



www.ElitesJournal.ir

مجله نخبگان علوم و مهندسی

Journal of Science and Engineering Elites

ISSN 2538-581X

جلد ۲- شماره ۲- سال ۱۳۹۶



بررسی تاثیر شکل بال روی عملکرد یک پهپاد و امکان ایجاد تغییر در شکل بال حین پرواز

هادی دستورانی^{۱*}، محمدحسن جوارشکیان^۲

۱- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد

۲- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد

*hadi_dast80@yahoo.com

ارسال: خرداد ماه ۹۶ پذیرش: تیرماه ۹۶

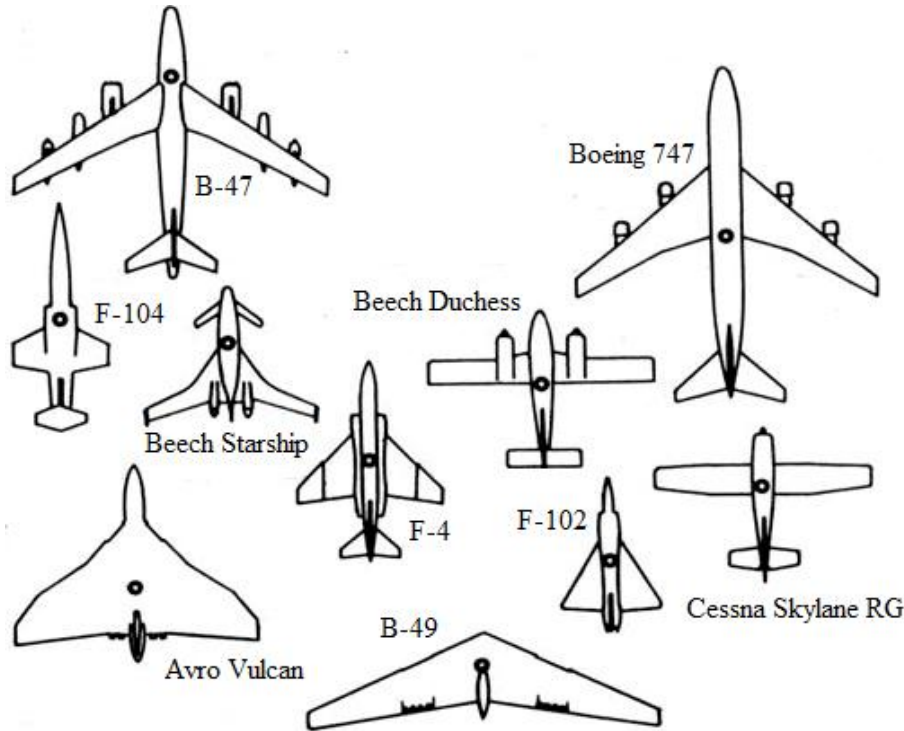
خلاصه

در این تحقیق یک روش عددی بر مبنای جریان حلقوی برای تحلیل ایرودینامیکی پیکربندی‌های مختلف هواپیما در جریان مادون صوت توسعه داده شده است. در کار حاضر ابتدا نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی صحنه گذاری شده است و سپس دو نوع پیکربندی با بال‌های M شکل و W شکل در نظر گرفته شده و از دیدگاه ایرودینامیکی با پیکربندی‌های معمولی رایج مقایسه شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد در بال‌های M شکل ضمن کاهش اندک در ضریب برآ، کاهش قابل توجه در نسبت برآ به پسا حاصل می‌گردد یعنی مزیت سرعت و مانور پذیری بالای بال‌های دارای تاب را در حین حفظ ضریب برآ دارا می‌باشند. بال‌های W شکل ضریب برآ برابر و حتی بیشتری از بال‌های معمولی دارند اما واماندگی در این بال‌ها در زاویه حمله‌ی بزرگ تری اتفاق می‌افتد. همچنین پایداری طولی پیکربندی‌های بال W شکل بیشتر است. بال‌های معمولی نیز نسبت برآ به پسای بالاتری نسبت به بال‌های M و W شکل دارد که ماندگاری‌اش را در هوا افزایش می‌دهد. به این ترتیب هر کدام از بال‌های مذکور مزایایی دارند که اگر در یک پیکربندی جمع‌آوری شوند، هواپیمای منحصر به فردی حاصل می‌شود. هر چند تا به حال طرحی در این زمینه ارائه نشده است اما با به کارگیری مکانیزم‌های ایجاد تغییر شکل در بال طراحی هواپیمایی که قابلیت داشتن هر سه نوع بال مذکور را دارا باشد، امکان پذیر است.

کلمات کلیدی: بال M شکل، بال W شکل، روش شبکه‌ی گردابی، ضرایب ایرودینامیکی.

۱. مقدمه

به طور کلی در تاریخچه‌ی هواپیمایی، هواپیما و سایر وسایل پرنده ساخت بشر شباهت کمی به پرنده‌گان دارد. ساختار دم و بال پرنده‌گان و طریقه‌ی حرکتشان در مقایسه با دامنه محدود حرکت صفحات کنترلی هواپیما بسیار پیچیده است. بیشتر هواپیماها به منظور افزایش برآ در سرعت‌های پایین در طی برخاستن و نشستن از فلپ‌ها و اسلت‌ها استفاده می‌کنند که این یک مثال از تغییر پیکربندی است که به طور پیوسته در هنگام پرواز پرنده‌گان اتفاق می‌افتد. مرفولوژی یک پرنده به آن اجازه می‌دهد که دائماً شکل بال و دمش را تغییر دهد تا در دامنه‌ی وسیعی از سرعتها پرواز کند. در طول تاریخ انواع پیکربندی‌های مختلف هواپیما به وجود آمده است. شکل ۱ نمونه کوچکی از تغییرات ایجاد شده را نشان می‌دهد. در این مسیر مفاهیمی مثل بال و بدنه یکپارچه، استفاده از بالک جلو به وجود آمده و گسترش یافته است.



