2c} \right) \right] \quad (1)$$

در رابطه فوق A بیانگر دامنه نوسان و λ نیز معرف طول موج برآمدگی است. مدل بال در شکل ۱ نشان داده شده است. همچنین طول وتر متوسط در بال نامحدود مدل لبه ساده و لبه سینوسی برابر ۲۳۲ میلیمتر در نظر گرفته شده است.



شکل ۱- مدل بال

حلگر مورد استفاده در این تحقیق، نرم افزار تجاری انسیس فلونت نت نسخه ۱۹.۲ می باشد. در شبیه سازی صورت گرفته، روند حل مستقل از زمان بوده و برای هندسه مورد نظر شرط عدم لغزش قرار داده شده است. عدد رینولدز بر مبنای طول وتر میانگین برابر 1.4×10^5 در نظر گرفته شده است. شدت آشفتگی نیز در این تحقیق خفیف و در حدود ۱ درصد تنظیم شده است. به منظور شبیه سازی عددی، لازم است معادلات ناویر-استوکس به روش حجم محدود حل گردد [1]. به منظور مدل سازی ادی^۵ های آشفتگی در میدان جریان سیال نیز از مدل آشفتگی دی ای اس (DES)، در تحقیق پیشرو استفاده شده است. این مدل آشفتگی در حقیقت ترکیبی از مدل RANS و k-w SST می باشد که در نواحی نزدیک به دیواره از مدل RANS استفاده کرده و در نواحی دور از دیواره که ادی ها اندازه بزرگتری دارند از مدل LES استفاده می کند. در واقع پژوهشگران پیشین، بدان دلیل که مدل شبیه سازی گردابه های جدادیده در نواحی نزدیک به دیواره از روش های RANS و برای مدل سازی گردابه های جدادیده از لایه مرزی و دور از دیواره از روش ال ای اس (LES) بهره می بردند، آن را بدین نام معرفی کردند. این در حالی است که ارتباط میان دو ناحیه RANS و ال ای اس، بدون نیاز به تعریف کاربر برای تعیین این ناحیه، به صورت خودکار عمل می کنند. این روش دارای زیرشاخه ها و گونه های متفاوتی می باشند، اما استفاده از مدل رنس در نزدیکی دیواره و یک مدل ال ای اس در نواحی دورتر، وجه اشتراک آن ها است. در واقع در روش دی ای اس کلاسیک از مدل اسپالارات- آلماراس تحت عنوان یک ال ای اس یک معادل های،

صورت عددی مورد بررسی قرار دادند تا بتوانند میدان جریان را در محدوده رینولدز $5.2 \times 10^5 < Re < 5.05 \times 10^5$ ، به شکل بهتری آشکار نمایند. نتایج حاصله نشان داده که بال ساده باعث واماندگی در لبه حمله می شود. درحالیکه بال با لبه برآمده دچار واماندگی در قسمت های فرورفته لبه حمله خواهد شد. به ازای زوایای حمله بزرگ، جریان سیال روی بال با لبه برآمده همچنان بر روی سطح آن چسبیده و همین عامل نیز توانایی حفظ نیروی برآ و حتی افزایش این نیرو در زوایای بعد از واماندگی را ایجاد کرده است. واننیروپ^۳ و همکارانش [14] هم یک مدل سازی انجام دادند تا اثرات برآمدگی های موجود بر روی باله نهنگ هامپیک را به طور عددی بررسی کنند. لذا نتایج حاکی از تخت بودن منحنی نیروی برآ بود که دلیل آن نیز وقوع جدایش جریان در فرورفتگی های لبه حمله به ازای زوایای حمله کم در مقابل وقوع جدایش در زوایای زیاد در قسمتهای برآمده لبه حمله بوده است. در حقیقت جریان جدا شده در پایین دست ناحیه برآمده بزرگتر از آن در ناحیه فرورفته بال خواهد بود که همین عامل منجر به کاهش اثر زاویه حمله و تغییر در وقوع واماندگی بر روی بال ها می شود. این تغییر شکل در لبه حمله بال، افزایش بازده آیرودینامیکی در حین پرواز را به ارمغان می آورد. به دلیل ویژگی های خاص جریان در رینولدزهای پایین و اهمیت این رژیم پروازی برای ریزپرنده ها، اثر این تغییر شکل در رینولدز 1.4×10^5 مورد مطالعه قرار گرفته و نتایج حاصله نشان از بهبود عملکردی این دسته از بالواره ها در شرایط پس از واماندگی دارند ولی به ازای شرایط قبل از واماندگی، عملکرد آیرودینامیکی میکروپرنده با افت روبرو است [1].

