



بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال نامحدود لبه سینوسی با بهره‌مندی از المان‌های زبری در زوایای پیش از واماندگی

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

۱- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد هوافضا-آیرودینامیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، hossein.jabbari@mail.um.ac.ir

۲- استاد مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، javareshkian@um.ac.ir

۳- استادیار مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، aliesmaeili@ferdowsi.um.ac.ir

چکیده

در تحقیق حاضر که بر پایه شبیه‌سازی عددی انجام گرفته است، سعی شده تا با بهره‌مندی از نوارهای استاتیک زبری، گامی مثبت در جهت بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال نامحدود لبه سینوسی در شرایط بحرانی پیش از واماندگی، برداشته شود. در این مطالعه، معادلات ناویر-استوکس با مدل آشفتگی ترکیبی IDDES برای شبیه‌سازی آشفتگی جریان بر روی یک بال لبه سینوسی با آرایش متفاوت زبری استفاده شده است. در همین راستا در تحقیق پیش‌رو، سعی بر کنترل جریان به کمک روشی غیر-فعال توسط المان‌های زبری در دستور کار بوده است. به‌منظور دست یافتن به این مهم، عدد رینولدز و زاویه حمله را به ترتیب در مقادیر $10^5 \times 1/4$ و 16° درجه تنظیم کرده و با بهره‌گیری از المان‌های استاتیک زبری در ابعاد و آرایش متفاوت سعی بر ایجاد تغییراتی مثبت در نحوی توزیع جریان بر روی بالواره‌ها با لبه حمله سینوسی بوده است و به عبارتی دست یافتن به بهبود عملکرد آیرودینامیکی از جمله اهداف این تحقیق می‌باشد. شایان ذکر است که پس از تلاش‌های صورت گرفته آرایش زبری مناسب که توانایی کنترل جریان را داشته باشد، یافت شد؛ چراکه تا حد قابل قبولی از حجم و ابعاد پدیده ناخوشایند حباب، کاست. این مهم با بهبود حدود $22/7$ درصدی نرخ تغییرات ضریب برآ به پسا در نمونه اصلاح شده نسبت به حالت پایه، محقق شد.

واژه‌های کلیدی: کنترل جریان، لبه سینوسی- زبری- رینولدز پایین- توزیع جریان- برهمکنش گردابه/یی

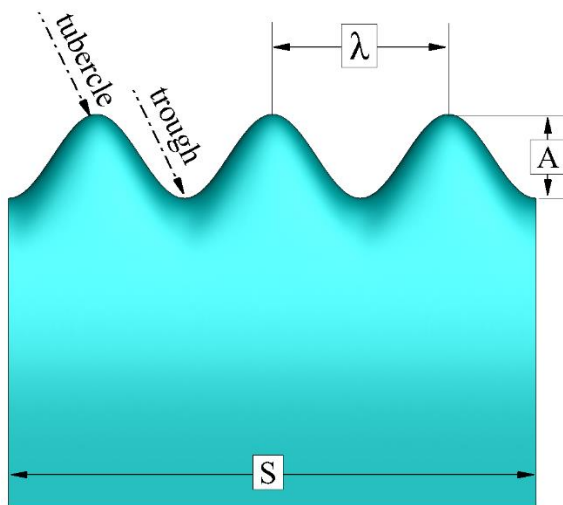
۱- مقدمه

از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر پیشرفت روز افزون علم در شاخه‌های مختلف از جمله علوم فیزیکی، الهام گرفتن بیش‌ازپیش از طبیعت بوده که در این میان علوم مکانیک و هوافضا از این قاعده مستثنی نیست. این روند به گونه‌ای فراگیر شده است که در سال‌های اخیر، توجه به ساختار فیزیکولوژیکی و مورفولوژی گونه‌ای از نهنگ‌ها به نام هامپک، توسط زیست‌شناسان دریایی، روشنگر راه بسیاری از محققان هوافضایی بوده است، به نحوی که ایده استفاده از برآمدگی در لبه حمله بالواره‌ها را به وجود آورده است؛ اما از جمله عواملی که این دسته از نهنگ‌ها را از سایر آبریان متمایز کرده چابکی بسیار و قابلیت‌های مانور پذیری همچون چرخش در سه x ، y و z ، با وجود جثه عظیم و بدنه سفت‌وسخت، در هنگام شکار طعمه بوده که ناشی از وجود

باله‌های شناوری ویژه‌ی آن‌ها است [۷-۱]. همان‌طور که پیش‌تر بیان شد به دلیل جذابیت موضوع، پژوهشگران بر این باورند که استفاده از برآمدگی سینوسی در لبه حمله منجر به تغییرات چشمگیری در الگو و رفتار جریان می‌شود. به‌عنوان مثال، یکی از تحقیقات پیشین که استفاده از لبه حمله برآمده بر روی بالواره و مقایسه آن با بالواره مدل پایه از نقطه‌نظر نیروهای آیرودینامیکی در رینولدزهای پایین می‌باشد، متعلق به کوبایاشی و پدرو [۸]، بوده است. آنان در روند شبیه‌سازی خود از مدل آشفتگی *DES* استفاده کرده و گزارش کردند که شاهد تأخیری نزدیک به 40% در زاویه واماندگی و افزایش حداکثر نیروی برآ حدود 6 درصد در نواحی بعد واماندگی بودند. در این میان وجود نتایج آزمایشگاهی می‌توانست صحتی بر این ادعا باشد که این مهم توسط میکولویک و همکاران [۹] صورت پذیرفت که شاهد تغییرات قابل‌توجهی در عملکرد آیرودینامیکی در شرایط قبل و بعد واماندگی بودند و این تأییدیه‌ای بر نتایج گزارش شده بود؛ اما این تغییرات به گونه‌ای بود که هنسن و همکاران [۱۰]، افزایش پسا و به عبارتی کاهش عملکرد این سری از بالواره‌ها را در شرایط قبل از واماندگی گزارش می‌کنند. نتایج به‌دست‌آمده همپوشانی بالایی با مطالعات جوهری و همکاران [۱۱]، داشت، چراکه آن‌ها با آزمایش‌های تجربی بر روی یک بال نامحدود مدل پایه و بدون برآمدگی با سطح مقطع $63 - 0.21$ *NACA* در مقایسه با یک سری از بالواره‌های اصلاح‌شده با برآمدگی در لبه حمله در $Re = 10^5 \times 1/8$ انجام دادند. در این میان پارامترهای متفاوتی مورد بررسی قرار

