بررسی آیرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه

هادی دستورانی[۱]، محمدحسن جوارشکیان[۲*]

اطلاعات مقاله

دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۲/۱۰
پذیرش مقاله: ۱۳۹۳/۰۸/۲۴

واژگان کلیدی:
هواپیمای بال و بدنه یکپارچه،
روش شبکه‌ی گردابی،
گردابه نعلی شکل،
ضرایب آیرودینامیکی،

چکیده

در این مقاله یک روش عددی بر مبنای شبکه‌ی گردابه‌ای برای تحلیل آیرودینامیکی پیکربندی‌های مختلف توسعه داده شده است. در کار حاضر از این روش توسعه داده شده برای تحلیل آیرودینامیکی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه استفاده شده است. به منظور صحه‌گذاری، ابتدا نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی مقایسه شده و سپس سه پیکربندی بال و بدنه یکپارچه‌ی رایج انتخاب و مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته‌اند تا پیکربندی مناسب‌تر برای هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه مشخص گردد. لازم به ذکر است شبیه‌سازی‌ها در ارتفاع صفر از سطح زمین و ماخ ۰,۳ صورت گرفته‌اند. نتایج نشان می‌دهد که پیکربندی‌های A و B از نظر مشخصه‌های آیرودینامیکی نسبت به پیکربندی C برتری دارند. از طرفی دیگر پیکربندی A به دلایل دارا بودن توزیع برآ یکنواخت‌تر در راستای بازه‌ی بال، دارا بودن پسای القایی کمتر، داشتن فضای خالی بیشتر و به طبع آن حمل بار مفید بیشتر نسبت به پیکربندی B برتری دارد. بنابراین در نهایت پیکربندی A به عنوان پیکربندی مناسب‌تر برای هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه انتخاب شده است.

۱- مقدمه

امروزه مسافرت‌ها و حمل و نقل‌های هوایی بسیار رشد کرده است. از سوی دیگر کاهش فراورده‌های نفتی و به طبع آن افزایش قیمت این فراورده‌ها طراحان را برآن داشته که دنبال طرح‌هایی جدید و بهینه برای جایگزین طرح‌های متداول امروزی باشند. براین اساس طرح هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه ظهور کرده و مورد اهمیت فراوان قرار گرفته است.

هواپیمای بال و بدنه یکپارچه[۲] مفهومی است که در آن بدنه، بال و بالچه عقب هواپیما با هم ادغام می‌شوند و یک پلان واحد را به وجود می‌آورند. در این نوع هواپیما بدنه طوری طراحی شده است که شکل یک ایرفویل را دارد و ادغام آن با بال شکل مطلوبی را برای داشتن پسای کم به وجود می‌آورد.

در هواپیماهای متداول معمولی، بال سهم عمده‌ی برآ را تولید می‌کند و بدنه‌ی هواپیما استوانه‌ای مانند بوده و مساحت در مقابل جریان بالایی دارد. در مقابل، در هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه بدنه نیز همراه با بال برآ تولید می‌کند بنابراین سطح موثر در برآ افزایش می‌یابد. از طرفی شکل اصلاح شده‌ی بین تقاطع بال با بدنه پسای داخلی را کاهش می‌دهد و کاهش سطح در مقابل جریان موجب کاهش پسای اصطکاکی می‌شود. همچنین تکامل آهسته‌ی ضخامت بال به طرف بدنه با طرحی مناسب موجب می‌شود در داخل هواپیمای بال و بدنه یکپارچه فضای بیشتری به وجود آید. نتیجه آن ظرفیت بار مفید

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: Javareshkian@ferdowsi.um.ac.ir
۱. فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد
۲. دانشیار، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد

[۲] Blended wing body

Archive of SID
www.SID.ir

بالا و مصرف سوخت کمتر این نوع هواپیماها نسبت به هواپیماهای رایج معمولی می‌باشد[۱].

نسبت برآ به پسا پارامتر موثر در تحلیل عملکرد و نوع کاربرد یک هواپیما می‌باشد. به طوری که هر چه این نسبت کوچک باشد، هواپیما قابلیت پرواز در سرعت‌های بالا و مانور دهی بالا پیدا می‌کند. در مقابل هر چه نسبت برآ به پسا بزرگ باشد، هواپیما پایداری بالایی در حین پرواز خواهد داشت. ماکزیمم نسبت برآ به پسا به نسبت بازه‌ی[۱] هواپیما به جذر فاکتور تولید پسای القایی وابسته است. پسا در حالت برآ صفر به مساحت سطح در مقابل جریان وابسته می‌باشد. لذا بازه‌ی بزرگتر و سطح در مقابل جریان کمتر موجب کاهش پسای کلی می‌شود [۲].

همانطور که اشاره شد در هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه بدنه نیز مانند بال در شکل ایرفویل است. بنابراین تعیین ایرفویل مناسب اهمیت خاصی پیدا می‌کند. کین و همکارانش در سال ۲۰۰۴ این مساله را مورد بررسی قرار داده اند[۳]. لی‌بک در سال ۲۰۰۴ یک هواپیمای معمولی را با یک هواپیمای بال و بدنه یکپارچه که دارای بار مفید یکسان هستند، از نظر حداکثر وزن زمان برخاستن و میزان مصرف سوخت، در پروازهای زیر صوتی با یکدیگر مقایسه کرده است. نتایج بهبود عملکرد در هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه را نشان می‌دهد. برای نمونه، نتایج کاهش ۱۵ درصدی در وزن هنگام برخاستن و کاهش ۲۷ درصدی در سوخت مصرفی نسبت به هواپیماهای معمولی را نشان می‌دهند[۴]. انگلز و همکاران در سال ۲۰۰۴ میزان تنش‌های ایجاد شده در ساختار یک هواپیمای بال و بدنه یکپارچه را تجزیه و تحلیل کرده‌اند[۱]. ایده استفاده از نیرو محرکه‌ی توزیع شده برای کاهش سر و صدا امروزه مطرح شده است که لیفسون و همکارانش در سال ۲۰۱۱ تاثیر استفاده از سیستم نیرو محرکه توزیع شده روی مشخصه‌های آیرودینامیکی و وزن هواپیما را بررسی کرده‌اند و بدین منظور از دو مدل هواپیمای بال و بدنه یکپارچه که یکی دارای چهار موتور در انتهای خود و دیگری دارای شانزده موتور کوچک چیده شده بر روی بال استفاده کرده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از سیستم نیرو محرکه توزیع شده موجب کاهش وزن برخاستن و افزایش نسبت برآ به پسا شده است. البته در کنار آن‌ها میزان سوخت مصرفی نیز اندکی افزایش داشته است[۵]. جین‌گو و همکارانش در سال ۲۰۱۱ استفاده از فلپ هنگام نشستن و برخاستن در هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه را مورد بررسی قرار داده اند[۶]. دستورانی و جوارشکیان در سال ۲۰۱۲ دو هواپیما با پیکربندی بال و بدنه یکپارچه و هواپیما با پیکربندی معمولی رایج را از لحاظ آیرودینامیکی با یکدیگر مقایسه کردند که نتایج بهبود ضرایب آیرودینامیکی پیکربندی بال و بدنه یکپارچه نسبت به پیکربندی معمولی رایج را نشان می‌دهد [۷].

