



(علمی - پژوهشی)

بررسی تأثیرات دامنه طول موج لبه حمله سینوسی در بال‌های موج‌دار در شرایط پس از واماندگی

در این تحقیق، تغییرات دامنه و طول موج تابع سینوسی که لبه حمله موج‌دار بال را تشکیل می‌دهد در شرایط پس از واماندگی مورد مطالعه قرار گرفته است تا میزان اثرگذاری هر یک از این پارامترها بر روی کنترل پدیده واماندگی بررسی شود و میزان حساسیت پدیده واماندگی به هر یک از این دو پارامتر سنجیده شود. به این منظور، بال با سطح مقطع اپلر دارای لبه حمله موج‌دار مدنظر واقع شده و شبیه‌سازی عددی به‌ازای رینولدز ۱۴۰۰۰۰ و در زاویه حمله ۲۲ درجه که دقیقاً بعد از واماندگی است انجام شده است. نتایج نشان داده که ارتفاع ناحیه جدا شده جریان به دامنه موج سینوسی حساسیت بیشتری دارد درحالی‌که عرض ناحیه جدا شده جریان شدیداً به طول موج تابع سینوسی وابسته است. نسبت ضرایب آیرودینامیکی نیز به افزایش دامنه موج سینوسی حساسیت بیشتری دارد و با کاهش ۷/۵٪ روبرو شده است.

واژه‌های کلیدی: لبه حمله سینوسی، دامنه، طول موج، ناحیه جدایش جریان، نیروی آیرودینامیکی

امیرفرهنگ نیکخو^{۱*}، علی اسماعیلی^{۲**}
۱- گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و
مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

* دانشجوی کارشناسی ارشد

** استادیار (نویسنده پاسخگو)

ایمیل: aliesmaeili@ferdowsi.um.ac.ir

Effect of Amplitude and Wavelength of the Sinusoidal Leading Edge of the Tubercled Wing in Post- Stall Condition

In this study, the variation of amplitude and wavelength of the sinusoidal wing in the post-stall condition have been studied to evaluate the effect of each of these parameters on the control of the stall phenomenon and the stall's sensitivity to Each of these two parameters is measured. For this purpose, an EPPLER considered as a wavy leading edge wing's cross section and a numerical simulation is performed for Reynolds 140,000 at 22 AOA, which is exactly at post stall condition. The results show that the height of the flow separation area is more sensitive to the amplitude in tubercled wings, while the width of the flow separation area is strongly dependent on the wavelength of the sinusoidal function. The lift coefficient to drag coefficient ratio (L/D) is also more sensitive to increasing the amplitude and has decreased by 7.5%.

Keywords: sinusoidal leading-edge, amplitude, wavelength, flow separation area, aerodynamic force.

Amirfarhang Nikkhoo^{*1}, Ali
Esmaeili^{**2}

1, 2- Department of Mechanical
Engineering, Technical and Engineering
Faculty, Ferdowsi University of
Mashhad, Mashhad, Iran

* M.Sc. Student

** Asistant Professor (Corresponding
Author)

Email: aliesmaeili@ferdowsi.um.ac.ir

(علمی - پژوهشی)

امیرفرهنگ نیکخو، علی اسماعیلی

مقدمه

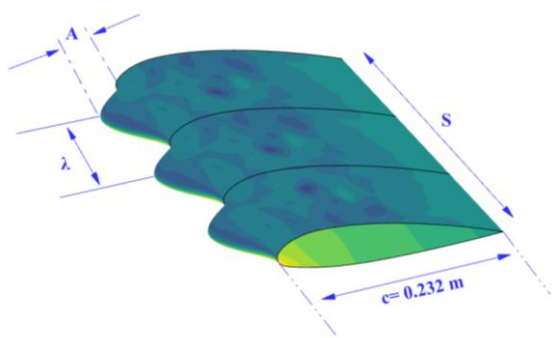
به منظور افزایش مانورپذیری و بهبود عملکرد ریزپرنده‌های بال ثابت، روش‌های مختلفی ارائه شده که یکی از جدیدترین روش‌های مطرح شده موج‌دار کردن لبه حمله بال است. این تغییر شکل با الهام گرفتن از باله‌های یک نوع نهنگ مگاپترا به دست آمده که منجر به افزایش منحصربه‌فرد مانورپذیری میکروپرنده شده است. در طی دهه گذشته، تحقیقات و مطالعات عددی و تجربی بر روی عملکرد آیرودینامیکی لبه حمله‌های موج‌دار انجام شد تا از این طریق راهبردهایی به منظور افزایش عملکرد باله‌ها بیابند. به عنوان مثال، واتس و فیش [۲۴] از روش پنل استفاده کردند تا بالواره ناکا ۶۳۴-۰۲۱ که دارای لبه حمله موج‌دار بوده مورد بررسی قرار دهند. نتایج حاکی از آن بوده که با موج‌دار کردن لبه حمله، ضرایب برآ و پسا افزایش یابند. برای پی بردن به جزئیات عمیق‌تر فیزیک جریان حول مدل‌های بال ایده‌آل با سطح مقطع ناکا ۰۰۲۰ که در مطالعات قبلی به صورت تجربی آزمایش شده بود [۲][۳]، وبر و همکارانش [۴] نیز مدل بال یکسانی را به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند تا بتوانند میدان جریان را در محدوده رینولدز مشخص به شکل بهتری نمایان کنند. نتایج بدست آمده حاکی از آن است که بال ساده باعث واماندگی در لبه حمله می‌شود، در حالی که بال با لبه حمله موج‌دار، جدایش بزرگی در قسمت‌های فرورفته لبه حمله را تجربه خواهد کرد. در زوایای حمله بیشتر، جریان سیال روی بال با لبه حمله سینوسی همچنان بر روی سطح آن چسبیده و همین عامل نیز توانایی حفظ نیروی برآ و حتی افزایش این نیرو در زوایای بعد از واماندگی شده است. واننیروپ و همکارانش [۵] هم یک تحقیق عددی بر روی اثرات برآمدگی‌های موجود بر روی بال نهنگ هامپیک انجام دادند و نتایج مطالعات آن‌ها حاکی از تخت بودن منحنی نیروی برآ بود که دلیل آن نیز وقوع جدایش جریان در فرورفتگی‌های 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 بال‌ها می‌شود. این تغییر شکل در لبه حمله بال، افزایش بازده آیرودینامیکی در حین پرواز را به ارمغان می‌آورد. به دلیل ویژگی‌های خاص جریان در رینولدزهای پایین و اهمیت این رژیم پروازی برای ریزپرنده‌ها، اثر این تغییر شکل در رینولدز ۱۴۰۰۰ مورد مطالعه قرار گرفته و نتایج حاصله نشان از بهبود عملکردی این دسته از بال‌ها در شرایط پس از واماندگی دارند ولی به ازای شرایط قبل از واماندگی، عملکرد آیرودینامیکی میکروپرنده با افت روبرو است [۶]. همچنین در تحقیقاتی اندازه‌گیری سرعت سنجی

تصویر ذرات میدان جریان حول یک بال با لبه سینوسی با عدد رینولدز ۱۴۰۰۰۰ برای دو زاویه حمله ۰ و ۱۵ انجام شده و این اندازه‌گیری‌ها برای بهبود مدل‌سازی محاسباتی جریان با استفاده از شبیه‌سازی‌های گردابه‌ای جدا شده مورد استفاده قرار گرفته است [۷].