به منظور حل مشکل افت عملکرد آیرودینامیکی در نواحی قبل از زاویه واماندگی، چندین مطالعه پارامتری انجام شده است. به عنوان تلاش اولیه، تاثیرات دامنه و طول موج^۴ دندانها بر روی بالواره ها و بال ها توسط جوهری و همکارانش [15] به انجام رسید که نشان داد بالواره ها بهترین عملکرد خود را زمانی دارا خواهد بود که دامنه دندانها در رینولدز 183000 کوچک باشد. علاوه بر آن کلسو و همکاران [16] و چانتیا [17] در تحقیقات خود نتیجه گرفتند که بیشترین زاویه واماندگی و ضریب برآ و کمترین ضریب پسا با استفاده از کوچکترین دامنه و طول موج بدست می آیند.

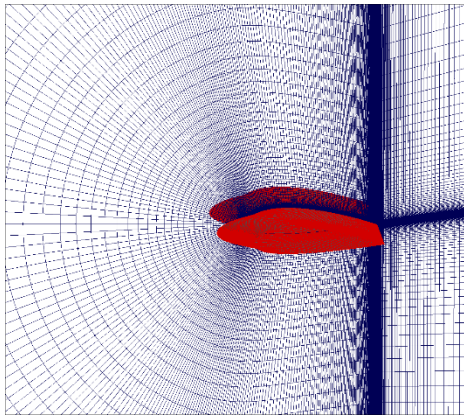
با توجه به مطالعات صورت گرفته، اگرچه دامنه و طول موج لبه حمله در بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال با لبه حمله موج دار موثر است ولی پارامترهای هندسی دیگری نیز وجود دارند که می توانند اثرات مثبتی بر عملکرد آن داشته باشند که این موضوع در تحقیقات گذشته مغفول مانده است. به همین دلیل، در این تحقیق، به بررسی پارامترهای هندسی ایرفویل پایه که بال با لبه حمله سینوسی از آن ساخته می شود مورد مطالعه قرار می گیرد. به همین منظور، از ایرفویل مبنا اپلر (EPPLER) در زاویه حمله ۱۵ درجه که در شرایط قبل از واماندگی است استفاده می شود و پارامترهای انحنای، ضخامت و ماکزیمم ضخامت به عنوان پارامترهای مورد مطالعه در نظر گرفته می شود. قابل ذکر است که دو پارامتر دامنه و طول موج ثابت خواهد بود و تنها اثر سه متغیر انحنای، ضخامت و محل ماکزیمم ضخامت بررسی می شوند.

۲- مدل سازی و معادلات حاکم

⁵ Eddy

³ Van Nierop

⁴ Wavelength



شکل ۲- شبکه بندی مدل

۴- اعتبارسنجی

این بخش با اعتبار سنجی عملکرد مدل بال لبه حمله سینوسی آغاز می شود که در جدول ۱ مقادیر کامل ضریب برآ و پسا نتایج عددی بال با مقادیر آزمایشی تأیید می شود [21]. نتایج عددی ضریب برآ بال با نتایج آزمایشگاهی به خصوص در زاویه حمله بالاتر مطابقت بسیار خوبی دارد. شروع ضریب پسای بال در صفر درجه بوده است و با افزایش زاویه حمله تا زمان جدایش نیز افزایش می یابد. افزایش سریعتر پسا بعد از زاویه حمله ۱۰ درجه نشانگر جدایی جریانی ناشی از گرادیان فشار نامطلوب در لایه مرزی است.

معمولاً پیش بینی مقادیر CL آسان است زیرا عمدتاً به دلیل اختلاف فشار در سطح بالا و پایین بال پدیدار می شود. به طور معمول مقادیر ضریب پسا توافق ضعیفی در جریان های متلاطم نشان می دهد، زیرا آن ها عمدتاً در اثر ضریب اصطکاک سطحی^۹ به خصوص در زاویه حمله بالا ایجاد می شوند. با این حال درصد خطا بین داده های شبیه سازی شده و آزمایشگاهی در ضریب برآ حدود ۲ درصد و در ضریب پسا در حدود ۵ درصد می باشد. بنابراین، نتایج عددی بال لبه جلویی سینوسی با نتایج تجربی تأیید می شود.

