

بهبود اندرکنش موج ضربه‌ای و لایه مرزی در جریان گذر صوت با استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای

مظاهری، کریم^۱، چهارلنگ کیانی، کیارش^{۲*}، نجاتی، اشکان^۳

۱- استاد دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

۲- دانشجوی دکتری، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

۳- دانشجوی دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۶/۰۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲/۰۹/۰۵)

چکیده

مهمترین عامل جهش پسا در جریان گذر صوتی، وقوع امواج ضربه‌ای قدرتمند، اندرکنش آن با لایه مرزی و جدایش احتمالی جریان از سطوح آیرودینامیکی می‌باشد. بهبود این اندرکنش با استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای سبب می‌گردد بتوان در محدوده‌ای از سرعت‌های خارج از نقطه طراحی کاهش قابل توجه پسای ناشی از امواج ضربه‌ای را تجربه کرد. در این تحقیق برای یافتن شکل هندسه و موقعیت بهینه قرار گیری برجستگی کنترل موج ضربه‌ای از الگوریتم تکامل تفاضلی استفاده شده است. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد تاثیر برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی برای ایرفویل کاملاً تابعی از شرایط پرواز می‌باشد؛ کارایی سیستم برجستگی به منظور کاهش پسا و افزایش عملکرد آیرودینامیکی در گستره مناسب از سرعت‌های خارج از نقطه طراحی قابل ملاحظه است؛ مسئله جدایش لایه مرزی در پایین دست ناحیه برجستگی و نیز وقوع امواج ضربه‌ای نوسانی و به تبع آن پدید آمدن بارهای سیکلی شدید بر سطوح آیرودینامیکی عامل اصلی محدود شدن استفاده از این فناوری در شرایط وقوع امواج ضربه‌ای قدرتمند می‌باشد.

واژه های کلیدی: جریان گذر صوت، موج ضربه‌ای، لایه مرزی، کاهش پسا، برجستگی کنترل موج ضربه‌ای، بهینه سازی.

مقدمه

تحقیق در زمینه روش‌های کاهش پسای آیرودینامیکی به علت ارتباط تنگاتنگ آن با بهبود عملکرد پروازی، مصرف سوخت و مداومت پرواز خصوصاً برای آن دسته از جت‌های نظامی و غیر نظامی که فاز غالب پرواز آن‌ها در رژیم گذر صوت است از اهمیت بالایی برخوردار می‌باشد. در این رژیم جریان، غالب شدن اثرات تراکم پذیری و وقوع پدیده‌هایی با رفتار غیر خطی و پیچیده مثل امواج ضربه‌ای و برهم‌کنش این امواج با لایه مرزی ضرورت طراحی هرچه دقیق‌تر سطوح آیرودینامیکی را می‌طلبد و این در حالی است که سطوح آیرودینامیکی این وسایل پرنده اغلب برای کار در شرایط ماخ بحرانی^۱ طراحی می‌گردند و با افزایش اندک ماخ جریان یا زاویه حمله، خطر ورود به ناحیه واگرایی پسا وجود خواهد داشت. محدوده کاری پایین این سطوح آیرودینامیکی و حساسیت آن‌ها نسبت به تغییر شرایط جریان سبب شده است، بحث جدیدی در طراحی سطوح آیرودینامیکی وسایل پرنده با عنوان سطوح آیرودینامیکی تطبیق پذیر^۲ مطرح گردد که بر بهبود عملکرد آیرودینامیکی و کاهش پسا در حین پرواز تمرکز خواهد داشت. به عنوان نمونه‌ای از فعالیت‌های صورت پذیرفته در زمینه سطوح آیرودینامیک تطبیق پذیر می‌توان به پروژه بال تطبیق‌پذیر توسط اوانز و همکارانش [۱] اشاره کرد که در این تحقیق استفاده از قابلیت‌های یک بال پیشرفته دارای مکانیزم‌های خمیدگی متغیر^۳ در لبه فرار و لبه حمله با هدف ارتقاء مانور پذیری و عملکرد^۴ را برای جنگنده F-111 شرح داده‌اند. در سال ۱۹۹۲ آشیل و همکارانش [۲] مفهوم جدیدی در طراحی سطوح آیرودینامیک تطبیق پذیر مطرح کردند که تغییر شکل هندسه بال با هدف کاهش قدرت امواج ضربه‌ای در رژیم گذر صوت تنها به ناحیه کوچکی از سطح مکش بال^۵ محدود شده است؛ این تغییر شکل هندسی موضعی با هدف کاهش پسای ناشی از امواج ضربه‌ای، برجستگی کنترل موج ضربه‌ای^۶ نامیده می‌شود. همچنین علاوه بر بحث کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی از سایر مزایای استفاده از سطوح آیرودینامیکی تطبیق پذیر می‌توان به امکان پرواز با ضرایب برا بالاتر با تاخیر در وقوع پدیده بافت^۷ اشاره کرد [۳ و ۴]. استفاده از سیستم‌های مکش و دمیدن جریان^۸، گردابه‌ها^۹، تغییر شکل هندسی، کنترل نوسانی^{۱۰} و

استفاده از حفره^{۱۱} در محل وقوع موج ضربه‌ای نمونه‌هایی دیگر از روش‌های تطبیق سطوح آیرودینامیکی با شرایط پرواز می‌باشند [۵]. مطالعات متعدد در زمینه روش‌های کنترل امواج ضربه‌ای در رژیم جریان گذر صوت حاکی از آن است که برجستگی کنترل موج ضربه‌ای به میزان قابل توجهی موثرتر از دیگر روش‌ها از جمله استفاده از حفره، مکش و دمیدن جریان در موضع موج ضربه‌ای می‌باشد [۶]. همچنین بررسی دیگر نشان می‌دهد استفاده از این روش در کاهش پسای موج نسبت به روش‌های خنک کاری یا گرم کردن سطح^{۱۲} نیز نتایج رضایت بخش‌تری ارائه می‌دهد [۷].

در این تحقیق تمرکز اصلی بر مطالعه تاثیر استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی برای ایرفویل گذر صوت RAE-2822 در شرایط خارج از نقطه طراحی می‌باشد. برای این ایرفویل چهار شرایط جریان آزاد از نظر عدد ماخ، رینولدز و زاویه حمله به گونه‌ای انتخاب شده است که متناظر با ۰/۴۴، ۸۰٪، ۱۴۰٪ و ۱۷۰٪ افزایش پسای کل نسبت به شرایط پیش از واگرایی پسا (شرایط مرجع در این تحقیق) باشد (جدول ۱)؛ سپس با استفاده از الگوریتم بهینه سازی تکامل تفاضلی^{۱۳} شکل بهینه هندسه برجستگی و موقعیت مناسب قرارگیری آن در شرایط مختلف جریان بدست آمده است. در بخش پایانی این مقاله نیز مطالعه اجمالی بر الگوی لایه مرزی سطح ایرفویل RAE-2822 در ناحیه برجستگی و پایین دست آن صورت پذیرفته است.

از نکات برجسته این تحقیق می‌توان به شرح زیر اشاره کرد:

- مطالعه تاثیر استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای برای ایرفویل گذر صوت در شرایط جریان آزاد مختلف نسبت به شرایط واگرایی پسا.
- مطالعه تاثیر استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای با فرض بهینه سازی در شرایط زاویه حمله ثابت و ضریب برا ثابت در میزان کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل گذر صوت فوق بحرانی.
- مطالعه اجمالی بر الگوی لایه مرزی در پایین دست ناحیه برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در شرایط وقوع موج ضربه‌ای قوی.

بررسی علت محدودیت استفاده از برجستگی در شرایط وقوع امواج ضربه‌ای بسیار قوی و نوسانی و مسئله جدایش لایه مرزی در پایین دست ناحیه برجستگی.