به منظور حل مشکل اصلی بال‌های لبه حمله سینوسی که طبق مطالعات و پژوهش‌های انجام گرفته شده توسط دانشمندان در نواحی قبل از زاویه واماندگی، شاهد کاهش عملکرد آیرودینامیکی این نوع بال‌ها بوده‌اند، مطالعات پارامتری در این راستا به انجام رسیده است.

جباری و همکاران [۸] تاثیرات المان زبری بر روی بال لبه حمله سینوسی با سطح مقطع ناکا-ل س ۰۴۱۷ در رینولدز ۱۴۰۰۰۰ مورد مطالعه قرار دادند که شاهد تاثیرات بهبود عملکردی در ارتباط با ابعاد و حوزه تشکیل حباب جدایش آرام شده است. از طرف دیگر تحلیل فرکانسی و آکوستیکی تاثیرات زبری بر روی بال لبه سینوسی در راستای تحقیق پیشین انجام گرفت که نتایج حاکی از آن بود که با افزودن المان زبری افزایش فرکانس ریزش گردابه در این نوع بال‌ها به نسبت بال‌های ساده مشاهده می‌شود [۹]. هانسن و همکارانش [۱۰] عملکرد دو بالواره دندانه‌دار ناکا ۰۰۲۱ و ناکا ۶۵-۰۲۱ را در رینولدز ۱۲۰۰۰۰ بررسی کردند که برآن دانستند که تاثیرات دندانه‌ها بستگی به پروفیل بالواره هم دارد و برای پروفیلی که محل ماکزیمم ضخامت آن در ۵۰ طول وتر واقع شده باشد (مانند ناکا ۶۵-۰۲۱)، دندانه‌ها تاثیر ناچیزی بر اثر نیروی برآ در قبل از واماندگی دارند و برای بعد از واماندگی موثر هستند. در این تحقیق به تاثیرات منفی حباب جدایش آرام نیز بر عملکرد بالواره نیز برخورد کردند که این تاثیرات در تحقیقات جباری و همکاران نیز صدق کرده است. از طرف دیگر برای ناکا ۰۰۲۱ که دارای محل حداکثر ضخامت که در ۳۰٪ طول وتر واقع است، افزایش عملکرد نیروی برآ در ناحیه بعد از واماندگی در مقابل قبل از واماندگی ناچیز می‌شود. علاوه برآن کلسو و همکاران [۱۱] و چانتیا [۱۲] 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 می‌آیند.

همان‌طور که از تاریخچه مطالعاتی بال‌ها با لبه حمله سینوسی یا موج‌دار مشخص شده بزرگ‌ترین مانع در استفاده از این نوع کنترل جریان این است که به ازای زوایای حمله کم‌تر از زاویه واماندگی، عملکرد مناسبی ندارد و نیروی برآ نسبت به بال معمولی دچار افت محسوس می‌شود [۶]. به منظور بررسی فیزیک جریان و یافتن دلیل چنین رفتاری، نیکخو و اسماعیلی [۱۳] بال با لبه حمله موج‌دار در ناحیه قبل از واماندگی را مورد مطالعه قرار



شکل (۱): مدل بال

حلگری که در این مطالعه استفاده شده است، نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت نت نسخه ۱۹/۲ می‌باشد. در شبیه‌سازی 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 ۱۴۰۰۰۰ در نظر گرفته شده است. شدت آشفتگی نیز در این تحقیق بصورت بسیار اندک و در حدود ۱ درصد تنظیم شده است. به منظور شبیه‌سازی عددی، لازم است معادلات ناویر-استوکس به روش حجم محدود حل گردد [۶]. به منظور مدل‌سازی ادی‌های آشفتگی در میدان جریان سیال، از مدل آشفتگی شبیه‌سازی ادی‌های جدا شده، در تحقیق پیشرو استفاده شده است. این مدل آشفتگی در حقیقت ترکیبی از مدل k - w SST و شبیه‌سازی ادی بزرگ می‌باشد که در نواحی نزدیک به دیواره از مدل معادلات ناویر-استوکس میانگیری شده رینولدز استفاده کرده و در نواحی دور از دیواره که ادی‌ها اندازه بزرگتری دارند از مدل شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ استفاده می‌کند. همچنین در این مطالعه، الگوریتم سیمپل (یک روش نیمه ضمنی برای معادلات متصل به فشار) و یک گسسته‌سازی با دقت مرتبه دوم برای فشار و از حلگر درونیابی درجه دوم (درونیابی درجه دوم بالادست جهت حرکت شناسی همرفتی) مورد استفاده قرار گرفته است [۱۴]. انتگرال‌گیری زمانی به روش ضمنی با دقت مرتبه دوم، به منظور کاهش محدودیت‌های پایداری عددی تعبیه شده و تغییرات زمانی در هر مرحله از شبیه‌سازی نیز برابر با ۰/۰۰۲۵ 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 می‌توان مستقل از زمان در نظر گرفت [۱۳].

دادند و با ثابت در نظر گرفتن دو المان دامنه و طول موج تشکیل دهنده لبه حمله، تأثیرات المان‌های ضخامت، انحنا و محل ماکزیمم ضخامت ایرفویل مینا در این نوع بال بررسی کردند و به تأثیر این پارامترهای هندسی ایرفویل مینا بر رفتار جریان سیال پرداختند. اگرچه مختصات هندسی ایرفویل مینا در مشخصات آیرودینامیکی بال با لبه حمله سینوسی (موج‌دار) موثر است همانطور که اثر یکسانی بر روی ویژگی‌های آیرودینامیکی بال معمولی نیز دارد ولی دو پارامتر هندسی مهم دیگر در بال با لبه حمله سینوسی نیز وجود دارد که اثرگذاری بسیار زیادی بر روی مشخصات آیرودینامیکی این نوع بال در مقایسه با بال معمولی خواهد داشت. در حقیقت پارامترهای دامنه و طول موج شکل سینوسی لبه حمله در کیفیت جریان سیال بسیار می‌تواند اثرگذار باشد بخصوص اینکه در ناحیه بعد از واماندگی این اثرگذاری بسیار چشمگیر خواهد بود.