مفهوم هواپیمای بال و بدنه یکپارچه مزیت بال پروازی و ظرفیت بار یک هواپیمای مسافربری معمولی را به وسیله‌ی ایجاد فضای وسیع در وسط بال برای حمل بار و مسافر، در یک جا جمع کرده است. از دیگر مزایای هواپیمای بال و بدنه یکپارچه کاهش مصرف سوخت، افزایش بار مفید و کاهش آلودگی صوتی و ... می‌باشد[۳]. هر چند هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه مزایای زیادی دارند اما متاسفانه دانش کمی راجع به بهترین شکل آیرودینامیکی آنها وجود دارد. در اکثر تحقیقات انجام شده از روش تجربی استفاده شده است. اما امروزه به دلیل بالا بودن هزینه‌ی کارهای آزمایشگاهی روش‌های عددی در مراحل اولیه طراحی با اهمیت و پرکاربرد می‌باشند. ایجاد و توسعه یک روش عددی مناسب برای این منظور بسیار با اهمیت است. نویسندگان تحقیق حاضر یک روش عددی بر مبنای جریان گردابه‌ای برای تحلیل آیرودینامیکی پیکربندی‌های مختلف هواپیما توسعه داده‌اند. این روش در سال ۲۰۱۳ توسط دستورانی و جوارشکیان (نویسندگان تحقیق حاضر) برای بررسی اثر وجود، موقعیت و ارتفاع بالک جلو نسبت به بال اصلی روی مشخصه‌های آیرودینامیکی و نیز بررسی تاثیر نسبت مخروطی (بزرگ‌تر و کوچک‌تر از یک) روی مشخصه‌های

[۱] span

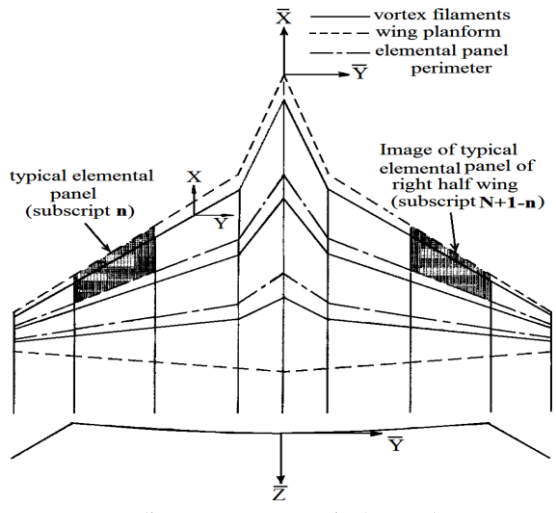
Archive of SID

www.SID.ir

آیرودینامیکی مورد استفاده قرار گرفته و نتایج قابل قبولی برای تحلیل آیرودینامیکی هواپیماها با پیکربندی بال و بدنه یکپارچه مورد استفاده قرار گرفته است. بدین منظور چند نوع پیکربندی رایج در هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه انتخاب و مورد بررسی قرار گرفته و در نهایت بهترین نوع پیکربندی تعیین گردیده است.

۲- تئوری روش شبکه‌ی گردابه‌ای

در این تحقیق یک نرم افزار به زبان فرترن بر مبنای توزیع گردابه‌ی نعلی شکل بر روی پیکربندی برای تعیین مشخصه‌های آیرودینامیکی در جریان مادون صوت توسعه داده شده است. این روش بسط یافته‌ی تئوری پرانتل [۱۰] می‌باشد. در تئوری پرانتل جریان پیوسته، غیر قابل تراکم، غیر چرخشی و پایا فرض می‌شود از این رو برای اعمال تاثیر تراکم پذیری از قانون تشابه گلورت[۱۱] (در بخش ۲-۳ توضیح داده شده است) استفاده شده است و تئوری جریان پتانسیل در فرم قانون بایوت ساوارت[۱۲] به کار رفته است. در این روش پلان مورد نظر به تعدادی پنل تقسیم می‌شود و هر پنل با گردابه‌ی نعل اسبی جایگزین می‌شود (شکل ۱).

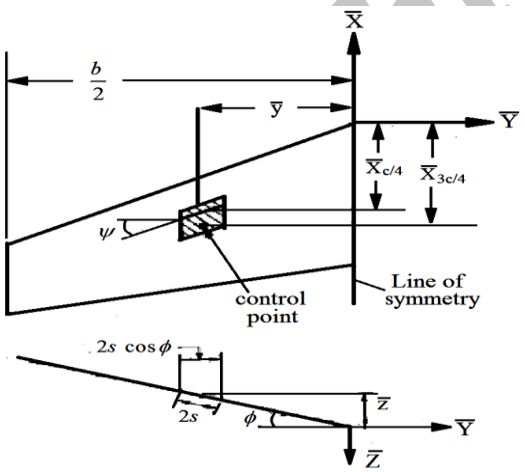


شکل ۱- طرحی کلی از سیستم مختصات، المان پنل‌ها و جریانهای حلقوی نعلی شکل برای یک بال نوعی

این گردابه‌ی نعل اسبی متشکل از یک رشته گردابه‌ی عبوری از یک چهارم وتر و دو رشته گردابه که از یک را ارائه نموده است[۸ و ۹]. در این تحقیق روش مذکور چهارم وتر از کناره‌های پنل شروع شده و در جهت جریان تا بی‌نهایت ادامه می‌یابد. شرایط مرزی برای هر گردابه‌ی نعل اسبی به وسیله‌ی شیب مورد نیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با زاویه‌ی حمله در نقطه‌ی سه چهارم وتر پنل مربوطه بدست می‌آید. قدرت دوران گردابه مورد نیاز برای ارضای این شرایط مرزی مماسی با حل یک دستگاه معادله تعیین می‌شود. سپس تئوری جاکوفسکی-کوتا برای تعیین برآ مربوط به هر رشته گردابه در هر پنل به کار می‌رود. با معلوم شدن برآ همه‌ی رشته گردابه‌ها برآ کلی و گشتاور خمشی و سایر مشخصه‌های آیرودینامیکی بدست می‌آیند. در این نرم افزار از یک روش مشابه به نام حل میدان نزدیک برای محاسبه‌ی نیروی لبه‌ی برخورد، نیروی مکشی و پسای القائی استفاده شده است.

۲-۱- محاسبه قدرت دوران گردابه

همان طور که گفته شد شرایط مرزی برای هر گردابه‌ی نعل اسبی به وسیله‌ی شیب مورد نیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با زاویه‌ی حمله در نقطه‌ی سه چهارم وتر پنل مربوطه بدست می‌آید (شکل ۲).



شکل ۲- متغیرهای استفاده شده برای توصیف یک المان پنل

قدرت دوران گردابه مورد نیاز برای ارضای این شرایط مرزی مماسی با حل یک دستگاه معادله تعیین می‌شود. در کار حاضر از معادله‌ی(۱) به عنوان شرط مرزی استفاده شده است.

Archive of SID

www.SID.ir

$$w\cos\alpha\cos\phi - v\sin\phi - U\sin\alpha\cos\phi = 0 \quad (۱)$$

و برای زاویه حمله‌ی کوچک:

$$w - vtag\phi \approx 0 \quad (۲)$$

در این معادله α زاویه حمله و ϕ زاویه هفتی بال می‌باشد. سرعت فروزش[۱] برای یک گردابه‌ی نعل اسبی خاص به صورت زیر بیان می‌شود:

$$w(x,y,z) = \frac{\Gamma}{4\pi} F_w\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right) \quad (۳)$$

که F_w ضریب تاثیر فروزش و Γ قدرت گردابه می‌باشد و سرعت جانبوزش[۲] به صورت زیر بیان می‌شود:

$$v(x,y,z) = \frac{\Gamma}{4\pi} F_v\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right) \quad (۴)$$

که F_v ضریب تاثیر جانبوزش است. پس با استفاده از معادلات (۳)، (۴) و (۲) می‌توان نوشت:

$$\frac{\Gamma}{4\pi}\left(F_w - F_v\tan\phi\right) = U\alpha \quad (۵)$$

برای یک شبکه‌ی گردابه‌ای N المانی، معادله (۵) برای یک نقطه‌ی کنترل خاص به صورت زیر است، در این رابطه α زاویه حمله است.

$$\sum_{n=1}^{N}\left(F_{w,n} - F_{v,n}\tan\phi_n\right)\frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi\alpha \quad (۶)$$

برای بار آیرودینامیکی متقارن روی هر نصف بال، معادله (۶) به صورت زیر بیان می‌شود.

$$\sum_{n=1}^{N/2}\left(\overline{F}_{w,n} - \overline{F}_{v,n}\tan\phi_n\right)\frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi\alpha \quad (۷)$$

که:

$$\overline{F}_{w,n} = F_{w,n}\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right)_{\substack{left\\panel}} + F_{w,N+1-n}\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right)_{\substack{right\\panel}} \quad (۸)$$

$$\overline{F}_{v,n} = F_{v,n}\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right)_{\substack{left\\panel}} + F_{v,N+1-n}\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right)_{\substack{right\\panel}} \quad (۹)$$

ماتریسی که توسط نرم افزار جهت تعیین قدرت گردابه حل می‌شود به صورت زیر است.

$$\left[\overline{F}_{w,n,k} - \overline{F}_{v,n,k}\tan\phi_n\right]\left\{\frac{\Gamma_n}{U}\right\} = 4\pi\{\alpha_k\} \quad (۱۰)$$

که α_k به عنوان زاویه‌ی حمله‌ی محلی در نقطه‌ی کنترل برحسب رادیان تعریف می‌شود[۱۳ و ۱۴].