گرفت که خبر از ویژگی‌های بهتر در شرایط بعد از واماندگی و بدتر در قبل از واماندگی برای بالواره اصلاح‌شده، می‌دهد؛ اما وجه مشترک مطالعات پیشین علی‌الخصوص تحقیقاتی که از هر دو روش آزمایشگاهی و شبیه‌سازی عددی بهره بردند، جدایش در دره‌ها در زوایای قبل از واماندگی و اتصال جریان بر روی قله‌ها در زوایایی فراتر از زاویه‌ی واماندگی بالواره مدل پایه می‌باشد. بنابراین قابل‌ذکر است که با بررسی‌های دقیق‌تر، علت جدایش، تشکیل و افزایش گردابه‌های راستای جریان که ناشی از وجود برآمدگی‌ها است، می‌باشند که حضور این دسته از برآمدگی‌ها از یک‌طرف منجر به بالا رفتن تبادل ممنتم در لایه‌مرزی شده و جدایش در نواحی لبه فرار را به تأخیر انداخته و از طرفی گسترش جدایش در نوک لبه حمله را محدود می‌کند. به‌علاوه، بر روی بالواره‌های اصلاح‌شده در زوایای حمله بالا گردابه‌های تولید برآ (*vortex lift*) تشکیل شده و به‌نوعی تحت تأثیر جریان‌های فروزش قرار گرفته که کماکان اتصال جریان در طول قله‌ها را

باله شناوری نهنگ هامپک داشته باشد، مدل بالواره انتخابی در پژوهش پیش رو همچون مطالعات پیشین مطابق شکل (۱)، (۰۴۱۷) NASA-LS، می‌باشد.



شکل ۱- تعریف مختصات مدل بال با لبه حمله برآمده در نمای بالا

اطلاعات تکمیلی در رابطه با مدل‌سازی بالواره در مرجع [۲۰] به تفصیل بیان شده است.

در شکل ۲ نمایی کلی از حوزه جریان، ابعاد، شرایط مرزی و همچنین شبکه‌بندی ارائه شده است. قابل ذکر است که سلول‌های ۶ضلعی شبکه مذکور در نزدیکی دیواره برای تسخیر پدیده‌های آیرودینامیکی به اندازه کافی ریز شده و از تراکم مناسبی برخوردار می‌باشد [۲۱]. اگرچه فرآیندی زمان‌بر برای شبکه‌بندی حجم‌های چندگانه می‌باشد، اما به منظور حفظ تراکم و کیفیت شبکه، این شیوه در دستور کار قرار گرفت. در این میان می‌توان به عوامل مؤثر بر کیفیت شبکه اشاره کرد که از جمله آن‌ها عبارتند از اسکینوس و نسبت منطری بر همین مبنا تلاش شده است تا مقادیر حدی پارامترهای مذکور در کل ناحیه محاسباتی در بازه مناسبی قرار گیرد. از طرفی تولید یک شبکه با سازمان پیچیدگی رویه شبیه‌سازی برای عناصر شش‌وجهی نزدیک به سطح بال نامحدود را افزایش داد و از این‌رو برای گریز از بالا رفتن اسکینوس، تلاش شد تا کمترین فاصله ممکن برای نزدیک‌ترین سلول به سطح اعمال شود و از طرفی به منظور حفظ یکی از نیازهای اساسی در مدل دی‌ای‌اس، حداکثر میزان فاصله عمودی بر واحد سطح [۲۲] رعایت شده است. برای اطمینان حاصل شدن از مستقل بودن نتایج از اندازه شبکه، شبکه را از یک حالت شبکه‌بندی درشت شروع کرده و رفته‌رفته بر تعداد تراکم شبکه افزوده تا زمانی که نهایتاً با افزایش تعداد سلول‌ها اختلاف ناچیزی در مسیر همگرایی نتایج ظاهر شود.

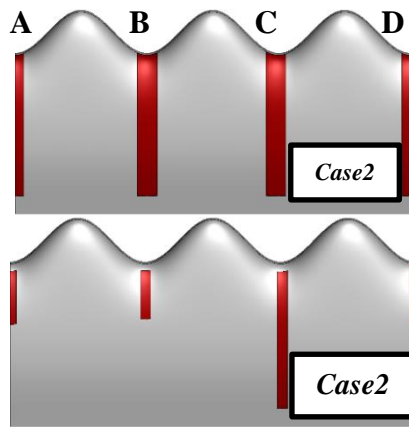
حفظ می‌کند [۱۲-۱۴]. با توجه به این، بررسی برآمدگی بر روی بالواره‌های ۲بعدی به‌ویژه برای درک رفتار و ساختار جریان بسیار پیچیده و حائز اهمیت است. در همین روند تحقیقاتی، برخی پژوهشگران بر این باورند که ممکن است نقش واقعی لبه حمله برآمده، ترکیبی از چندین مکانیسم باشد [۷]، و حتی سعی بر شناسایی سازوکار فیزیکی جریان بر روی بالواره‌های اصلاح‌شده داشتند که دستاوردهای همچون تضعیف مکش جریان در نواحی قله، وقوع زود هنگام رژیم گذار و حتی رفتارهای زیر-هارمونیکی [۱۵]، را گزارش کردند.