برجستگی کنترل موج ضربه‌ای

طبق مباحثی که در بخش مقدمه مطرح گردید، برجستگی کنترل موج ضربه‌ای یک روش کاهش پسا در سطوح آیرودینامیک تطبیق پذیر است که به منظور کاهش قدرت امواج ضربه‌ای بر سطوح آیرودینامیکی گذر صوت در شرایط خارج از نقطه طراحی مورد مطالعه قرار گرفته است. تحلیل فیزیکی عملکرد برجستگی در ناحیه وقوع موج ضربه‌ای بدین شرح است که موقعیت و شکل هندسه برجستگی در حین پرواز به نحوی تغییر می‌کند که در حین گذر جریان از ناحیه بالادست برجستگی، ابتدا جریان در مجاورت ایرفویل به درون چرخیده ولی به علت انحنای مناسب برجستگی به جای وقوع موج ضربه‌ای مایل دسته‌ای از امواج تراکمی آیزنتروپیک پدید می‌آید؛ سرعت جریان، پس از گذر از این دسته امواج تراکمی آیزنتروپیک به آرامی کاهش یافته و فشار در این ناحیه نیز به جای تغییر ناگهانی به آرامی افزایش خواهد یافت و سپس خواص جریان در عرض موج ضربه‌ای ضعیف شده ثانویه به مقدار نهایی خود خواهند رسید (شکل ۱). این فرایند سبب می‌گردد افت‌های آیرودینامیکی و نیز پسای ایجاد شده در این شرایط کمتر از شرایط وقوع موج ضربه‌ای قائم اولیه باشد [۸]. شکل ۲ توزیع ضریب فشار شماتیک در ناحیه قرارگیری برجستگی کنترل موج ضربه‌ای را نشان می‌دهد. طراحی برجستگی کنترل موج ضربه‌ای به علت حساسیت زیاد نسبت به شکل هندسی و موقعیت آن روی سطح بال امری چالش برانگیز است از این رو تحقیقات مختلفی در زمینه شکل هندسه برجستگی [۸] و موقعیت قرارگیری [۹] آن صورت پذیرفته است. وجه تمایز تحقیق حاضر نسبت به مراجع فوق، بررسی دقیق‌تر استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در کاهش پسا و محدودیت‌های مربوط به آن از طریق مطالعه الگوی لایه مرزی و شرایط جریان پایین دست می‌باشد. این تحقیقات به دو گروه اصلی تقسیم می‌شوند: الف) تحقیقاتی که با هدف رسیدن به شکل بهینه

برجستگی می‌باشند [۸ و ۱۰ و ۱۲ و ۱۳]؛ ب) تحقیقاتی که به مطالعه پارامترهای هندسی برجستگی می‌پردازند (مطالعه پارامتری) [۹]. مطالعات در زمینه استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای تنها به فضای دو بعدی و ایرفویل محدود نمی‌شود و می‌توان به عنوان نمونه‌ای از تحقیقات صورت پذیرفته در زمینه استفاده از برجستگی‌های کنترل موج ضربه‌ای سه بعدی بر بال پرنده‌های گذر صوت به تحقیقات داسا-ایرباس^{۱۴} [۱۱] بر بال هواپیمای ایرباس-۳۴۰ و بررسی میزان کاهش پسا با استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای برای یک پرنده گذر صوت توسط ونگ^{۱۵} و همکارانش [۱۰] اشاره کرد.

تعریف مسئله

مطابق توضیحات ارائه شده در بخش مقدمه، برای ایرفویل فوق بحرانی RAE-2822 چهار شرایط جریان مختلف متناظر با ۰.۴۴٪، ۰.۸۰٪، ۱.۴۰٪ و ۱.۷۰٪ افزایش پسای کل نسبت به شرایط پیش از واگرایی پسا به منظور انجام فرایند بهینه سازی و مطالعه کارایی برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در نظر گرفته شده است (رجوع شود به شکل ۳). برای هر ایرفویل، تغییر ضریب پسای کل نسبت به عدد ماخ در زاویه حمله ثابت بدین صورت است که در ابتدا به ازای محدوده گسترده از سرعت‌های جریان آزاد از سرعت‌های زیر صوت تا نزدیکی شرایط واگرایی پسا، Cd_t تقریباً ثابت است (که در این تحقیق به عنوان مرجع اندازه گیری افزایش پسا در نظر گرفته شده است). با افزایش هرچه بیشتر سرعت جریان و غالب شدن اثرات تراکم پذیری، امواج ضربه‌ای روی ایرفویل پدید می‌آید. پسای ناشی از امواج ضربه‌ای از یک سو و اندرکنش این امواج با لایه مرزی از سوی دیگر موجب افزایش سریع ضریب پسا خواهد شد که به این شرایط، واگرایی پسا گفته می‌شود. در جدول ۱ جزئیات مربوط به عدد ماخ، زاویه حمله، ضرایب آیرودینامیکی و میزان افزایش ضریب پسا ارائه شده است. در این جدول ΔCd_t^* بیانگر افزایش ضریب پسا نسبت به شرایط مرجع است که برای این ایرفویل شرایط مرجع برابر است با $Cd_t = 0.102$ (شکل ۳).

جدول ۱- شرایط مختلف جریان برای بهینه سازی، $Re = 7.6 \times 10^6$ و

$$\alpha = 1.5 \quad p_{\infty} = 64000(pa)$$

ایرفویل RAE2822	M	C_L	C_d	L/D	ΔC_d^*
شرایط جریان ۱	۰.۷۵	۰.۵۸۳۷	۰.۰۱۴۷۳	۳۹.۶۱	+۰.۴۴٪
شرایط جریان ۲	۰.۷۶	۰.۵۸۷۴	۰.۰۱۸۳۷	۳۱.۹۶	+۰.۸۰٪
شرایط جریان ۳	۰.۷۸	۰.۵۳۸۵	۰.۰۲۴۶۸	۲۱.۸۲	+۰.۱۴۰٪
شرایط جریان ۴	۰.۷۹	۰.۴۹۵۸	۰.۰۲۷۴۷	۱۸.۰۴	+۰.۱۷۰٪

نگردد. شکل ۴ متغیرهای هندسی در ایجاد برجستگی کنترل موج ضربه‌ای را نشان می‌دهد. در این شکل h_B بیانگر ارتفاع برجستگی است. x_0 بیانگر نقطه شروع ناحیه برجستگی روی ایرفویل است، l_B بیانگر طول برجستگی و t نیز بیانگر پارامتر شیب دامنه برجستگی می‌باشد. x_{crest} نیز بیانگر فاصله محل حداکثر ارتفاع برجستگی از لبه حمله ایرفویل است.

$$f(x) = h_B (\sin(\pi x^m))^t, \quad 0 \leq x \leq 1 \quad (1)$$

c_B/l_B بیانگر پارامتر بی بعد تقارن است که برای اعمال در تابع هیکس-هن نیاز به اندکی تغییر دارد. برای اعمال پارامتر تقارن در معادله هیکس-هن خواهیم داشت:

$$m = \frac{\ln(0.5)}{\ln(c_B/l_B)} \quad (2)$$

در این تحقیق، محدوده تغییرات پارامترهای هندسه برجستگی به صورت رابطه ۳ خواهد بود.

$$\begin{cases} 0.001c \leq h_B \leq 0.01c \\ 0.4 \leq c_B/l_B \leq 0.85 \\ 0.5 \leq t \leq 3 \end{cases} \quad (3)$$

شایان ذکر است که انتخاب کران‌های متغیرهای طراحی با توجه به مراجع مختلف صورت پذیرفته است همچنین در فرآیند بهینه‌سازی، طول برجستگی ثابت فرض شده است ($l_B = 0.25c$)؛ در مراجعی که از دیدگاه کاربردی‌تر به این موضوع نگرسته شده است [۵ و ۸] معمولاً طول برجستگی کنترل موج ضربه‌ای را متناظر با طول براگیر بال در نظر می‌گیرند و مقدار ۰.۲ و تر تا ۰.۲۵ و تر را پیشنهاد می‌کنند، این در حالی است که دیگر مراجع، متغیر طول را ۰.۳ و تر [۱۲ و ۱۳] و حتی بیش از آن ارائه داده‌اند [۹]. دیگر متغیر طراحی x_{crest} است که تعیین کننده محل قرارگیری نقطه حداکثر ارتفاع برجستگی روی ایرفویل است و می‌توان از این متغیر برای تعیین موقعیت برجستگی استفاده کرد همچنین می‌توان به جای کار با این متغیر از مختصات نقطه شروع برجستگی x_0 استفاده کرد (شکل ۴). در فرایند بهینه سازی به منظور رسیدن به طرحی واقعی‌تر، ۱۵٪ انتهای ایرفویل به محل قرارگیری برا افزا^{۱۲} اختصاص داده شده است و لذا برجستگی ایجاد شده نباید در این ناحیه قرار گرفته باشد. با توجه به ثابت فرض کردن طول

تعریف شرایط مرجع، امکان مقایسه قابلیت میزان کاهش پسا در شرایط مختلف جریان با یکدیگر را فراهم خواهد ساخت. مطالعه کارایی برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در بهبود عملکرد آیرودینامیکی و کاهش پسا بدین شرح است که فرایند بهینه سازی با فرض حداکثر کردن عملکرد آیرودینامیکی (L/D) برای ایرفویل در شرایط جریان آزاد ارائه شده در جدول ۱ صورت می‌پذیرد و در این شرایط فرض بر این است که زاویه حمله جریان ثابت می‌باشد. در ادامه برای ایرفویل دارای برجستگی (بدست آمده از مرحله قبل) در هر شرایط جریان زاویه حمله به گونه‌ای کاهش می‌یابد که ضریب برا آن با حالت بدون برجستگی (جدول ۱) برابر شود. سپس کاهش پسای آن ایرفویل و بهبود عملکرد آیرودینامیکی مورد مطالعه قرار خواهد گرفت (فرایند بهینه سازی جداگانه برای شرایط ضریب برا ثابت صورت پذیرفته است).