۲-۲- محاسبات آیرودینامیکی

قدرت دوران گردابه (Γ_n/U) در قسمت قبل محاسبه شد و در این قسمت برای محاسبه‌ی برآ و ممان خمشی و سایر مشخصه‌های آیرودینامیکی استفاده شده است.

۲-۲-۱- برآ و گشتاور با استفاده از گردابه نعل اسبی کامل

روش توصیف شده در این بخش برای پلان‌های دارای زاویه هفتی و پلان‌های بال- دنباله که در ارتفاع یکسانی قرار ندارند استفاده می‌شود. برای هر دو نوع پلان رفتار خاصی نیاز است چون که سرعت جانبوزش و سرعت جریان به عقب[۳] علاوه بر سرعت جریان آزاد وجود دارد. تعامل مولفه‌های این سرعت‌ها با گردابه‌ی مرزی در جهت بازه، نیروی برآ اضافی فراهم می‌کند و تعامل جانبوزش با گردابه مرزی در جهت وتر نیروی برآ جدید و دیگری را نتیجه می‌دهد. برای استفاده از روش محاسباتی ارائه شده در این بخش باید پلان مورد نظر یک تغییر پیوسته در وتر محلی از نوک بال تا ریشه‌ی بال داشته باشد. تئوری جاکوفسکی-کوتا برای برآ بر واحد طول یک رشته گردابه برای محاسبه‌ی برآ بال‌های دارای زاویه هفتی استفاده می‌شود که به صورت زیر است.

$$\tilde{l} = \rho V\Gamma \quad (۱۱)$$

در رابطه بالا ρ چگالی و V سرعت جریان آزاد و Γ قدرت گردابه است.

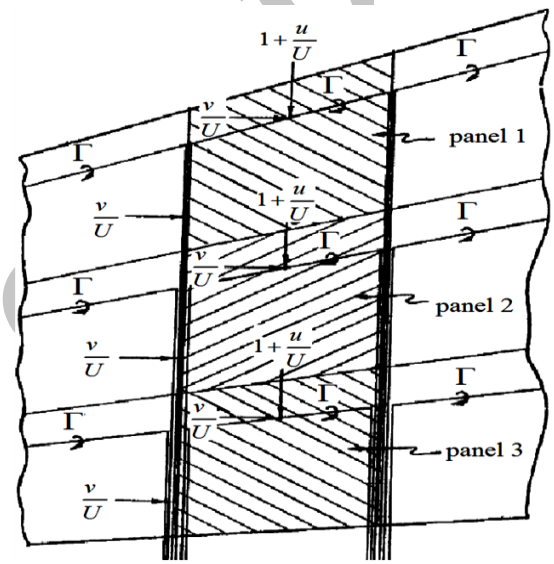
برآ توسعه یافته در امتداد گردابه در جهت وتر در یک ردیف از گردابه نعل اسبی وترسو[۴] از لبه‌ی برخورد تا لبه‌ی فرار به خاطر تغییرات طولی سرعت جانبوزش و قدرت گردابه‌ی محلی، تغییر می‌کند. در شکل (۳) می‌توان دید که هیچ دورانی در امتداد گردابه‌ی وترسو از لبه‌ی برخورد بال تا یک چهارم وتر اولین پنل وجود ندارد. در نتیجه در این محل برآیی تولید نمی‌شود. روی گردابه‌ی مرزی

[۱] Downwash
[۲] Side wash
[۳] Backwash
[۴] Chord wise

Archive of SID

www.SID.ir

وترسو از یک چهارم وتر هر پنل تا یک چهارم وتر پنل بعدی مقدار دوران ثابت بوده ولی مقدار سرعت جانب‌وزش متغیر می‌باشد. برای اولین پنل در نوک بال چپ شرایط خاصی وجود دارد. در آنجا مقدار دوران معادل با دوران اولین پنل از اولین ردیف وترسو گردابه نعل اسبی می‌باشد. در پنل های بعدی، این گردابه مرزی بین دو ردیف گردابه نعل اسبی وترسو قرار دارد و دوران معادل با تفاضل بین دوران‌های پنل اول هر ردیف است و سرعت جانب‌وزش استفاده شده, سرعتی است که روی سه چهارم وتر گردابه وترسو چپ اولین پنل محاسبه گردیده است.



شکل۳- جزئیات یک ردیف وترسو از جریان نعلی شکل

برآ بعدی محاسبه شده، برآیی است که در امتداد گردابه نعل اسبی وترسو بین یک چهارم وتر پنل دوم و یک چهارم پنل سوم توسعه داده شده است. این برآ به یک روش مشابه اولین گردابه نعل اسبی محاسبه می‌شود. ولی تفاوت‌هایی وجود دارد که هم اکنون توضیح داده می‌شوند. در نوک بال چپ مجموع مقادیر دوران دو پنل اول استفاده می‌شود. در پنل های بعدی بین دو ردیف گردابه وترسو دوران معادل با مجموع تفاضل بین دوران پنل اول هر ردیف و تفاضل بین دوران پنل دوم هر ردیف است و سرعت جانب‌وزش سرعتی است که در یک چهارم وتر روی گردابه مرزی وترسو چپ پنل دوم محاسبه می‌شود. این روش تا آخرین پنل هر ردیف وترسو ادامه می‌یابد.

گردابه‌ی مرزی وترسو نهایی از یک چهارم وتر آخرین پنل تا لبه‌ی فرار گسترش می‌یابد به طوری که طول آن معادل سه چهارم طول سایر گردابه‌های مرزی وترسو همان ردیف می‌باشد. سرعت جانب‌وزش توصیف شده در روش فوق به وسیله‌ی معادله‌ی زیر بیان می‌شود[۱۳ و ۱۴] .

$$\frac{v}{U}=\frac{1}{4\pi}\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_n}{U}\bar{F}_{v,n} \qquad (۱۲)$$

اگر رشته گردابه یا ادامه‌ی آن از نقطه‌ای که سرعت در آن محاسبه می‌شود عبور کند، در نرم افزار، ترم فوق از معادله‌ی (۱۲) حذف می‌شود. زیرا یک رشته گردابه روی خودش نمی‌تواند سرعت تولید کند. برآ تولید شده در امتداد یک طول المان از گردابه‌ی مرزی وترسو که با فشار دینامیکی جریان آزاد و مساحت بال مرجع بی‌بعد شده است به وسیله‌ی معادله زیر بیان می‌شود.

$$\frac{\hat{l}_t}{qS_{ref}}=\frac{2}{S_{ref}}\frac{\Delta\Gamma}{U}c_c\frac{v}{U} \qquad (۱۳)$$

که $\Delta\Gamma$ مقدار محلی دوران و c_c وتر یا طول المان گردابه‌ی مرزی وترسو است. در امتداد گردابه‌ی مرزی وترسو در ریشه‌ی بال هیچ برآیی تولید نمی‌شود. زیرا سرعت جانب‌وزش برای هندسه و بار متقارن صفر است.

برآ در امتداد گردابه‌ی بازه‌سو[۱] به مقدار سرعت جریان آزاد، جریان به عقب، جانب‌وزش و دوران پنل وابسته است. سرعت جانب‌وزش در معادله (۱۲) داده شد و سرعت به عقب از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود.

$$\frac{u}{U}=\frac{1}{4\pi}\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_n}{U}\bar{F}_{u,n} \qquad (۱۴)$$

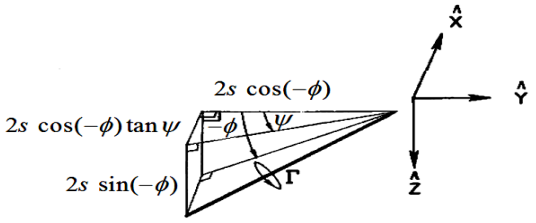
که:

$$\bar{F}_{u,n}=F_{u,n}\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right)_{\substack{left\\panel}} + F_{u,N+1-n}\left(x',y,z,s,\psi',\phi\right)_{\substack{right\\panel}} \qquad (۱۵)$$

یک رشته گردابه‌ی مرزی در راستای بازه (بازه‌سو) در شکل (۴) نشان داده شده است.

