شبیه سازی بالچه هوشمند یک بالواره و بهینه سازی طول آن

محمد حسن جوارشکیان[۱]، علی اسماعیلی[۲]
۲و۱- دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک

چکیده

در این تحقیق یک بالواره با بالچه هوشمند که تغییر مکان بالچه با استفاده از الگوی انحنای یک تیر یک سرثابت و یک سر غلتکی طراحی و تاثیر طول بالچه بر ضرایب آیرودینامیکی به روش عددی بررسی شده است. در روش شبیه سازی از شبکه با سازمان استفاده و معادلات ناویر استوکس به روش حجم محدود گسسته و توسط الگوریتم فشار مبنا حل شده اند. مدل آشفتگی استفاده شده برای پیشبینی ویسکوزیته توربولانس، مدل اسپالارت آلماراس می باشد. شبیه سازی جریان به ازای ماخ های ۰/۸ و ۰/۱ انجام شده است. نتایج این شبیه سازی نشان می دهد که نیروی برا و پسا در هر دو حالت با کاهش طول بالچه کاهش می یابد اما روند نسبت برا به پسا رفتار معکوس دارد. به عبارت دیگر به ازای ماخ ۰/۱ با کاهش طول بالچه نسبت برا به پسا کم می شود ولی به ازای ماخ ۰/۸ با کاهش طول بالچه این نسبت افزایش می یابد که این روند افزایشی ناشی از پسای موجی می باشد.

واژه های کلیدی: *آیرودینامیک- مواد هوشمند- بالواره- شبیه سازی*

مقدمه

تاریخ هوانوردی نشان می دهد که درک کنونی ما از پرواز خیلی مدیون به پروازهای زیستی می باشد. در سال های آغازین قرن بیستم و با ظهور برادران رایت و هم نسلان آنها توجه به سمت استفاده از مدل های طبیعی جلب شد و تلاش های کاربردی زیادی در جهت بهبود سرعت، برد و ارتفاع صورت گرفت. پرواز پرندگان یا حشرات مورد توجه محققین و دانشمندان زیادی قرار گرفته است. همانطور که در بسیاری از پروازهای طبیعی دیده می شود موثرترین روش برای دست یابی به اهداف پروازی، حرکت بالچه است. به طوری که با قرار دادن بالچه می توان ضرایب آیرودینامیکی را بهبود بخشید. اما اکنون صنعت هوافضا به جایی رسیده است که نیازمند توسعه بیشتر و افزایش راهکارهای جدید برای بهبود ضریب عملکرد پرواز می باشد. پس می توان با بازنگری به پروازهای طبیعی ایده های جدید بدست آورد. از طرفی باید افزایش نیاز به انرژی در آینده را مد نظر داشت. اکنون با ظهور کامپیوتر و پیشرفت های سخت افزاری و نرم افزاری و به موازات آن، توسعه الکترونیک و نیز مواد جدید، پتانسیل خوبی برای طراحی بال های هوشمند ایجاد شد که این بال ها سبب بهبود کارایی آیرودینامیکی، افزایش نسبت منظری، ساخت بال های مطلوب از دیدگاه آیروالاستیسته (از جنس مواد کامپوزیتی) می شوند. یعنی اکنون با ظهور مواد هوشمند، می توان در ساخت بالچه ها از آنها استفاده نمود. مواد هوشمند موادی هستند که موقعیت‌ها را به خاطر می‌سپارند و با محرکهای مشخص می‌توانند به آن موقعیت باز گردند. به عبارت دیگر مواد و سازه‌های هوشمند، اشیائی هستند که شرایط محیطی را حس کرده و با پردازش این اطلاعات حسی نسبت به محیط عمل می‌کنند. ویژگی های این مواد(الکتریکی، مکانیکی، ظاهری) بسته به بعضی از تغییرات شرایط خارجی، تغییر می کنند. این تغییرات ممکن است در ساختار آنها و یا ترکیبات آن ها و یا کارکردشان صورت بگیرد. مصرف عمده این مواد در سه شاخه نظامی، هوافضا و پزشکی است. در صنایعی مثل هوافضا استفاده از مواد هوشمند امری اجتناب‌ناپذیر است.

رویکرد استفاده از این تکنولوژی طی ده سال اخیر شدت یافته که از دلایل مهم آن می توان به جایگزینی بال های کنونی(که از سیستم های برازا استفاده می کنند) با بال های هوشمند، ورود میکرو پهپادها به صنعت و تلاش در جهت افزایش کارآیی آیرودینامیکی آنها به منظور کاهش هزینه ها و کاهش مصرف سوخت نام برد. از جمله کاربردهای این مواد می توان به استفاده از این مواد در اتصالات، ساخت ایرفویل هایی که خود را با شرایط آب و هوایی سازگار می کنند، نام برد.

ورود تکنولوژی مواد هوشمند در صنعت هوافضا به سال ۱۹۶۹ بر می گردد. به طوری که از سال ۱۹۶۹ به بعد بیش از یک میلیون از این اتصالات در هواپیماهای نظامی مورد استفاده قرار گرفته است. این اتصال به این صورت بوده است که غلافی به شکل یک لوله کوتاه از جنس نایتانول در نظر گرفته شده که این لوله دمای کم گشاد می شود و وقتی که این غلاف تا دمای اتاق گرم می شود منقبض شده و اتصال بی درز، بسیار محکم و با دوام را بوجود می آورد.

در سال ۲۰۰۳، فلورنس(Quackenbush) و همکاران به توسعه تکنولوژی های هوشمند پرداختند.(شکل۱) در این تحقیق نشان داده شده که این تکنولوژی باعث بهبود مشخصه های آیرودینامیکی می شود[۱].