جدول ۱- اعتبار سنجی ضرایب برآ و پسا

زاویه حمله	شبیه سازی با دی ای اس			
	داده های آزمایشگاهی [21]	ضریب برآ	ضریب پسا	ضریب برآ
۰	۰.۱۶۱	۰.۰۳۹	۰.۱۴۸	۰.۰۲۲
۳	۰.۲۴۲	۰.۰۳۸	۰.۲۲۳	۰.۰۲۹
۵	۰.۲۹۱	۰.۰۵۰	۰.۲۵۲	۰.۰۴۱
۷	۰.۳۷۲	۰.۰۵۵	۰.۳۳۱	۰.۰۵۷
۱۰	۰.۴۴۱	۰.۰۸۳	۰.۴۰۹	۰.۰۷۵
۱۲	۰.۴۹۳	۰.۰۹۷	۰.۴۷۱	۰.۰۹۹
۱۵	۰.۵۹۴	۰.۱۱۷	۰.۵۹۲	۰.۱۳۹
۱۷	۰.۶۵۰	۰.۱۵۲	۰.۶۷۱	۰.۲۱۹
۲۰	۰.۷۴۰	۰.۲۴۷	۰.۷۶۰	۰.۲۷۳

۵- نتایج

همانطور که گفته شد بال دنداندار نامحدود سینوسی از بالواره EPLER در رینولدز 1.4×10^5 مورد مطالعه و بررسی واقع شده است.

استفاده می شود. از جمله مزایای این روش می توان به کاهش زمان و هزینه محاسباتی ضمن حفظ دقت بالای این روش در ناحیه ال ای اس، نسبت به دیگر روش های متداول ال ای اس مانند مدل اسماکورینسکی یک معادل های، اشاره کرد و البته که مواردی همچون حذف بخش مهمی از نوسانات در ناحیه رنس و محل قرارگیری سطح مشترک، نشان دهنده ضعف و معایب این مدل است. قابل ذکر است که در سال های اخیر به منظور رفع برخی از ایرادات موجود در مدل مذکور، اصلاحاتی صورت گرفت که به ارائه مدل های دی دی ای اس (DDES) و دی دی ای اس (IDDES) ختم شد. روش عددی مورد استفاده در این تحقیق از الگوریتم سیمپل (یک روش نیمه ضمنی برای معادلات متصل به فشار) و یک گسسته سازی با دقت مرتبه دوم برای فشار استفاده می کند. علاوه بر این، از حلگر درونبایی درجه دوم (درونبایی درجه دوم بالادست جهت حرکت شناسی همرفتی) در مقاله ای که پیرا^۶ و همکاران انجام دادند [18]. در گسسته سازی حجم محدود معادلات بقا مورد استفاده قرار گرفته است. با این حال، اینگرال گیری زمانی به روش ضمنی با دقت مرتبه دوم، به منظور کاهش محدودیت های پایداری عددی تعبیه شده و تغییرات زمانی در هر مرحله از شبیه سازی نیز برابر با 0.0025 ثانیه در نظر گرفته شده است. همچنین به منظور تأیید استقلال گام زمانی، این مقدار زمانی در مرحله مقدماتی به نصف کاهش یافته و نتایج حاصله نشان دادند که مقدار زمانی در نظر گرفته شده از دقت مطلوبی برخوردار است و نتایج حاصله را می توان مستقل از زمان در نظر گرفت. هنگام تنظیم پارامترهای شبیه سازی های عددی، مقادیر وتر بال برابر 232 میلیمتر و عدد رینولدز نیز 1.4×10^5 در نظر گرفته شده که در این حالت با سرعت جریان آزاد $U_{\infty} = 8/81478$ متر بر ثانیه مطابقت دارد.

۳- شبکه بندی و شرایط مرزی

شبکه های محاسباتی مورد استفاده در شبیه سازی ای کنونی برای جریان حول بال نامحدود با لبه حمله سینوسی، همانطور که با استفاده از توپولوژی ترکیبی C-H تولید شده است. استقلال از شبکه نیز با تغییر تعداد مش انجام گرفته به طوری که به ازای تعداد سلول هایی برابر ۶ میلیون جواب مناسبی حاصل شده است به طوری که نوع مش نهایی حول مدل مذکور در شکل ۲ نمایان شده است.

مرزهای دور میدان حل با فاصله تقریباً ۲۰ برابر طول وتر متوسط در اطراف بالواره جانمایی شده است. در مرز ورودی سرعت ورودی و در مرز خروجی خروجی از شرط مرزی فشار خروجی [19] استفاده شده که این مرز دارای فاصله ۱۲ برابر طول وتر در پایین دست موقعیت بالواره وضع شده است و شرایط عدم لغزش^۷ نیز در تمام سطوح دیواره جامد بال نامحدود اعمال شده است. به علاوه گام زمانی استفاده شده می بایست مطابق با پیشنهاد منتر^۸ [20] به منظور تسخیر صحیح لایه مرزی آرام و گذار می بایست از تنظیم شدن مقدار γ^+ تقریباً حدود یک اطمینان داشت. در همین راستا در کار حاضر، مقدار γ^+ در بازه مناسبی متغیر است به طوری که با الزامات مدل آشفتگی جریان مطابقت دارد.