[۱] Span wise

Archive of SID
www.SID.ir



شکل۴- رشته گردابه مرزی بازه‌سو در یک موقعیت اختیاری در جریان

برآ تولید شده در امتداد این رشته گردابه از تعامل سرعت محوری کلی با مولفه‌ی رشته گردابه موازی محور $\hat{Y}$ ($2s\cos\phi$) و تعامل سرعت جانبوزش با مولفه‌ی رشته گردابه موازی با محور $\hat{X}$ ($2s\tan\psi\cos\phi$) می‌آید. معادله‌ی این برآ که به وسیله‌ی فشار دینامیکی جریان آزاد و مساحت مرجع بی‌بعد شده به صورت زیر است.

$$\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}}=\frac{2}{S_{ref}}\frac{\Gamma}{U}(2s)\left[\left(1-\frac{u}{U}\right)+\frac{v}{U}\tan\psi\right]\cos\phi \qquad (۱۶)$$

سهم برآ پنل برای ممان خمشی به صورت زیر است.

$$\frac{m_Y}{q_\infty S_{ref}\,c_{ref}}=\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}}\frac{\hat{x}_s}{c_{ref}}+\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}}\frac{\hat{x}_t}{c_{ref}} \qquad (۱۷)$$

به منظور حصول ضریب ممان خمشی و ضریب برآ برای کل بال این ترم‌ها روی تمام پنل‌ها با هم جمع می‌شوند که معادلات ضریب برآ و ضریب ممان خمشی در نهایت به صورت زیر می‌شوند.

$$C_L=\frac{L}{q_\infty S_{ref}}=2\sum_{n=1}^{N/2}\left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}}\right)_n+\left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}}\right)_n \qquad (۱۸)$$

$$C_m=\frac{M_Y}{q_\infty S_{ref}\,c_{ref}}=2\sum_{n=1}^{N/2}\left(\frac{m_Y}{q_\infty S_{ref}\,c_{ref}}\right)_n \qquad (۱۹)$$

در رابطه بالا S_{ref} مساحت مرجع و c_{ref} وتر مرجع می‌باشد. پارامتر پایداری طولی برای بال حول مبدا محور $\hat{X}$ به صورت زیر است.

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L}=\frac{\left(\frac{M_Y}{q_\infty S_{ref}\,c_{ref}}\right)_a}{\left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}}\right)_a} \qquad (۲۰)$$

ممان خمشی در برآ صفر و مرکز فشار در جهت بازه نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$C_{m_o}=\left(\frac{M_Y}{q_\infty S_{ref}\,c_{ref}}\right)_{tc}-\frac{\partial C_m}{\partial C_L}\left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}}\right)_{tc} \qquad (۲۱)$$

$$y_{cp}=\frac{\sum_{n=1}^{N/2}\left[\left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}}\right)_{a,n}\hat{y}_{s,n}+\left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}}\right)_{a,n}\hat{y}_{t,n}\right]}{\frac{1}{2}\left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}}\right)_a\left(\frac{b}{2}\right)} \qquad (۲۲)$$

ضریب بار بازه از برآ در امتداد گردابه‌های مرزی بازه‌سو و وترسوی گردابه نعل اسبی به دست می‌آید. ضریب بار بازه برای یک پنل به صورت زیر است.

$$\frac{c_l c}{C_L c_{av}}=\frac{\hat{l}}{q_\infty S_{ref}}\frac{T}{C_L} \qquad (۲۳)$$

در رابطه بالا c_{av} وتر متوسط و c_l برآ محلی است. برای یک موقعیت بازه‌سوی خاص هر یک از این برآهای وترسو با هم جمع می‌شوند و به ضریب بار بازه تبدیل می‌شوند که به صورت معادله‌ی زیر است.

برای برآ در امتداد رشته گردابه بازه‌سو:

$$\left(\frac{c_l c}{C_L c_{av}}\right)_s=T\sum_{i=1}^{j}\left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}}\right)_i\frac{1}{C_L} \qquad (۲۴)$$

برای برآ در امتداد رشته گردابه وترسو:

$$\left(\frac{c_l c}{C_L c_{av}}\right)_t=T\sum_{i=1}^{j}\left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}}\right)_i\frac{1}{C_L} \qquad (۲۵)$$

نتایج این معادلات بایستی ترکیب شوند تا توزیع نهایی حاصل شود. فرض می‌شود ضریب بار بازه در نوک بال صفر باشد این نتیجه مستقیما از ترکیب معادلات (۲۴) و (۲۵) بدست نمی‌آید. از آنجایی که روش گردابه یک تقریب متناهی برای تغییرات پیوسته‌ی دوران در سراسر بازه‌ی بال است، هر مقدار از دوران، مقدار متوسط روی عرض یک گردابه نعل اسبی را نشان می‌دهد.

به منظور تعیین پارامتر تعدیل در غلتش بال‌های دارای زاویه هفتی، بایستی توزیع برآ که از بار بازه‌ی نامتقارن ناشی می‌شود با بازوی گشتاوری بازه‌سوی مناسب ترکیب شود. این ترکیب به صورت زیر بیان می‌شود[۱۳ و ۱۴].

$$C_l=\frac{2}{q_\infty S_{ref}\,b}\left[\sum_{n=1}^{N/2}\left(\hat{l}_t\hat{y}_t\right)_n+\sum_{n=1}^{N/2}\left(\hat{l}_s\hat{y}_s\right)_n\right] \qquad (۲۶)$$

و همچنین:

$$C_{lp}=\frac{\partial C_l}{\partial\left(\frac{pb}{2U}\right)}\approx\frac{C_l}{5\pi/180} \qquad (۲۷)$$

در رابطه (۲۷) p نرخ غلتش است.

Archive of SID

www.SID.ir

۲-۲-۲- برآ و گشتاور با استفاده از فقط رشته جریان‌های حلقوی در راستای بازه (بازه‌سو)

محاسبه داده‌های خروجی، برآ و ممان خمشی و غلتشی، برای بال‌هایی که زاویه هفتی ندارند در این بخش توصیف می‌شوند. تمام برآ به وسیله‌ی سرعت جریان آزاد عبوری از رشته گردابه بازه‌سو تولید می‌شود زیرا در اینجا سرعت‌های جانب‌وزش و جریان به عقب وجود ندارد. برای یک پنل واحد برآ در فرم بدون بعد به صورت زیر می‌شود:

$$\frac{l}{q_\infty c_{av}} = \frac{2}{c_{av}}\frac{\Gamma}{U} \qquad (۲۸)$$

ضریب برآ کلی با انتگرال گیری روی بازه به صورت زیر بدست می‌آید:

$$C_L = \frac{S_\tau}{S_{ref}}\int_0^1 \frac{c_l c}{c_{av}} d\left(\frac{\hat{y}}{b/2}\right) \qquad (۲۹)$$

یا به صورت تقریبی:

$$C_L = \frac{8}{S_{ref}}\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_n}{U}s_n \qquad (۳۰)$$

پایداری طولی حول محور $\hat{X}$ به صورت زیر است:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{1}{c_{ref}}\frac{\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_{a,n}}{U}\hat{x}_{s,n}s_n}{\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_{a,n}}{U}s_n} \qquad (۳۱)$$

ممان خمشی در برآ صفر:

$$C_{m_O} = \frac{8}{c_{ref}S_{ref}}\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_{tc,n}}{U}\hat{x}_{s,n}s_n - \frac{\partial C_m}{\partial C_L}C_{L,tc} \qquad (۳۲)$$

مرکز فشار در راستای بازه:

$$y_{cp} = \frac{1}{b/2}\frac{\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_{a,n}}{U}\hat{y}_{s,n}s_n}{\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_{a,n}}{U}s_n} \qquad (۳۳)$$

و ضریب بار بازه به صورت زیر است:

$$\frac{c_l c}{C_L c_{av}} = \frac{\frac{b}{2}\sum_{i=1}^{j}\frac{\Gamma_i}{U}}{2\sum_{n=1}^{N/2}\frac{\Gamma_n}{U}s_n} \qquad (۳۴)$$

پارامتر تعدیل غلتش برای بال‌های بدون زاویه هفتی با حذف سهم مربوط به گردابه وترسو از معادله‌ی (۲۶) به صورت زیر است:

$$C_l = \frac{2}{q_\infty S_{ref} b}\left[\sum_{n=1}^{N/2}2\left(\frac{\Gamma}{U}\right)\hat{y}_{s,n}2s_n\right] \qquad (۳۵)$$

و همچنین:

$$C_{lp} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \qquad (۳۶)$$

۲-۲-۳- پسا القایی و سایر پارامترهای آیرودینامیکی

در این بخش کمیت تعدیل خمش، برآ به سبب نرخ خمش، کمیت پسای القایی، زاویه حمله برای برآ صفر، زاویه حمله برای ضریب برآ مطلوب، توزیع بار بازه‌ی پایه، توزیع بار بازه‌ی اضافی محاسبه شده‌اند.