فرانک گیرن(Frank Gern) و همکارش نیز در مورد استفاده از مواد هوشمند برای هواپیما بدون سرنشین یا وسایل پرنده کوچک را مورد تحقیق قرار دادند. آنها نشان دادند که در صورتی که از بال هوشمند استفاده شود، می توان پیچش بیشتری به بال اعمال کرد. همچنین مانورپذیری نیز افزایش می یابد و کنترل پذیری وسیله پرنده بهبود خواهد یافت[۲]. در این سال، کوآکین بوش(Quackenbush) از این تکنولوژی برای ایجاد قابلیت تغییر شکل پذیری ورودی یک فن استفاده کرده است[۳]. اینسرا(Phuriwat Anusonti-Inthra) از توزیع این مواد بر روی اسپار(Spar) استفاده کردند[۴]. همچنین چیناسامی (Chinnasamy) نیز نشان داد، در صورتی که به جای بالچه های معمولی از بالچه های هوشمند استفاده شود، نسبت برا به پسا افزایش می یابد[۵].

در سال ۲۰۰۶، ماتزوزوکی(Matsuzaki) به پیش بینی فلاتر در یک بال هوشمند پرداختند[۶]. در این سال، تیزو(Tiseo) و همکارانش برای کنترل صدا و لرزش به داخل کابین هواپیما یا هلیکوپتر از مواد هوشمند استفاده نمودند[۷]. در سال ۲۰۰۷، مزسترس(John H.MC Mazsters) و همکاران در مقاله خود به بررسی توانایی بال های هوشمند در افزایش کارایی هواپیماها پرداختند[۸]. در همین سال، مای جی(Manoranjan Majj)به

۱- دانشیار
۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، ۰۹۳۶۱۲۲۱۰۸۶،
aliesmaeli30316@yahoo.com

توسعه بال های انعطاف پذیر پرداخته و نشان دادند که با استفاده از این تکنولوژی می توان جدایش جریان را به تاخیر انداخت[۹].

هوتاپی (Hutapea) و همکاران، در یک کار تحقیقاتی به استفاده از فنرهای هوشمند برای کنترل حرکت بالچه استفاده کردند[۱۰]. در سال ۲۰۰۹، ویک رماسینگ هی (Wickramasinghe) و همکارانش نشان دادند که این مواد باعث سبک سازی، استحکام بیشتر بال و توان مورد نیاز کمتر برای تغییر شکل بال می شود[۱۱]. در سال ۲۰۰۹، ارمیرا(Ermira) و همکاران به مطالعه بر روی بالواره های تطبیقی پرداختند. بالواره هایی که به خوبی می توانند پروازهایی با نسبت برا به پسا بالا در سراسر ناحیه پروازی را امکان پذیر نمایند[۱۲].

اکثر کارهایی که تاکنون بر روی بالواره های هوشمند توسط محققین سراسر دنیا انجام شده است کارهای تجربی و آزمایشگاهی می باشد. علیرغم اهمیت موضوع تاکنون تحقیقات عددی وسیعی در خصوص آن صورت نگرفته است. البته این نقصان به خاطر مشکلات زیادی است که در شبیه سازی های عددی وجود دارد. مشکل اساسی در حل عددی بالواره های هوشمند، نحوه شبیه سازی آن است. البته راههای مختلفی را برای شبیه سازی می توان در نظر گرفت:

۱-حل معادلات اساسی مربوط به سیال و سازه بالواره

۲-استفاده از سیستم های معادل.

حل معادلات اساسی بسیار مشکل بوده و مستلزم هزینه و وقت زیادی می باشد و نیاز به ابر کامپیوتر ها دارد اما روش دیگری نیز وجود دارد و آن اینکه حرکت یک بالواره هوشمند را با یک سیستم شناخته شده معادل کنیم. این معادل سازی بسیار مفید خواهد بود و در هزینه طراحی کاهش چشمگیری دیده می شود. حتی با کامپیوتر های معمولی نیز می توان به شبیه سازی این نوع بالواره ها پرداخت.

هدف این تحقیق شبیه سازی عددی جریان حول یک بالواره هوشمند که با استفاده از سیستم معادل طراحی شده بمنظور پیدا نمودن بهترین طولی که بالاترین نسبت ضریب برا و پسا را داشته، می باشد. چون مواد هوشمند، مواد نو ظهوری هستند که برای ساخت آنها نیاز به صرف هزینه بالایی می باشد لذا بدست آوردن یک طول بهینه برای بالچه می تواند بسیار مفید واقع شود. از آنجایی که بالچه از یک طرف به بالواره متصل می باشد و از طرف دیگر آزاد است لذا می توان بالچه را همانند یک تیر یکسر گیردار در نظر گرفت. البته بالچه های هوشمند دارای تغییر شکلی به صورت منحنی می باشند، لذا می توان فرض کرد که معادله کلی تغییر شکل بالچه هوشمند همانند معادله تغییر شکل تیر یکسر گیردار می باشد که در سر دیگر آن تکیه گاه غلطکی قرار گرفته است. این نوع معادل سازی همچنین توسط چیناسامی[۵] مطابق شکل (۲) پیشنهاد شده است، که معادله تغییر مکان آن مطابق معادله (۱) می باشد.

$$y = \frac{w_0(-x^5 + 2L^2x^3 - L^4x)}{120EIL} \quad (۱)$$

معادلات اساسی

معادلات اساسی که بقای جرم، ممنتوم و اسکالر را بیان می‌کند درحالت برداری و مستقل از سیستم مختصات به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (۲)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j - T_{ij})}{\partial x_j} = S_i^{\,u} \quad (۳)$$

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \phi - q_j)}{\partial x_j} = S^{\phi} \quad (۴)$$

تانسور تنش و بردار شار(Scalar Flux) بر اساس متغیرهای وابسته بیان می شوند. تانسور تنش برای سیال نیوتنی به فرم زیر است:

$$T_{ij} = -p\delta_{ij} - \frac{2}{3}\mu\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij} + \mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \quad (۵)$$

ρ چگالی، $\vec{\mathbf{V}}$ بردار سرعت و ϕ به عنوان یک متغیر مستقل اساسی (انرژی) است. $\vec{\mathbf{q}}$ بردار شار اسکالر است و از قانون فوریه بدست می‌آید:

$$\vec{\mathbf{q}} = \Gamma_\phi \, grad\, \Phi \quad (۶)$$

$$P = \rho R T \quad (۷)$$

معادلات (۲) ، (۳) و (۴) توسط روش حجم محدود گسسته شده، توسط الگوریتم فشار مبنا به روش ضمنی حل می‌شوند.