در این تحقیق، اثرات دامنه و طول موج تابع سینوسی که منجر به شکل‌گیری لبه حمله سینوسی (موج‌دار) می‌شود مطالعه می‌شود. این بررسی در شرایط بعد از واماندگی صورت گرفته و برای بهتر درک کردن عملکرد جریان حول بال‌هایی با لبه حمله سینوسی، ایرفویل مینا ثابت در نظر گرفته شده است و تنها دامنه و طول موج تابع سینوسی تغییر داده شده است که منجر به تغییر در شکل لبه حمله سینوسی بال شده است. به منظور بررسی این تغییرات بر فیزیک جریان سیال، میدان سرعت و اندازه جدایش جریان صورت گرفته حول بال با لبه حمله سینوسی مقایسه شده و با انجام تحلیل فرکانس گردابه‌ها، قدرت و اندازه آن‌ها مورد بررسی قرار گرفت. در این مطالعه، به بررسی تأثیرات این دو متغیر طراحی در زاویه حمله ۲۲ درجه پرداخته شده که کمک شایانی به تحقیقات آینده در راستای انتخاب بهترین ابعاد برای این دو متغیر طراحی در راستای کسب بهترین شرایط آیرودینامیکی خواهد کرد.

مدل‌سازی عددی

به منظور مدل‌سازی بال با لبه حمله برآمده، سطح مقطع بالواره اپلر برای این مطالعه در نظر گرفته شد. سپس به منظور ایجاد برآمدگی در راستای دهانه بال در قسمت لبه حمله آن، از رابطه ریاضیاتی که در مرجع [۱۳] استفاده شده است تا یک لبه حمله سینوسی در بال ایجاد شود. تصویر بال لبه سینوسی استفاده شده در این تحقیق در شکل ۱ نمایان شده است که A نمایانگر دامنه و λ نمایانگر طول موج بال خواهند بود. گفتنی است که طول وتر این بالواره نیز ۲۳۲ میل‌متر در نظر گرفته شده است.

است. بنابراین، نتایج حل عددی بال با لبه حمله موج دار با نتایج تجربی تأیید می شود.

شبکه بندی و شرایط مرزی

جدول (۱): اعتبارسنجی ضریب برآ و پسا

زاویه حمله	داده های شبیه سازی شده		داده های آزمایشگاهی	
	ضریب برآ	ضریب پسا	ضریب برآ [۱۷]	ضریب پسا [۱۸]
۰	۰/۱۴۸	۰/۰۲۲	۰/۱۶۱	۰/۰۳۹
۵	۰/۲۵۲	۰/۰۴۱	۰/۲۹۱	۰/۰۵۰
۱۰	۰/۴۰۹	۰/۰۷۵	۰/۴۴۱	۰/۰۸۳
۱۵	۰/۵۹۲	۰/۱۳۹	۰/۵۹۴	۰/۱۱۷
۱۷	۰/۶۷۱	۰/۲۱۹	۰/۶۵۰	۰/۱۵۲
۲۰	۰/۷۶۰	۰/۲۷۳	۰/۷۴۰	۰/۲۴۷

نتایج

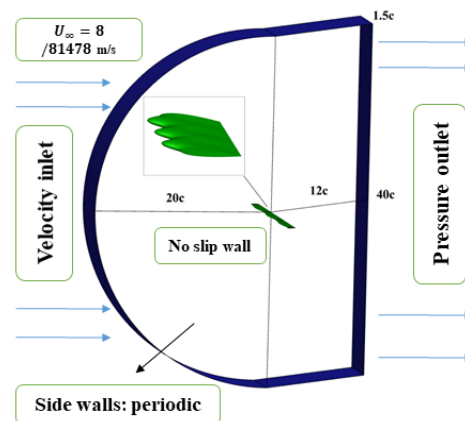
همان طور که گفته شد باتوجه به اینکه در تحقیقات گذشته اهمیت زیادی به دامنه و طول موج در ناحیه بعد از واماندگی صورت نگرفته است، برای بهتر درک کردن عملکرد جریان حول بال های لبه سینوسی در هنگام تغییرات دامنه و طول موج و تأثیراتی که این دو پارامتر بر روی این بال ها دارند بال نامحدود موج دار با سطح مقطع اپلر در این تحقیق در زاویه حمله ۲۲ درجه مورد مطالعه قرار گرفته و رفتار جریان آن مورد بررسی واقع شده است. برای انجام این بررسی هر متغیر، متغیر دیگری ثابت در نظر گرفته می شود تا عملکرد نیروهای آیرودینامیکی مورد سنجش قرار گیرد و پس از آن عملکرد میدان جریان بررسی شود.

بررسی اثر طول موج بر دو بال لبه حمله سینوسی

ابتدا این تحقیق قصد دارد که تغییرات و رفتار سیال حول بال لبه سینوسی هنگامی که متغیر طول موج بال آن در حال تغییر است، بپردازد زمانی که بقیه متغیرهای طراحی ثابت هستند. بر اساس داده های شبیه سازی که در جدول زیر نمایان شده است می توان به روند عملکردی نیروهای آیرودینامیکی حول محوریت تغییرات طول موج پی برد. بدین صورت که باتوجه به این جدول با کاهش طول موج در بال لبه حمله سینوسی از ۴۶٪ وتر به ۱۱/۷٪ وتر، می توان دریافت که ضریب برآ و ضریب پسا رابطه مستقیمی با کاهش طول موج داشته و آن ها نیز کاهش

شبکه های محاسباتی مورد استفاده در این شبیه سازی برای جریان حول بال نامحدود با لبه حمله سینوسی، با ترکیبی از نوع ساختار 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.

مرزهای دور میدان حل بافاصله تقریباً ۲۰ برابر طول وتر متوسط در اطراف بالواره قرار داده شده است. در مرز ورودی سرعت و در مرز خروجی از شرط مرزی فشار [۱۵] استفاده شده که این مرز دارای فاصله ۱۲ برابر طول وتر در پایین دست موقعیت بالواره وضع شده است. شرایط عدم لغزش نیز در تمام سطوح دیواره جامد بال نامحدود اعمال شده است که در شکل ۲ بوضوح قابل مشاهده می باشد. مطابق با پیشنهاده منتر [۱۶] 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.