ایجاد هندسه برجستگی کنترل موج ضربه‌ای و قید های هندسی در فرایند بهینه سازی

در تحقیق حاضر برای ایجاد هندسه برجستگی کنترل موج ضربه‌ای از تابع سینوسی هیکس-هن^{۱۶} با کمی تغییر نسبت به مرجع [۹] استفاده شده است (معادله (۱)). تابع هیکس-هن تابع سینوسی است که قابلیت ایجاد برجستگی‌هایی با ارتفاع، شیب و تقارن مختلف را خواهد داشت. صفر بودن شیب منحنی تولید شده در ابتدا و انتها ($f'(0) = f'(1) = 0$) از ویژگی‌های مهم این تابع می‌باشد؛ این خاصیت سبب می‌شود هنگام ترسیم برجستگی در دستگاه مختصات محلی ($\xi - \eta$) روی ایرفویل، هیچ ناپیوستگی بین منحنی برجستگی و ایرفویل مبنا ایجاد

مرحله بعد، مرحله جهش است که باعث افزایش فضای جستجو در فضای تابع هدف خواهد شد. در این مرحله به ازای هر بردار هدف $(x_{i,G})$ سه بردار غیر همسان (سه عضو غیر همسان) به صورت تصادفی انتخاب می‌گردد. سه بردار دیگر به ترتیب $(x_{r1,G}, x_{r2,G}, x_{r3,G})$ می‌باشند که $i, r1, r2, r3$ متفاوت هستند. حال بر اساس این سه بردار، بردار تفاضل وزنی طبق رابطه (۶) تشکیل داده می‌شود. در این رابطه، F ضریب جهش است که طول بردار تفاضل (گام‌های جستجو) را کنترل می‌کند و در تحقیق حاضر برای مسئله بهینه سازی برجستگی به میزان ۰.۸ در نظر گرفته می‌شود. برای یافتن بردار تفاضل وزنی روش‌های دیگری نیز موجود می‌باشد که در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته است و در رابطه (۷) بیان شده است که در آن بهترین جوابی است که از تکرارهای قبل بدست آمده است.

$$U_{i,G+1} = x_{r1,G} + F(x_{r2,G} - x_{r3,G}) \quad (6)$$

$$U_{i,G+1} = x_{i,G} + F(x_{best,G} - x_{i,G}) + F(x_{r1,G} - x_{r2,G}) \quad (7)$$

گام بعد مرحله ترکیب است. در این مرحله به ازای هر عضو هدف، یک بردار آزمون^{۲۳} $(u_{i,G+1})$ تشکیل خواهد شد که مولفه‌های آن تلفیقی از مولفه‌های بردار هدف $(x_{i,G})$ و بردار تفاضل وزنی $(v_{i,G+1})$ می‌باشد (رابطه (۸)).

$$u_{i,G+1}^j = \begin{cases} U_{i,G+1}^j & \text{if } \text{Rand}_j [0,1] \leq Cr \text{ Or } j = I_{rand} \\ x_{i,G+1}^j & \text{if } \text{Rand}_j [0,1] > Cr \text{ and } j \neq I_{rand} \end{cases} \quad (8)$$

I_{rand} Random Integer from $[1, 2, \dots, D]$

در رابطه (۸)، پارامتر Cr ، یک پارامتر کنترلی در بازه (۰ و ۱) است که در ابتدای برنامه تعریف می‌شود و بیانگر این احتمال است که عضو i ام از نسل جدید چه میزان از خصوصیات خود را از والد خود و چه میزان را از اعضای جامعه خود به ارث برد. مرحله پایانی الگوریتم، مقایسه و گزینش بین بردار آزمون و بردار هدف است (رابطه (۹)).

$$x_{i,G+1} = \begin{cases} u_{i,G+1} & \text{if } f(u_{i,G+1}) \leq f(x_{i,G}) \\ x_{i,G} & \text{Otherwise} \end{cases} \quad (9)$$

برجستگی و اختصاص ۱۵ درصد بخش انتهایی ایرفویل به برا افزا، دامنه تغییرات متغیر x_0 به صورت $0.4c < x_0 < 0.6c$ تعریف می‌شود.

الگوریتم بهینه سازی تکامل تفاضلی

الگوریتم بهینه سازی تکامل تفاضلی، از خانواده روش‌های بهینه سازی غیر گرادیانی می‌باشد که به ترتیب از چهار مرحله ایجاد نسل، جهش^{۱۸}، ترکیب^{۱۹} و گزینش^{۲۰} تشکیل شده است [۱۴]؛ قابلیت جستجوی برداری، قابل کنترل بودن گام جستجو (طول بردار تفاضل وزنی^{۲۱}) در فضای تابع هدف، پارامترهای کنترلی کم و سهولت استفاده آسان در پردازش موازی از ویژگی‌های این روش است. در روش تکامل تفاضلی ابتدا تعداد متغیرهای طراحی (D) تعیین می‌گردد که در این مسئله برابر با ۴ انتخاب شده است $(h_B, t, c_B/l_B)$ یا x_0 یا x_{crest} . سپس نظیر دیگر روش‌های بهینه سازی تکاملی تعداد اعضای هر نسل (Np) انتخاب می‌شود. در اغلب مسائل بهینه‌سازی با روش‌های تکاملی پیشنهاد می‌شود تعداد اعضای هر نسل تقریباً پنج برابر تعداد متغیرها باشد اما در برخی مسائل که محاسبه تابع هدف نیازمند زمان زیاد است (مثل مسائل دینامیک سیالات عددی) این تعداد بسیار کمتر انتخاب می‌شود؛ در تحقیق حاضر این پارامتر برابر با ۵ در نظر گرفته شده است. در کد کامپیوتری، هر عضو $(x_{i,G})$ به صورت یک بردار هدف^{۲۲} در نظر گرفته می‌شود (رابطه (۴)). در این رابطه G بیانگر شماره نسل و تعداد مولفه‌های هر بردار برابر با تعداد متغیرهای طراحی (D) است.

$$x_{i,G} = [x_{i,G}^1, x_{i,G}^2, \dots, x_{i,G}^D], \quad i=1,2,\dots,Np \quad (4)$$

در ادامه کران‌های حداکثر و حداقل تغییرات برای متغیرهای طراحی (که پیش از این بیان شد) تعیین می‌گردد (رابطه (۵)).

$$x_{\min}^j \leq x_{i,1}^j \leq x_{\max}^j, \quad j=1,2,\dots,D \quad (5)$$

$$|\Delta \vec{F}_1| = |\vec{V} - \tilde{c}| \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{u} - \tilde{c}n_x \\ \tilde{v} - \tilde{c}n_y \\ \tilde{H} - \tilde{c}\tilde{V} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$|\Delta \vec{F}_{2,3,4}| = |\vec{V}| \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{u} \\ \tilde{v} \\ \frac{\tilde{q}^2}{2} \end{bmatrix} + \tilde{\rho} |\vec{V}| \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta u - \Delta V n_x \\ \Delta v - \Delta V n_y \\ \tilde{u}\Delta u + \tilde{v}\Delta v - \tilde{V}\Delta V \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$|\Delta \vec{F}_5| = |\vec{V} + \tilde{c}| \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{u} + \tilde{c}n_x \\ \tilde{v} + \tilde{c}n_y \\ \tilde{H} + \tilde{c}\tilde{V} \end{bmatrix} \quad (16)$$

همچنین جزئیات نحوه محاسبه متغیرهای متوسط گیری شده $(\tilde{\rho}, \tilde{c}, \tilde{u}, \tilde{v}, \dots)$ در روش رو در مرجع [۱۵] به تفصیل بیان شده است. نظر به اینکه روش رو ذاتاً دارای دقت مرتبه اول است در این تحقیق از روش افزایش دقت به مرتبه دوم با روش ماسل^{۲۸} استفاده شده است [۱۵]. برای مدلسازی آشفستگی نیز از روش $k - \varepsilon$ استفاده شده است که ساختار کلی فرمولاسیون مدل آن به صورت روابط (۱۷ و ۱۸) می باشد (برای توضیحات بیشتر به مرجع [۱۶] رجوع شود).