گسسته سازی

طبیعت معادلات اساسی به گونه ای است که می توان با انتگرال گیری کلی روی حجم کنترل ها مجهولات مسئله را بدست آورد و به تحلیل جریان پرداخت. از آنجایی که در اغلب موارد این انتگرال گیری به صورت تحلیلی مشکل می باشد لذا از روش عددی استفاده می شود. برای حل عددی نیاز به گسسته سازی معادلات وجود دارد که با استفاده از روش حجم محدود انجام می شود. ابتدا محوطه حل(Domain)، به تعدادی حجم گسسته شده یا سلول تقسیم شده، به طوری که همه متغیرها در مرکز سلول ها ذخیره می شوند.

حال این معادلات برای همه حجم کنترل ها بر اساس تئوری گوسین (Gaussian)بکار گرفته می شود. برای هر متغیر ϕ(که می تواند مولفه های سرعت باشد) شکل کلی معادلات به فرم زیر می باشد:

(۸)

$$\frac{\partial \nu}{\partial t}\left[(\rho\phi)_p^{\,n+1} - (\rho\phi)_p^{\,n}\right] + I_e - I_w + I_n - I_s = S_\phi \delta\nu$$

به طوری که I ترکیبی از ترم جابه جایی (Convection) (I^C) و ترم نفوذ(Diffusion) (I^D) می باشد.

شار نفوذ به وسیله تفاضل مرکزی بیان می شود و می توان آن را برای سطح سلول مثل e در شکل (۳) به صورت زیر بیان کرد:

$$I_e^{\,D} = D_e(\phi_P - \phi_E) - S_e^{\,\phi} \quad (۹)$$

گسسته سازی شار جابه جایی به توجه خاصی نیاز دارد و همین امر است که موضوع توسعه طرحهای تفاضلی(scheme) مختلف شده است. هنگامی که با مسائلی روبرو می شویم که دارای ترم جابه جایی می باشند لازم است که خاصیت مورد بررسی را در روی سطح سلول بدست آوریم. اما محل دخیره کمیت ها در روی سطح سلول ها نمی باشند و در مرکز سلول ذخیره

می شوند. به همین خاطر روش های مختلفی برای بدست آوردن مقدار خاصیت در سطح سلول وجود دارد.

شار جابه جایی برای سطح سلول e به فرم زیر است:

$$I_e^C = (\rho VA)_e \phi_e = F_e \phi_e \qquad (۱۰)$$

که F_e نشان دهنده ترم جابه جا شده در واحد سطح سلول و ϕ_e نیز مقدار خاصیت در سطح سلول است و مقدار آن را از طریق روشهای مختلفی می توان بدست آورد. همچنین برای دست یابی به دقت بیشتر می توان از روش های مرتبه بالاتر استفاده نمود.

با قرار دادن ترم نفوذ و جابه جایی در معادله گسسته شده، نتایج معادلات گسسته شده برای هر تقریبی به فرم زیر است:

$$a_p \phi_p = \sum_{m=E,W,N,S} a_m \phi_m + S'_\phi \qquad (۱۱)$$

به طوری که a شامل ضرایب نفوذ و جابه جایی می باشد.

حال با گسسته سازی معادلات حاکم می توان جریان حاکم را حل نمود. در این تحقیق، معادلات حاکم طبق دستورالعمل فوق گسسته سازی می شود. سپس بر اساس روش فشار مبنا و بر پایه الگوریتم SIMPLE جریان حول بالواره حل می شود.

فرمولاسیون بی بعد شده

هنگامی که جملات جابه جایی نسبت به پخش قوی باشد استفاده از طرحهای تفاضلی معمولی مانند تفاضل مرکزی و... در جاهایی که تغییرات خواص شدید باشد موجب یک سری نوسانات می شود که منجر به تولید جواب غیر فیزیکی می شود و در مواردی از همگرایی محاسبات جلوگیری می کند به عبارت دیگر در این حالت شرط محدودیت ارضاء نمی شود و برای رفع این مشکل یک سری تکنیکهای جدید توسعه داده شده اند. یکی از این تکنیکها که در سال ۱۹۸۱ توسط آقای لئونارد[۱۳] ارائه شد، فرمولاسیون متغیر بی بعد شده *NVD* نام دارد. بر طبق این روش برای محاسبه یک متغیر در سطح f یک حجم کنترل مطابق شکل (۴) و با فرض معلوم بودن مقادیر گره بالادست (U)، پایین دست (D) و مرکزی (C)، (ϕ_C, ϕ_D, ϕ_U) متغیر بی بعد شده با رابطه زیر تعریف می شود:

$$\tilde{\varphi}_e = \frac{\varphi - \varphi_U}{\varphi_D - \varphi_U} \qquad (۱۲)$$

با توجه به این بی بعد سازی $\tilde{\phi}_D = 1$ ، $\tilde{\phi}_U = 0$ است. استفاده از متغیر بی بعد شده تعریف تابع نسبی روشهای مرتبه بالا را ساده می کند و در تعریف شرایطی که توابع نسبی باید به منظور داشتن خواص پایداری و محدودیت ارضا شوند کمک خواهد کرد.