از دیگر نکاتی که بسیار سطحی در مطالعات پیشین بیان شده، می‌توان به تأثیر نحوی توزیع جریان بر عملکرد بالواره‌های اصلاح‌شده اشاره کرد. بنابراین با تغییر بر روی سطح این دسته از بالواره‌ها می‌توان تغییراتی را در نحوی توزیع جریان ایجاد کرد. یک ابزار کارآمد برای اعمال این تغییرات استفاده از یک روش کنترل غیر-فعال جریان همچون توزیع زبری می‌باشد. در واقع زبری‌ها به‌طور کلی از دهه ۱۹۳۰ به‌صورت تجربی توسط نیکورادس و کولبرک به ترتیب در سال‌های ۱۹۳۳ و ۱۹۳۹ مورد بررسی قرار گرفت. قابل ذکر است که تمامی تحقیقات انجام‌شده با در نظر گرفتن اثر المان زبری بر روی نمونه‌های موردنظر، اشاره بر تغییرات چشمگیر رفتار جریان دارند. این تغییرات به این ترتیب می‌باشند که، یک ناحیه جریان معکوس با ضخامت کم در زیر قله‌های ذرات زبری تشکیل می‌شود. این محدوده به گونه‌ای است که تأثیر حضور نواحی چرخشی پشت هر یک از المان‌های زبری بر اینترمیتنسیته جریان در نزدیک دیواره را تأیید می‌کند. به عبارتی آن‌ها، در لایه‌های برشی برای نمونه‌های زبر شده شاهد افزایش انرژی جنبشی آشفتگی (*turbulent kinetic energy*) بودند. همچنین آن‌ها بر این باورند که زبری سطح باعث افزایش روند انتقال فرآیند آرام-به-آشفتگی می‌شود و این فرآیند در لایه‌مرزی متأثر از المان زبری، منجر به شتاب در ناحیه گذار شده و به‌نوعی کوتاه‌تر شدن طول این ناحیه را به همراه دارد [۱۶-۱۹]. به‌علاوه، در نتایج نشان داده است که افزایش بیش اندازه زبری چه از نقطه‌نظر ارتفاع و چه تراکم، خود عاملی برای افزایش پسا فشاری شده که می‌تواند اثر انسداد را تشدید کند. بنابراین برای در نظر گرفتن زبری، افزایش سطح می‌تواند توزیع تنش برشی محلی را افزایش داده و با افزایش فاصله میان ذرات المان زبری و یا به عبارتی کاهش تراکم آن‌ها، اثرات پسا فشاری و پسا اصطکاکی را تا حد قابل‌توجهی کاهش دهد [۱۶].

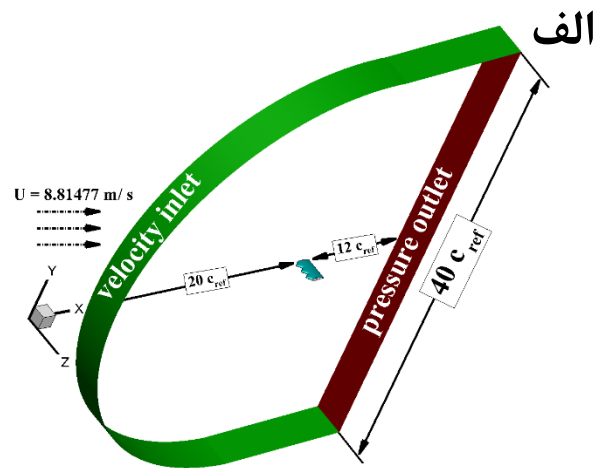
بررسی طبیعت شرایط نامتقارن جریان گذرنده بر روی یک بالواره با لبه حمله سینوسی، قادر به ایجاد زاویه دید جدیدی از سازوکارهای کنترل جریان‌های القای است که این مهم از جمله اهداف این پژوهش می‌باشد. به عبارتی با توجه به مطالب بیان‌شده، نحوی توزیع جریان بر روی بالواره‌ها با لبه حمله برآمده، تأثیر بسازی در نیروهای آیرودینامیکی دارد. بنابراین استفاده از شیوه‌های کنترلی جریان همچون به‌کارگیری المان‌های زبری با اندازه بهینه و در موقعیت مناسبی از سطح موردنظر باهدف ارتقا سطح عملکرد بال و یا بالواره‌ها می‌تواند پژوهشگران را در این رابطه ترغیب کند. اما تاکنون به این موضوع کمتر توجه شده است. بنابراین در تحقیق پیش‌رو، با رویکردی عددی، تلاش برای به نمایش گذاشتن الگوها و رفتار مختلف جریان متأثر از وجود برآمدگی‌ها و در کنار آن استفاده از یک روش کارآمد کنترل جریان مانند استفاده از زبری به‌منظور بهبود بخشیدن به عملکرد این دسته از بالواره‌ها، در دستور کار قرار گرفته است.

۲- روند دینامیک سیالات محاسباتی

به‌قصد شبیه‌سازی بال نامحدود با لبه حمله برآمده، لازم است که ابتدا یک بالواره مناسب که همپوشانی بالایی با نمونه طبیعی خود یعنی سطح مقطع



شکل ۳- طرح‌واره‌ای از نمونه‌های ۱ تا ۳

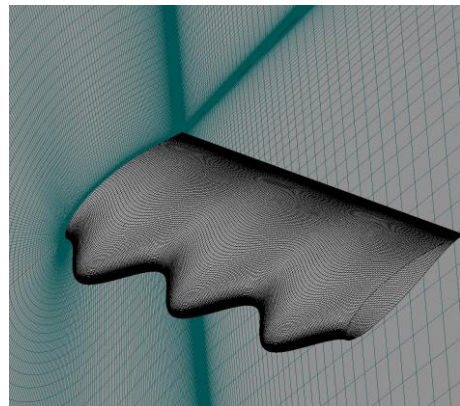


الف

جدول ۱- مشخصات روش کنترل غیرفعال انتخاب‌شده به تفکیک برای

نمونه‌های موردنظر

		A(%c)	B(%c)	C(%c)	D(%c)
نمونه ۱	طول المان زبری
	عرض المان زبری
	ارتفاع المان زبری
نمونه ۲	طول المان زبری	۷۳/۸	۷۳/۸	۷۳/۸	۷۳/۸
	عرض المان زبری	۴	۸	۸	۴
	ارتفاع المان زبری	۰/۲	۰/۲	۰/۲	۰/۲
نمونه ۳	طول المان زبری	۲۱	۱۸/۵	۷۳/۸	۲۱
	عرض المان زبری	۲	۴	۴	۲
	ارتفاع المان زبری	۰/۶	۰/۶	۰/۶	۰/۶



ب

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

۲-۲ مدل‌سازی ریاضی و صحت‌سنجی

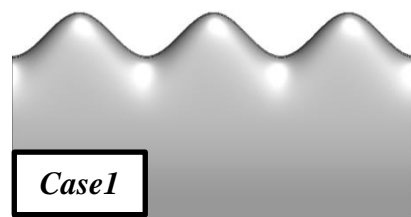
در راستای شبیه‌سازی صورت گرفته معادلات ناویر-استوکس توسط روش حجم محدود گسسته شده و با استفاده از مدل آشفتگی بهبودیافته (*IDDES*) حل شده است. به عبارتی مدل‌های ترکیبی با سطح مشترک نیز دارای چندین روش مختلف می‌باشند که پرکاربردترین آن‌ها روش دی‌ای‌اس است. قابل ذکر است که در سال‌های اخیر به‌منظور رفع برخی از ایرادات موجود در مدل مذکور، اصلاحاتی صورت گرفت که به ارائه مدل‌های *DDES* و *IDDES* ختم شد، به همین منظور در روند این شبیه‌سازی عددی همچون مراجع [۲۰، ۲۵]، از این مدل آشفتگی استفاده شده است.