شکل ۱- پیکربندی‌های مختلف از هواپیما در مسیر پیشرفت

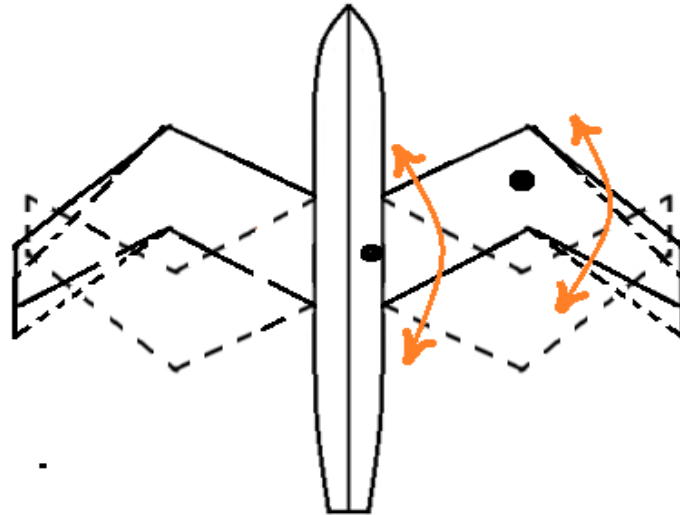
اخیرا تحقیق و توسعه روی مفهوم جدیدی شروع شده که طراحی های متداول و روتین سنتی را به چالش می کشد و آن ظهور مفهوم مرفینگ در طراحی هواپیماها می باشد. مرفینگ به عنوان توانایی تغییر شکل یا تحمل تغییر شکل تعریف می شود [۱]، و وقتی در مورد وسایل هوافضایی به کار می رود به توانایی بال‌های هواپیما در تغییر شکل پیدا کردن در حین پرواز اشاره دارد که به موجب آن برخی فواید آیرودینامیکی فراهم می شود.

پرنده‌گان منبع اولیه محرک برای توسعه‌ی بال‌های تغییر شکل پذیر می باشند. توجه به اینکه عملکرد و کنترل هواپیمای با بال‌های پیچیده اما ثابت در مقایسه با عملکرد متنوع‌ای که پرنده‌گان با حرکت ساده بال‌هایشان بدست می آورند محدود است، محققین را وادار کرده تا در مورد این بال‌ها مطالعه کنند و امید است که فهم بهتری از اینکه چگونه پرنده‌گان مانورهای پیچیده انجام می دهند حاصل شود. بنابراین مرفینگ سعی در پیاده کردن تغییر شکل‌های پرنده‌گان بر روی هواپیما است. در این تحقیق چند حالت از فرم شکلی که پرنده به خود می گیرد در نظر گرفته شده و مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۲ یک مورد از این حالت‌ها نشان داده شده است.



شکل ۱- حالات مختلفی از شکل پرنده‌گان حین پرواز

البته این امکان وجود دارد که هواپیما از یک حالت به حالت دیگر تغییر شکل دهد. بدین منظور بایستی از مکانیزم مناسبی استفاده شود. یکی از ساده‌ترین مکانیزم‌ها استفاده از فنر پیش‌جسی می باشد که بتواند گشتاور لازم را برای حرکت مورد نظر ایجاد نماید (شکل ۳).



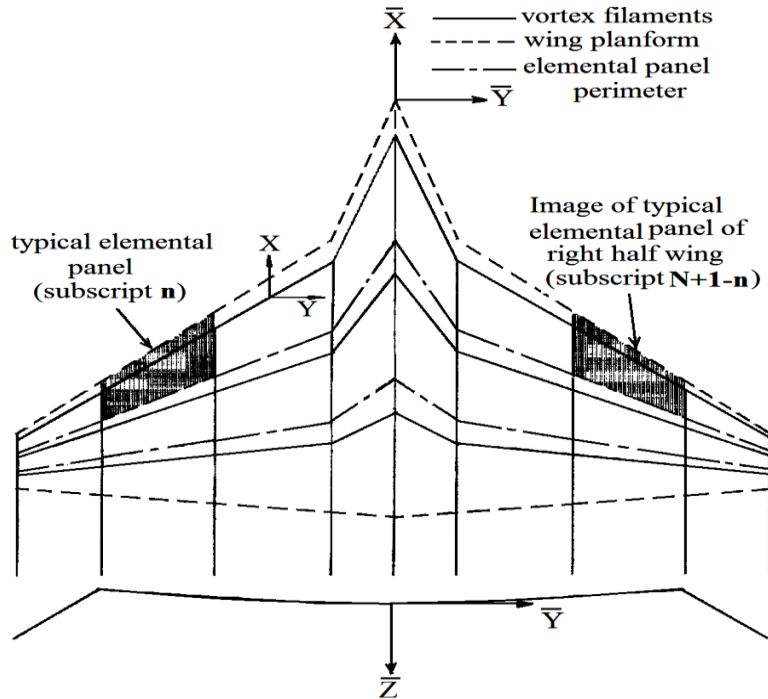
شکل ۲- پیکربندی دارای مکانیزم قابلیت تغییر

یانگ^۱ روی مدل کردن بال‌های چند بخشی که بخش‌ها در صفحات متفاوت قرار دارند، کار کرده است [۲]. پیکربندی دلتا شکل جفت نسبت به هواپیما دلتا شکل عملکرد بهتری در زوایای حمله‌ی بالا از خود نشان می‌دهد. هوانگ^۲ روی این موضوع تحقیق کرده است [۳]. کین^۳ روی رفتار آیرودینامیکی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه مطالعه کرده است [۴]. کایرو^۴ یک پیکربندی دارای سه سطح برآ (بالک جلو، بال اصلی و بالک عقب) در نظر گرفته است و تاثیر هر کدام از این سطوح را روی عملکرد هواپیما مورد بررسی قرار داده است [۵]. کوگینگ تاثیر وجود بالک جلو روی یک پیکربندی با بال‌های به جلو برگشته را مورد بررسی را داده است [۶]. دستورانی و جوارشکیان 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]. با توجه به اهمیت شکل پیکربندی و تاثیر آن روی عملکرد هواپیما مطالعات زیادی در این زمینه انجام گرفته و انواع پیکربندی‌ها نیز به وجود آمده است. نویسندگان تحقیق حاضر یک روش عددی بر مبنای جریان گردابه‌ای برای تحلیل آیرودینامیکی پیکربندی‌های مختلف هواپیما توسعه داده‌اند. این روش توسط دستورانی و جوارشکیان (نویسندگان تحقیق حاضر) برای بررسی اثر وجود و موقعیت و ارتفاع بالک جلو نسبت به بال اصلی روی مشخصه‌های آیرودینامیکی، بررسی تاثیر نسبت مخروطی (بزرگ‌تر و کوچک‌تر از یک)، وجود پیش‌در بال روی مشخصه‌های آیرودینامیکی و پیکربندی‌های بال و بدنه یکپارچه مورد استفاده قرار گرفته و نتایج قابل قبولی را ارائه نموده است [۸-۱۱]. در این تحقیق با تاثیر پذیری از پیکربندی پرندگان دو نوع پیکربندی با بال‌های M و W شکل که تا به حال نمونه‌ای از آنها ساخته نشده است، در نظر گرفته شده و عملکردشان با پیکربندی معمولی رایج مقایسه شده 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 پرائتل [۱۲] می‌باشد. در تئوری پرائتل جریان پیوسته، غیر قابل تراکم، غیر چرخشی و پایا فرض می‌شود از این رو برای اعمال تاثیر تراکم پذیری از قانون تشابه گلورت [۱۳] استفاده شده است و تئوری جریان پتانسیل در فرم قانون بایوت ساواریت [۱۴] 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 ۴).