شکل ۲: شرایط مرزی

به منظور صحت سنجی شبیه سازی عددی، در جدول ۱ مقادیر کامل ضریب برآ و پسا حاصله از حل عددی با مقادیر آزمایشی تأیید مقایسه می شود [۱۷، ۱۸]. نتایج عددی ضریب برآ بال با نتایج آزمایشگاهی به خصوص در زاویه حمله بالاتر مطابقت بسیار خوبی دارد. با این حال درصد خطا بین داده های شبیه سازی شده و آزمایشگاهی در ضریب برآ و پسا تقریباً نزدیک به داده های آزمایشگاهی

می‌یابند. همچنین نسبت ضریب برآ به پسا نیز دچار کاهش می‌شود.

جدول (۲): کمیت‌های محاسبه شده در دو حالت در شبیه‌سازی با طول

موج‌های متفاوت

شماره حالت	تغییرات دامنه	ضریب برآ	ضریب پسا	نسبت برآ به پسا
حالت شماره ۱	۴۶٪ وتر	۰/۸۴۵	۰/۳۴۷	۲/۴۲۸
حالت شماره ۲	۱۱/۷٪ وتر	۰/۷۰۶	۰/۳۰۰	۲/۳۵۰

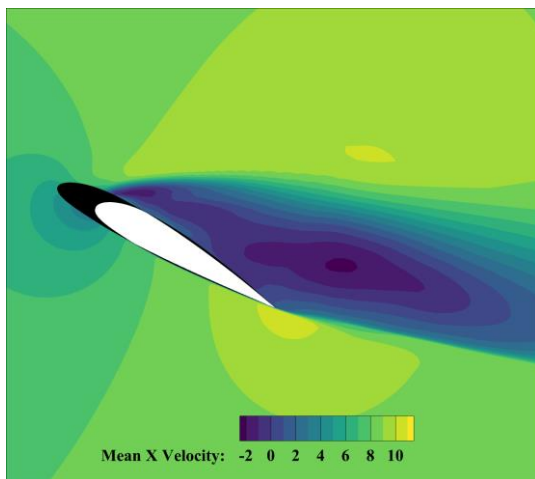
پس از آن به تحلیل و بررسی صحت جدول ۲ در شبیه‌سازی پرداخته شد، برای این امر در گام اول تصویر واضحی از تغییرات سرعت متوسط در دو بال لبه حمله سینوسی با طول موج‌های متفاوت که شامل حالت شماره ۱ (طول موج ۴۶٪ وتر) و حالت شماره ۲ (طول موج ۱۱/۷٪ وتر) در شکل ۳ نمایان شده‌است.

همان‌طور که در این شکل مشخص است در حالت ۱ قسمت بنفش رنگ بسیار زیاد بوده که نوید ناحیه جدایش جریان بزرگ‌تری را به ما داده و از طرفی این امر موجب افزایش ضریب

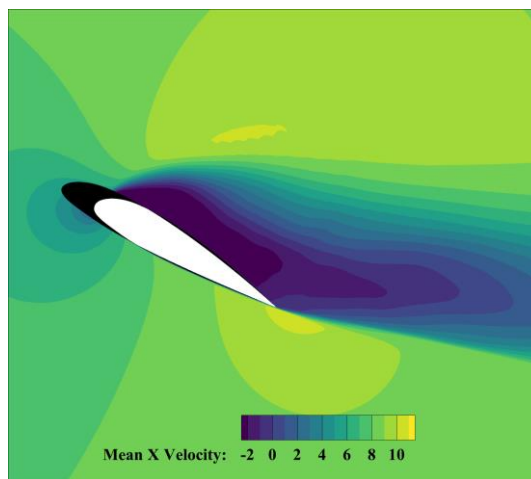
پسای ما خواهد بود. پس از کاهش طول موج این ناحیه نیز کوچک‌تر شده و نیروی پسا نیز کاهش یافته‌است.

علاوه بر این، با کاهش طول موج جریان در بالای ناحیه جدایش جریان در حالت دوم به دلیل ارتفاع کمتر این ناحیه روی سطح بالای بال، شتاب کمتری می‌گیرد و جریان با سرعت کمتری حرکت می‌کند و همین امر بر اساس معادله برنولی منجر به افزایش فشار جریان در ناحیه فوقانی بال در حالت دوم نسبت به حالت اول شده و منتج به کاهش برآ می‌شود.

نکته قابل‌تأمل ایجاد ناحیه جدایش دوم در حالت شماره ۲ است که پس از یکبار جدایش شاهد جدایش دوم در این حالت هستیم که جریان بعد از یکبار بازگشت به سطح، دوباره به سطح بال بازمی‌گردد (او به سمت لبه فرار پیوسته جدا می‌شود). از طرف دیگر، ناحیه تشکیل شده در سطح بالایی بال در حالت اول به دلیل ضخامت کمتر آن، مومنتوم جریان سریع‌تر به لایه مرزی منتقل شده و جدایش رخ داده قبل از لبه فرار به سطح می‌چسبد و این امر منجر می‌شود که لایه برشی بین مرز ناحیه جداشده آرام و جریان پیرامون آن باعث شکل‌گیری جدایش جریان ثانویه‌ای در انتهای لبه فرار شده و در نتیجه پسای تولید شده در حالت اول نسبت به حالت دوم افزایش می‌یابد.



ب: حالت ۲ (طول موج ۱۱/۷٪ وتر)



الف: حالت ۱ (طول موج ۴۶٪ وتر)

شکل (۲): کانتور جریان سرعت متوسط‌گیری شده در دو بال سینوسی با طول موج‌های مختلف در زاویه حمله ۲۲ درجه در موقعیت دره بال لبه حمله سینوسی

می‌دانیم نیروی برآ ناشی از تغییرات فشار است، پس هر چه تغییرات فشار بیشتر باشد نیروی برآ بیشتری خواهیم داشت و این رفتار در شرایط برعکس نیز صدق می‌کند. در حالت ۱ جریان آرام

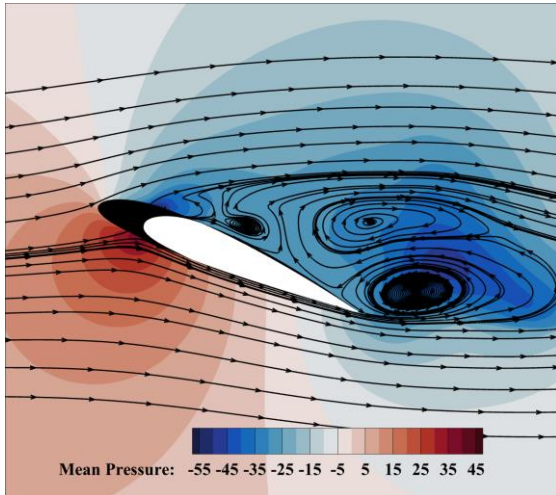
این تحقیق برای نمایش بهتر تغییرات نیروی برآ به سراغ کانتور فشار متوسط‌گیری شده رفته و آن را در شکل ۴ به تصویر کشیده شده‌است. همان‌طور که از مفاد پایه‌ای فیزیک هوافضا