از طرفی به‌منظور بیان ارتباط میان پارامترهای سرعت و فشار از الگوریتمی که از یک روش نیمه-ضمنی برای ارتباط بین معادلات ممنتوم، پیوستگی و فشار استفاده می‌کند، تحت عنوان الگوریتم *SIMPLE* استفاده شده است. با در نظر گرفتن طول وتر بال نامحدود، عدد رینولدز، شبیه‌سازی عددی با سرعت جریان آزاد معادل $8/81 \text{ m/s}$ صورت پذیرفته است. محاسبات انجام شده مستقل از زمان بوده و شرط عدم لغزش برای بدنه بکار رفته است. علاوه بر این، قاعده درون‌یابی درجه دوم از اسکیم *QUICK* [۲۶]، به‌منظور گسسته‌سازی حجم محدود معادلات ممنتوم، مورد استفاده قرار گرفته است. در این میان، به‌منظور یکپارچگی زمانی از یک روش ضمنی دقیق مرتبه دوم برای کاهش محدودیت‌های پایداری عددی

استفاده شده است. همچنین مقدار هدف باقی‌مانده‌ها به میزان 10^{-6} ثابت شده تا به عنوان یک معیار همگرایی برای تمام مقیاس‌های انتقالی تعیین شود. از طرفی، گام زمانی بکار گرفته شده برای هر یک از شبیه‌سازی‌ها، در اینجا $0/025$ بوده و اگرچه این مقدار در مرحله مقدماتی

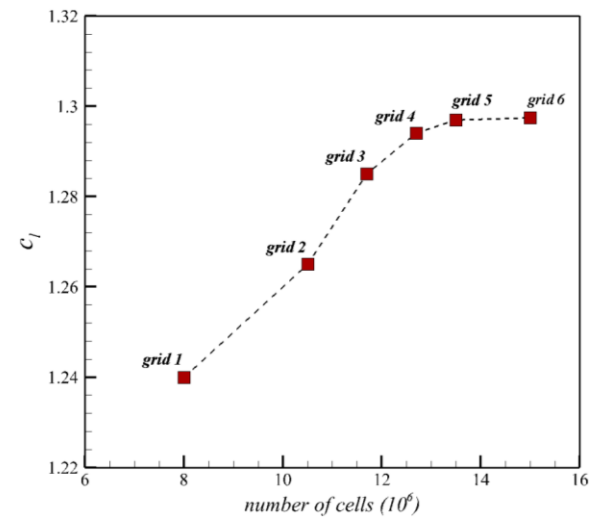
در همین راستا می‌توان اشاره کرد که این شیوه‌ی اندازه‌گذاری محدوده دامنه عددی بر اساس یک موازنه شکل گرفته میان تلاش‌های محاسباتی و کیفیت حل می‌باشد که سازگاری بالایی با مرجع [۲۰]، داشته و به نوعی استقلال از دامنه محاسباتی را بیان می‌کند، همچنین قابل ذکر است که تعداد کل سلول‌های شبکه محاسباتی مذکور برای هر یک از بال نامحدود مذکور به ترتیب برابر با $13/5$ و $8/22$ میلیون اندازه‌گیری شده است. نتیجتاً، مطابق با جزییاتی که پیش‌تر در ارتباط با شرایط و ویژگی‌های میدان محاسباتی بیان شد، قادر به ارائه رفتار و فیزیک پیچیده جریان خواهد بود. گام زمانی استفاده شده در روند این شبیه‌سازی ($0/025$) بوده که علاوه بر تطابق با پژوهش‌های پیشین [۲۰]، مطابق با پیشنهاد منتر [۲۳، ۲۴]، به‌منظور تسخیر صحیح لایه مرزی آرام و گذار می‌بایست از تنظیم شدن مقدار γ^+ تقریباً حدود یک اطمینان داشت. در همین راستا در کار حاضر، مقدار γ^+ در بازه مناسبی متغیر است به‌طوری‌که با الزامات مدل آشفتگی جریان مطابقت دارد.

همچنین لازم به ذکر است که نمونه‌های مورد بررسی، ویژگی‌های مطابق با شکل ۳ و جدول ۱ دارند.



با هدف تأیید استقلال گام زمانی نصف شده است. برای نشان دادن عدم تفاوت چشمگیر در هزینه محاسباتی *DES* و *RANS* شبکه‌های عددی متفاوتی به منظور تحلیل بال‌های نامحدود با مقادیر متفاوتی از نسبت‌منظری با کار گرفته شدند، اما آن شبکه‌ها صرف‌نظر از مدل آشفتگی استفاده شده، بدون تغییر باقی ماندند. غالباً شبیه‌سازی‌های عددی برای رسیدن به یک حالت همگرایی ناپایداری از نقطه‌نظر آماری به گونه‌ای که تحت تأثیر حالت گذار اولیه قرار نگیرد، باید بیشتر از $S(40)$ انجام شود. همچنین دیگر نکته قابل‌بیان، میانگین زمانی نتایج که به‌طور معمول از تحقق ۴۰۰ جریان لحظه‌ای محاسبه شده است، حدود ۱۰s از زمان شبیه‌سازی را پوشش می‌دهد.

جهت صحت سنجی نتایج و استقلال آن از تعداد سلول‌های شبکه مقدار ضریب برآ در زاویه حمله ۱۶ درجه برای ۶ شبکه با تعداد سلول‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. در شکل ۴ منحنی تغییرات ضریب برآ بر حسب تعداد سلول‌های شبکه نشان داده شده است. با توجه به روند منحنی مشخص است که شبکه شماره ۵ مناسب‌ترین شبکه از نظر دقت و حجم محاسبات می‌باشد.