¹Yang
²Huang
³Qin
⁴Coiro

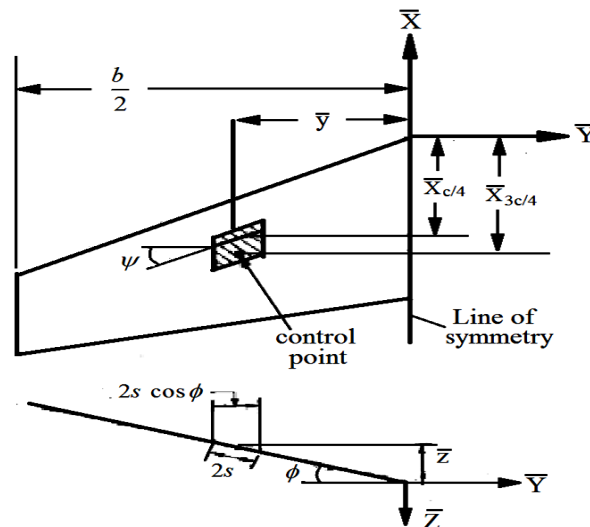


شکل ۴- طرحی کلی از سیستم مختصات، المان پنل‌ها و جریانهای حلقوی نعلی شکل برای یک بال نوعی

این گردابه‌ی نعل اسبی متشکل از یک رشته گردابه‌ی عبوری از یک چهارم وتر و دو رشته گردابه که از یک 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 ایرودینامیکی 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.

۱.۲. 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 ۵).



شکل ۵- 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.

$$w \cos \alpha \cos \phi - v \sin \phi - U \sin \alpha \cos \phi = 0 \quad (1)$$

و برای زاویه حمله‌ی کوچک:

$$w - v \tan \phi \approx 0 \quad (2)$$

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:

$$w(x, y, z) = \frac{\Gamma}{4\pi} F_w(x', y, z, s, \psi', \phi) \quad (3)$$

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

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

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

$$\frac{\Gamma}{4\pi} (F_w - F_v \tan \phi) = U \alpha \quad (5)$$

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

$$\sum_{n=1}^N (F_{w,n} - F_{v,n} \tan \phi_n) \frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi \alpha \quad (6)$$

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

$$\sum_{n=1}^{N/2} (\bar{F}_{w,n} - \bar{F}_{v,n} \tan \phi_n) \frac{\Gamma_n}{U} = 4\pi \alpha \quad (7)$$

که:

$$\bar{F}_{w,n} = F_{w,n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{left panel}} + F_{w,N+1-n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{right panel}} \quad (8)$$

$$\bar{F}_{v,n} = F_{v,n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{left panel}} + F_{v,N+1-n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{\text{right panel}} \quad (9)$$

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

$$\left[\bar{F}_{w,n,k} - \bar{F}_{v,n,k} \tan \phi_n \right] \left\{ \frac{\Gamma_n}{U} \right\} = 4\pi \{ \alpha_k \} \quad (10)$$

که α_k به عنوان زاویه‌ی حمله‌ی محلی در نقطه‌ی کنترل برحسب رادیان تعریف می‌شود [۱۵] و [۱۶].

۲.۲. محاسبات ایرودینامیکی

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

¹ Downwash

² Sidewash

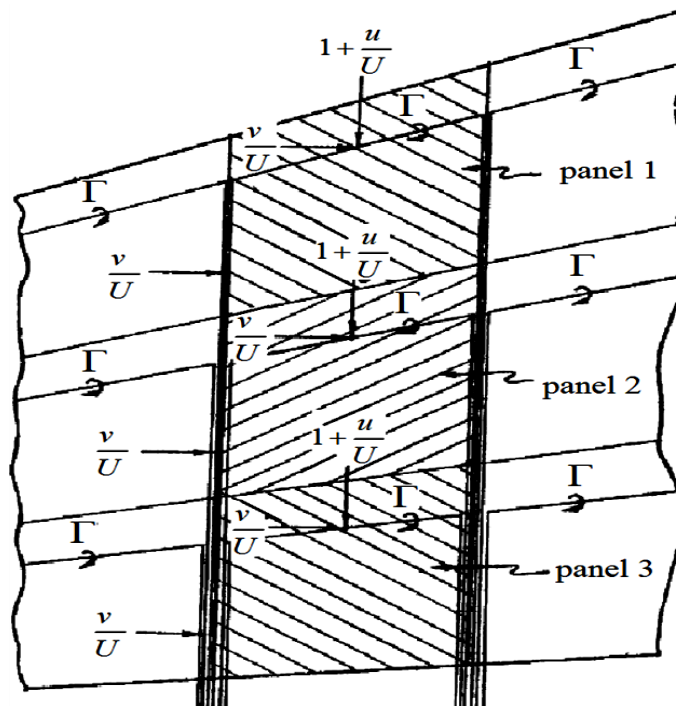
۱.۲.۲. برآ و گشتاور با استفاده از گردابه نعل اسبی کامل

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^۱ 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 بایستی 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:

$$\tilde{I} = \rho V \Gamma \quad (11)$$

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^۲ از لبه‌ی برخورد تا لبه‌ی فرار به خاطر تغییرات طولی سرعت جانب‌وزش و قدرت گردابه‌ی محلی، تغییر می‌کند. در شکل ۶ 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 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 پنل‌های 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.



شکل ۶- جزئیات یک ردیف وترسو از جریان نعلی شکل

¹ Backwash

² Chordwise

برآ بعدی که محاسبه شده است برآیی است که در امتداد گردابه نعل اسبی و ترسو بین یک چهارم و تر 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 و ترسو 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 و تر روی گردابه مرزی و ترسو چپ پنل دوم محاسبه می‌شود. این روش تا آخرین پنل هر ردیف و ترسو ادامه می‌یابد. گردابه‌ی مرزی و ترسو نهایی از یک چهارم و تر آخرین پنل تالبه‌ی فرار گسترش می‌یابد به طوری که طول آن معادل سه چهارم طول سایر گردابه‌های مرزی و ترسو همان ردیف می‌باشد. سرعت جانب‌وزش توصیف شده در روش فوق به وسیله‌ی معادله‌ی زیر بیان می‌شود [۱۵] و [۱۶]:

$$\frac{v}{U} = \frac{1}{4\pi} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n \bar{F}_{v,n}}{U} \quad (12)$$

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 و ترسو که با فشار دینامیکی جریان آزاد و مساحت بال مرجع بی‌بعد شده است به وسیله‌ی معادله زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\hat{l}_t}{qS_{ref}} = \frac{2}{S_{ref}} \frac{\Delta\Gamma}{U} c_c \frac{v}{U} \quad (13)$$