بر اساس تحیل متغیر بی بعد شده گسکل و لو [۱۴] معیار محدود کنندگی به شکل زیر فرمول بندی می شود. این معیار بیان می دارد که برای اینکه یک روش دارای خاصیت محدود کننده باشد تابع نسبی آن باید پیوسته باشد، از زیر به $\tilde{\phi} = \tilde{\phi}_c$ محدود شود و از بالا به مقدار واحد محدود گردد و باید از نقاط (۰و۰) و (۱و۱) در محدوده یکنواخت $(0 < \tilde{\phi}_c < 1)$ عبور کند و برای $\tilde{\phi}_c \le 0 \,\&\, 1 \le \tilde{\phi}_c$ تابع نسبی $\tilde{\phi}_f = f(\tilde{\phi}_c)$ باید برابر $\tilde{\phi}_c$ باشد. شرایط بالا در شکل (۵) رسم شده و می تواند به شکل زیر تعریف شوند:

$$\begin{cases} f(\tilde{\phi}_c) = 0 & for \quad \tilde{\phi}_c = 0 \\ f(\tilde{\phi}_c) = 1 & for \quad \tilde{\phi}_c = 1 \\ f(\tilde{\phi}_c) < 1 \, and \, f(\tilde{\phi}_c) > \tilde{\phi}_c & for \quad 0 < \tilde{\phi}_c < 1 \\ f(\tilde{\phi}_c) = \tilde{\phi}_c & for \quad \tilde{\phi}_c < 0 \, and \, \tilde{\phi}_c > 1 \end{cases} \qquad (۱۳)$$

همانطور که ملاحظه می شود تنها تابع خطی که شرط محدود کنندگی را ارضا می نماید روش درون یابی با دقت مرتبه اول بالادست می باشد بنابراین با داشتن یک روش محدود کننده مرتب بالا، استفاده از یک تابع نسبی غیر خطی اجتناب ناپذیر است. با توجه به معادله(۸) و اینکه شار پخشی توسط روش تفاضل مرکزی برای سطوح فرضی مربوط به حجم کنترل تقریب زده می شود، جمله مربوط به شار جابه جایی برای سطوح فرضی دارای اهمیت بوده و همانطور که گفته شده سرمنشا تمام روش های مختلف نیز همین جمله جابه جایی می باشد. طبق رابطه(۱۰) مقدار ϕ_e معلوم نبوده و باید با میانه یابی از نقاط همسایه تقریب زده شود.

جوارشکیان [۱۶] روشی بر اساس فرمولاسیون متغیر های بی بعد شده *NVD* تحت عنوان اسبیک *(SBIC)* ارائه کرد که ترکیبی از درون یابی مرکزی و آمیختن درون یابی مرتبه اول و دوم می باشد. این روش با استفاده از میانه یابی از نقاط P,E و W مقدار ϕ_e را به صورت زیر تعیین می کند

$$\phi_e = \phi_W + (\phi_E - \phi_W).\tilde{\phi}_e \qquad (۱۴)$$

تابعی که برای بیان $\tilde{\phi}_e$ در *SBIC* استفاده می شود در شکل (۶) نشان داده شده است

$$\begin{aligned} &\tilde{\phi}_e = \tilde{\phi}_p, \quad IF \tilde{\phi}_P \notin [0,1] \\ &\tilde{\phi}_e = -\frac{\tilde{x}_p - \tilde{x}_e}{k(\tilde{x}_p - 1)} \tilde{\phi}_p^{\,2} \\ &+ \left(1 + \frac{\tilde{x}_p - \tilde{x}_e}{k(\tilde{x}_p - 1)}\right) \tilde{\phi}_p, \quad IF \tilde{\phi}_P \in [0, K] \\ &\tilde{\phi}_e = \frac{\tilde{x}_p - \tilde{x}_e}{\tilde{x}_p - 1} + \frac{\tilde{x}_p - 1}{\tilde{x}_p - 1} \tilde{\phi}_p, \quad IF \tilde{\phi}_P \in [K, 1] \end{aligned} \qquad (۱۵)$$

به طوریکه

$$\begin{aligned} \tilde{\phi}_p &= \frac{\phi_p - \phi_W}{\phi_E - \phi_W}, \qquad \tilde{\phi}_e = \frac{\phi_e - \phi_W}{\phi_E - \phi_W} \\ \tilde{x}_p &= \frac{x_p - x_W}{x_E - x_W}, \qquad \tilde{x}_e = \frac{x_e - x_W}{x_E - x_W} \end{aligned} \qquad (۱۶)$$

رابطه (۱۵) ترکیبی از روش تفاضل مرکزی و بالادست می باشد به طوریکه با تغییر مقدار K از صفر تا یک طرح تفاضلی از تفاضل مرکزی به بالادست تغییر پیدا می کند. به عبارت دیگر در $K = 0$ طرح تفاضلی، مرکزی می باشد. در K نزدیک به صفر تأثیر تفاضل مرکزی بیشتر از بالادست بوده و برای مسائلی که در آن اثرات پخش بیشتر از جابه جایی است یا به عبارتی عدد Pe آن کوچک است مناسب می باشد. در $K = 0.5$ تأثیر تفاضل مرکزی و بالادست با هم برابر است و برای مسائلی که در آن اثرات پخش و

جابه جایی هم مرتبه هستند یعنی عدد Pe آن متوسط است مناسب می باشد. در K نزدیک به یک تأثیر طرح تفاضلی بالادست بیشتر از تفاضل مرکزی بوده و برای مسائلی که در آن اثرات جابه جایی بیشتر از پخش است یا به عبارتی عدد Pe آن بزرگ می باشد مناسب است. در $K=1$ نیز روش بالادست می باشد.

نتایج

بمنظور نشان دادن صحت نتایج، ابتد جریان حول بالواره NACA0012 بررسی شده است. در این شبیه سازی عدد ماخ جریان برابر ۰.۸۵ و زاویه حمله بالواره صفر در نظر گرفته شده است. استقلال از شبکه بررسی شده، به طوری که در شبکه با تعداد سلول ۱۵۴۰۰۰ جواب های حاصله مستقل از شبکه می شود.