شکل ۴- منحنی استقلال از شبکه در زاویه ۱۶ درجه

به منظور صحت سنجی مدل‌سازی عددی، لازم است که بخشی از نتایج حل عددی حاضر با نتایج تجربی منتشر شده توسط کمرا [۲۷] مقایسه گردد، که این مقایسه در جدول ۲ به ازای تغییرات ضریب برآ در سه زاویه ۸، ۱۲ و ۱۶ درجه و رینولدز $10^5 \times 1/4$ ترسیم شده است. اختلافات موجود در قیاس شکل گرفته متأثر از ضعف مدل‌های آشفتگی در شبیه‌سازی فیزیکی و رفتار جریان نسبت به آزمون‌های تجربی است.

جدول ۲- صحت سنجی نتایج بر مبنای ضریب برآ

درصد خطا (%)	نتایج عددی	نتایج تجربی [۲۷]	
~۴/۸	۱/۰۴۸	۱	۸ درجه
~۳/۵	۱/۲۲	۱/۱۸	۱۲ درجه
~۵	۱/۲۷	۱/۲۱	۱۶ درجه

۳- نتایج

بر واضح است که الگوی جریان بر روی هندسه‌های متفاوت علی‌الخصوص بالواره‌ها مؤثرترین عامل بر عملکرد آیرودینامیکی آن‌ها می‌باشد، چراکه به نوعی گویای تمامی شرایط بالواره اعم از شکل، زاویه حمله و عدد رینولدز

می‌باشد. همان‌طور که پیش‌تر بیان شد، توزیع جریان بر روی بالواره‌ها با لبه حمله سینوسی به دلیل وجود برآمدگی‌ها موجود به صورت نامتقارن خواهد بود چراکه با افزایش زاویه حمله به ۱۶ درجه و بودن در شرایط ماقبل از واماندگی، برخی از الگوهای جریان همچون جریان پیوسته‌ای از بخش قله همراه با یک سرعت جانبی، سرچشمه می‌گیرد که همانند زوایای حمله پایین می‌باشد و همچون یک زاویه حمله کوچک عمل می‌کند. اما شرایط جریان در نواحی مختلف دره‌ها نسبت به زوایای کمتر بسیار متفاوت شده و در واقع به طریقی است که شاهد یک عدم تقارن شدید از جریان‌های گذرنده بر روی هر یک از برآمدگی‌ها در بالواره اصلاح شده می‌باشیم. همچنین قابل‌ذکر است که نتایج عددی به‌دست‌آمده با یافته‌های آزمایشگاهی [۲۸، ۲۹] همخوانی خوبی دارد.

از جمله پارامتری که همواره در شبیه‌سازی‌های عددی برای به نمایش گذاشتن تأثیر تغییرات اعمالی بر هندسه مربوطه مورد توجه بوده است، می‌توان به نسبت c_l/c_d تحت عنوان عملکرد آیرودینامیکی اشاره کرد. در تحقیق پیش‌رو، در ابتدا خارج از لطف نیست که مطابق جدول ۳ مقایسه‌ای میان مدل‌سازی عددی بر روی بالواره مدل پایه و بالواره اصلاح شده با لبه حمله برآمده صورت پذیرد، که نشان از بالا بودن عملکرد آیرودینامیکی بالواره مدل پایه نسبت به بالواره اصلاح شده در شرایط ماقبل از واماندگی دارد؛

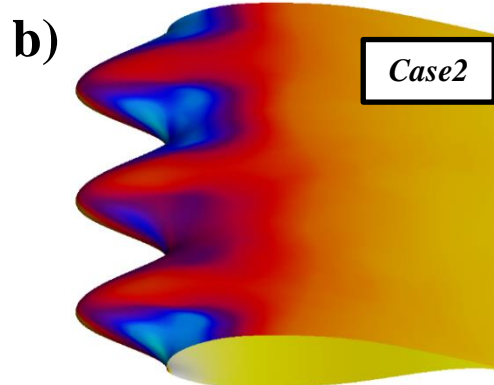
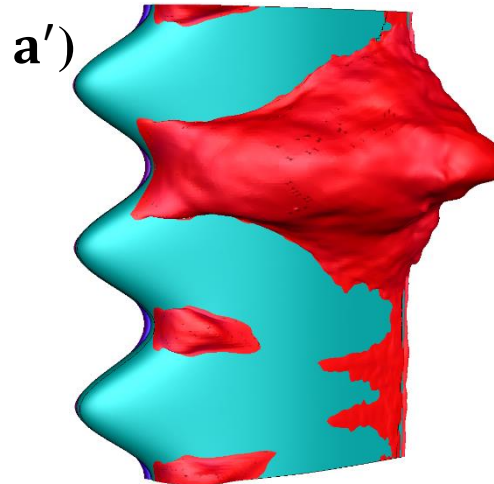
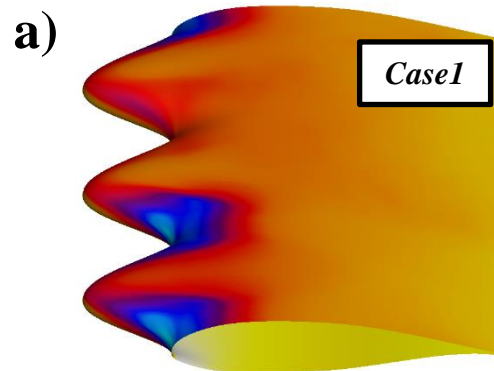
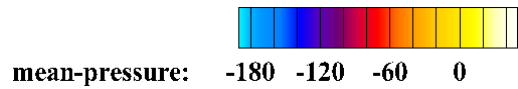
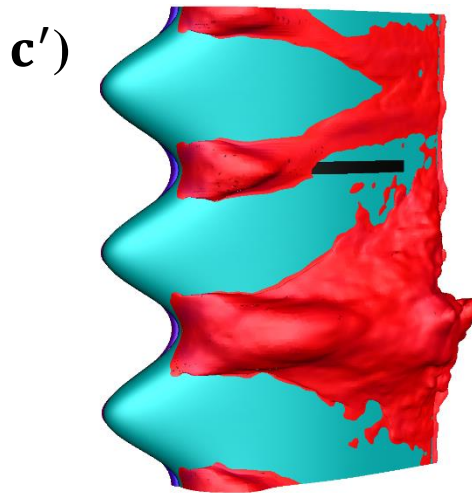
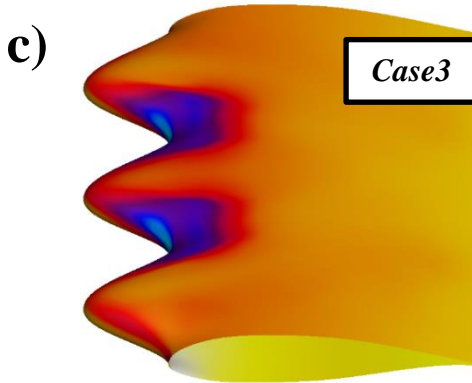
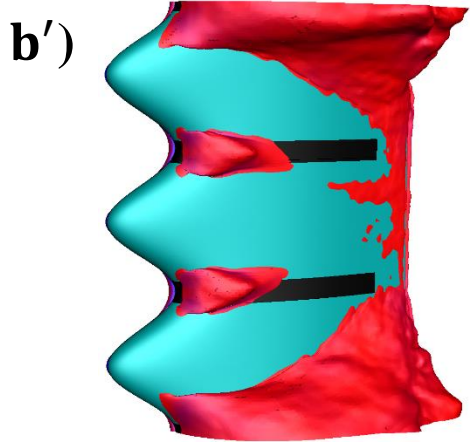
جدول ۳- مقایسه ضرایب آیرودینامیکی بالواره مدل پایه و اصلاح شده در زاویه ۱۶ درجه