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (17)$$

(۱۸)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{v \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon$$

اعتبار سنجی نتایج حل جریان

به منظور اعتبار سنجی روش حل عددی جریان، اِیْرِفویل RAE-2822 در شرایط جریان آزاد با مشخصات عدد ماخ

فرایند بیان شده برای هر نسل (G)، Np مرتبه تکرار می شود و تولید نسل ها تا همگرایی فرایند بهینه سازی ادامه خواهد داشت.

فرمول ها و روابط

در این تحقیق برای حل عددی جریان از گسسته سازی میدان حل با روش حجم محدود استفاده شده است که فرم انتگرالی معادلات برای هر سلول مطابق رابطه (۱۰) می باشد. در این رابطه \vec{W} بردار متغیرهای بقایی^{۲۴}، \vec{F}_c بردار شار جابجایی^{۲۵} و \vec{F}_v بردار شار لزج^{۲۶} است. در فضای دو بعدی، این سه بردار مطابق رابطه (۱۱) نشان داده می شوند. در این رابطه ρ چگالی، u و v مولفه های افقی و عمودی سرعت، E انرژی کل، H انتالپی کل و V مولفه سرعت عمود بر وجه سلول می باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\vec{F}_c - \vec{F}_v) dS = 0 \quad (10)$$

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \vec{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho v V + n_y p \\ \rho H V \end{bmatrix}, \quad \vec{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y \end{bmatrix} \quad (11)$$

برای حل بردار شار جابجایی در وجه سلول ها از روش تجزیه تفاضل شار رو^{۲۷} [۱۵] استفاده شده است. در این روش، \vec{F}_c (بردار شار جابجایی) با استفاده از رابطه (۱۲) در وجه هر سلول محاسبه می گردد. $\vec{A}_{Roe}|_{I+1/2}$ در رابطه (۱۳) معرف ژاکوبین بردار شار جابجایی در روش رو می باشد که در روابط (۱۴-۱۶) نحوه محاسبه آن شرح داده شده است.

$$(\vec{F}_c)_{I+1/2} = \frac{1}{2} \left[\vec{F}_c(\vec{W}_R) + \vec{F}_c(\vec{W}_L) - \vec{A}_{Roe}|_{I+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L) \right] \quad (12)$$

$$|\vec{A}_{Roe}|_{I+1/2} (\vec{W}_R - \vec{W}_L) = |\Delta \vec{F}_1| + |\Delta \vec{F}_{2,3,4}| + |\Delta \vec{F}_5| \quad (13)$$

نتایج فرایند بهینه سازی

فرایند بهینه سازی برای ایرفویل RAE-2822 در شرایط جریان آزاد مختلف با هدف حداکثر کردن عملکرد آیرودینامیکی صورت پذیرفته است و نمونه‌ای از نمودارهای همگرایی این فرایند در شکل ۸ ارائه شده است. جدول ۲ نتایج فرایند بهینه سازی متغیرهای هندسی را برای این ایرفویل نشان می‌دهد. روند تغییرات هندسه برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در فرایند بهینه سازی بدین شرح است که با افزایش ماخ جریان آزاد، ارتفاع برجستگی کنترل موج ضربه‌ای افزایش خواهد یافت، برجستگی به لبه فرار ایرفویل نزدیکتر می‌شود و شیب منحنی برجستگی کنترل موج ضربه‌ای ملایم‌تر خواهد شد. همچنین با افزایش قدرت امواج ضربه‌ای (افزایش ماخ جریان) هندسه برجستگی‌های بهینه به سمت عدم تقارن بیش‌تر پیش خواهد رفت. شکل ۹ نمونه یک ایرفویل دارای برجستگی بهینه سازی شده و شکل ۱۰ نیز توزیع ضریب فشار روی آن را در شرایط جریان آزاد ۲ ارائه می‌دهد. در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ کانتور فشار اطراف ایرفویل مذکور را به ترتیب در شرایط جریان آزاد ۱ و ۲ با برجستگی و بدون آن نشان داده شده است. مطابق انتظار تغییرات هندسه بسیار کوچک و موضعی بوده و تضعیف قدرت موج ضربه‌ای خصوصاً در شرایط ضریب برا ثابت از شکل کانتورها مشهود است.

جدول ۲- نتایج فرایند بهینه سازی، $\alpha = 1.5$ و $Re = 7.6 \times 10^6$

ایرفویل RAE-2822	h_B/c	t	c_B/c	x_0/c
شرایط جریان ۱	۰.۰۰۴۷۴	۱.۴۱	۰.۶۱۵	۰.۴۸۴
شرایط جریان ۲	۰.۰۰۸۸	۰.۷۱	۰.۶۴	۰.۵۴
شرایط جریان ۳	۰.۰۱	۰.۶۳۶	۰.۶۵۶	۰.۵۶۹
شرایط جریان ۴	۰.۰۱	۰.۵۸۳	۰.۶۶۵	۰.۵۹۶

همچنین شکل ۱۳ تغییرات ضریب برا، تغییرات ضریب پسا نسبت به مرجع (ΔC_{d+}) و تغییرات عملکرد آیرودینامیکی را برای ایرفویل RAE-2822 دارای برجستگی در شرایط زاویه حمله ثابت و شرایط ضریب برا ثابت نشان می‌دهد. نتایج مربوط به جریان آزاد ۴ به دلیل وقوع پدیده‌های متفاوت در بخش ۱۰ ارائه شده است. مطابق این شکل روند بهبود عملکرد آیرودینامیکی برای ایرفویل مذکور در بازه تعریف

جریان آزاد ۰.۷۳، رینولدز ۶.۵ میلیون و زاویه حمله ۲.۳۱ مورد بررسی قرار گرفته است. شبکه انتخاب شده برای این منظور از نوع C بوده و در شکل ۵ نشان داده شده است. اندازه شبکه پس از بررسی استقلال حل از شبکه انتخاب شده و دارای ۳۶۰ گره بر سطح ایرفویل، ۸۰ گره در ناحیه دنباله و ۶۰ گره در راستای عمودی می‌باشد. یکی از اهداف اساسی این تحقیق مطالعه اجمالی بر الگوی لایه مرزی در ناحیه برجستگی کنترل موج ضربه‌ای خصوصاً در شرایط وقوع امواج ضربه‌ای قدرتمند می‌باشد لذا لازم به ذکر است در بخش ۱۰ به منظور مشاهده هرچه بهتر پدیده‌های مرتبط با اندرکنش موج ضربه‌ای، لایه مرزی و پدیده جدایش شدید لایه مرزی تعداد ۶۰۰ نقطه روی سطح ایرفویل در نظر گرفته شده است. نتایج توزیع ضریب فشار پیرامون سطح ایرفویل و توزیع ضریب اصطکاک بر سطح فوقانی ایرفویل در مقایسه با نتایج مراجع [۱۷] و [۱۸] در شکل ۶ به تصویر کشیده شده است.

اعتبار سنجی کد کامپیوتری بهینه سازی تکامل تفاضلی

به منظور اعتبار سنجی الگوریتم بهینه سازی تکامل تفاضلی از تابع ریاضی شوفل^{۲۹} که در رابطه (۱۹) ارائه شده است استفاده شده است. در این مسئله تابع هدف یافتن مقدار کمینه تابع مذکور می‌باشد.

$$f(x) = \sum_{i=1}^n -x_i \cdot \sin\left(\sqrt{|x_i|}\right), \quad -500 \leq x_i \leq 500 \quad (19)$$

در فضای دو بعدی پارامتر n در رابطه (۱۹) برابر با عدد ۲ خواهد بود و موقعیت حداقل مقدار تابع برابر با 420.9687 است و حداقل مقدار تابع نیز با استفاده از رابطه (۲۰) بدست می‌آید. شکل ۷-الف این تابع را در فضای دو بعدی و شکل ۷-ب نیز روند همگرایی کد بهینه سازی به ازای دو ضریب جهش مختلف نشان داده شده است.

$$f(x) = -n(418.9829) \quad (20)$$

محدوده قابل قبولی از سرعت‌های خارج از نقطه طراحی، کارایی مناسب در کاهش پسای ناشی از امواج ضربه‌ای را خواهد داشت.

برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در شرایط امواج ضربه‌ای قوی‌تر و نوسانی در جریان آزاد ۴

تا کنون مطالعات صورت پذیرفته در زمینه برجستگی کنترل موج ضربه‌ای محدود به شرایطی بود که موقعیت موج ضربه‌ای تشکیل شده روی سطح ایرفویل ثابت بوده است حال آنکه با افزایش سرعت جریان آزاد و متعاقباً افزایش قدرت امواج ضربه‌ای، مشاهده می‌گردد که موج ضربه‌ای در موقعیت مشخصی روی سطح ایرفویل شروع به نوسان می‌کند؛ این موضوع در شکل ۱۴ بخش الف - ج نشان داده شده است. هرچند در ابتدا دامنه حرکت نوسانی موج ضربه‌ای اندک به نظر می‌رسد اما در حقیقت ضریب برا و پسای ایرفویل به میزان قابل توجهی تغییر خواهد کرد؛ تغییرات ضرایب و عملکرد آیرودینامیکی در موقعیت‌های مختلف قرار گیری موج ضربه‌ای در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳- ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل RAE-2822 - شرایط جریان آزاد ۴.

L/D	Cd _t	C _L	موقعیت موج ضربه‌ای	شرایط جریان
۱۷.۸۲	۰.۰۲۹۵۶	۰.۵۲۷	الف	۴
۱۸.۴۱	۰.۰۲۷۲۶	۰.۵۰۲	ب	۴
۱۸.۹۶	۰.۰۲۴۶۳	۰.۴۶۷	ج	۴

همان طور که از نتایج جدول ۳ نیز مشخص است موج ضربه‌ای متحرک سبب تغییر در میزان ضرایب برا و پسای خواهد شد. مطابق شکل ۱۴ موج ضربه‌ای در موقعیت‌های قرارگیری مختلف تاثیر متفاوتی بر الگوی لایه مرزی داشته است به نحوی که در برخی موقعیت‌های قرارگیری (الف و ب) سبب جدایش لایه مرزی روی سطح ایرفویل خواهد شد و لذا در این شرایط ضریب پسای هرچه بیشتر افزایش خواهد یافت. نظیر جریان

شرایط جریان آزاد به صورت صعودی-نزولی خواهد بود؛ یعنی برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در ابتدا تا سرعت‌های خاصی از جریان آزاد به حداکثر کارایی خود خواهد رسید و سپس کارایی این روش به واسطه افزایش قدرت امواج ضربه‌ای، محدودیت تغییر شکل هندسی و بحث جدایش لایه مرزی کاهش خواهد یافت. به عنوان نمونه در شرایط زاویه حمله ثابت (شکل ۱۳-الف)، عملکرد آیرودینامیکی در جریان آزاد ۱ به میزان ۱۵.۴٪ بهبود یافته و در جریان آزاد ۲ به ۲۳٪ رسیده و سپس در جریان آزاد ۳ به میزان ۲۲.۶٪ کاهش یافته است. همچنین حداکثر میزان کاهش پسای برای ایرفویل RAE-2822 در جریان آزاد ۲ به میزان ۳۳٪ نسبت به مرجع (شرایط واگرایی پسای) در شرایط زاویه حمله ثابت و ۴۹.۸٪ در شرایط ضریب برا ثابت حاصل شده است؛ مشخص است که برجستگی به علت افزایش ضخامت بخش انتهای ایرفویل، موجب افزایش ضریب برا این ایرفویل خواهد شد؛ با توجه به این مسئله می‌توان با کاهش زاویه حمله جریان، ضریب برا را به مقدار پیش از اضافه شدن برجستگی کاهش داد (جدول ۱). از این رو در شرایط ضریب برا ثابت، علاوه بر برجستگی، کاهش زاویه حمله نیز به کاهش هرچه بیشتر پسای کمک خواهد کرد به همین دلیل در جریان آزاد ۲ و شرایط ضریب برا ثابت کاهش پسای بیش‌تری حاصل شده است. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش هرچه بیشتر قدرت امواج ضربه‌ای (جریان آزاد ۳ و ۴) قابلیت برجستگی در میزان کاهش پسای افت خواهد کرد ولی این افت در شرایط ضریب برا ثابت کمتر از شرایط زاویه حمله ثابت می‌باشد حال آنکه بهبود عملکرد آیرودینامیکی در هر دو وضعیت تقریباً یکسان است. به طور کلی برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در جریان آزاد ۱ و ۲ کارایی قابل قبولی در میزان کاهش پسای و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ارائه داده است، شایان ذکر است هواپیماهای مسافری و جت‌های تجاری گذر صوت به ندرت به میزان زیاد از شرایط نقطه طراحی فاصله می‌گیرند (مشابه شرایط جریان ۳ و ۴، متناظر با ۱۴۰-۱۷۰٪ افزایش پسای)، زیرا در این شرایط امواج ضربه‌ای بسیار قدرتمند بر روی بال ایجاد خواهد شد که سبب جدایش لایه مرزی، لرزش‌های شدید و مشکلات سازه‌ای می‌گردد (بخش ۱۰ ملاحظه شود) لذا می‌توان نتیجه گرفت سیستم برجستگی در

جدول ۴- ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل RAE-2822 دارای برجستگی در شرایط جریان آزاد ۴.

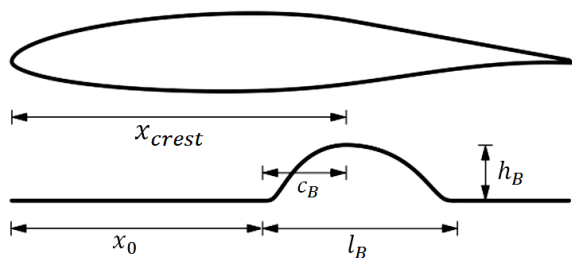
$\Delta L/D$	ΔC_{d_t}	L/D	C_{d_t}	C_L	موقعیت موج ضربه‌ای
+۰/۳	-۰/۲۲۴	۱۸.۳۵	۰.۰۳۳۹۰	۰.۶۲۲	الف
+۰/۱۵	+۰/۱۸.۵	۲۱.۱۱	۰.۰۲۴۱۱	۰.۵۰۹	ب
+۰/۴۹	+۰/۶۹.۸	۲۸.۲۹	۰.۰۱۴۵۶	۰.۴۱۲	ج

نتیجه‌گیری

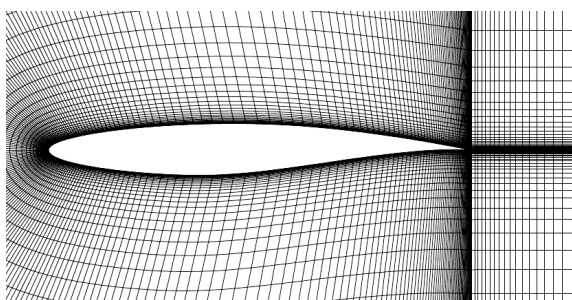
ایرفویل دارای برجستگی کنترل موج ضربه‌ای یکی از انواع سطوح آیرودینامیکی تطبیق پذیر است که قادر است پسای ناشی از امواج ضربه‌ای را در شرایط خارج از نقطه طراحی به میزان مناسب کاهش دهد و این مسئله سبب افزایش عملکرد آیرودینامیکی آن خواهد شد. بیش‌ترین میزان کاهش پسا برای ایرفویل RAE-2822 به میزان حدود ۵۰٪ در شرایط جریان آزاد ۲ حاصل شده است. همچنین متوسط بهبود راندمان آیرودینامیکی در شرایط جریان مختلف با فرض ضریب برا ثابت برای این ایرفویل به میزان حدود ۲۸٪ بدست آمده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد، تاثیر برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی تابعی از نوع مقطع آیرودینامیکی و شرایط جریان آزاد است ولی کارایی سیستم برجستگی در گستره مناسب از سرعت‌های خارج از نقطه طراحی (تا حدود ۸۰٪ افزایش پسا نسبت به شرایط مرجع) قابل ملاحظه است؛ برجستگی به علت افزایش ضخامت بخش انتهای ایرفویل، موجب افزایش ضریب برا خواهد شد لذا می‌توان با کاهش زاویه حمله جریان، ضریب برا را به مقدار پیش از اضافه شدن برجستگی کاهش داد، از این رو در شرایط ضریب برا ثابت، علاوه بر برجستگی، کاهش زاویه حمله نیز به کاهش هرچه بیش‌تر پسا کمک خواهد کرد. این موضوع در پرواز واقعی بسیار با اهمیت است چرا که با ثابت ماندن ضریب برا و کاهش ضریب پسا ضمن حفظ ارتفاع پرواز، مصرف سوخت نیز کاهش خواهد یافت. همچنین مسئله جدایش لایه مرزی در پایین دست ناحیه برجستگی و نتیجتاً ایجاد بارهای آیرودینامیکی سیکنی با دامنه تغییرات شدید، جدایش شدید لایه مرزی و احتمال وقوع مشکلات سازه‌ای عامل اصلی محدود شدن استفاده از این روش در شرایط وقوع امواج ضربه‌ای بسیار قوی می‌باشد.