حال با اطمینان از استقلال شبکه، توزیع ضریب فشار جریان شبیه سازی شده را با نتایج تجربی[۱۵] مقایسه کرده، به طوری که نتایج تطابق خوبی را با نتایج تجربی نشان می دهند(شکل۷).

اکنون با اطمینان از صحت روند شبیه سازی، به شبیه سازی جریان حول بالواره هوشمند می پردازیم. در این شبیه سازی از بالواره NACA1412 استفاده شده است. جریان حول این بالواره دارای ماخ ۰/۸ می باشد. زاویه تغییر شکل بالچه ۵ درجه است. برای یافتن طول بالچه بهینه، سه طول ۰/۲،۰/۱ و ۰/۳ وتر مورد بررسی قرار گرفته و شبکه مورد استفاده از نوع شبکه ترکیبی C و H می باشد. در ابتدا استقلال از شبکه مورد بررسی قرار گرفته و مشخص شد که شبکه مورد نظر در ۳۵۰۰۰ سلول به استقلال می رسد و نتایج با شبکه ریزتر بر نتایج حاصل از این شبکه منطبق می شود. نمودار مربوط به استقلال از شبکه آن در شکل(۸) نشان داده شده است.

نتایج در جدول (۱) نشان می دهد زمانی که بالواره با بالچه هوشمند، در زاویه تغییر شکل ۵ درجه بالچه قرار می گیرد و عدد ماخ جریان برابر ۰/۸ است، بیشترین مقدار ضریب برا و پسا مربوط به طول بالچه ۰/۳ می باشد اما نسبت ضریب برا به پسا برای طول بالچه ۰/۱ بیشترین مقدار را دارد(شکل ۹) از طرفی جدول (۲) نشان می دهد که هنگامی جریان حول بالواره در حالت مادون صوت باشد(ماخ جریان برابر ۰/۱ است) به ازای طول بالچه بزرگتر نسبت نیروی برا به پسا بیشتر است در حالی که با کاهش طول بالچه نیروی برا و پسا کاهش می یابد.

همانطوری که از جداول مشخص است هم در جریان با عدد ماخ۰/۱ (M=0.1) و هم در جریان با عدد ماخ ۰/۸(M=0.8) با کاهش طول بالچه، نیروی برا و پسا نیز کاهش می یابد. اما نسبت نیروهای برا و پسا با کاهش طول بالچه در این دو جریان روند متفاوتی دارند. یعنی در ماخ ۰/۱ با کاهش این طول، نسبت مورد نظر کاهش می یابد ولی در ماخ ۰/۸ این روند، یک روند افزایشی است. علت این روند معکوس را می توان ناشی از نیروی پسا موجی دانست. هرچه ماکزیمم سرعت روی بالواره بیشتر باشد پسا موجی بیشتر شده در نتیجه نسبت برا به پسا کاهش می یابد. طبق جدول (۳) مشاهده می شود که هر چه طول بالچه بزرگتر باشد موج ضربه ای قوی تری روی بالواره تشکیل شده و پسا موجی نیز قوی تر می باشد یعنی در طول های بزرگتر نیروی پسا بیشتر است، به همین دلیل نیروی برا به پسا مقدار کمتری را خواهد داشت. اما در جریان با ماخ ۰/۱ دیگر پسای موجی وجود ندارد و نیروی پسا مقدار کمتری را در مقایسه با حالت ماخ ۰/۸دارد. در نتیجه نسبت های برا به پسا مقادیر برزگتری را به خود اختصاص می دهند.

در شبیه سازی جریان آزاد با ماخ ۰/۱(M=0.1) با کاهش طول بالچه نیروی برا و پسا کاهش می یابد اما کاهش نیروی برا در مقایسه با نیروی پسا بیشتر بوده و همین امر سبب روند کاهشی نسبت برا به پسا با کوچک شدن طول بالچه شده است. شکل(۱۰) تا (۱۵) خطوط سرعت جریان را نشان می دهد که با توجه به این شکل ها می توان پسای موجی و گردابه هایی که انتهای بالواره تشکیل می شود را بهتر درک کرد.

نکته دیگری که باید آن را مد نظر داشت، این است که هر چه طول بالچه کمتر باشد، در نتیجه آن دنباله هایی که در انتهای بالواره ایجاد می شود کوچک تر خواهد بود. البته در جریان با ماخ ۰/۸ گردابه های بزرگتری تشکیل می شود.

نتیجه گیری

در این تحقیق به شبیه سازی بالواره های هوشمند پرداخته شده است و جریان حول بالواره در دو رژیم مختلف با ماخ ۰/۱ و ۰/۸ و با بالچه هایی به طول های ۰/۳ و ۰/۲ و ۰/۱طول وتر بالواره شبیه سازی شده است. نتایج حاکی از این مطلب است که در هر دو رژیم، با کاهش طول بالچه نیروی برا و پسا کاهش می یابند، اما نسبت این نیروها روند معکوسی دارند، یعنی در جریان با ماخ ۰/۱ با کاهش طول بالچه این نسبت کاهش می یابد در حالی که در ماخ ۰/۸ روند افزایشی است. علت روند افزایشی را می توان ناشی از پسای موجی دانست. زیرا به ازای طول بالچه کوچکتر، ماکزیمم ماخ روی بالواره مقدار کمتری را دارد و پسا موجی ناشی از امواج ضربه ای کمتر بوده و در نتیجه نسبت برا به پسا مقدار بیشتری خواهد داشت.