مشتق خمشی با استفاده از قدرت‌های گردابه بدست آمده با مقادیر شرایط مرزی که یک حرکت خمشی ثابت را نشان می‌دهد، محاسبه می‌شود و این قدرت‌های گردابه برای محاسبه‌ی C_L و C_m به کار می‌روند.

$$C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial\left(\frac{qc}{2U}\right)} \approx \frac{C_m}{\frac{5\pi}{180}\frac{c_{ref}}{2}} \qquad (۳۷)$$

$$C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial\left(\frac{qc}{2U}\right)} \approx \frac{C_L}{\frac{5\pi}{180}\frac{c_{ref}}{2}} \qquad (۳۸)$$

محاسبات میدان نزدیک برای پسا القایی برمبنای برآ و نیروی لبه‌ی برخورد برای هر پنل به صورت زیر است.

$$\frac{d_{ii}}{q_\infty} = \alpha\frac{l}{q_\infty} - \frac{t}{q_\infty} \qquad (۳۹)$$

که برآ بر واحد بازه‌ی l/q_∞ برای پلان‌های بدون زاویه هفتی از معادله‌ی (۲۸) و برای پلان‌های دارای زاویه هفتی از معادلات (۱۳) و (۱۶) محاسبه می‌شود. نیروی لبه‌ی برخورد بر واحد بازه به وسیله تئوری جاکوفسکی-کوتا محاسبه می‌شود جایی که مولفه‌های سرعت جریان آزاد و القایی موازی با صفحه‌ی $\hat{Y}-\hat{Z}$ در تعامل با رشته گردابه مرزی بازه‌سو هستند و به صورت زیر بیان می‌شوند.

$$\frac{\mathrm{t}}{\mathrm{q}_\infty} = -2\left(\frac{\mathrm{w}}{\mathrm{U}} - \frac{\mathrm{v}}{\mathrm{U}}\tan\phi - \alpha\right)\left(\frac{\Gamma}{\mathrm{U}}\right)_{\mathrm{a,rad}} \qquad (۴۰)$$

در نهایت حل میدان نزدیک برای پارامتر پسا القایی می‌شود.

$$\frac{C_{D,i}}{{C_L}^2} = \frac{4b}{S_{ref}\left(C_{L_\alpha}\right)_{rad}^2}\sum_{k=1}^{\bar{N}_s}\left(\frac{c_{d,i}c}{2b}\right)_k 2s_k\cos\phi_k \qquad (۴۱)$$

Archive of SID
www.SID.ir

به علاوه ضریب نیروی لبه‌ی برخورد و ضریب مکش به طور مشابه به طور زیر محاسبه می‌شوند.

$$C_T = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_t c}{2b} \right)_k 2s_k \cos\phi_k \qquad (۴۲)$$

$$C_S = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_s c}{2b} \right)_k 2s_k \cos\phi_k \qquad (۴۳)$$

توزیع بار بازه در ضریب برآ مطلوب ورودی به صورت زیر است.

$$\left(\frac{c_l c}{c_{av}} \right)_d = \left(\frac{c_l c}{c_{av}} \right)_B + \sum_{i=1}^{j} \left(\frac{l}{q_\infty c_{av}} \right)_{i,a} \frac{C_{L,d}}{C_{L,a}} \qquad (۴۴)$$

ضریب فشار افزایشی به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\Delta C_{p,n} = \frac{\left(p_{lower} - p_{upper} \right)_n}{q_\infty} \qquad (۴۵)$$

از آنجایی که روی هر پنل فشار یکنواخت فرض می‌شود داریم.

$$\Delta C_{p,n} = \frac{(l/c)_n}{q_\infty} \qquad (۴۶)$$

که این معادله در برنامه استفاده شده است. برای پلان‌های بدون زاویه هفتی معادله (۴۶) به صورت زیر قابل بیان است[۱۳ و ۱۴] .

$$\Delta C_{p,n} = \frac{\rho U \Gamma_n / c_n}{q_\infty} = \frac{2}{c_n} \frac{\Gamma_n}{U} \qquad (۴۷)$$

۲-۳- معادله‌ی تشابه پرانتل - گلورت[۱]

در جریان‌های مادون صوت با سرعت زیاد برای اعمال اثر تراکم پذیری از اعمال تصحیحات نسبتا ساده‌ای بر روی نتایج جریان تراکم ناپذیر استفاده می‌شود. یکی از مشهورترین این تصحیحات، تشابه پرانتل گلورت است. این نظریه کاملا زیر صوتی است و از $M_\infty = 0.7$ به بالا، نتایج آن غیر قابل استفاده است[۱۱].

به طور کلی نتایج تاثیر تشابه پرانتل - گلورت بر روی پارامترهای آیرودینامیکی به این صورت بیان شده است. اگر ضریب فشار تراکم ناپذیر با $C_{p,0}$ نشان داده شود در حالت تصحیح شده برای جریان تراکم پذیر به صورت زیر بدست می‌آید.

$$C_p = \frac{C_{p,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \qquad (۴۸)$$

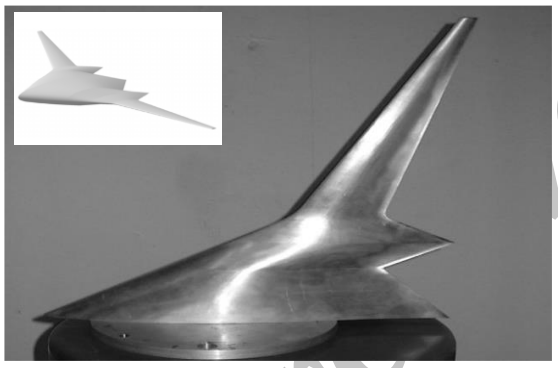
به همین ترتیب برای ضریب برآ و ضریب گشتاور خمشی، معادلات اصلاح شده با فرض اینکه $C_{L,0}$ و $C_{m,0}$ به ترتیب ضریب برآ و گشتاور خمشی جریان تراکم ناپذیر باشند، به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$C_L = \frac{C_{L,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad and \quad C_m = \frac{C_{m,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \qquad (۴۹)$$

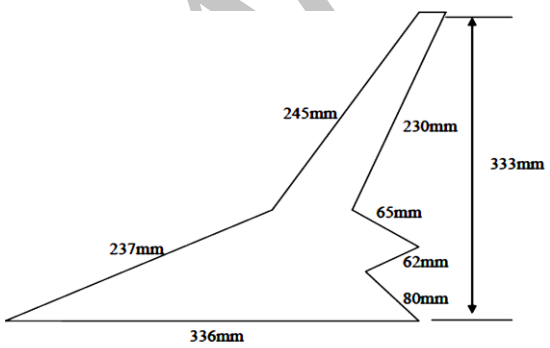
۳- بحث و بررسی نتایج

۱-۳- مقایسه‌ی نتایج روش حاضر با نتایج تجربی

ابتدا برای اطمینان از صحت نتایج روش حاضر، نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی یک هواپیمای بال و بدنه یکپارچه (شکل ۵) مقایسه شده است. نتایج تجربی این هواپیما از مرجع [۱۵] استخراج شده است.