⁸ Menter

⁹ Skin friction

⁶ Pereira

⁷ No slip

همانطور که در شکل ۴ نمایان هست، کانتور آبی سرعت زیر صفر را نشان می‌دهد و سبزی ناحیه نیز سرعت مثبت نمایش می‌دهد که در صورت رسیدن این دو کانتور برگشت جریان بوجود خواهد آمد. این امر حاصل تشکیل حباب خواهد بود که هر چه حباب بزرگتری تشکیل شود نیروی پسای بیشتری بوجود خواهد آمد.

از طرفی هر چه حباب ضخیم تر باشد به واماندگی نزدیک تر خواهد بود، برعکس هر چه واماندگی دیرتر، ضریب برآ ماکزیمم^{۱۱} بیشتر خواهد داشت. آنطور که در حالت ۱ نمایان هست جریان چون حباب بزرگتر است در لبه‌ی فرار بال فشار با کاهش چشمگیر روبه رو خواهد بود، به همین دلیل جریان از سطح پایین به سمت بالا مکیده و گردابه کوچک در لبه فرار مشاهده می‌شود.

جریان در حالت ۲ همانطور که در کانتور سرعت متوسط نمایان هست روی سطح بالایی شتاب بیشتری نسبت به حالت ۱ دارد پس نیروی برآ در حالت ۲ بیشتر است. از طرفی در حالت ۲ گردابه کوچکتر مشاهده می‌شود و در نتیجه ناحیه برگشت جریان کوچکتر خواهد بود که نتیجه می‌شود که نیروی پسای کمتری در حالت ۲ وجود خواهد داشت.

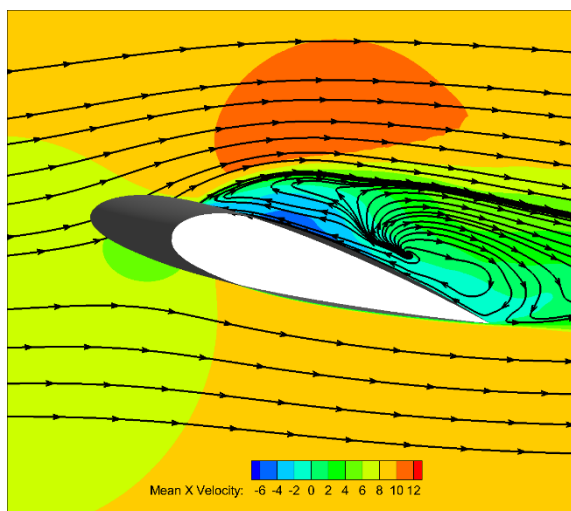
۵-۲- بررسی محل ماکزیمم ضخامت بر عملکرد بال نامحدود

سینوسی

باتوجه به داده‌های شبیه‌سازی که در جدول ۳ نمایان شده است، می‌توان دریافت که با افزایش محل ماکزیمم ضخامت در بال نامحدود سینوسی ضرایب برآ افزایش و پساکاهش پیدا می‌کند. در تقابل شاهد کاهش نسبت ضریب برآ به پساکاهش نیز نمایان خواهد بود.

جدول ۳- کمیت‌های محاسبه شده در دو حالت در شبیه‌سازی

شماره حالت	محل ماکزیمم ضخامت	ضریب برآ	ضریب پساکاهش	نسبت ضریب برآ به پساکاهش
حالت شماره ۳	۰.۱۸/وتر	۰.۸۳	۰.۲۳	۳.۶۰
حالت شماره ۴	۰.۳۶/وتر	۰.۹۵	۰.۲۲	۴.۳۲



حالت شماره ۳

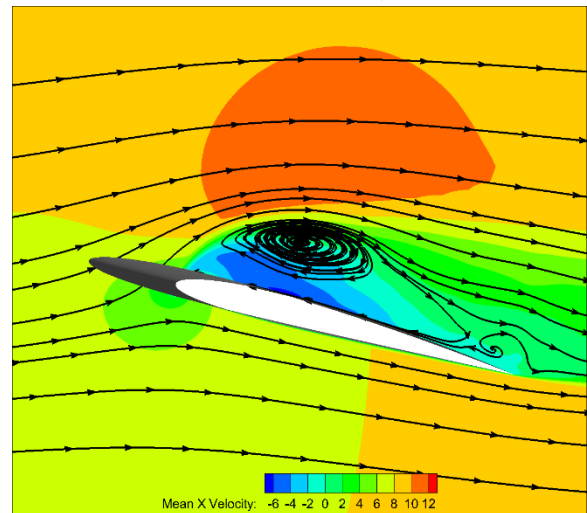
در این مطالعه تمامیه زوایای حمله بصورت ثابت و در ۱۵ درجه که در ناحیه قبل از واماندگی حضور دارد، بررسی می‌شود. علاوه بر زاویه حمله، طول موج و دامنه موج^{۱۰} نیز ثابت در نظر گرفته شده است. درنتیج قصد برآن شد که تاثیرات تغییر سه فاکتور اثر ضخامت، انحنا و محل ماکزیمم ضخامت را بر عملکرد بال نامحدود سینوسی و علت این پدیده‌ها و نحوه ضرایب آیرودینامیکی آن‌ها بررسی شود.