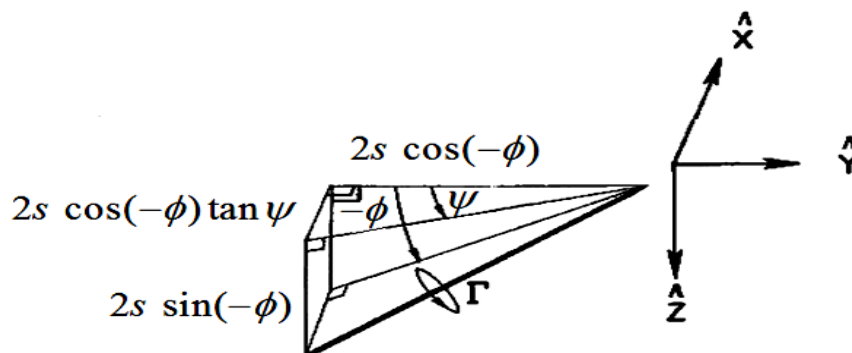
که $\Delta\Gamma$ مقدار محلی دوران و c_c و تر یا طول المان گردابه‌ی مرزی و ترسو است. در امتداد گردابه‌ی مرزی و ترسو در ریشه‌ی بال هیچ برآیی تولید نمی‌شود زیرا سرعت جانب‌وزش برای هندسه و بار متقارن صفر است. برآ در امتداد گردابه‌ی بازه‌سو^۱ به مقدار سرعت جریان آزاد، جریان به عقب، جانب‌وزش و دوران پنل وابسته است. سرعت جانب‌وزش در معادله (۱۲) داده شد و سرعت به عقب از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$\frac{u}{U} = \frac{1}{4\pi} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n \bar{F}_{u,n}}{U} \quad (14)$$

که:

$$\bar{F}_{u,n} = F_{u,n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{left \text{ panel}} + F_{u,N+1-n} \left(x', y, z, s, \psi', \phi \right)_{right \text{ panel}} \quad (15)$$

یک رشته گردابه‌ی مرزی در راستای بازه (بازه‌سو) در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل ۷- رشته گردابه مرزی بازه‌سو در یک موقعیت اختیاری در جریان

¹ Spanwise

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

$$\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} = \frac{2}{S_{ref}} \frac{\Gamma}{U} (2s) \left[\left(1 - \frac{u}{U}\right) + \frac{v}{U} \tan \psi \right] \cos \phi \quad (16)$$

سه‌م برآ پنل برای ممان خمشی به صورت زیر است:

$$\frac{m_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} = \frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \frac{\hat{x}_s}{c_{ref}} + \frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \frac{\hat{x}_t}{c_{ref}} \quad (17)$$

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:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_{ref}} = 2 \sum_{n=1}^{N/2} \left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_n + \left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \right)_n \quad (18)$$

$$C_m = \frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} = 2 \sum_{n=1}^{N/2} \left(\frac{m_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_n \quad (19)$$

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:

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{\left(\frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_a}{\left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_a} \quad (20)$$

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

$$C_{m_o} = \left(\frac{M_Y}{q_\infty S_{ref} c_{ref}} \right)_{tc} - \frac{\partial C_m}{\partial C_L} \left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_{tc} \quad (21)$$

$$y_{cp} = \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \left[\left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_{a,n} \hat{y}_{s,n} + \left(\frac{\hat{l}_t}{q_\infty S_{ref}} \right)_{a,n} \hat{y}_{t,n} \right]}{\frac{1}{2} \left(\frac{L}{q_\infty S_{ref}} \right)_a \left(\frac{b}{2} \right)} \quad (22)$$

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:

$$\frac{c_l c}{C_L c_{av}} = \frac{\hat{l}}{q_\infty S_{ref}} \frac{T}{C_L} \quad (23)$$

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:

$$\left(\frac{c_l c}{C_L c_{av}} \right)_s = T \sum_{i=1}^j \left(\frac{\hat{l}_s}{q_\infty S_{ref}} \right)_i \frac{1}{C_L} \quad (24)$$

برای برآ در امتداد رشته گردابه و ترسو:

$$\left(\frac{c_l c}{C_L c_{av}}\right)_t = T \sum_{i=1}^j \left(\frac{\hat{l}_t}{q_{\infty} S_{ref}}\right)_i \frac{1}{C_L} \quad (25)$$

نتایج این معادلات بایستی ترکیب شوند تا توزیع نهایی حاصل شود. فرض می‌شود ضریب بار بازه در نوک بال صفر باشد این نتیجه مستقیماً 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 [۱۵] و [۱۶]:

$$C_l = \frac{2}{q_{\infty} S_{ref} b} \left[\sum_{n=1}^{N/2} (\hat{l}_t \hat{y}_t)_n + \sum_{n=1}^{N/2} (\hat{l}_s \hat{y}_s)_n \right] \quad (26)$$

و همچنین:

$$C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{pb}{2U}\right)} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \quad (27)$$

در رابطه (۲۷) p نرخ غلتش است.

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:

$$\frac{l}{q_{\infty} c_{av}} = \frac{2}{c_{av}} \frac{\Gamma}{U} \quad (28)$$

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

$$C_L = \frac{S_{\tau}}{S_{ref}} \int_0^1 \frac{c_l c}{c_{av}} d\left(\frac{\hat{y}}{b/2}\right) \quad (29)$$

یا به صورت تقریبی:

$$C_L = \frac{8}{S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n \quad (30)$$

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

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \frac{1}{c_{ref}} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (31)$$

ممان خمشی در برآ صفر:

$$C_{m_o} = \frac{8}{c_{ref} S_{ref}} \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{tc,n}}{U} \hat{x}_{s,n} s_n - \frac{\partial C_m}{\partial C_L} C_{L,tc} \quad (32)$$

مرکز فشار در راستای بازه:

$$y_{cp} = \frac{1}{b/2} \frac{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} \hat{y}_{s,n} s_n}{\sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_{a,n}}{U} s_n} \quad (33)$$

و ضریب بار بازه به صورت زیر است:

$$\frac{c_l c}{C_L c_{av}} = \frac{\frac{b}{2} \sum_{i=1}^i \frac{\Gamma_i}{U}}{2 \sum_{n=1}^{N/2} \frac{\Gamma_n}{U} s_n} \quad (34)$$

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

$$C_l = \frac{2}{q_\infty S_{ref} b} \left[\sum_{n=1}^{N/2} 2 \left(\frac{\Gamma}{U} \right) \hat{y}_{s,n} 2s_n \right] \quad (35)$$

و همچنین:

$$C_{lp} \approx \frac{C_l}{5\pi/180} \quad (36)$$

۳.۲.۲. پسا القایی و سایر پارامترهای ایرودینامیکی

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_m و C_L به کار می‌روند.

$$C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_m}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (37)$$

$$C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{qc}{2U} \right)} \approx \frac{C_L}{\frac{5\pi}{180} \frac{c_{ref}}{2}} \quad (38)$$