آزاد ۱ تا ۳ برای شرایط جریان آزاد ۴ در زاویه حمله ثابت ۱.۵ درجه، فرایند یافتن هندسه بهینه و موقعیت قرارگیری برجستگی کنترل موج ضربه‌ای صورت پذیرفته است. شکل ۱۵ خطوط جریان را در ناحیه برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در جریان آزاد ۴ نشان می‌دهد. جدول ۴ نیز تغییرات ضرایب آیرودینامیکی را برای ایرفویل RAE-2822 دارای برجستگی کنترل موج ضربه‌ای نشان می‌دهد. مطابق نتایج جدول ۴، استفاده از برجستگی کنترل موج ضربه‌ای در این شرایط جریان تغییرات شدیدی در ضرایب آیرودینامیک ایرفویل ایجاد خواهد کرد. هنگامی که موج ضربه‌ای در نزدیک‌ترین موقعیت خود نسبت به لبه فرار قرار داشته باشد (شکل ۱۵-الف) جدایش شدید جریان در پایین دست ناحیه برجستگی به وجود خواهد آمد و در نتیجه ضریب پسا نسبت به ایرفویل بدون برجستگی افزایش یافته است. با جا به جا شدن موج ضربه‌ای و حرکت به بالادست ناحیه برجستگی، ضریب پسا شدیداً کاهش خواهد یافت (تا حدود ۷۰٪ نسبت به شرایط مرجع) و راندمان آیرودینامیکی نیز تا حداکثر ۴۹٪ افزایش خواهد یافت. هرچند متوسط میزان کاهش پسا و بهبود عملکرد آیرودینامیکی در این شرایط جریان آزاد مطلوب است ولی نیروهای سیکنی وارد آمده بر یک سطح آیرودینامیکی با چنین دامنه تغییراتی مسلماً از نظر استانداردهای پروازی قابل قبول نخواهد بود. به عنوان راهکاری در این زمینه می‌توان از برجستگی‌هایی با ارتفاع کم‌تر به همراه سیستم مکش لایه مرزی استفاده کرد. همچنین استفاده از برجستگی‌هایی با طول بیش‌تر (تا ۳۰٪ وتر) یکی از عواملی است که می‌تواند جدایش لایه مرزی را تا حد ممکن کاهش داده و کارایی این روش را برای امواج ضربه‌ای قوی‌تر افزایش دهد در غیر این صورت استفاده از این سیستم برای این ایرفویل در چنین شرایط آزاد قابل قبول نخواهد بود.

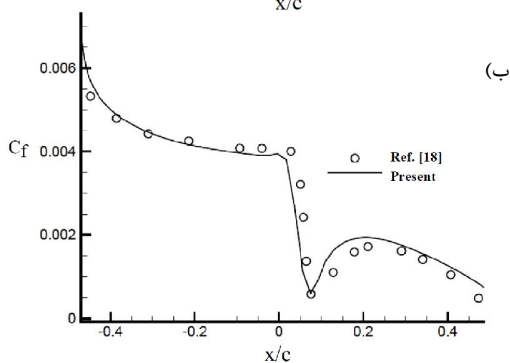
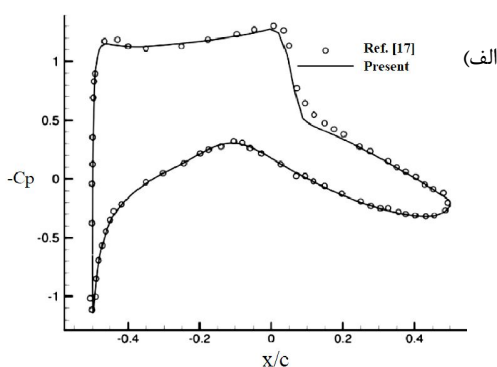
شکل‌ها و نمودارها



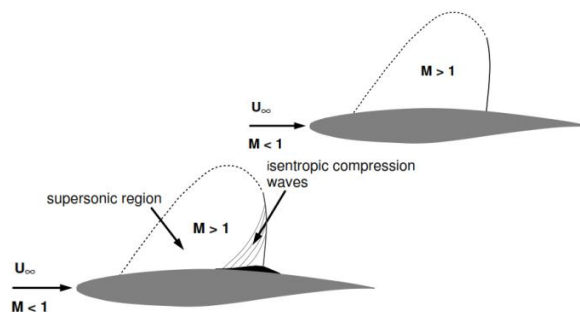
شکل ۴- متغیرهای طراحی برجستگی کنترل موج ضربه‌ای.



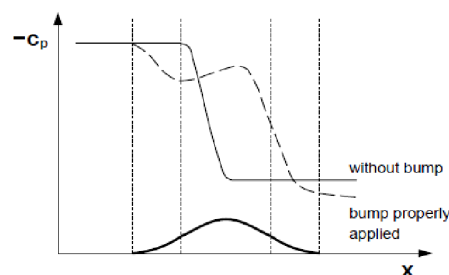
شکل ۵- شبکه نوع C حول ایرفویل RAE-2822.



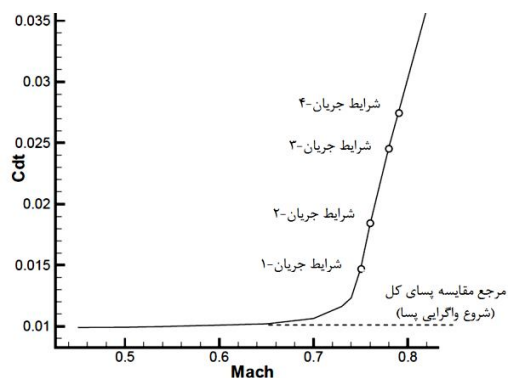
شکل ۶- اعتبار سنجی حل جریان برای ایرفویل RAE-2822، الف) توزیع ضریب فشار، ب) توزیع ضریب اصطکاک روی سطح فوقانی.



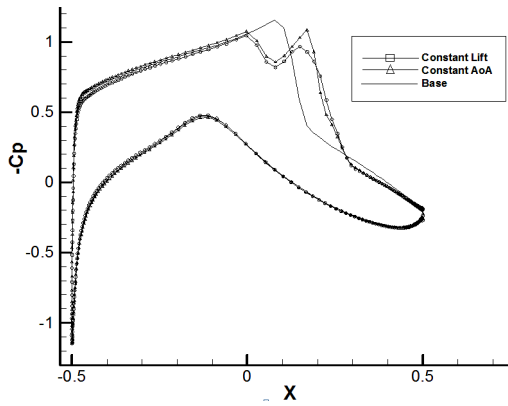
شکل ۱- نحوه عملکرد برجستگی کنترل موج ضربه‌ای [۸].