جداول

جدول ۱- ضریب براو پسا به ازای طول های مختلف بالچه در M=0.8

Flap Length	CL	CD	CL/CD
0.3	0.54886	0.048229	11.38
0.2	0.52122	0.042180	12.357
0.1	0.46660	0.035527	13.134

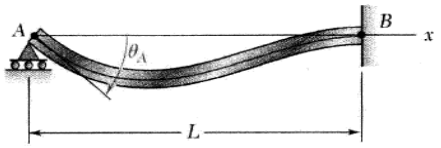
جدول ۲- ضریببراو پسا به ازای طول های مختلف بالچه در M=0.1

Flap Length	CL	CD	CL/CD
0.3	0.50539	0.013234	38.189
0.2	0.42745	0.011556	36.989
0.1	0.32656	0.011124	29.356

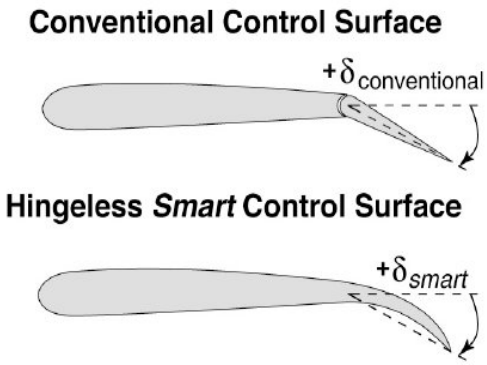
جدول۳-ماکزیمم و مینیم عدد ماخ روی بالواره در جریان آزادM=0.8

Flap Length	Mach (Minimum)	Mach (Maximum)
0.3	0.019	1.3905
0.2	0.01155	1.3803
0.1	0.0040	1.3739

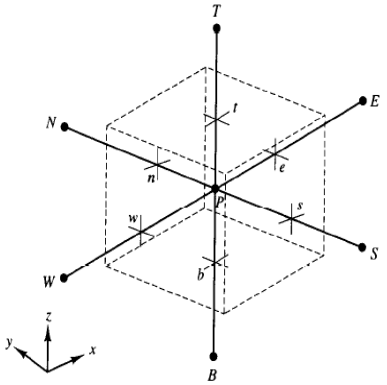
شکل ها و نمودارها



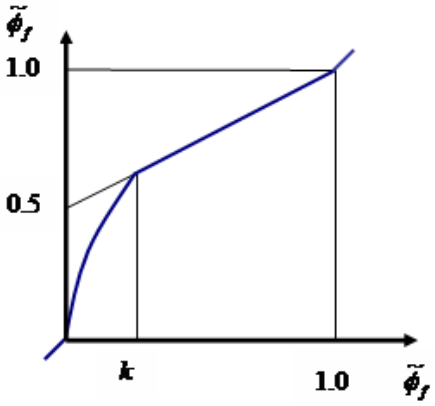
شکل۲- تیر یکسر گیردار و انتها غلطکی



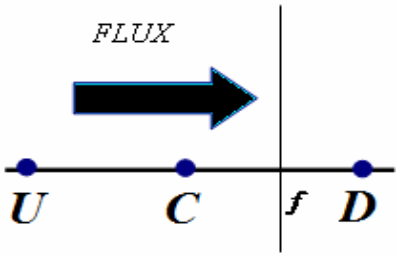
شکل۱- محدوده تغییر شکل بالواره در برنامه های بال هوشمند[۱]



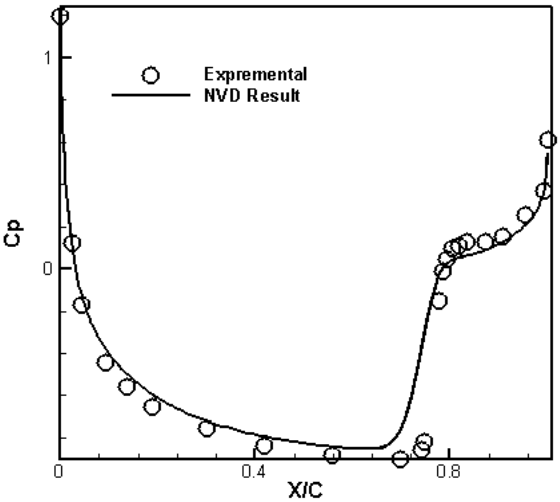
شکل۳- محوطه حل



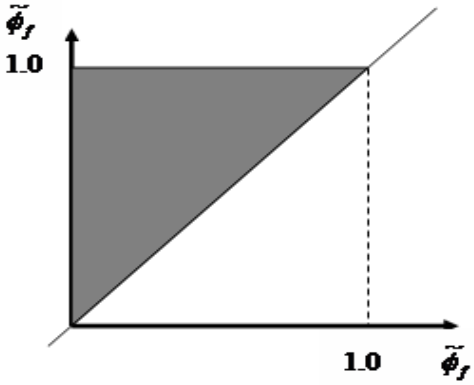
شکل ۶- نمودار متغیر های بی بعد شده برای طرح تفاضلی (SBIC)



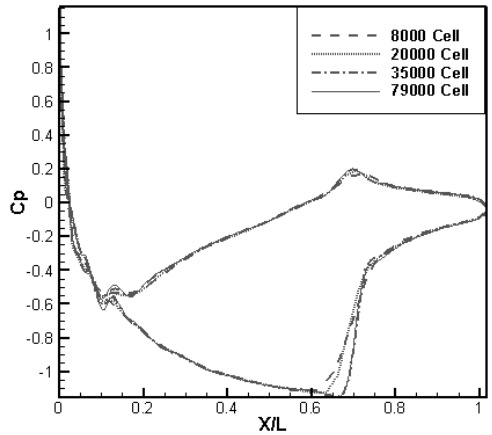
شکل ۴-سلولهای مورد استفاده در نمودار متغیر های بی بعد شده