محاسبات میدان نزدیک برای پسا القایی بر مبنای برآ و نیروی لبه‌ی برخورد برای هر پنل به صورت زیر است:

$$\frac{d_{ii}}{q_\infty} = \alpha \frac{l}{q_\infty} - \frac{t}{q_\infty} \quad (39)$$

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:

$$\frac{t}{q_\infty} = -2 \left(\frac{w}{U} - \frac{v}{U} \tan \phi - \alpha \right) \left(\frac{\Gamma}{U} \right)_{a,rad} \quad (40)$$

در نهایت حل میدان نزدیک برای پارامتر پسا القایی می‌شود:

$$\frac{C_{D,i}}{C_L^2} = \frac{4b}{S_{ref} (C_{L_a})_{rad}^2} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_{d,i}c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (41)$$

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

$$C_T = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_t c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (42)$$

$$C_S = \frac{2}{S_{ref}} \sum_{k=1}^{\bar{N}_s} \left(\frac{c_s c}{2b} \right)_k 2s_k \cos \phi_k \quad (43)$$

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

$$\left(\frac{c_l c}{c_{av}} \right)_d = \left(\frac{c_l c}{c_{av}} \right)_B + \sum_{i=1}^j \left(\frac{1}{q_{\infty} c_{av}} \right)_{i,a} \frac{C_{L,d}}{C_{L,a}} \quad (44)$$

ضریب فشار افزایشی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta C_{p,n} = \frac{(p_{lower} - p_{upper})_n}{q_{\infty}} \quad (45)$$

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

$$\Delta C_{p,n} = \frac{(l/c)_n}{q_{\infty}} \quad (46)$$

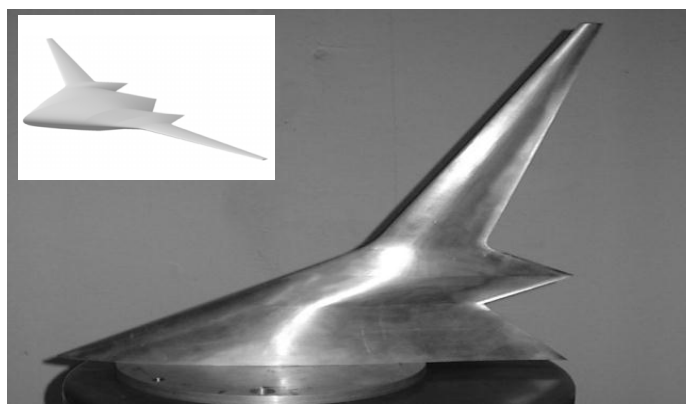
که این معادله در برنامه استفاده شده است. برای پلان‌های بدون زاویه هفتی معادله (۴۶) به صورت زیر قابل بیان است [۱۵] و [۱۶]:

$$\Delta C_{p,n} = \frac{\rho U \Gamma_n / c_n}{q_{\infty}} = \frac{2}{c_n} \frac{\Gamma_n}{U} \quad (47)$$

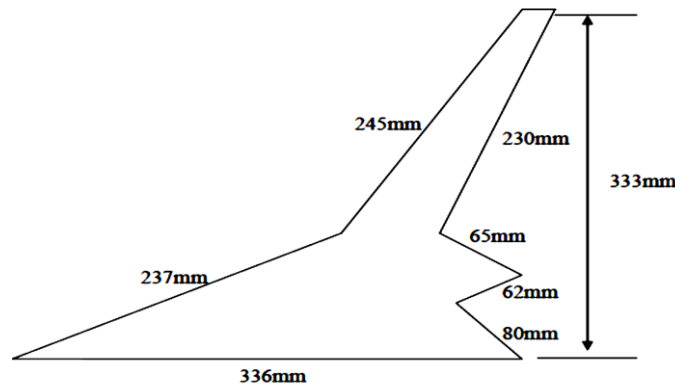
۳. بحث و بررسی نتایج

۳.۱. 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 ۸) مقایسه شده است. نتایج تجربی این هواپیما از مرجع [۱۷] استخراج شده است.



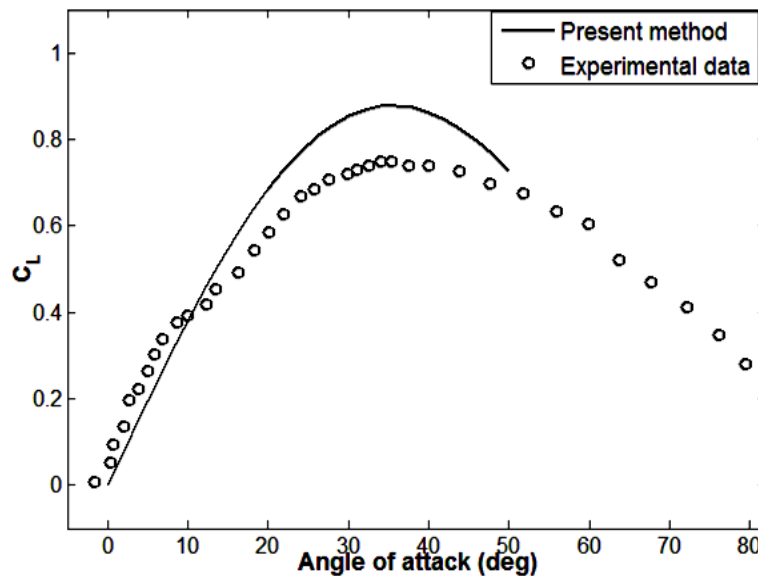
شکل ۸- شکل هواپیمای یکپارچه تست شده در تونل باد



شکل ۹- ابعاد هواپیمای یکپارچه تست شده در تونل باد

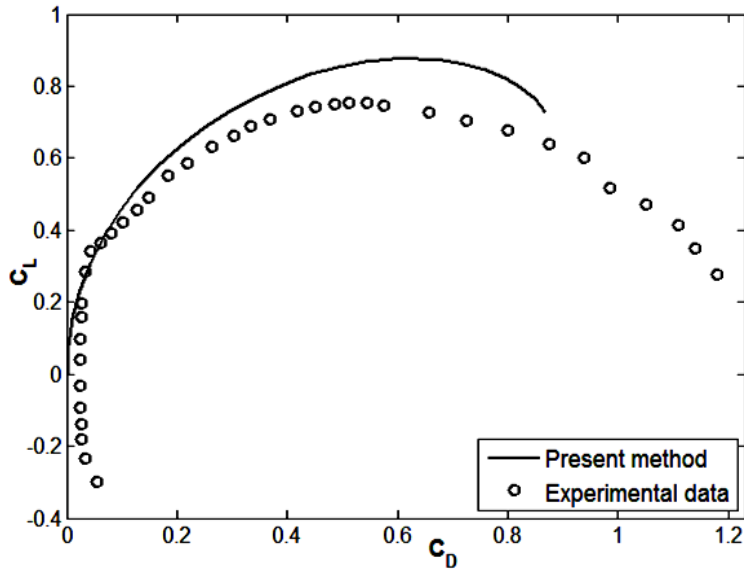
ضریب برآ برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب ضریب برآ برای هواپیمای بال و بدنه یکپارچه مورد نظر در شکل های ۱۰ و ۱۱ رسم شده است همان طور که در شکل ۱۰ در منحنی داده های تجربی دیده می شود ضریب برآ در مسیر افزایش در زاویه حدود ۱۰ درجه دارای یک انحراف است که بعد از آن ضریب برآ با شیب کمتری افزایش یافته تا به واماندگی (در حدود زاویه ۳۲ درجه) رسیده است. علت این انحراف رسیدن گردابه کرانه^۱ به لبه فرار است و معمولاً در بال های تیپ مثلثی اتفاق می افتد. برای منحنی مربوط به روش حاضر ضریب برآ با افزایش زاویه حمله ابتدا افزایش و سپس کاهش می یابد و بیشینه ضریب برآ در حدود زاویه حمله ۳۵ درجه می باشد و روش حاضر انحراف ایجاد شده در زاویه حمله ۱۰ درجه در منحنی تجربی را مدل نکرده است. علت اینکه روش حاضر مقادیر بزرگ تری نسبت به داده های تجربی نشان می دهد 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 می شود روش حاضر را در طراحی ایرودینامیکی مفهومی اولیه به کار گرفت.