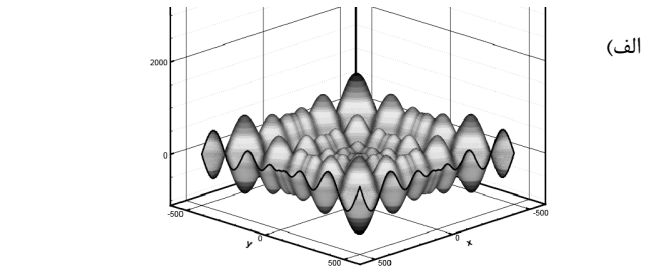
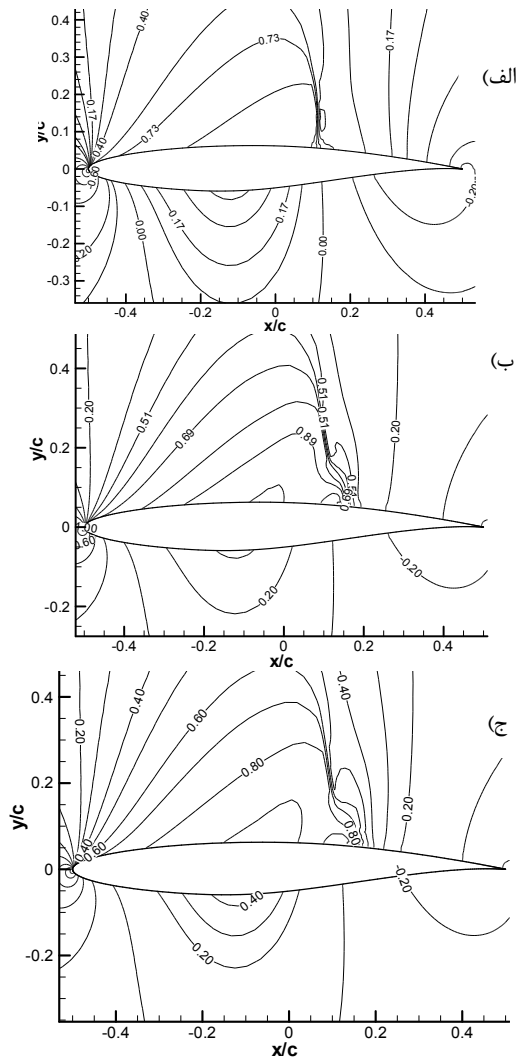
شکل ۲- توزیع ضریب فشار بر یک ایرفویل در محل وقوع موج ضربه‌ای، بدون برجستگی و در حضور برجستگی [۸].



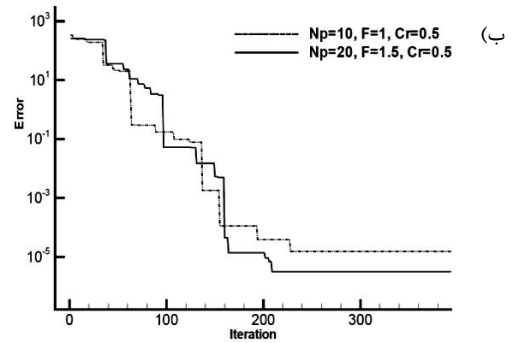
شکل ۳- منحنی تغییر ضریب پسای کل بر حسب ماخ جریان آزاد برای ایرفویل RAE-2822 و نمایش چهار شرایط جریان آزاد.



شکل ۱۰- توزیع ضریب فشار روی ایرفویل RAE-2822 دارای برجستگی - شرایط جریان آزاد ۲.

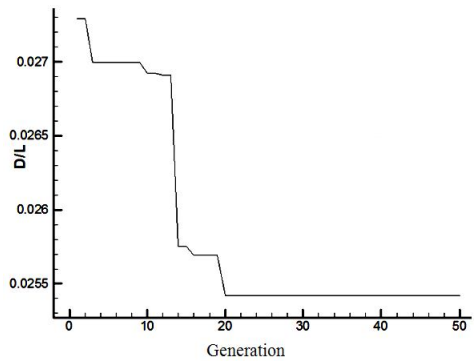


(الف)

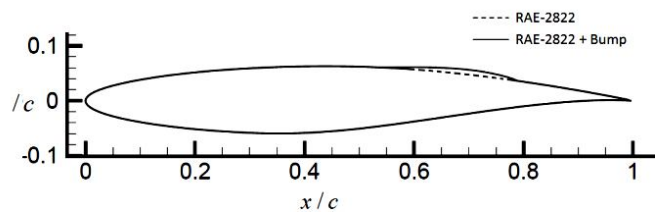


(ب)

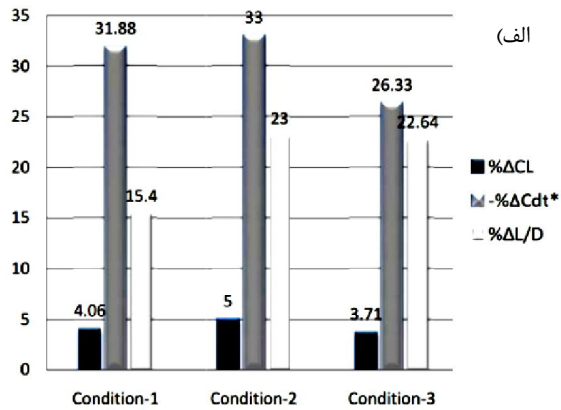
شکل ۱۱- صحت سنجی کد بهینه سازی. (الف) تابع شوفل در فضای دو بعدی، (ب) همگرایی کد بهینه سازی.



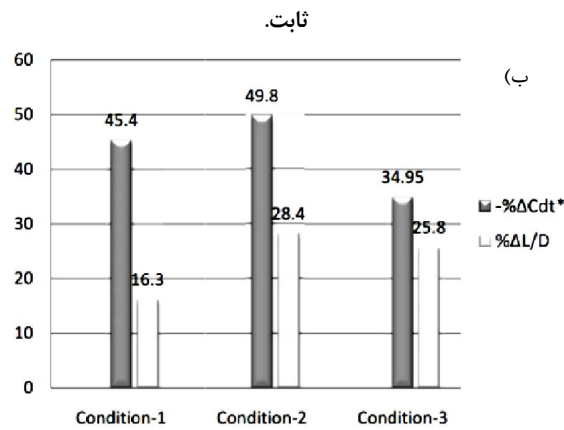
شکل ۱۲- همگرایی فرایند بهینه سازی برجستگی کنترل موج ضربه- ای در شرایط جریان آزاد ۲.



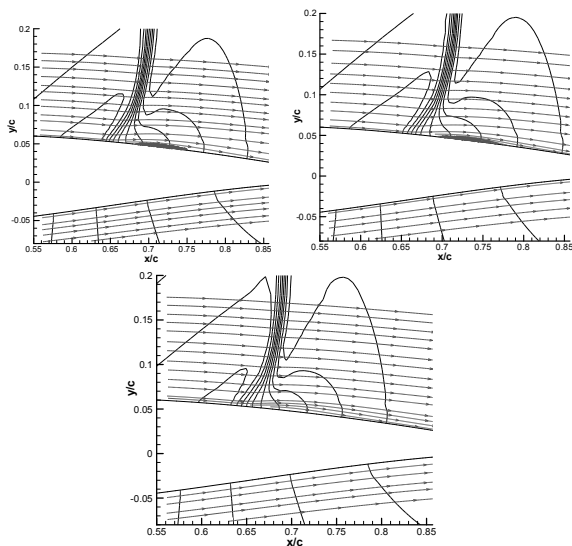
شکل ۱۳- ایرفویل RAE-2822 دارای برجستگی - شرایط جریان آزاد ۲.



شکل ۱۳- تغییرات ضرایب آیرودینامیکی حاصل از فرایند بهینه سازی، ایرفویل RAE-2822، الف) زاویه حمله ثابت، ب) ضریب برا

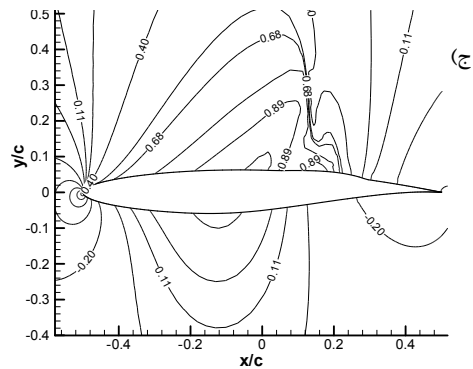
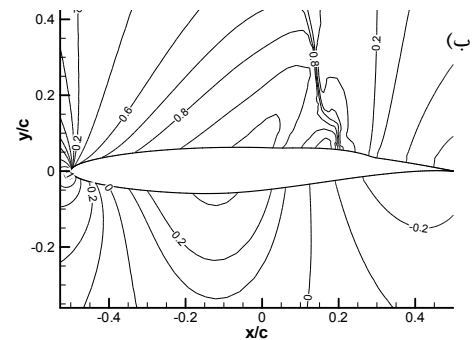
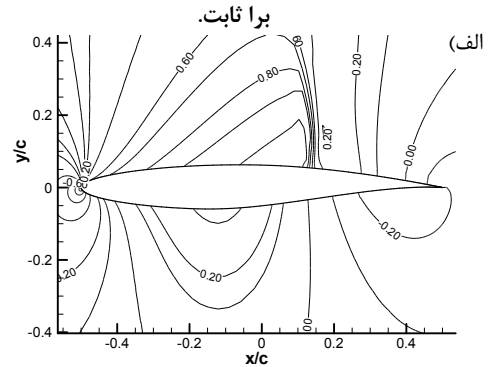


شکل ۱۳- ادامه



شکل ۱۴- تاثیر حرکت نوسانی موج ضربه‌ای بر الگوی جریان در مجاورت ایرفویل RAE-2822 - شرایط جریان آزاد ۴.