۵-۱- بررسی اثر ضخامت بر عملکرد بال نامحدود سینوسی

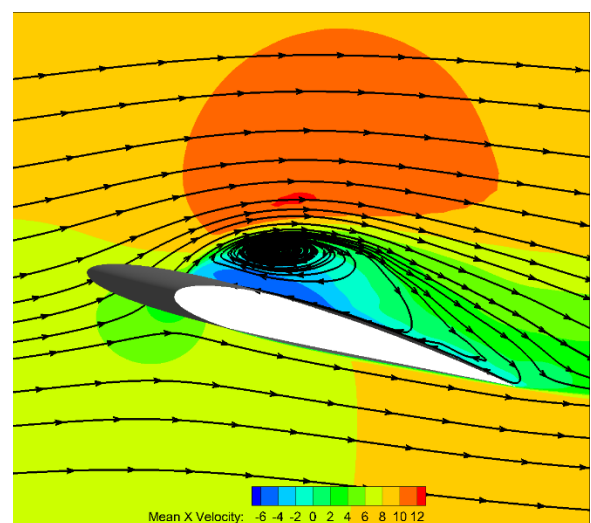
جدول ۲- کمیت‌های محاسبه شده در دو حالت در شبیه‌سازی

شماره حالت	ضخامت	ضریب برآ	ضریب پساکاهش	نسبت ضریب برآ به پساکاهش
حالت شماره ۱	۱۷٪وتر	۱.۰۸	۰.۲۵	۴.۳۳
حالت شماره ۲	۲۶٪وتر	۱.۱۲	۰.۲۴	۴.۶۷

براساس داده‌های شبیه‌سازی که در جدول ۲ نمایان شده است متوجه این امر خواهیم شد که با افزایش درصد ضخامت در بال نامحدود سینوسی ضرایب برآ افزایش و پساکاهش پیدا می‌کند. در تقابل شاهد افزایش نسبت ضریب برآ به پساکاهش نیز خواهیم بود.



حالت شماره ۱

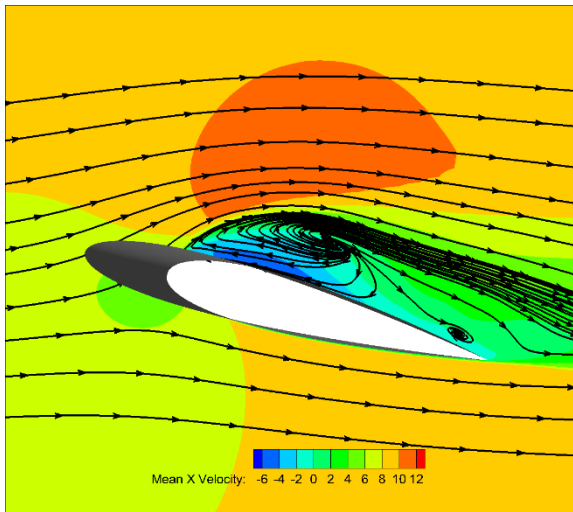


حالت شماره ۲

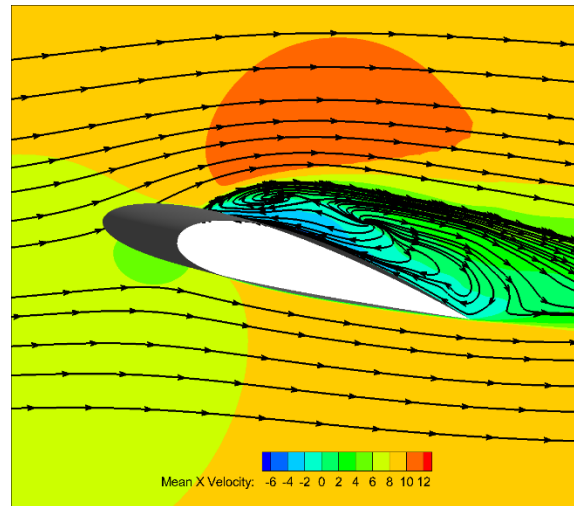
شکل ۴- کانتور و خطوط جریان سرعت متوسط گیری شده دو بال سینوسی با ضخامت‌های متفاوت در زاویه حمله ۱۵ درجه