شکل ۱۱ منحنی پسای قطبی (C_L برحسب C_D) را نشان می دهد، دیده می شود در برآ صفر داده های تجربی مقدار خیلی کم حدود سه صدم را نشان می دهد در حالی که روش حاضر مقدار صفر را محاسبه می کند که این همان پسای ناشی از اصطکاک است که در روش حاضر پسای اصطکاکی وارد محاسبات نشده است.



شکل ۱۰- منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله

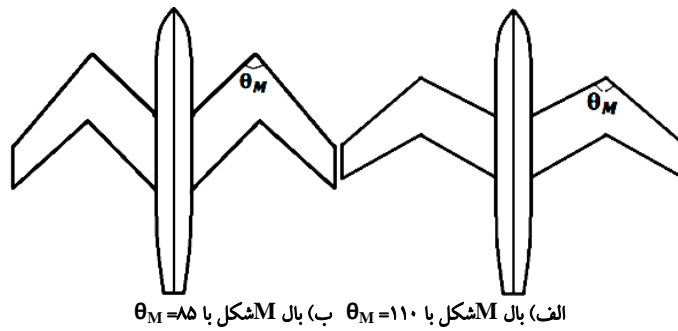
^۱- Bound Vortex



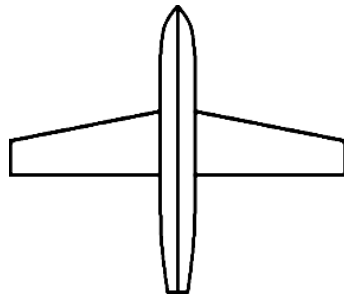
شکل ۱۱- منحنی ضریب برآ بر حسب ضریب پسا

۲.۳. بررسی پیکربندی‌های M و W شکل

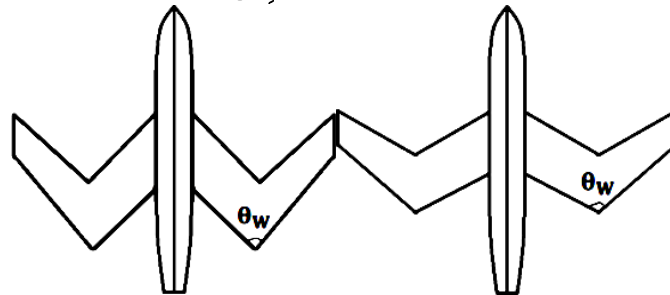
در این بخش سه نوع پیکربندی M شکل، W شکل و پیکربندی معمولی رایج مطابق شکل ۱۲ در نظر گرفته شده و نتایج مربوط به هر پیکربندی با استفاده از روش عددی مذکور بدست آمده و با هم مقایسه شده‌اند.



الف) بال M شکل با $\theta_M = 110$ ب) بال M شکل با $\theta_M = 85$



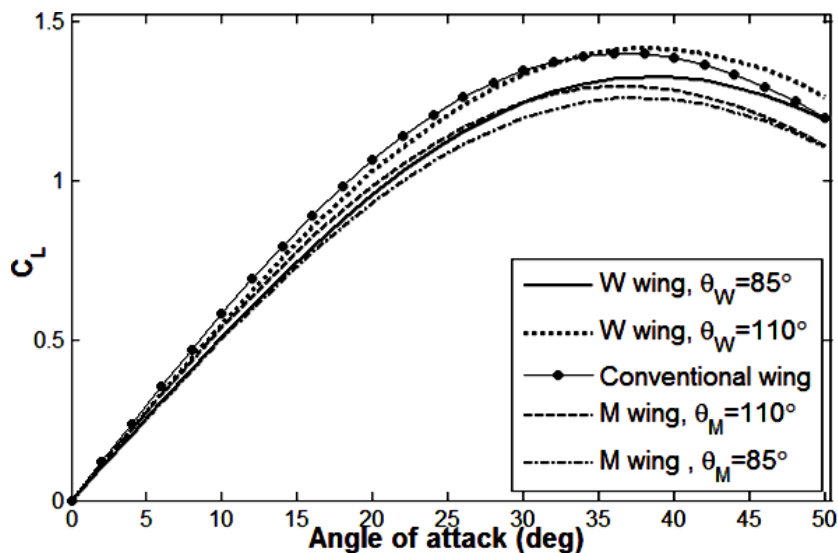
پ) پیکربندی با بال معمولی رایج



ت) بال W شکل با $\theta_W = 110$ ث) بال W شکل با $\theta_W = 85$

شکل ۱۲- پیکربندی‌های مختلف مورد بررسی

در شکل ۱۳ منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله رسم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود بال M شکل در هر دو زاویه θ_M ضریب برآ کمتری از بال معمولی و W شکل دارد و با کمتر شدن زاویه θ_M ضریب برآ نیز کمتر می‌شود. در بال W شکل بسته به زاویه θ_W ممکن است ضریب برآ کمتر یا بیشتر از بال معمولی شود. در پیکربندی W شکل نیز با کمتر شدن θ_W ضریب برآ کمتر شده است. نکته قابل توجه دیگر این است که در بال M شکل و بال معمولی، زاویه ماکزیمم ضریب برآ یکسان است اما در بال W شکل این زاویه افزایش یافته است.