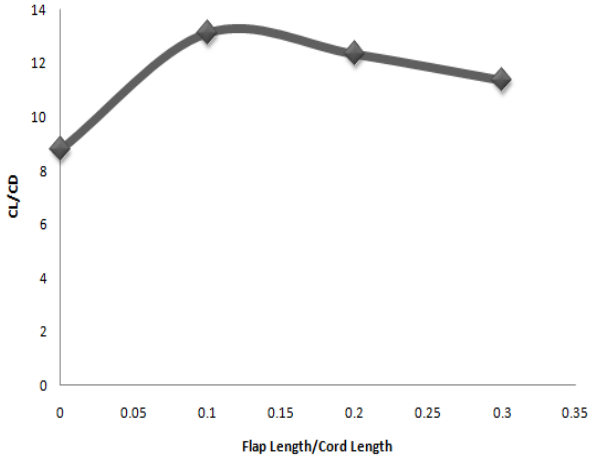
شکل۷- مقایسه توزیع ضریب فشار عددی با نتایج تجربی [۱۵]



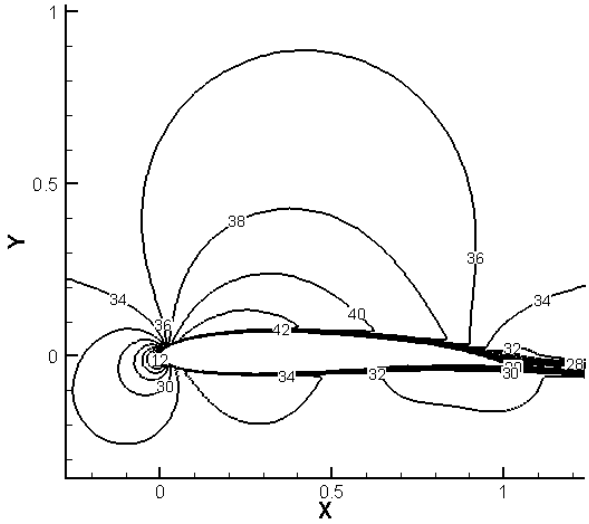
شکل۵- معیار محدود کنندگی جابجایی



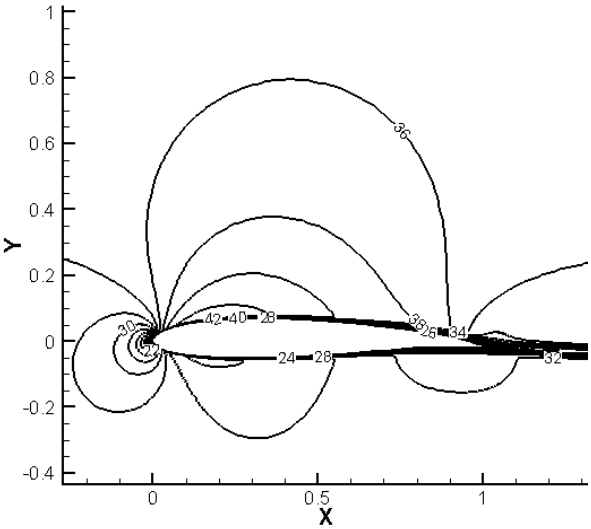
شکل۸- استقلال از شبکه NACA1412 برای ماخ ۰.۸ و زاویه تغییر شکل ۵ درجه و طول بالچه ۰.۳



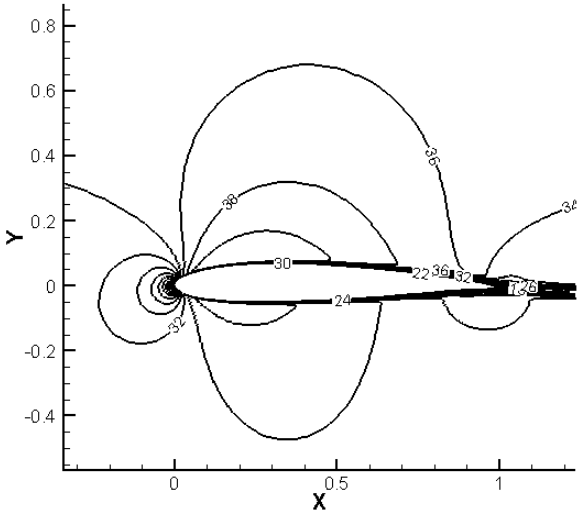
شکل ۹- تغییرات نسبت ضریب برا به پسا نسبت به طول بالچه



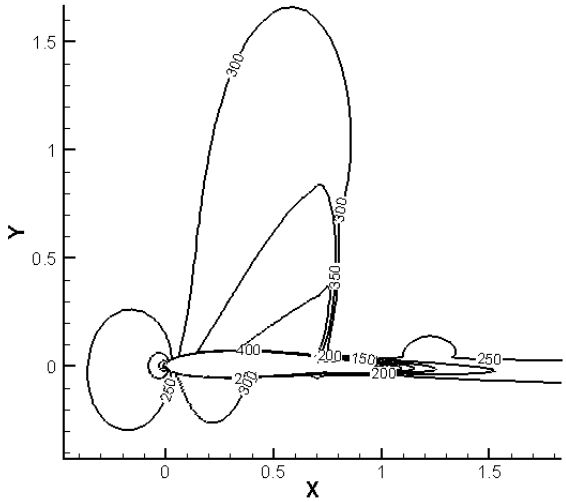
شکل ۱۰- خطوط سرعت حول بالواره۱۴۱۲ با طول بالچه ۰.۳ و M=0.1