¹¹ CLmax

¹⁰ Amplitude

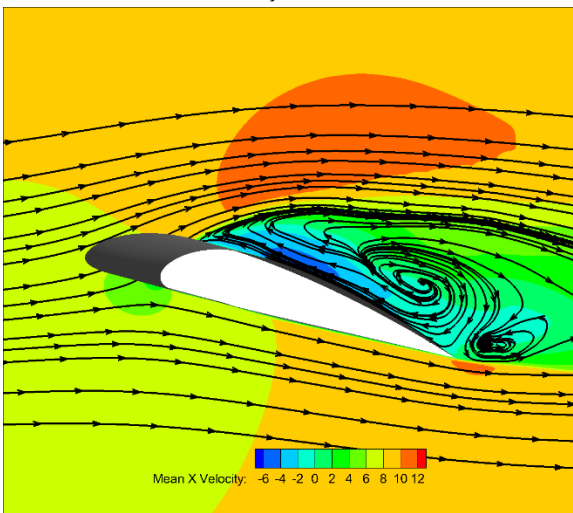


حالت شماره ۵



حالت شماره ۴

شکل ۵- کانتور و خطوط جریان سرعت متوسط گیری شده دو بال سینوسی بامحل ماکزیمم ضخامت های متفاوت در زاویه حمله ۱۵ درجه



حالت شماره ۶

شکل ۶- کانتور و خطوط جریان سرعت متوسط گیری شده دو بال سینوسی با انحنای متفاوت در زاویه حمله ۱۵ درجه

همانطور که در شکل ۵ مشهود هست منحنی شیب انرژی در حالت ۳ کم شده است و در عوض آن بالای قسمت بال وسعت حباب بیشتری شده است و منجر به رنگ آبی کانتور و سرعت منفی بیشتری می شود. در حالت ۴ همانند کانتور براحتی مشخص شده که نیروی برآی بیشتری وجود دارد. در حالت ۳ با توجه کانتور برگشت جریان نمایان می شود، مرکز گردابه ها نیز به پشت آمده و جابه جاشده ولی در حالت ۴ اینطور نیست و حباب کوچکتر تشکیل شده پس دلیل پسای کمتر حالت ۴، جدایش کوچکتر آن هست.

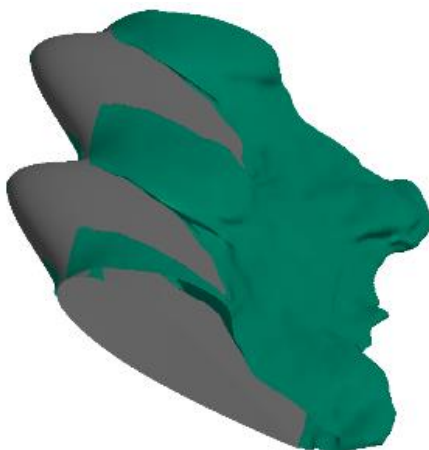
۳-۵- بررسی اثر انحنا بر عملکرد بال نامحدود سینوسی

باتوجه به داده های شبیه سازی که در جدول ۳ نمایان شده است ، مشهود می شود که با افزایش انحنا در بال نامحدود سینوسی ضرایب برآ و پسای افزایش پیدا می کند اما کاهش نسبت ضریب برآ به پسای پدیدار می شود.

جدول ۴- کمیت های محاسبه شده در دو حالت در شبیه سازی

شماره حالت	انحنا	ضریب برآ	ضریب پسای	نسبت ضریب برآ به پسای
حالت شماره ۵	۰.۷۸/وتر	۰.۹۲	۰.۲۲	۴.۱۹
حالت شماره ۶	۱.۳۶/وتر	۱.۰۰	۰.۲۵	۴.۰۰

همانطور که در شکل ۶ نمایان هست، در حالت ۶ پسای بیشتری وجود دارد و چون حباب جدایش بزرگتری دارد و در حالت ۵ جریان به سطح بازمی گردد اما در حالت ۶ بازگشت جریان و چسبیدن به سطح رخ نمی دهد، جدایش بزرگتر می شود. با توجه به شتاب نیز نیروی برآ در حالت ۶ بیشتر خواهد بود.