شکل۵- شکل هواپیمای یکپارچه تست شده در تونل باد



شکل۶- ابعاد هواپیمای یکپارچه تست شده در تونل باد

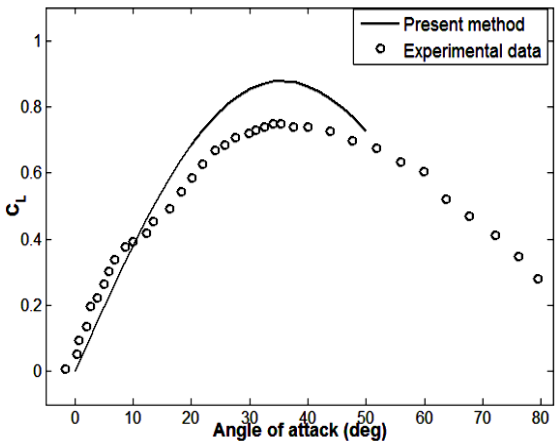
ضریب برآ برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب ضریب برآ برای هواپیمای بال و بدنه یکپارچه مورد نظر در شکل‌های ۷ و ۸ رسم شده است. همان‌طور که در شکل ۷

[۱] Prandtl - Glauert Equation

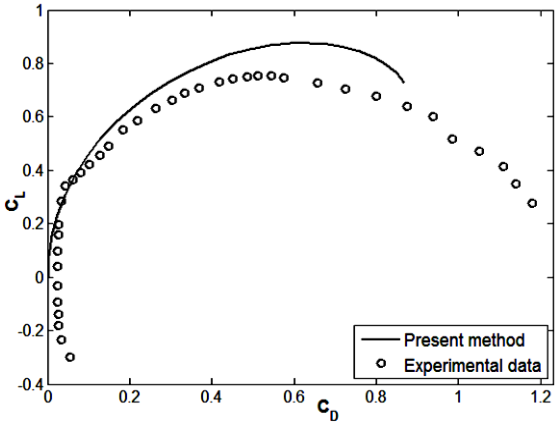
Archive of SID

www.SID.ir

در منحنی داده‌های تجربی دیده می‌شود ضریب برآ در مسیر افزایش در زاویه حدود ۱۰ درجه دارای یک انحراف است که بعد از آن ضریب برآ با شیب کمتری افزایش یافته تا به واماندگی (در حدود زاویه ۳۲ درجه) رسیده است. علت این انحراف رسیدن گردابه کرانه[۱] به لبه فرار است و معمولاً در بال‌های تیپ مثلثی اتفاق می‌افتد. برای منحنی مربوط به‌روش حاضر ضریب برآ با افزایش زاویه حمله ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد و بیشینه ضریب برآ در حدود زاویه حمله ۳۵ درجه می‌باشد و روش حاضر انحراف ایجاد شده در زاویه حمله ۱۰ درجه در منحنی تجربی را مدل نکرده است. علت اینکه روش حاضر مقادیر بزرگ‌تری نسبت به داده‌های تجربی نشان می‌دهد این است که در روش حاضر جریان غیر لزج فرض شده است. به طور کلی روش حاضر روند منحنی تجربی را خوب مدل کرده است و می‌شود روش حاضر را در طراحی آیرودینامیکی مفهومی اولیه به کار گرفت.



شکل۷- منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله

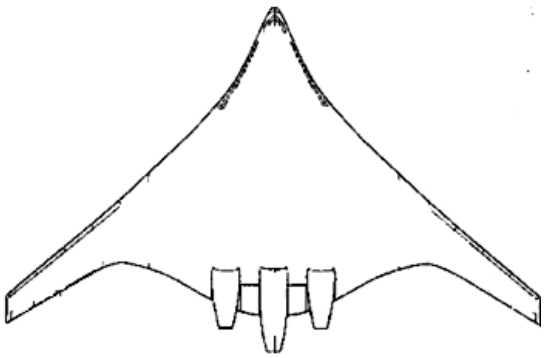


شکل۸- منحنی ضریب برآ بر حسب ضریب پسا

شکل ۸ منحنی پسای قطبی (C_L برحسب C_D) را نشان می‌دهد، دیده می‌شود در برآ صفر داده‌های تجربی مقدار خیلی کم حدود سه صدم را نشان می‌دهد در حالی که روش حاضر مقدار صفر را محاسبه می‌کند که این همان پسای ناشی از اصطکاک است که در روش حاضر پسای اصطکاکی وارد محاسبات نشده است.

۳-۲- نتایج حاصل از مقایسه‌ی سه پیکربندی بال و بدنه یکپارچه

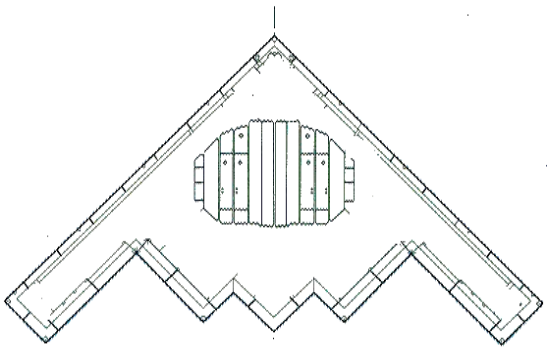
در این بخش سه پیکربندی بال و بدنه یکپارچه از لحاظ آیرودینامیکی به هم مقایسه شده اند. شکل ۹ نمای قائم این سه پیکربندی را نشان می‌دهد.



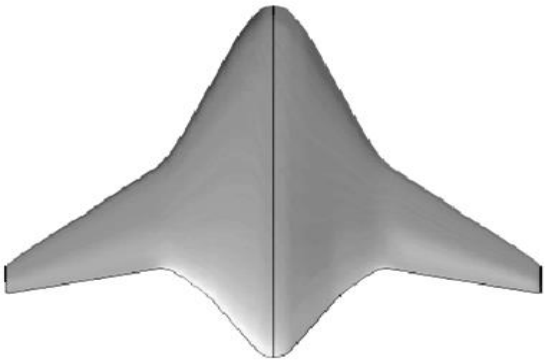
الف: پیکربندی (A)

[۱]- Bound Vortex

Archive of SID
www.SID.ir



ب: پیکربندی (B)

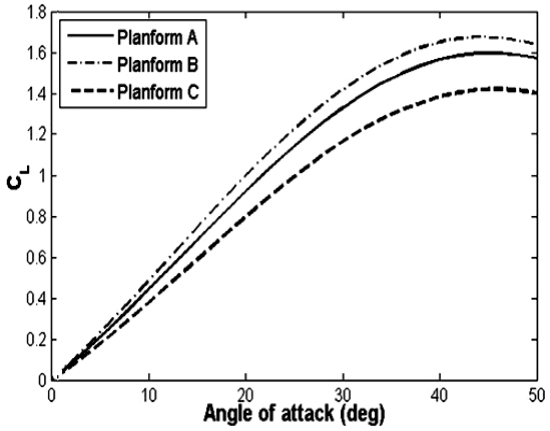


پ: پیکربندی (C)

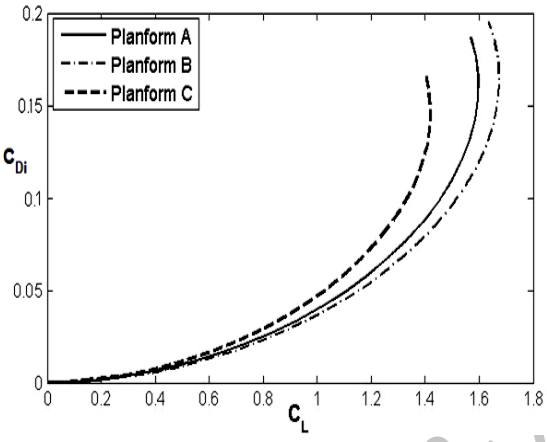
شکل۹- انواع پیکربندی بال و بدنه یکپارچه

این سه پیکربندی با استفاده از روش عددی ارائه شده در ماخ ۰,۳ تحلیل شده و نتایج حاصل در ادامه آورده شده است.

در شکل ۱۰ منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله ارائه شده است. با توجه به این شکل، در پیکربندی‌های A و B در حدود زاویه ۴۵° واماندگی[1] رخ داده است که کمی زودتر از پیکربندی C (حدود ۴۷°) می‌باشد. مقدار ضریب برآ برای پیکربندی B کمی بیشتر از دو پیکربندی دیگر است. ولی از طرفی دیگر هر چه ضریب برآ بزرگتر باشد ضریب پسای القایی، که سهم قابل توجه پسا را تشکیل می‌دهد، نیز بیشتر است.



شکل۱۰- منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله برای سه پیکربندی



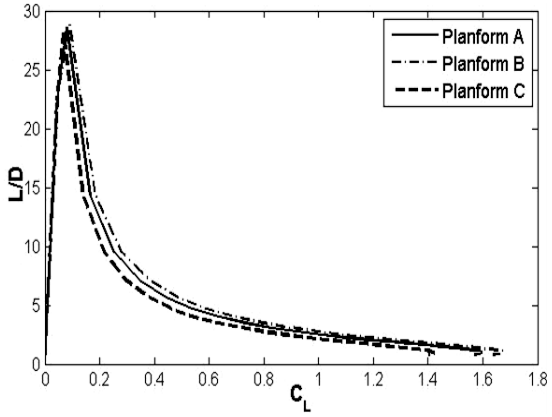
شکل۱۱- منحنی ضریب پسای القایی برحسب ضریب برآ

شکل ۱۱ ضریب پسای القایی برحسب ضریب برآ را نشان می‌دهد. با توجه به این منحنی پیکربندی B نسبت به A و پیکربندی A نسبت به C ضریب پسای القایی بیشتری دارند. برای درک بهتر، نسبت برآ به پسا برحسب ضریب برآ در شکل ۱۲ رسم شده است. همانطور که دیده می‌شود هر سه پیکربندی تقریبا دارای شرایط یکسانی هستند.