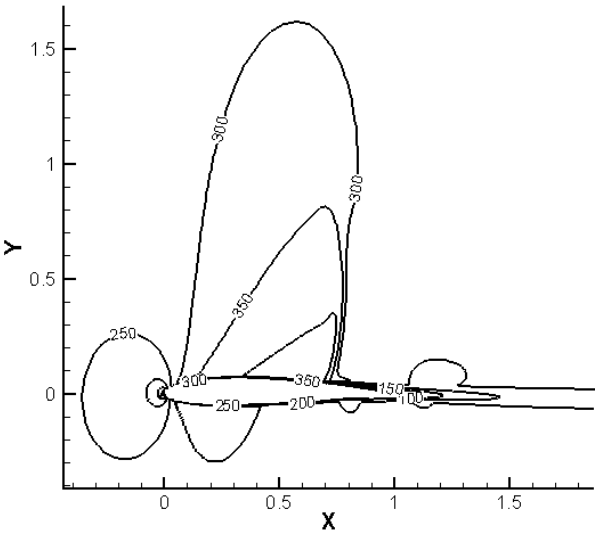
شکل ۱۱- خطوط سرعت حول بالواره۱۴۱۲ با طول بالچه ۰.۲ و M=0.1



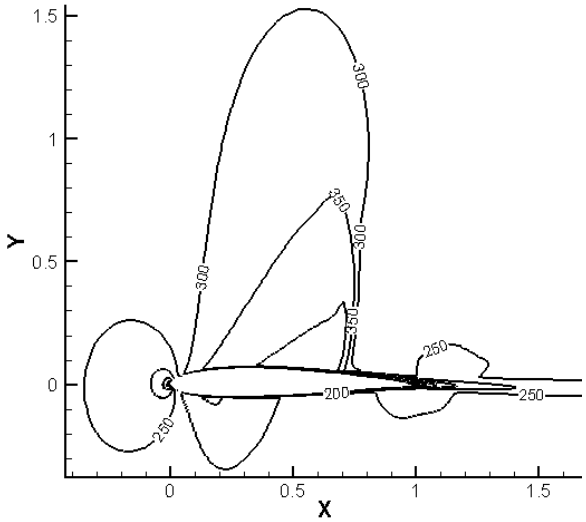
شکل ۱۲- خطوط سرعت حول بالواره۱۴۱۲ با طول بالچه ۰.۱ و M=0.1



شکل ۱۳- خطوط سرعت حول بالواره۱۴۱۲ با طول بالچه ۰.۳ و M=0.8



شکل ۱۴- خطوط سرعت حول بالواره۱۴۱۲ با طول بالچه ۰.۲ و M=0.8



شکل ۱۵- خطوط سرعت حول بالواره۱۴۱۲ با طول بالچه ۰.۱ و M=0.8

مراجع

1. Florance J. P., Burner A. W., Fleming G. A., Hunter C. A. and Graves S. S., Contributions of the NASA Langley Research Center to the DARPA /AFRL /NASA / NORTHROP GRUMMAN Smart Wing Program. *44th AIAA Conference,* 7-10 April 2003.
2. Gern F. H., Inman D. J. and Kapania R. K., Computation of Actuation Power Requirements for Smart Wings with Morphing Airfoils. *AIAA JOURNAL*, Vol. 43, No. 12, December 2005.
3. Quackenbush T. R., Carpenter B. F. and gowing S., Design and Testing of a Variable Geometry Ducted Propulsor Using Shape Memory Alloy Actuation. *43th AIAA Aerospace sciences Meeting and Exhibit*, 10-13 January 2005.
4. Anusonti-Inthra P., Sarjeant R., Frecker M. and Gandhi F., Design of a conformable rotor Airfoil using distributed Pizoelectric Actuators. *AIAA Journal*, Vol.43, No.8, August, 2005.
5. Chinnasamy P. and Chen Y., Application of computational Fluid Dynamics on Smart Wing Design. *43th AIAA Aerospace sciences Meeting and Exhibit*, 10-13 January 2005.
6. Matsuzaki Y. and Torii H., Flutter Boundary Prediction of an Adaptive Smart Wing during Process of Adaptation Using Steady-State Response Data. *47th AIAA Conference*, 1-4 May 2006.
7. Tiseo B., Koopmann G. H., Concilio A. and Gianvito A., Smart Tunable Dynamic Vibration Absorbers. *12th AIAA conference,* 8-10 May 2006.
8. McMasters J. H. and Muncy D. L., Smart wings as an Enabler of Future Highly Efficient Subsonic Aircraft and Technical Workforce Development, *43th AIAA Aerospace sciences Meeting and Exhibit*, 8-11 January 2007.
9. Majji M., Rediniotis O. K. and Junkins J. L., Design of a Morphing Wing: Modeling and Experiments. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 20-23 Augusst 2007.
10. Hutapea P., Kim Z., Guion A., Heulitt H. and N., Development of a Smart Wing. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology:An International Journal Emerald* 439-444, 80/4, (2008).
11. Wickramasinghe V. K., Chen Y., Martinez M., Kernagha R. and wong F., Design and Verification of Smart wing for an Extremely-Agile Micro-Air-Vehicle. *50th AIAA Conference*, 4-7 May 2009.
12. Ermira J.A. and Watkins S., Application of smart materials for Adaptive Airfoil control. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 5-8 January 2009.
13. Leonard, B.P. A survey of finite differences with upwinding for numerical modeling of the incompressible convection diffusion equation in C. Taylor and K. Morgan leds. Computational Technices in Transient and Turbulent Flow, Pineridgequess, Swansea, U.K., Vol.2,pp.1-35., (1981).
14. Guskell P.H and Lau A.K., Curvature new boundedness preserving transpoet algorithm, *Int.J. Numer. Meth. Fluids.,* Vol 8,pp.617-641, 1988
15. Rizzi, A Spurious Entropy and very Accurate Solutions to Euler Equations. *AIAA Paper*, 84-1644, 1984.

۱۶. جوارشکیان.م.ح. و اصفهانی.ع.، محاسبه جریان تراکم پذیر بدون لزجت با استفاده از تکنیک فرمول بندی متغیره ای بی بعد شده، مجله علمی پژوهشی دانشگاه تبریز، پاییز و زمستان (۱۳۷۹).