نمونه‌ها	نرخ c_l/c_d
بالواره با لبه حمله ساده	$\frac{1/6.2}{0.1334} = 6/8$
بالواره با لبه حمله سینوسی	$\frac{1/27}{0.1241} = 5/3$

این رویداد می‌تواند مطابق شکل ۶، متأثر از رفتار و فیزیک جریان بر روی این دسته از بالواره‌ها باشد، به این طریق که الگوی جریان بر روی بالواره مدل پایه در رینولدز و زاویه حمله انتخابی به گونه‌ای است که جریان تا درصد قابل قبولی از طول وتر بر روی سطح بالایی بالواره متصل است و پدیده جدایش به علت تأخیر در مثبت شدن گرادیان فشار (استاتیکی) دیرتر رخ می‌دهد و همچنین قابل‌ذکر است که ویژگی‌های گردابه‌های شکل گرفته همچون عرض و فرکانس آن‌ها به نحوی است که به تفاوت، میان عملکرد بالواره مدل پایه و اصلاح شده ختم می‌شود.

به منظور جبران افت عملکردی بالواره‌های لبه سینوسی که به دلیل نامناسب بودن نحوی توزیع جریان و به نوعی تشکیل حباب جدا شده آرام بر روی این دسته از بالواره‌ها می‌باشد، می‌توان از روش‌های کنترلی جریان همچون المان زبری که بی‌اغراق شیوی کارآمد و کم‌هزینه است، به خوبی بهره برد. در همین راستا، در تحقیق پیش‌رو از المان‌های زبری با ویژگی متفاوت همچون طول المان‌ها که به صورت تناوبی و غیر-تناوبی می‌باشد، استفاده شده است. نتایج حاصله از روش‌های عددی نشان از متفاوت بودن الگوهای متخلف جریان در موقعیت‌ها متفاوتی از دهانه بالواره، با تغییر طول المان زبری دارند و همچون شکل ۶a، ۶b و ۶c (خطوط سیاه‌رنگ در تصاویر Iso-surface) نشان‌دهنده المان زبری می‌باشند) که نشان‌دهنده کانترورهای توزیع فشار و تصاویر ایزو می‌باشند. تفاوت در میزان فشار در نواحی دره‌ها مشهودتر است و این در حالی است که این مقادیر در بخش قله‌ها، سطح متوسطی را دارا هستند و به عبارتی وجود فشار منفی نسبتاً

قوی در اطراف لبه حمله در مقایسه با حالت واماندگی بالواره مدل پایه منجر به عملکرد کلی بهتر در شرایط بعد از واماندگی می‌شود. همچنین قابل ذکر است که در این زاویه حمله (16°) در صورت عدم وجود المان زبری، در موقعیت‌های مختلفی افزایش فشار معکوس محلی نمایان می‌شود که مهم‌ترین عامل کاهش نیروی برآ و افزایش پسا نسبت به بالواره مدل پایه می‌شود. از طرفی دیگر با بهره‌مندی از المان متقارن زبری بر روی بالواره اصلاح‌شده، مجدد می‌توان شاهد تقارن توزیع جریان بود که به علت برهم زدن الگوهای جریان مطابق جدول ۳ به کاهش c_l/c_d نسبت به حالت قبل ختم می‌شود چراکه در موقعیت مختلفی همچون دو ناحیه میانی بالواره پدیده حباب جدا شده آرام رخ داده و توزیع جریان مطلوبی را به همراه نخواهد داشت.



شکل ۶- نمایی از (a) بدون زبری، (b) المان متقارن زبری و (c) المان نامتقارن زبری به این ترتیب که: a, b, c) کانترتور توزیع فشار میانگین گیری شده (a', b', c') تصویر iso-surface در زاویه 16°