(علمی - پژوهشی)

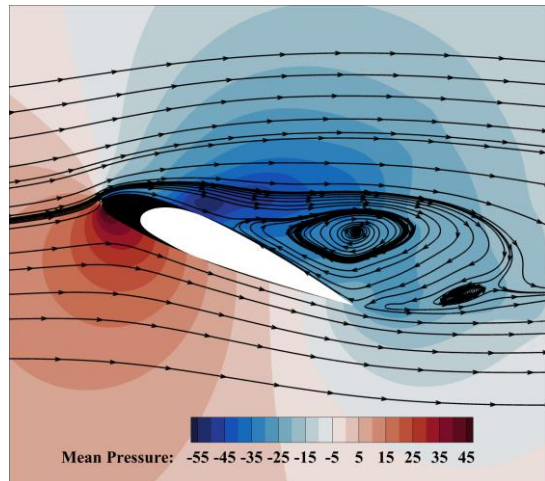
امیرفرهنگ نیکخو، علی اسماعیلی

بال قابل مشاهده است. باتوجه به شکل ۵ همان طور که نمایان است ناحیه ابی رنگ در حالت ۱ بسیار بزرگ است و نشان از فشار منفی در بالای بال دارد و در قسمت پایینی لبه حمله بال ناحیه قرمز رنگ در حالت ۱ مشهود است که این ازدیاد فشار و از طرفی کم بودن فشار در بالای این بال نویدبخش نیروی برآ بیشتری است که طبق جدول ۲ این حرف به ثبات می رسد.

در ابتدای لبه حمله جدا شده و در انتهای بال برگشت جریان داشته است و سپس دوباره بعد از چسبیدن به لبه فرار تا وسط وتر رفته دوباره به جریان برگشته در پشت لبه فرار گردابه تشکیل شده است. در حالت دوم از ابتدا در لبه حمله جدایش کوچکی اتفاق افتاده و پس از جدایش جریان به سطح باز می گردد، در مسیر بازگشت گردابه ای در وسط دوباره تشکیل شده که جریان را به تأخیر انداخته و دوباره جدایش بزرگ تر و سریع تر در ناحیه انتهایی



ب: حالت ۲ (طول موج ۱۱/۷٪ وتر)

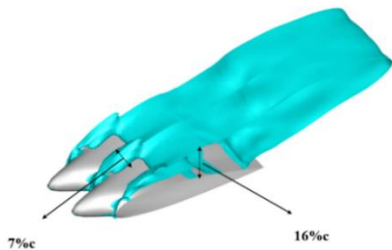


الف: حالت ۱ (طول موج ۴.۶٪ وتر)

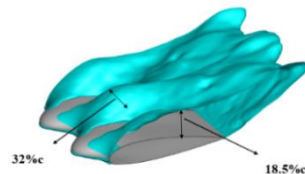
شکل (۴): کانتور و خطوط جریان فشار متوسط گیری شده در دو بال سینوسی با طول موج های مختلف در زاویه حمله ۲۲ درجه در موقعیت دره بال لبه حمله سینوسی

شده است که در حالتی که طول موج ۴۶٪ وتر است ارتفاع این ناحیه جدایش جریان ۱۸/۵٪ وتر بود و ضخامت آن نیز ۳۲٪ وتر بوده است. پس از آن با کاهش درصد طول موج نمایان شده است که ارتفاع ناحیه جدایش به ۱۶٪ وتر کاهش یافته است و عرض این ناحیه آن نیز به طور قابل توجهی به ۷٪ وتر رسیده است. این امر نشان می دهد که با کاهش طول موج ناحیه جدایش جریان نیز کوچک تر شده و پسا کاهش می یابد.

تصویر واضحی از نقاط جدایش/بازگردانده شده و عرض و ارتفاع ناحیه جدایش در شکل ۵ توسط کانتور سطوح همانی که در آن سرعت صفر در نظر گرفته شده است. سطوح همانی به سطوحی می گویند که جهت جریان در آن معکوس می شود. از این رو رابط بین مناطق جریان متصل و جدا شده را نشان می دهد. تأثیر نسبت طول موج بر عرض ناحیه جدایش تشکیل شده را می توان در شکل بالا مشاهده کرد. در واقع نمایان



ب: حالت ۲ (طول موج ۱۱/۷٪ وتر)



الف: حالت ۱ (طول موج ۴.۶٪ وتر)

شکل (۵): سطوح همانی سرعت متوسط گیری شده در دو بال سینوسی با طول موج های مختلف در زاویه حمله ۲۲ درجه در موقعیت دره بال لبه حمله سینوسی

بررسی اثر دامنه بر بال لبه حمله سینوسی

بال از $7/78\%$ وتر به $5/77\%$ وتر کاهش می‌یابد. این کاهش موجب افزایش ضریب برآ و در عوض کاهش ضریب پسا شده‌است. از قضا نسبت ضریب برآ به پسا نیز افزایش یافته است. همان‌طور که در بحث قبلی هم صحبت شد نیروهای آیرودینامیکی تأثیر بسیار قوی از ناحیه جدایش می‌گیرند.

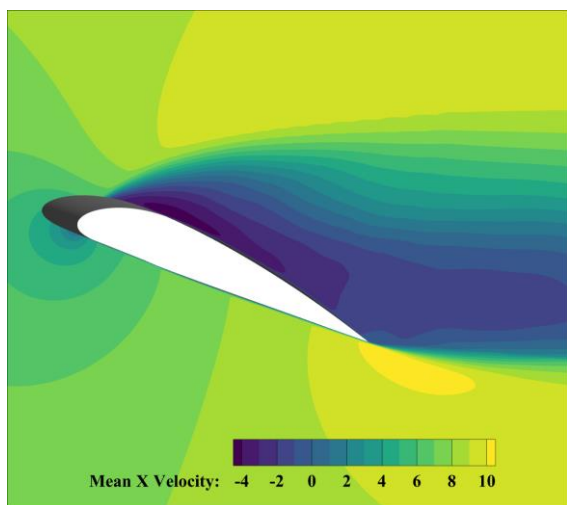
رفتار جریان با تغییرات دامنه تغییر خواهد کرد. برای بهتر متوجه شدن و پی‌بردن به الگوی جریان در اطراف بال، کانتور جریان سرعت متوسط‌گیری شده در شکل ۶ استخراج شده‌است که به صورت دو بال لبه حمله سینوسی با دامنه‌های متفاوت که شامل حالت ۱ ($7/78\%$ وتر) و حالت ۲ ($5/77\%$ وتر) نمایان شده‌است. از اعماق شکل در حالت ۱ در می‌یابیم که جدایش بزرگ‌تری رخ داده و جریان در انتهای بال برمی‌گردد، همین اتفاق در حالت ۲ نیز نمایان می‌شود با این تفاوت که در حالت ۱ ناحیه جدایش جریان بزرگ‌تری دارد پس در نتیجه دارای ضریب پسای بیشتری خواهد بود.