شکل ۱۳- ضریب برآ بر حسب زاویه حمله

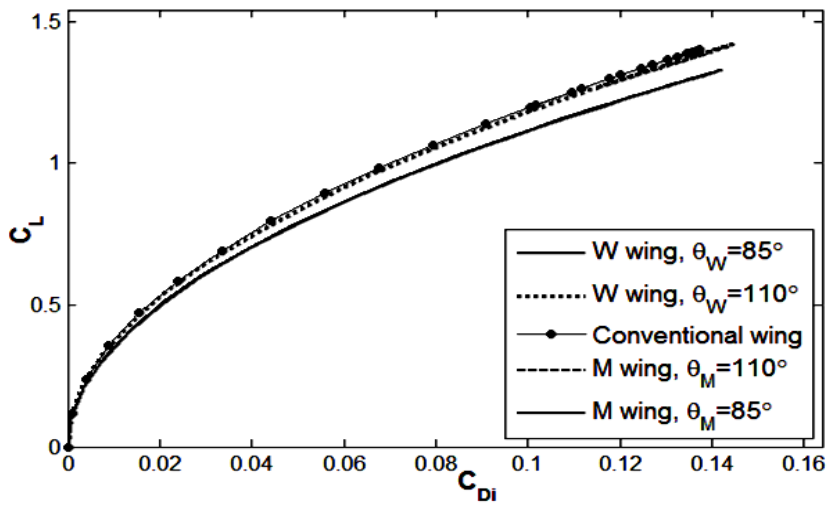
در جدول ۱ نسبت برآ به پسا و پارامتر پایداری طولی ($\partial C_m / \partial C_L$) برای پیکربندی‌های مختلف ارائه شده است. دیده می‌شود بال معمولی بیشترین نسبت برآ به پسا را دارد. بال M شکل کمترین مقدار نسبت برآ به پسا و پارامتر پایداری طولی را دارد بنابراین بال M شکل برای پروازهای سرعت و قابلیت مانور بالا مناسب می‌باشد. طبق جدول ۱ بال W شکل از بال معمولی نیز پایداری طولی بیشتری دارد.

جدول ۱- بعضی از پارامترهای ایرودینامیکی

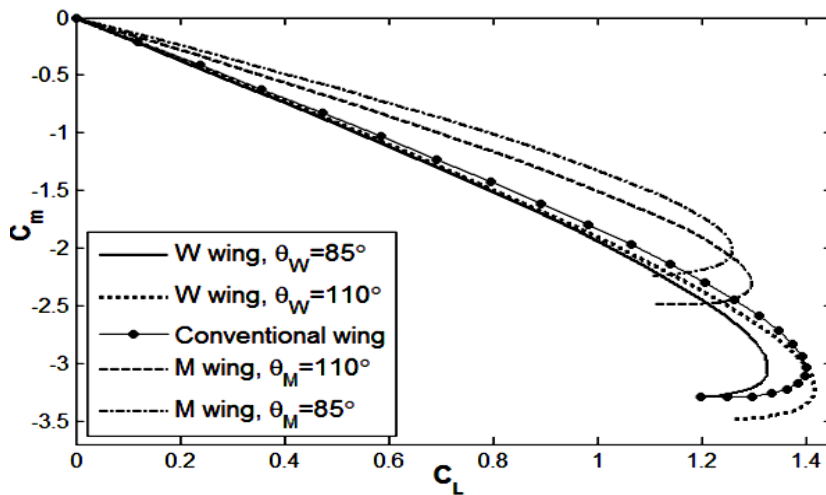
$C_{l\alpha}$	$\partial C_m / \partial C_L$	$(L/D)_{max}$	نوع پیکربندی
۰،۰۵۰۷	-۱،۸۳۲	۱۲،۰۶۳	بال W شکل، $\theta_W=85^\circ$
۰،۰۵۵	-۱،۸۱۳	۱۳،۵۷۸	بال W شکل، $\theta_W=110^\circ$
۰،۰۵۹۶	-۱،۷۲۸	۱۳،۹۸۶	بال معمولی
۰،۰۵۴۹	-۱،۳۸۹	۱۳،۱۹۳	بال M شکل، $\theta_M=110^\circ$
۰،۰۵۰۷	-۱،۱۷۸	۱۱،۶۵۵	بال M شکل، $\theta_M=85^\circ$

شکل ۱۴ منحنی پسای قطبی را نشان می‌دهد. دیده می‌شود که منحنی‌های پیکربندی‌های M و W شکل روی هم افتاده و در یک پسای القایی یکسان برآ بیشتری از پیکربندی معمولی تولید می‌کنند. در شکل ۱۵ ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ رسم شده است. مشاهده می‌شود که در بال‌های معمولی رایج و W شکل گشتاور خمشی تقریباً یکسانی ایجاد می‌شود ولی گشتاور خمشی ایجاد شده در بال M شکل بسیار کمتر است. شیب این منحنی نشان دهنده پارامتر پایداری طولی است. در شکل ۱۶ توزیع برآ محلی روی بازه بال ارائه شده است. دیده می‌شود که در بال W شکل بیشترین برآ محلی در محل شکستگی روی بال (شکل ۱۲، ت و ث) اتفاق می‌افتد. در حالی که در بال M شکل در محل شکستگی برآ کمتری نسبت به قبل و بعدش

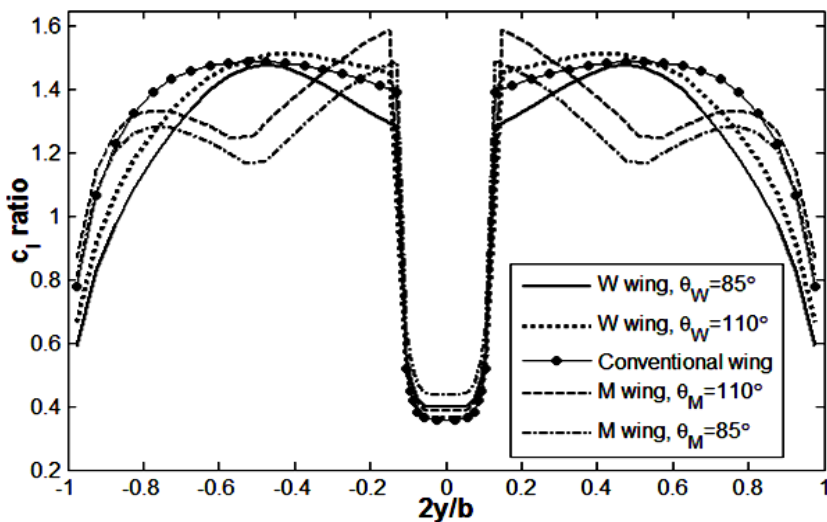
حاصل شده است. در شکل ۱۷ توزیع بار روی بازه بال نشان داده شده است. در این منحنی نیز شرایطی مانند شکل ۱۶ حاکم است.