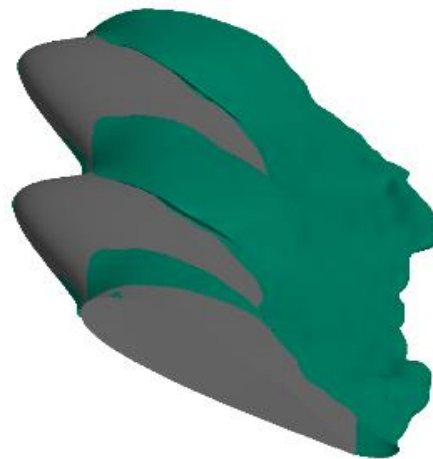


حالت شماره ۵

را بر روی بال نامحدود سینوسی بررسی شد و پس از تحلیل های نیروهای آیرودینامیکی از روی داده ها و کانتور های بدست آمده از نرم افزار فلونت نتایج بر آن شد که (۱) با افزایش ضخامت ضریب برآ افزایش و ضریب برآ کاهش می یابد. (۲) با افزایش محل ماکزیمم ضخامت ضریب برآ افزایش و پسا کاهش می یابد. (۳) با افزایش انحنا هم ضریب برآ و هم ضریب پسا افزایش می یابد.

۷- مراجع

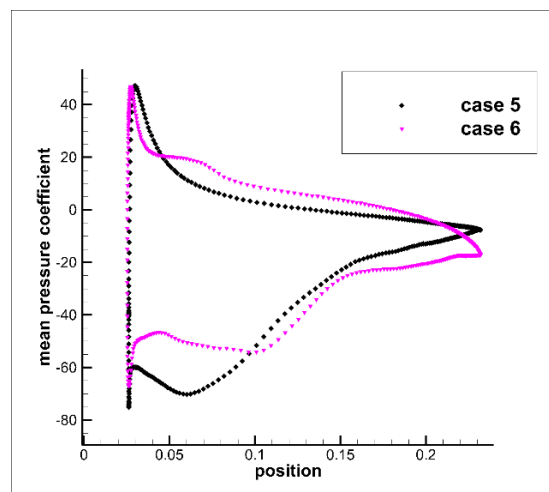
- [1] A. Esmaili, H. E. C. Delgado, and J. M. M. Sousa, "Numerical simulations of low-Reynolds-Number flow past finite wings with leading-Edge protuberances," in *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 1, pp. 226–238, doi: 10.2514/1.C034591.
- [2] A. Esmaili, J. S.-29th C. of the I. C. of, and undefined 2014, "Influence of wing aspect ratio on passive stall control at low Reynolds number using sinusoidal leading edges," *icas.org*, Accessed: Jan. 19, 2021. [Online]. Available: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0944_paper.pdf.
- [3] C. Cai, Z. Zuo, S. Liu, and Y. Wu, "Numerical investigations of hydrodynamic performance of hydrofoils with leading-edge protuberances," *Adv. Mech. Eng.*, vol. 7, no. 7, pp. 1–11, Jun. 2015, doi: 10.1177/1687814015592088.
- [4] R. K. Edel and H. E. Winn, "Observations on underwater locomotion and flipper movement of the humpback whale *Megaptera novaeangliae*," *Mar. Biol.*, vol. 48, no. 3, pp. 279–287, Sep. 1978, doi: 10.1007/BF00397155.
- [5] J. Perkins and H. Whitehead, "Observations on Three Species of Baleen Whales off Northern Newfoundland and Adjacent Waters," *J. Fish. Res. Board Canada*, vol. 34, no. 9, pp. 1436–1440, Sep. 1977, doi: 10.1139/f77-206.
- [6] F. Fish, L. Howle, M. M.-I. and Comparative, and undefined 2008, "Hydrodynamic flow control in marine mammals," *academic.oup.com*, Accessed: Jan. 19, 2021. [Online]. Available: <https://academic.oup.com/icb/article-abstract/48/6/788/835109>.
- [7] F. E. Fish and J. M. Battle, "Hydrodynamic design of the humpback whale flipper," *J. Morphol.*, vol. 225, no. 1, pp. 51–60, 1995, doi: 10.1002/jmor.1052250105.
- [8] G. V. Lauder, F. E. Fish, and G. V. Lauder, "Passive and active flow control by swimming fishes and mammals," *Artic. Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 38, pp. 193–224, 2006, doi: 10.1146/annurev.fluid.38.050304.092201.
- [9] F. Fish, P. Weber, M. Murray, and L. Howle, "The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology ۲۰۱۱", Accessed: Jan. 19, 2021. [Online]. Available: <https://academic.oup.com/icb/article-abstract/51/1/203/636829>.
- [10] P. Watts and F. E. Fish, "The INFLUENCE OF PASSIVE, LEADING EDGE TUBERCLES ON WING PERFORMANCE." Accessed: Jan. 19, 2021. [Online]. Available: https://www.researchgate.net/profile/Frank_Fish4/publication/229002925_The_influence_of_passive_leading_edge_tubercles_on_wing_performance/links/0c9605233028f7aef1000000.pdf.