پارامتر دیگری که می‌تواند در روند جریان حول بال‌ها تأثیرگذار باشد، دامنه بال‌های لبه حمله سینوسی است. بنابراین؛ این قسمت حالت کلی رفتار جریان سیال هنگامی که دامنه تغییر پیدا می‌کند را در بر می‌گیرد. در ابتدا برای رسیدن به نیروهای آیرودینامیکی با لبه حمله سینوسی، ضریب برآ و پسا و نسبت این دو در جدول ۳ با دو دامنه متفاوت مقایسه شده‌اند. مشاهده می‌شود که دامنه

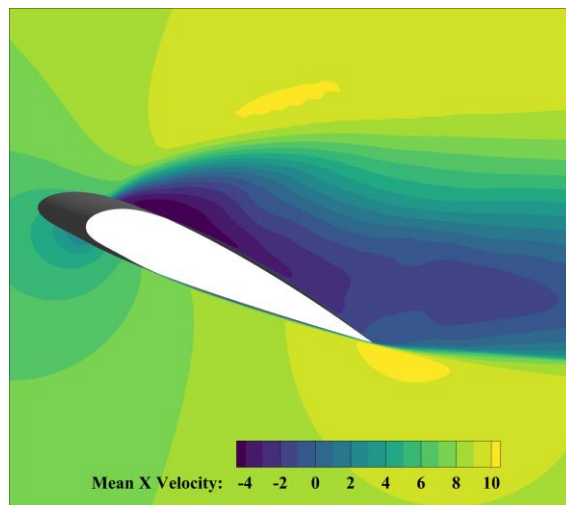
جدول (۳): کمیت‌های محاسبه شده در دو حالت در شبیه‌سازی با

دامنه‌های متفاوت

شماره حالت	تغییرات دامنه	ضریب برآ	ضریب پسا	نسبت برآ به پسا
حالت شماره ۳	$7/78\%$ وتر	$0/1866$	$0/358$	$2/471$
حالت شماره ۴	$5/77\%$ وتر	$0/1872$	$0/334$	$2/613$



ب: حالت شماره ۴ (دامنه $5/77\%$ وتر)



الف: حالت شماره ۳ (دامنه $7/78\%$ وتر)

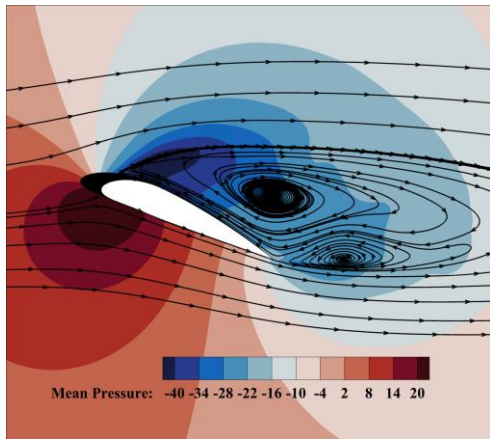
شکل (۶): کانتور جریان سرعت متوسط‌گیری شده در دو بال سینوسی با دامنه‌های مختلف در زاویه حمله 22° درجه در موقعیت دره بال لبه حمله سینوسی

یک نکته جالب‌توجه که از خطوط جریان‌های این دو می‌توان دریافت این است که در هر دو شکل دو میدان گردابه تشکیل می‌شود. نکته بسیار ویژه این است که در حالت شماره ۴ گردابه دوم تشکیل شده نزدیک‌تر به لبه فرار است نسبت به حالت شماره ۳ این امر موجب می‌شود که سرعت جریان برای بازگشت به سطح دوباره‌ادر حالت شماره ۳ بیشتر بوده و این نیروی پسای کمتر و همچنین نیروی برآ بیشتری را طلب می‌کند.

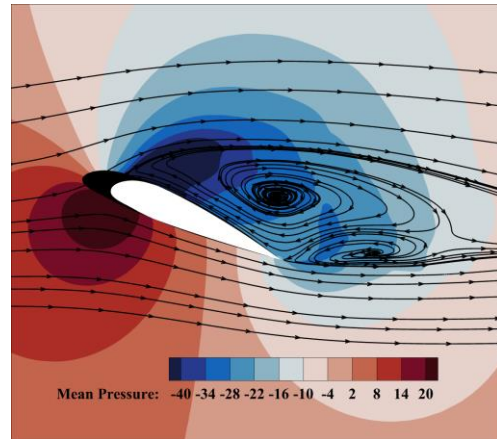
برای بهتر درک کردن میدان فشار توزیع شده، کانتور فشار متوسط‌گیری شده در بخش دره بال در $Z=0.002$ و خطوط جریان دو بال با دامنه‌های متفاوت که دارای دامنه‌هایی شامل حالت ۱ ($7/78\%$ وتر) و حالت ۲ ($5/77\%$ وتر) در شکل ۷ نمایان شده‌است. طبق یافته‌هایی که از تصاویر شکل بالا می‌توان دریافت ناحیه کم‌فشار در حالت شماره ۳ بیشتر از حالت شماره ۴ است که نشان‌دهنده ضریب پسای بیشتر در بین این دو بال است.