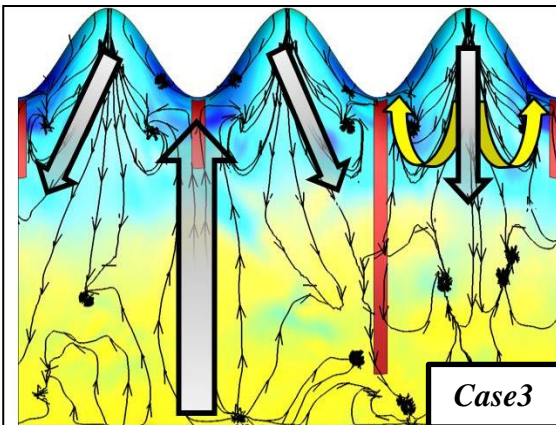
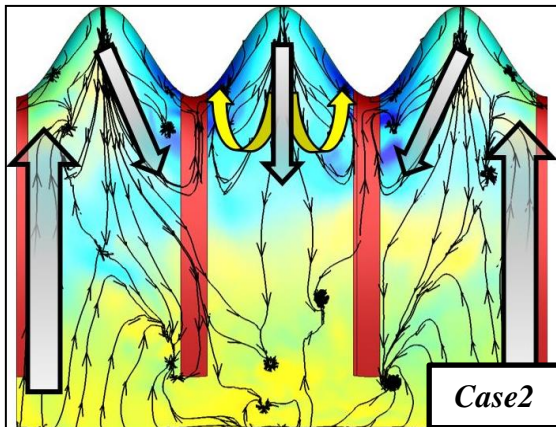
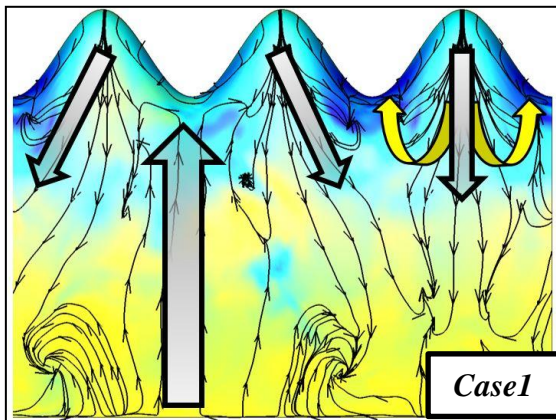
همان‌طور که در جدول ۴ مشاهده می‌شود با در نظر گرفتن المان زبری به فرمی نامتقارن، که برگرفته از طول حباب جدا شده آرام می‌باشد، می‌توان بر بهبود عملکردی بالواره اصلاح‌شده به این طریق اذعان داشت که در صورت استفاده از المان‌های نامتقارن زبری با در نظر داشتن طول حباب جدا شده آرام، c_l/c_d نسبت به حالت بدون زبری افزایش ۱۵ درصدی و در مقابل با استفاده از المان‌ها زبری متقارن که حتی در برخی موقعیت‌ها ناحیه حباب جدا شده آرام را پوشش می‌دهد، می‌توان به وضوح شاهد افت ۶/۷۷ درصدی در c_l/c_d نسبت به حالت بدون زبری بود.

جدول ۴- مقایسه مقادیر نرخ تغییرات C_l/C_d برای حالات مختلفی از

توزیع المان زبری در زاویه ۱۶ درجه

نمونه‌ها	نرخ C_l/C_d	آرایش کنترل غیر-فعال
بالواره لبه سینوسی مدل پایه	۵/۳	---
کنترل غیر-فعال دارد	۵/۰۴	متقارن
کنترل غیر-فعال دارد	۶/۱۷	نامتقارن

قابل ذکر است که در این زاویه حمله (16°) در صورت عدم وجود المان زبری، در موقعیت‌های مختلفی افزایش گرادینان معکوس فشار محلی نمایان می‌شود که مهم‌ترین عامل کاهش نیروی برآ و افزایش پسا نسبت به بالواره مدل پایه می‌شود.



شکل ۷- الگوی و ساختار جریان میانگین‌گیری شده به همراه توزیع ضریب فشار متوسط در سمت مکش بالواره برای نمونه‌های ۱ تا ۳ در زاویه ۱۶ درجه

۴- نتیجه‌گیری

در این تحقیق در ابتدا پس از تشریح کردن علل افت بال نامحدود لبه سینوسی در زوایای ماقبل از واماندگی، انگیزه کنترل جریان در آن شرایط معرفی شد. در واقع به دلیل وجود پدیده‌های مختلفی همچون حباب جدانشده آرام، الگوی توزیع جریان را در شرایط پیش از واماندگی برهم

متناسب با مطالب بیان شده، جریان موجود بر این دست از بالواره‌ها دارای مؤلفه سرعت جانبی نسبتاً قوی می‌باشند که با رسیدن به محدوده دره منحرف می‌شوند و همچون یک زاویه حمله کوچک عمل می‌کند. این جریان منحرف شده با دیگر جریان‌های مستقیم که به نقاط میانی در پشت دره‌ها تمرکز دارند، برهمکنش داشته که در نهایت به توزیع غیر-تناوبی جریان در آن نواحی ختم می‌شود. به عبارتی سطح توزیع فشار ناشی از عوامل مذکور، بخش‌های کم‌فشاری را بر روی دره‌ها به وجود آورده و منجر به الگوی پیچیده و نامتقارن جریان در زوایای حمله بالا می‌شود. این تحلیل مذکور سازگاری بسیار خوبی با نتایج آزمایشگاهی [۱۲، ۳۰، ۳۱] دارند. به‌طور کلی، دو الگوی معمولی جریان را در موقعیت‌های متفاوتی از دهانه بالواره شکل می‌گیرد که به شرح ذیل است:

نوع اول، یک ناحیه بزرگ از جدایش لبه حمله است که در دره‌ها شکل می‌گیرد و در همین راستا، جریان متصل شده‌ای که از قله‌های همسایه سرچشمه می‌گیرد، دارای یک سرعت جانبی نسبتاً قوی است که در ادامه مسیر در بخش دره‌ها منحرف می‌شود.

جریان نوع دوم، نشأت گرفته از جریان متصل شده‌ای از قله‌ها است که تقریباً در جهت مستقیم به سمت پایین دست جریان در حرکت است و این در حالی است که جریان‌های گذرنده از قله‌های همسایه به سمت قله میانی تمرکز دارند، و نتیجتاً جریان‌های برگشتی کوچکی در دره‌ها رخ می‌دهند [۲۸].