شکل ۱۱- کانتور فشار، ایرفویل RAE-2822- شرایط جریان آزاد-۱. الف) بدون برجستگی، ب) شرایط زاویه حمله ثابت، ج) شرایط ضریب



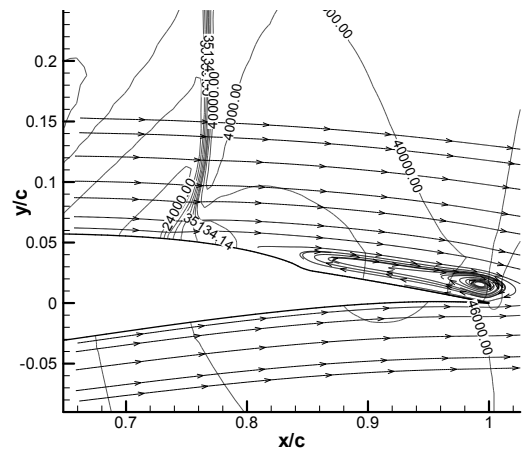
شکل ۱۲- کانتور فشار، ایرفویل RAE-2822- شرایط جریان آزاد-۲. الف) بدون برجستگی، ب) شرایط زاویه حمله ثابت، ج) شرایط ضریب برا ثابت.

پی نوشت

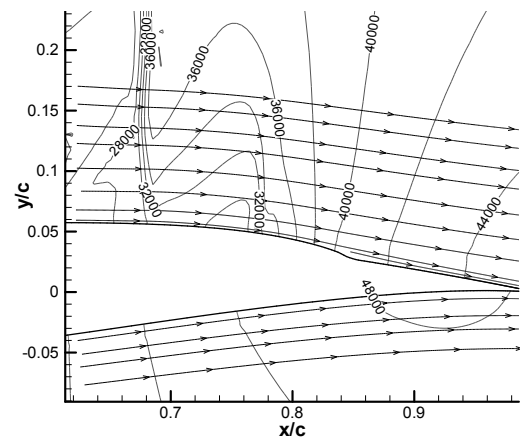
- 1- Critical Mach Number
- 2- Adaptive Aerodynamic Surfaces
- 3- Variable Camber
- 4- Maneuverability and Performance
- 5- Suction side
- 6- Shock Control Bump
- 7- Buffet
- 8- Discrete Suction and Blowing
- 9- Vortex Generators
- 10- Oscillatory Control
- 11- Cavity
- 12- Surface Cooling and Heating
- 13- Differential Evolution
- 14- DASA-Airbus
- 15- Wong
- 16- Hicks-Henne
- 17- Flap
- 18- Mutation
- 19- Recombination
- 20- Selection
- 21- Weighted Difference Vector
- 22- Target Vector
- 23- Trial Vector
- 24- Conservative Variable Vector
- 25- Convection Flux Vector
- 26- Viscous Flux Vector
- 27- Roe-FDS
- 28- MUSCL
- 29- Schwefel

مراجع و منابع

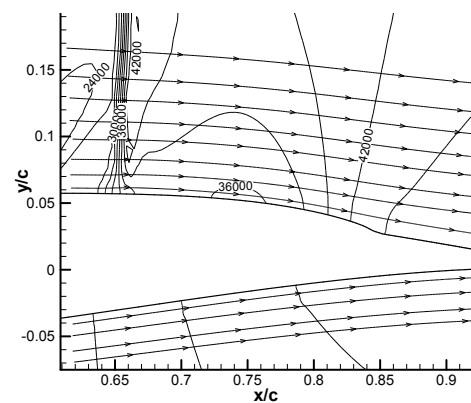
- [1] Evans M. R., Hynes R. J., Norman D. C. and Thomasson R. E. Automatic flight control modes for the AFTI/F-111 mission adaptive wing aircraft. AGARD-CP-384, Vol. 25 (1984).
- [2] Ashill P. R., Fulker J. L. and Shires A. A novel technique for controlling shock strength of laminar-flow aerofoil sections. *Proceedings 1st European Forum on Laminar Flow Technology, March 16-18, 1992, Hamburg, Germany*, pp 175-183. DGLR, AAAF, RAeS, 1992.
- [3] William Milholen II E Lewis R. On the application of contour bumps for transonic drag reduction. AIAA2005-0462, 2005.
- [4] Patzold M. Numerical optimization of finite shock control bumps. AIAA 2006-1054, 2006.
- [5] Stanewsky E., Delery J., Fulker J., and de Matteis P. (Editors), Drag Reduction by Shock and Boundary



شکل ۱-۱۵



شکل ۲-۱۵



شکل ۳-۱۵

شکل ۱۵- تاثیر حرکت نوسانی موج ضربه ای بر الگوی جریان در مجاورت ایرفویل RAE-2822 دارای برجستگی - شرایط جریان آزاد

- [15] Blazek J., Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications, Elsevier, Computational Fluids & solid Mechanics, Printed in Netherlands, 2001, pp. 106-108.
- [16] Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z. and Zhu J., A New k-e Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows – Model Development and Validation. *Computers Fluids*, v.24, n.3, 1995, pp. 227-238.
- [17] Cook, P.H., Mc Donald, M.A. and Firmin, M.C.P., “Aerofoil RAE2822 Pressure Distributions, Boundary Layer and Wake Measurements”, AGARD Advisory Report No. 138, 1979.
- [18] Lien, F.S., Kalitzin, G.; “Computations of transonic flow with v_2-f turbulence model”, *Elsevier*, Journal of Heat and Fluid Flow 22 (2001) 53-61.
- Layer Control, Results of Project Euroshock II Supported by the European Union 1996-1999, Springer, Heidelberg, 2002. Author, A., 1986. *Book Name*. Publisher Name, Address.
- [6] Qin, N., Zhu, Y., and Shaw, T.H. “Numerical Study of Active Shock Control for Transonic Aerodynamics”, *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow* Vol. 14 No.4, 2004.
- [7] Bhattacharjee, S., Ahsan, M., Saha, M. and Mohammad, M. “Numerical Analysis of Shock and Boundary Layer Control Over NACA0012 by Contour Bump, Surface Cooling and Heating”, *Proceedings of the International Conference on Mechanical Engineering 2007 (ICME2007)* 29- 31 December 2007, Dhaka, Bangladesh.
- [8] Sommerer A., Lutz T., and Wagner S., Numerical Optimization of Adaptive Transonic Airfoils with Variable Camber, ICAS 2000 Congress. Inbook, A., ed., 1991. *Book title*, 1st ed., Vol. 2 of Series Title. Publisher Name, Publisher address, Chap. 1, pp. 1–3. See also URL <http://www.abc.edu>.
- [9] Tian, Y., Liu, P. and Feng, P. “Shock Control Bump Parametric Research on Supercritical Airfoil”, *Science China*, Vol.54, No.11:2935-2944, PP. 2935-2944, November 2011.
- [10] Wong, W.S., Le Moeing, A., and Qin, N. “Parallel adjoint-based optimization of a blended wing body aircraft with shock control bumps”, *The Aeronautical Journal*, MARCH 2006.
- [11] Thiede, P., Dargel, G., Assessment of Shock and Boundary Layer Control Concepts for Hybrid Laminar Flow (HFL) Wing Design, in: EUROSHOCK II Final Technical Report, TR BRPR-95-76/1, 1999 and DASA-Airbus DAREport No. EF-069/99, 1999.
- [12] Lee, D.S., Periaux, J., Gonzalez, L.F., Sirinivas, K., and Onate, E. “Active Flow control Bump Design Using Hybrid Nash-Game Coupled to Evolutionary Algorithms”, V European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2010, Lisbon, Portugal, 14–17 June 2010.
- [13] Lee, D.S., Bugada, G., Periaux, J., Onate, E. “Robust Active Shock Control Bump Design Optimization Using Hybrid Parallel MOGA ”, *Elsevier, Computers & Fluids* xx(2012) xxx–xxx (Article in press).
- [14] Storn R., Price K., Differential Evolution - A simple and Efficient Heuristic for Global Optimization Over Continuous Space, *Journal of Global Optimization*, v.11, 1997, pp. 341–359.