(علمی - پژوهشی)

امیرفرهنگ نیکخو، علی اسماعیلی



ب: حالت شماره ۴ (دامنه ۵,۷۷٪ وتر)

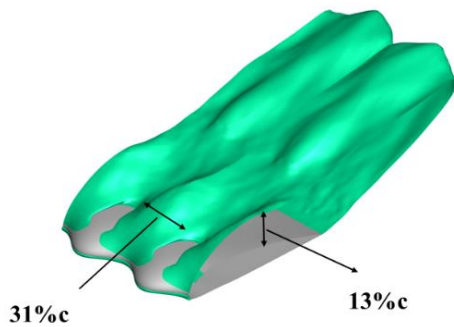


الف: حالت شماره ۳ (دامنه ۷,۷۸٪ وتر)

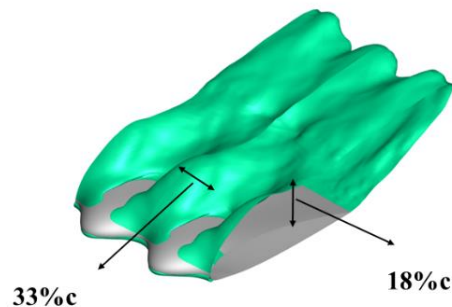
شکل (۸): کانتور و خطوط جریان فشار متوسط‌گیری شده در دو بال سینوسی با دامنه‌های مختلف در زاویه حمله ۲۲ درجه در موقعیت دره بال لبه حمله سینوسی

می‌دهد. بر اساس سطوح همانی بالا می‌توان دریافت که با کاهش دامنه از ۷,۷۸٪ وتر به ۵,۷۷٪ وتر ارتفاع ناحیه جدایش جریان از ۱۸٪ وتر به ۱۳٪ وتر کاهش می‌یابد و همچنین عرض آن نیز از ۳۳٪ وتر به ۳۱٪ وتر نیز کاهش می‌یابد.

طبق گفته‌هایی که در بخش قبلی داشتیم، دامنه می‌تواند ابعاد ناحیه جدایش جریان را با تغییرات خود، تغییر دهد. این فعل‌وانفعالات در شکل ۸ نمایان شده است؛ به طوری که حالت سه‌بعدی سطوح همانی سرعت متوسط‌گیری شده را نمایش



ب: حالت شماره ۴ (دامنه ۵,۷۷٪ وتر)



الف: حالت شماره ۳ (دامنه ۷,۷۸٪ وتر)

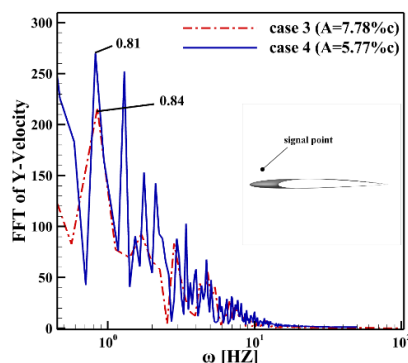
شکل (۸): سطوح همانی سرعت متوسط‌گیری شده در دو بال سینوسی با دامنه‌های مختلف در زاویه حمله ۲۲ درجه در موقعیت دره بال لبه حمله سینوسی

به عبارت دیگر، توسعه و تعامل گردابه‌های غیر همسو با یکدیگر منجر به هسته قوی‌تری از آن گردابه‌ها در ۴ حالت شده است (۵,۷۷٪ وتر). به نوعی نشان می‌دهد که گردابه‌ها کوچک‌تر هستند و در عین حال فرکانس آن‌ها در جهت جریان منتشر شده بیشتر است. علاوه بر این، اختلاف ایمن در تجزیه و تحلیل فرکانس تشدید مربوطه در حالت ۳ در مقایسه با حالت ۴ تحت تأثیر عواملی مانند ناپایداری جریان، عدم توسعه گردابه‌هایی با هسته‌های نسبتاً قوی و شروع جداسازی است.

برای مطالعه دقیق‌تر رفتار و ساختار گردابه‌ها بر روی بال لبه سینوسی بی‌نهایت، تبدیل فوریه سریع (FFT) مؤلفه سرعت عمودی در نقطه مختصات بالای وسط وتر بال و قسمت فرورفتگی بال در شکل ۹ ذکر شد. در این مختصات، جریان حالت توسعه دارد و الگوی جریان تحت تأثیر ریزش گردابه‌ها قرار گرفته است. شایان ذکر است که فرکانس تشدید مربوط به بال لبه سینوسی به ترتیب ۰/۸۱ و ۰/۸۴ هرتز به دست آمد. این تفاوت ناشی از یک تعامل محلی بین گردابه‌ها در نواحی فرورفتگی است.

بررسی اثرات دامنه و طول موج در لبه حمله سینوسی با بال ساده

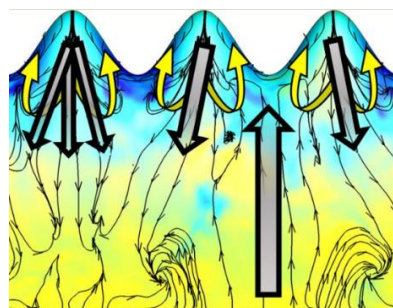
در بال‌های لبه حمله موج‌دار، موج‌ها موجب این می‌شوند که گردابه جریان پس از برخورد به آن‌ها در راستای streamwise حرکت کنند. در بال‌های لبه حمله سینوسی همان‌طور که در شکل ۱۰ مشخص است جریان پس از برخورد به موج‌ها در راستای مختلف و در امتداد موج حرکت کرده و این امر موجب می‌شود تا جهت جریان در راستای streamwise علاوه بر spanwise مورد تحلیل و بررسی قرار گیرد.



شکل (۹): تحلیل بسامد سرعت لحظه‌ای در جریان حول دو بال لبه حمله سینوسی با دامنه‌های متفاوت حول نقطه مشخص شده در لبه حمله



ب: داده‌های آزمایشگاهی [۱۹]



الف: شبیه‌سازی عددی [۸]

شکل (۱۰): جهت جریان و گردابه‌ها در بال‌های لبه حمله موج‌دار در دو بخش آزمایشگاهی و شبیه‌سازی

نتیجه‌گیری

در این مقاله سعی بر این شد که با ثابت نگه‌داشتن مشخصات هندسی ایرفویل مبنا تشکیل‌دهنده بال با لبه حمله سینوسی و فقط تغییر دو پارامتر دامنه و طول موج این لبه حمله، عملکرد آیرودینامیکی این نوع بال‌ها را در زاویه حمله ۲۲ درجه، در شرایط پس از واماندگی بررسی شود. بدین منظور، بالواره پایه از نوع اپلر (EPPLER) در زاویه حمله ۲۲ درجه در نظر گرفته شده و شبیه‌سازی عددی حول این بال صورت پذیرفته است و از مدل توربولانسی شبیه‌سازی ادی جدا شده نیز برای افزایش دقت حل و شبیه‌سازی همه نوع ادی استفاده شده است. در نهایت، میزان اثرگذاری هر یک از این متغیرها بر ضرایب آیرودینامیکی بررسی شده و نتایج حاصله حاکی از آن است که:

- با افزایش طول موج ضریب برآ و پسا افزایش می‌یابند که در نتیجه موجب افزایش ۳/۷۴٪ نسبت ضریب برآ به پسا خواهد شد. از طرف دیگر، ارتفاع جدایش جریان به‌اندازه ۲/۵٪ طول وتر مبنا و عرض ناحیه جدا شده به‌اندازه ۲۵٪ طول وتر مبنا افزایش یافته است.