حالت شماره ۶

شکل ۷- سطوح همانی سرعت متوسط گیری شده دو بال سینوسی با انحنا های متفاوت در زاویه حمله ۱۵ درجه

اندازه حباب براساس سطوح همانی^{۱۲} نیز در در شکل ۷ مشخص هست، همانطور که واضح هست در نواحی دره دندانها های بال در حالت ۶ محدوده حباب بزرگتری نمایان هست که خود دلیل افزایش نیروی پسا بوده است.



شکل ۸- نمودار ضریب فشار متوسط دو بال سینوسی با انحنای متفاوت

زمانی که حباب جدایش قصد تشکیل شدن دارن و فرآیند آن در طی انجامیدن هست فشار ثابت خواهد بود، با توجه به نمودار ضریب فشار شکل ۸ در ابتدای نمودار و قسمت سطح بالای بال ثابت بودن ناحیه ضریب فشار متوسط نمایانگر هست.

به دلیل بزرگتر بودن خط ثابت در حالت ۶ بر آن می دانیم که ضریب پسا نیز در این حالت بیشتر خواهد بود.

۶- نتیجه گیری

در این مقاله سعی بر این شد که با توجه به وجود ایرفویل دنداندار اپلر (EPPLER) در زاویه حمله ۱۵ درجه و بودن آن در منطقه زاویه پیش از واماندگی به بررسی اثرات تغییرات انحنا و ضخامت و محل ماکزیمم ضخامت

- [11] D. S. Miklosovic, M. M. Murray, L. E. Howle, and F. E. Fish, "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale "Megaptera novaeangliae... flippers," *Phys. FLUIDS*, vol. 16, no. 5, 2004, doi: 10.1063/1.1688341.
- [12] D. S. Miklosovic, M. M. Murray, and L. E. Howle, "Experimental evaluation of sinusoidal leading edges," in *Journal of Aircraft*, 2007, vol. 44, no. 4, pp. 1404–1408, doi: 10.2514/1.30303.
- [13] P. W. Weber, L. E. Howle, M. M. Murray, and D. S. Miklosovic, "Computational evaluation of the performance of lifting surfaces with leading-edge protuberances," *J. Aircr.*, vol. 48, no. 2, pp. 591–600, 2011, doi: 10.2514/1.C031163.
- [14] E. A. Van Nierop, S. Alben, and M. P. Brenner, "How bumps on whale flippers delay stall: An aerodynamic model," *Phys. Rev. Lett.*, vol. 100, no. 5, Feb. 2008, doi: 10.1103/PhysRevLett.100.054502.
- [15] H. Johari, C. Henoeh, D. Custodio, and A. Levshin, "Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance," *AIAA J.*, vol. 45, no. 11, pp. 2634–2642, Nov. 2007, doi: 10.2514/1.28497.
- [16] R. Kelso, N. Rostamzadeh, and K. Hansen, "Tubercle Geometric Configurations: Optimization and Alternatives," in *Flow Control Through Bio-inspired Leading-Edge Tubercles*, Springer International Publishing, 2020, pp. 69–84.
- [17] P. Chaitanya,, *et al.*, "Performance and mechanism of sinusoidal leading edge serrations for the reduction of turbulence-aerofoil interaction noise." Accessed: Jan. 19, 2021. [Online]. Available: <https://eprints.soton.ac.uk/405336/>.
- [18] J. Pereira, J. S.-J. of C. Physics, and undefined 1993, "Finite volume calculations of self-sustained oscillations in a grooved channel," *Elsevier*, Accessed: Jan. 20, 2021. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0021999183710879>.
- [19] M. H. Kobayashi, J. C. F. Pereira, and J. M. M. Sousa, "Comparison of several open boundary numerical treatments for laminar recirculating flows," *Int. J. Numer. Methods Fluids*, vol. 16, no. 5, pp. 403–419, 1993, doi: 10.1002/fld.1650160505.
- [20] R. B. Langtry, F. R. Menter, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang, and S. Völker, "A correlation-based transition model using local variables - Part II: Test cases and industrial applications," *J. Turbomach.*, vol. 128, no. 3, pp. 423–434, Jul. 2006, doi: 10.1115/1.2184353.
- [21] J. L. E. Guerreiro and J. M. M. Sousa, "Low-reynolds-number effects in passive stall control using sinusoidal leading edges," *AIAA J.*, vol. 50, no. 2, pp. 461–469, Feb. 2012, doi: 10.2514/1.J051235.