[1] stall

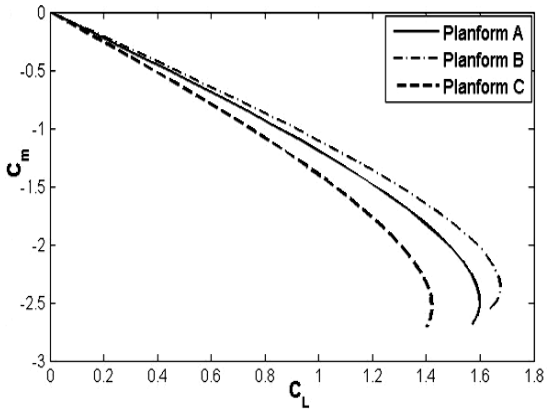
Archive of SID

www.SID.ir



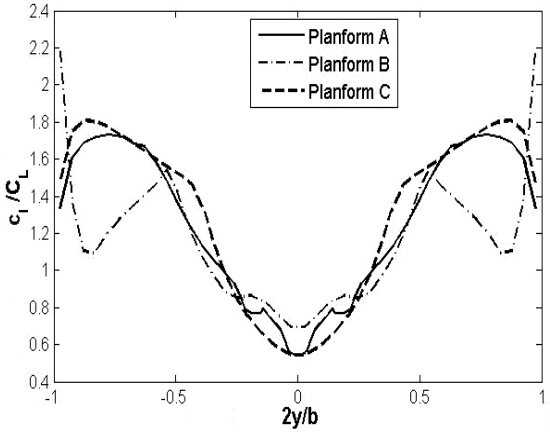
شکل۱۲- منحنی نسبت برآ به پسا برحسب ضریب برآ

در شکل ۱۳ منحنی ضریب گشتاور خمشی برحسب ضریب برآ رسم شده است. دیده می‌شود که هر سه پیکربندی ماکزیمم گشتاور خمشی یکسانی را تولید می‌کنند در صورتیکه در نقطه فوق ضرایب برآ متفاوتی را دارند. به عبارت دیگر در پیکربندی نوع A طول بازوی گشتاور نسبت به پیکربندی B بیشتر و نسبت به پیکربندی C کمتر و نیروهای برآ عکس این تغییرات را دارد.



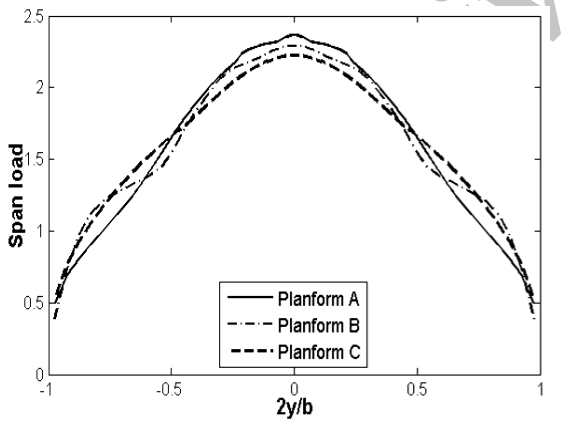
شکل۱۳- منحنی ضریب گشتاور خمشی برحسب ضریب برآ

توزیع بیضوی برآ محلی روی بازه‌ی بال، توزیع ایده‌آلی است که به موجب آن کمترین پسای القایی تولید می‌شود. در شکل ۱۴ توزیع ضریب برآ محلی بر روی بازه رسم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در قسمت بال (غیر از بدنه) توزیع پیکربندی A نسبت به دو پیکربندی دیگر به توزیع بیضوی نزدیکتر است. پیکربندی B در چند نقطه شکستگی در منحنی توزیع‌اش دارد و در نوک بال مقدار بزرگی دارد زیرا بال در انتهای بازه به یک نقطه ختم شده است. به طورکلی توزیع برآ محلی پیکربندی B توزیع مناسبی نمی‌باشد. هرسه پیکربندی در قسمت بدنه کاهش قابل توجهی در برآ محلی دارند.



شکل۱۴- منحنی توزیع ضریب برآ محلی روی بازه‌ی بال

شکل ۱۵ توزیع بار روی بازه را نشان می‌دهد. پیکربندی A در روی بدنه بار بیشتر و روی بال بار کمتری نسبت به دو پیکربندی دیگر دارد. در مقابل پیکربندی B بار بیشتری روی بال نسبت به دو پیکربندی دیکر دارد که این نیازمند بالی با استحکام بالاتر می‌باشد.



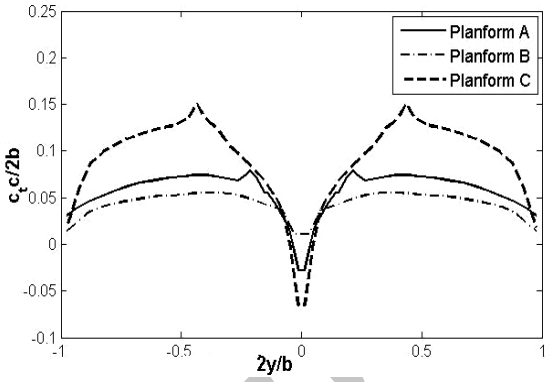
شکل۱۵- منحنی توزیع بار بازه روی بازه‌ی بال

در ادامه منحنی‌های ضریب نیروی لبه‌ی برخورد، ضریب پسای القایی و ضریب مکش برحسب بازه‌ی بال به ترتیب رسم شده است. در شکل ۱۷ دیده می‌شود که پیکربندی A در قسمت بال خود مقدار پسای القایی منفی دارد. به طور کلی در این منحنی‌ها پیکربندی B و A دارای

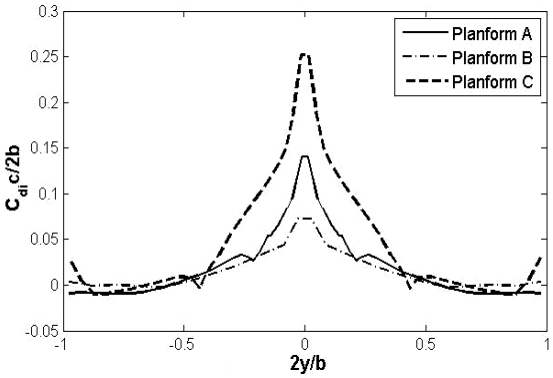
Archive of SID

www.SID.ir

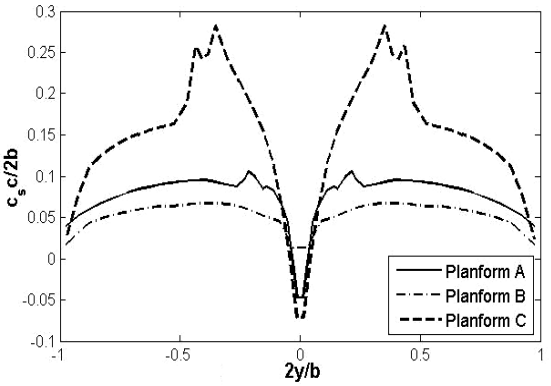
شرایط تقریبا یکسان و بهتری نسبت به پیکربندی C می‌باشند.