در پایان برای بررسی دقیق‌تر تفاوت فیزیک جریان بین دو بال لبه حمله سینوسی و بال ساده، شبیه‌سازی انجام شده حول بال لبه حمله سینوسی که دارای دامنه ۵/۷۷٪ وتر و طول موج ۴۶٪ وتر را داراست، با بال ساده در دو ناحیه قبل از واماندگی که در زاویه ۱۵ درجه و ناحیه بعد از واماندگی که در زاویه ۲۲ درجه خواهد بود صورت گرفت و نتایج حاصله در جدول ۴ گزارش شده است. طبق نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی در ناحیه قبل از واماندگی، بال با لبه حمله سینوسی دارای ضریب برآ و پسای کمتری به نسبت بال ساده بوده و این امر منجر به کاهش عملکرد آیرودینامیکی این نوع بال می‌شود. اما در ناحیه پس از واماندگی، بال ساده دارای ضریب برآ و پسای کمتری است و نسبت ضریب برآ به پسای آن از نسبت برآ به پسای بال لبه حمله موج‌دار کمتر است.

جدول (۴): کمیت‌های محاسبه شده در دو حالت در شبیه‌سازی در دو بال لبه حمله سینوسی و بال ساده

نوع بال	قبل از واماندگی		بعد از واماندگی	
	ضریب برآ	ضریب پسا	ضریب برآ	ضریب پسا
بال سینوسی	۱/۱۵	۰/۲۴	۴/۷۹	۰/۴۲
بال ساده	۱/۲۵	۰/۲۵	۵	۰/۵۲

- Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 236, no. 10, pp. 2074-2091, 2022.
- [9] H. Jabbari, E. Ali, and M. H. Djavareshkian, "Acoustic and phase portrait analysis of leading-edge roughness element on laminar separation bubbles at low Reynolds number flow," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 236, no. 9, pp. 1782-1798, 2022.
- [10] K. L. Hansen, R. M. Kelso, and B. B. Dally, "Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles," AIAA journal, vol. 49, no. 1, pp. 185-194, 2011.
- [11] R. Kelso, N. Rostamzadeh, and K. Hansen, "Tubercle geometric configurations: optimization and alternatives," Flow Control Through Bio-inspired Leading-Edge Tubercles: Morphology, Aerodynamics, Hydrodynamics and Applications, pp. 69-84, 2020.
- [12] P. Chaitanya et al., "Performance and mechanism of sinusoidal leading edge serrations for the reduction of turbulence-aerofoil interaction noise," Journal of Fluid Mechanics, vol. 818, pp. 435-464, 2017.
- [13] A. Esmaili and A. Nikkhoo, "Investigation of Thickness, Camber and Maximum Proximity Effect on Infinite Wavy Wing," Journal of Aeronautical Engineering, vol. 23, no. 1, pp. 73-85, 2021.
- [14] W. G. Szymczak, J. C. Rogers, J. M. Solomon, and A. E. Bergert, "A numerical algorithm for hydrodynamic free boundary problems," Journal of Computational Physics, vol. 106, no. 2, pp. 319-336, 1993.
- [15] M. Kobayashi, J. Pereira, and J. Sousa, "Comparison of several open boundary numerical treatments for laminar recirculating flows," International Journal for Numerical Methods in Fluids, vol. 16, no. 5, pp. 403-419, 1993.
- [16] R. B. Langtry, F. Menter, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, and S. Völker, "A correlation-based transition model using local variables—part II: test cases and industrial applications," Journal of turbomachinery, pp. 423-434, 2006.
- [17] J. Guerreiro and J. Sousa, "Low-Reynolds-number effects in passive stall control using sinusoidal leading edges," AIAA journal, vol. 50, no. 2, pp. 461-469, 2012.
- [18] A. Esmaili, "Experimental and computational investigation of hybrid passive-active stall control for micro aerial vehicles," Universidade De Lisboa Instituto Superior Técnico, 2018.
- [19] C. Cai et al., "Periodic and aperiodic flow patterns around an airfoil with leading-edge protuberances," Physics of fluids, vol. 29, no. 11, p. 115110, 2017.

- با افزایش دامنه موج سینوسی، کاهش ضریب برآ و در عوض افزایش ضریب پسا منتج شده‌است که این امر موجب کاهش ۷/۵٪ نسبت ضریب برآ به پسا شد. نکته دیگر این است که ناحیه جدا شده جریان نیز با این روند افزایشی در مقدار دامنه موج سینوسی، منجر به افزایش در ارتفاع ناحیه جدا شده به اندازه ۵٪ طول وتر مبنا شده و عرض ناحیه جدا شده نیز به میزان ۲٪ طول وتر مبنا رشد کرده‌است.

مراجع

- [1] P. Watts and F. E. Fish, "The influence of passive, leading edge tubercles on wing performance," in Proc. Twelfth Intl. Symp. Unmanned Untethered Submers. Technol, 2001: Auton. Undersea Syst. Inst. Durham New Hampshire.
- [2] D. Miklosovic, M. Murray, L. Howle, and F. Fish, "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers," Physics of fluids, vol. 16, no. 5, pp. L39-L42, 2004.
- [3] D. S. Miklosovic, M. M. Murray, and L. E. Howle, "Experimental evaluation of sinusoidal leading edges," Journal of aircraft, vol. 44, no. 4, pp. 1404-1408, 2007.
- [4] 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," Journal of Aircraft, vol. 48, no. 2, pp. 591-600, 2011.
- [5] E. A. Van Nierop, S. Alben, and M. P. Brenner, "How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model," Physical review letters, vol. 100, no. 5, p. 054502, 2008.
- [6] A. Esmaili, H. Delgado, and J. Sousa, "Numerical simulations of Low-Reynolds-number flow past finite wings with leading-edge protuberances," Journal of Aircraft, vol. 55, no. 1, pp. 226-238, 2018.
- [7] H. Delgado, A. Esmaili, and J. M. Melo De Sousa, "Stereo PIV measurements of low-aspect-ratio Low-Reynolds-number wings with sinusoidal leading edges for improved computational modeling," in 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014, p. 1280.
- [8] H. Jabbari, M. H. Djavareshkian, and A. Esmaili, "Static roughness element effects on protuberance full-span wing at micro aerial vehicle application," Proceedings of the Institution of Mechanical