نتایج حاصله از شبیه‌سازی‌های عددی برای نمونه‌های ۱ تا ۳، نشان از متفاوت بودن و جابجایی الگوهای جریان با تغییر در ویژگی‌های المان زبری در موقعیت‌ها متفاوتی از دهانه بالواره، دارند. شکل ۶، نشان‌دهنده توزیع ضریب فشار به همراه خطوط جریان بر روی سطح بالایی بال‌های نامحدود نمونه‌های ۱ تا ۳، می‌باشد. با توجه به این شکل می‌توان بر حضور سایر الگوهای جریان به‌غیر از ساختار نوع‌های مذکور در برخی حالات، اشاره کرد؛ اما وجود الگوهای اول و دوم جزء جدایی‌ناپذیر این دسته از پیکربندی‌ها می‌باشد. یافته در شکل ۷ بیان می‌دارد در حالتی که از المان نامتقارن زبری استفاده شود، ضریب فشار منفی بسیار ضعیفی در جریان نوع اول و مقدار نسبتاً قوی برای جریان‌های نوع دوم، رخ می‌دهد. این تفاوت میزان ضریب فشار در نواحی دره‌ها مشهودتر است و این در حالی است که این مقادیر در بخش قله‌ها، سطح متوسطی را دارا هستند. به عبارتی وجود فشار منفی نسبتاً قوی در الگوی نوع دوم در اطراف لبه حمله در مقایسه با حالت واماندگی بالواره مدل پایه منجر به عملکرد کلی بهتر در شرایط بعد از واماندگی می‌شود. از طرفی دیگر با بهره‌مندی از المان‌های متقارن و شبه-متقارن زبری بر روی بالواره لبه سینوسی همچون نمونه ۲، می‌توان شاهد تقارن توزیع جریان بود. به علت برهم زدن الگوهای جریان نوع اول، دوم به کاهش C_l/C_d نسبت به دیگر نمونه‌ها ختم می‌شود چراکه در موقعیت مختلفی همچون دو ناحیه میانی بالواره پدیده حباب جدانشده آرام و جدایش‌های شدید رخ داده و توزیع جریان مطلوبی را به همراه نخواهد داشت.

protuberances," *Journal of Aircraft*, vol. 48, no. 2, pp. 591-600, 2011.

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

[16] Y. Liu, J. Li, and A. J. Smits, "Roughness effects in laminar channel flow," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 876, pp. 1129-1145, 2019.

[17] P. Shrestha and G. V. Candler, "Direct numerical simulation of high-speed transition due to roughness elements," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 868, pp. 762-788, 2019.

[18] Y. S. Jung and J. Baeder, "Simulations for Effect of Surface Roughness on Wind Turbine Aerodynamic Performance," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, vol. 1452, p. 012055.

[19] W. Wu and U. Piomelli, "Effects of surface roughness on a separating turbulent boundary layer," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 841, p. 552, 2018.

[20] 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.

[21] J. Sousa and L. Silva, "Transition prediction in infinite swept wings using Navier–Stokes computations and linear stability theory," *Computers & structures*, vol. 82, no. 17-19, pp. 1551-1560, 2004.

[22] P. R. Spalart and C. Streett, "Young-person's guide to detached-eddy simulation grids," 2001.

[23] F. R. Menter, R. B. Langtry, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, and S. Völker, "A correlation-based transition model using local variables—part I: model formulation," 2006.

[24] R. B. Langtry, F. Menter, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, and S. Völker, "A correlation-based transition model using local variables—Part II: Test cases and industrial applications," 2006.

[25] M. Zhao, M. Zhang, and J. Xu, "Flow physics behind the effects of leading-edge protuberances on the airfoil aerodynamic performance [J]," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol. 1037, no. 2, pp. 22-35.

[26] J. Pereira and J. Sousa, "Finite volume calculations of self-sustained oscillations in a grooved channel," *Journal of Computational Physics*, vol. 106, no. 1, pp. 19-29, 1993.

[27] J. Melo De Sousa and J. Camara, "Numerical study on the use of a sinusoidal leading edge for passive stall control at low Reynolds number," in *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, p. 62.

[28] 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.

[29] M. Zhang, G. Wang, and J. Xu, "Experimental study of flow separation control on a low-Re airfoil using leading-edge protuberance method," *Experiments in fluids*, vol. 55, no. 4, p. 1710, 2014.

[30] N. Rostamzadeh, R. M. Kelso, and B. Dally, "A numerical investigation into the effects of Reynolds number on the flow mechanism induced by a tubercled leading edge," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 31, no. 1, pp. 1-32, 2017.

می‌زند که می‌تواند عملکرد آیرودینامیکی را بشدت تحت تأثیر قرار دهد. در همین راستا به منظور احیای این افت در عملکرد بالوارها با لبه حمله برآمده از یکی از روش‌های کنترل-غیر فعال جریان مانند المان‌های زبری استاتیک استفاده شد. از این شیوه کنترل جریان می‌بایست به حالتی بهینه بهره برد تا به نتایج مطلوب دست‌یافت در غیر اینصورت همچون توزیع المان متقارن که در نمونه شماره ۲ مشاهده شد نه تنها بهبودی حاصل نشد بلکه شاهد افت شدیدی در عملکرد بالواره با لبه حمله برآمده بودیم.

۵- مراجع

[1] F. E. Fish and J. M. Battle, "Hydrodynamic design of the humpback whale flipper," *Journal of Morphology*, vol. 225, no. 1, pp. 51-60, 1995.

[2] F. E. Fish, "Performance constraints on the maneuverability of flexible and rigid biological systems," in *International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology*, 1999, pp. 394-406: University of New Hampshire-Marine Systems.

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

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

[5] F. E. Fish, L. E. Howle, and M. M. Murray, "Hydrodynamic flow control in marine mammals," *Integrative and Comparative Biology*, vol. 48, no. 6, pp. 788-800, 2008.

[6] S. Aftab, N. Razak, A. M. Rafie, and K. Ahmad, "Mimicking the humpback whale: An aerodynamic perspective," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 84, pp. 48-69, 2016.

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

[8] H. Carreira Pedro and M. Kobayashi, "Numerical study of stall delay on humpback whale flippers," in *46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, 2008, p. 584.

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

[10] 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] H. Johari, C. Henoeh, D. Custodio, and A. Levshin, "Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance," *AIAA journal*, vol. 45, no. 11, pp. 2634-2642, 2007.

[12] D. S. Custodio, "The effect of humpback whale-like protuberances on hydrofoil performance," 2007.

[13] C. Cai, Z. Zuo, S. Liu, and Y. Wu, "Numerical investigations of hydrodynamic performance of hydrofoils with leading-edge protuberances," *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 7, no. 7, p. 1687814015592088, 2015.

[14] P. W. Weber, L. E. Howle, M. M. Murray, and D. S. Miklosovic, "Computational evaluation of the performance of lifting surfaces with leading-edge

- [31] Z. Wei, T. New, and Y. Cui, "An experimental study on flow separation control of hydrofoils with leading-edge tubercles at low Reynolds number," *Ocean Engineering*, vol. 108, pp. 336-349, 2015.