شکل۱۶- منحنی توزیع ضریب نیروی لبه برخورد روی بازه



شکل۱۷- منحنی توزیع ضریب پسا القایی روی بازه

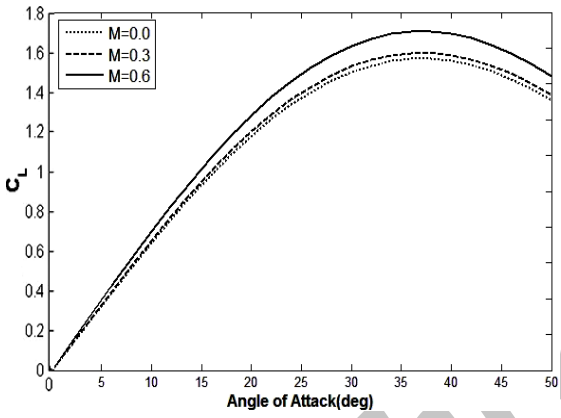


شکل۱۸- منحنی توزیع ضریب مکش روی بازه

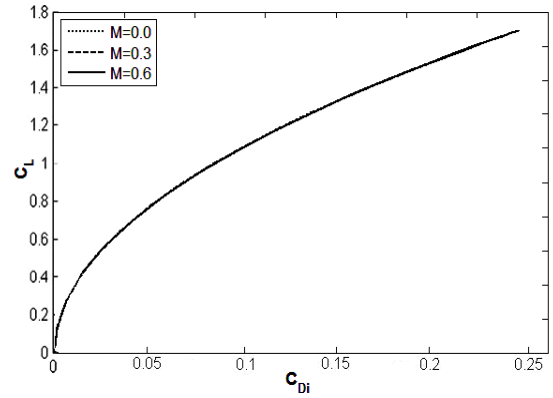
۳-۳- تاثیر عدد ماخ روی ضرایب آیرودینامیکی

در این بخش تاثیر عدد ماخ روی ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور پیکربندی A (شکل۹، الف) در نظر گرفته شده و در سه عدد ماخ صفر، ۰,۳ و ۰,۶ ضرایب برآ و پسای القایی با روش عددی مذکور بدست آمده و در ادامه رسم شده است.

شکل ۱۹ ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را در ماخ‌های مختلف نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش ماخ ضریب برآ نیز افزایش یافته است. شکل ۲۰ ضریب برآ را بر حسب ضریب پسای القایی نشان می‌دهد. صبق شکل شاید این طور برداشت شود که تغییر ماخ روی ضریب پسای القایی تاثیر نداشته اما بایستی بیان شود که چون روند منحنی یکسان است بنابراین با تغییر ماخ منحنی جدید روی منحنی قبلی می‌افتد ولی مقداری به جلو شیفت می‌خورد.



شکل۱۹- ضریب برآ بر حسب زاویه حمله در ماخ‌های مختلف

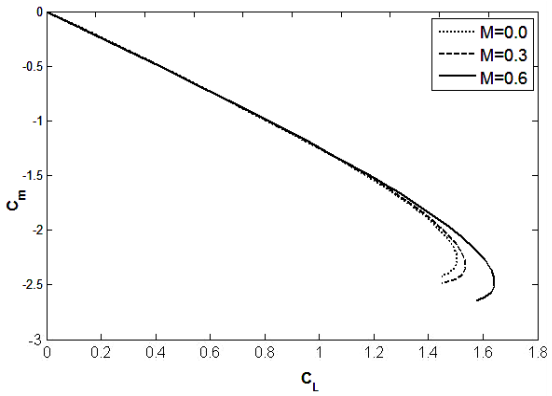


شکل۲۰- ضریب برآ برحسب پسای القایی در ماخ‌های مختلف

شکل ۲۱ ضریب گشتاور خمشی برحسب ضریب براء را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که شیب ضریب گشتاور

www.SID.ir

خمشی برای هر سه ماخ یکسان است یعنی با تغییر عدد ماخ پایداری هواپیما تغییر نکرده است.



شکل۲۱- ضریب گشتاور خمشی برحسب برآ در ماخ‌های مختلف

۴- نتیجه‌گیری

همانطور که در بخش نتایج مشاهده می‌شود پیکربندی‌های A و B دارای مشخصه‌های آیرودینامیکی بهتری نسبت به پیکربندی C می‌باشند. در مورد پیکربندی‌های A و B همانطور که در نمودارها دیده می‌شود پیکربندی B دارای ضریب برآ اندکی بالاتر از پیکربندی A می‌باشد، در مقابل پیکربندی A دارای توزیع ضریب برآ محلی و بار بازه‌ی متقارن‌تر و پسای القایی کمتر می‌باشد. در سایر مشخصه‌های آیرودینامیکی به مانند ضریب مکش، ضریب نیروی لبه‌ی برخورد، ضریب گشناور خمشی و ... دارای شرایط تقریبا یکسانی هستند. علاوه بر اینها پیکربندی B دارای لبه‌های نوک تیز در پیکربندی خود (شکل ۹، ب) می‌باشد که موجب می‌شود جدایش جریان زودتر اتفاق بیفتد و همچنین این لبه‌های نوک تیز به هنگام پرواز و یا به عبارت دیگر به هنگام قرار گرفتن در مسیر جریان هوا موجب ایجاد سر و صدای زیاد می‌شوند. از طرف دیگر پیکربندی A (شکل ۹، الف) به دلیل دارا بودن شکل آیرودینامیکی مناسب توانایی ایجاد فضای خالی بیشتری را دارد که به طبع آن ظرفیت حمل بار مفید بیشتری فراهم می‌شود.

در نهایت بر اساس دلایل ارائه شده پیکربندی A به عنوان پیکربندی مناسب‌تر انتخاب می‌شود. پیکربندی A بسیار مناسب برای حمل و نقل‌های عمومی و حمل بار می‌باشد.

۵- مراجع

[۱] Engels, H., Becker, W., and Morris, A., (۲۰۰٤). “Implementation of a Multi-Level Methodology Within the E-Design of A Blended Wing Body”, Aerospace Science and Technology, Vol. 6, pp. 145-153.

[۲] Green JE. (۲۰۰۲). “Greener by design-the technology challenge”, Aeronaut, Vol. ۱۰٦, pp. ٥۷–۱۱۳.

[۳] Qin, N., Vavalle, A., Le Moigne, A., Laban, M., Hackett, K., and Weinnerfelt, P., (2004). “Aerodynamic Considerations of Blended Wing Body Aircraft”, Progress in Aerospace Science, Vol. 40, pp. 321-343.

[٤] Liebeck, R. H., (2004). “Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport”, JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 41, pp. 10-25.

[٥] Leifsson, L., Ko, A., Mason, W.H., Schetz, J.A., Grossman, B., Haftka, R.T., (2011). “Multidisciplinary design optimization of blended-wing-body transport aircraftwith distributed propulsion”, Aerospace Science and Technology, Vol. 25, pp. 16-28.

[٦] Jianghao, WU., Chenfang, CAI., Yanlai, ZHANG., (2011). “The changes in structural and flight safety due to flap design of Blended-Wing-Body civil aircraft”, Procedia Engineering, Vol. ۱۷, pp. ۳۲۰–۳۲۷.

[۷] دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۱ هـ ش. یا ۲۰۱۲ م.)، " بررسی آیرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه و مقایسه آن با هواپیماهای معمولی رایج."، اولین کنفرانس آیرودینامیک و هیدرودینامیک، تهران، ۲۵ و ۲۶ مهر.

[۸] دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۲ هـ ش. یا ۲۰۱۳ م.)، " بررسی تاثیر وجود، موقعیت و ارتفاع قرارگیری بالک جلو روی ضرایب آیرودینامیکی هواپیما."، مجله علمی- پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، دوره ۳، شماره ۳، صفحه ۶۷-۸۱.

[۹] دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۲ هـ ش. یا ۲۰۱۳ م.)، " بررسی اثرات مخروطی روی ضرایب آیرودینامیکی ریز پهپادها."، مجله علمی- پژوهشی مکانیک سیالات و آیرودینامیک، دوره ۲، شماره ۳، صفحه ۲۵-۳۸.

[۱۰] Weissinger J., (1947). “The Lift Distribution of Swept-Back Wings”, NACA TM-1120.

[۱۱] Glauert, H., (۱۹٤۸). “The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory”. Second ed., Cambridge, Univ. Press, Cambridge, England.

Archive of SID

www.SID.ir

[۱۲]ROBINSON, A., and J.A. LAURMANN, (1956). “Wing Theory, Chap 1,” Cambridge University Press, Cambridge, England.
[۱۳]Rubbert, Paul E., (1964). “Theoretical Characteristics of Arbitrary Wings by a Non-PlanarVortex Lattice Method”, Doc. No. D6-9244, Boeing Co.
[۱۴] دستورانی، هـ، (۱۳۹۱ هـ ش. یا ۲۰۱۲ م.)، "بررسی جریان پتانسیل روی پهپادها و ریزپهپادها با پیکربندی‌های عملیاتی."، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد.
[۱۵]Wisnoe, W., Nasir, R.E.M., Kuntjoro, W., and Mamat, A.M.I., (2009). “Wind Tunnel Experiments and CFD Analysis of Blended WingBody (BWB) Unmanned Aerial Vehicle”, 13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, ASAT- 13.

Archive of SID

www.SID.ir