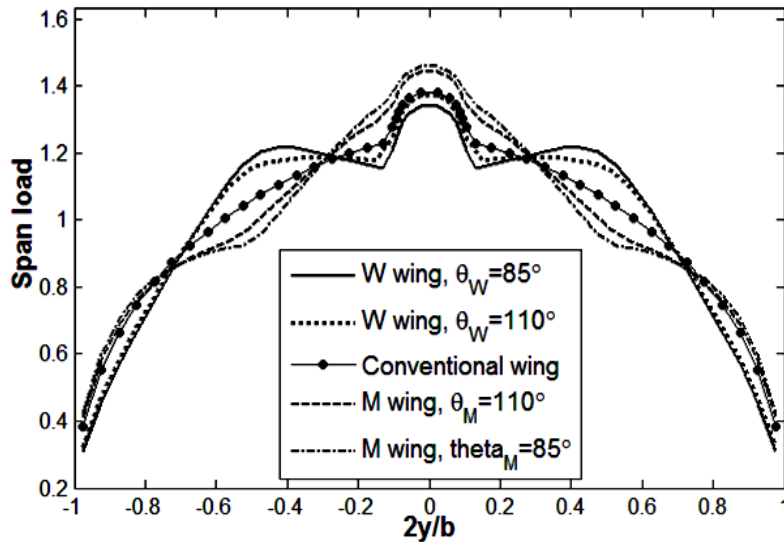
شکل ۱۴- ضریب برآ بر حسب ضریب پسای القایی



شکل ۱۵- ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ



شکل ۱۶- توزیع ضریب برآ محلی روی بازه بال



شکل ۱۷- توزیع بار روی بازه‌ی بال

۳.۳. نتیجه‌گیری کلی

در این تحقیق سه نوع پیکربندی M شکل، W شکل و معمولی در نظر گرفته شده و از لحاظ آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج مربوطه در بخش قبل ارائه شد. مشاهده می‌شود که هر کدام معایب و مزایایی دارند و هیچ کدام برتری کامل نسبت به دیگری ندارند. بال M شکل مانند بال دارای پستایدگی قابلیت سرعت و مانور پذیری بالا ایجاد می‌کند. بال W شکل پایداری طولی بیشتری دارد و واماندگی در زاویه حمله‌ی بزرگ‌تری نسبت به بال معمولی و M شکل اتفاق می‌افتد. بال معمولی نسبت برآ به پسای بالاتری دارد و بنابراین توانایی ماندگاری بیشتری در هوا دارد. به طور کلی بسته به نوع کاربرد هر کدام از پیکربندی‌ها می‌تواند بر دیگری برتری داشته باشد. بنابراین اگر هر سه در یک پیکربندی جمع‌آوری شوند، هواپیمای منحصر به فردی حاصل می‌شود که قابلیت‌های متفاوتی داشته و علاوه بر افزایش پهنای ماموریت‌هایش، توانایی‌اش در انجام هر ماموریت نیز افزایش خواهد یافت و در نهایت ضرورت ساخت انواع هواپیما و هزینه‌ها را کاهش خواهد داد.

۴. علائم، نشانه‌ها و ارقام

q_{∞}	فشار دینامیکی جریان آزاد	b	بازه‌ی بال
S_{ref}	مساحت بال مرجع	c	وتر
S_{τ}	مساحت درست بال	C_{Di}	ضریب پسا القایی
t	نیروی لبه برخورد محلی	C_L	ضریب برآ
T	نیروی لبه برخورد	C_{lp}	پارامتر دمپ غلتش
U	سرعت جریان آزاد	C_m	ضریب ممان خمشی
u	سرعت آشفته‌ی برگشتی	C_{mq}	پارامتر دمپ خمش
V	سرعت برآیند	C_{lp}	ضریب برآ به سبب نرخ خمش
v	جانب‌وزش (سایدواش)	C_s	ضریب مکش
w	فرووزش (دان‌واش)	C_T	ضریب نیروی لبه برخورد
x,y,z	سیستم محوره‌های مختصات	C_{av}	وتر متوسط
	علائم یونانی	c_l	ضریب برآ محلی
Γ	قدرت جریان حلقوی	C_{ref}	وتر بال مرجع
ϕ	زاویه هفتی	\bar{F}	جمع تابع تاثیر
ρ	چگالی	M_y	گشتاور خمشی
ψ	زاویه تاب بال	N	ماکزیمم تعداد پنل روی بال
λ	نسبت مخروطی	P	فشار

۵. مراجع

1. Sanders B., Crowe R., Garcia E. (2004). Defense Advanced Research Projects Agency—Smart Materials and Structures Demonstration Program Overview, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 15: 227–233.
2. Yang Y., Wu Zh., Yang Ch. (2012). Equivalent plate modeling for complex wing configurations, *J.Procedia Engineering*, 31: 409–415.
3. Huang J., Mostafa M. I., Wu, Z. (2003) Conceptual Design Optimization of Fighter Trainer Aircraft with Double-delta Wing Configuration, *Chinese Journal of Aeronautics*, 16(2): 80-85.
4. Qin N., Vavalle A., Le Moigne A., Laban M., Hackett K., Weinerfelt P. (2004). Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft, *J. Progress in Aerospace Sciences*, 40(6): 321-343.
5. Coiro D.P., Nicolosi F. (2002). Design of a Three Surfaces R/C Aircraft Model, *J. Acta Polytechnica*, 42(1): 44-52.
6. Guoqing Z., Shuxing Y., Yong X. (2010). Investigation of Vortex Interaction in Canard-FSW Configurations Based on the Numerical Wind Tunnel Method, *Chinese Journal of Aeronautics*, 23(3): 312-319.
۷. دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۱). بررسی ایرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه و مقایسه آن با هواپیماهای معمولی رایج، اولین کنفرانس ایرودینامیک و هیدرودینامیک، تهران، ۲۵ و ۲۶ مهر.
۸. دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۱). بررسی جریان غیر لزج حول بال‌های قابل انعطاف (اثر پیش روی مشخصه‌های ایرودینامیکی)، اولین کنفرانس ایرودینامیک و هیدرودینامیک، تهران، ۲۵ و ۲۶ مهر.
۹. دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۲). بررسی تاثیر وجود، موقعیت و ارتفاع قرارگیری بالک جلو روی ضرایب ایرودینامیکی هواپیما، مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، دوره ۳، شماره ۳، صفحه ۶۷-۸۱.
۱۰. دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۵). بررسی اثر نسبت مخروطی بزرگ تر از یک روی ضرایب ایرودینامیکی ریز پهن‌پایه با الگوگیری از بال حشرات، مکانیک مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، دوره ۶، شماره ۴، صفحه ۲۲۳-۲۳۸.
۱۱. دستورانی، هـ و جوارشکیان، م.ح.، (۱۳۹۵). بررسی ایرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه، مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۱۴، شماره ۱۷، صفحه ۱۲۷-۱۴۰.
12. Weissinger J. (1947). The Lift Distribution of Swept-Back Wings, NACA TM-1120.
13. Glauert, H. (1948). *The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory*, Second ed., Cambridge, Univ. Press, Cambridge, England.
14. Robison A., and Laurmann J.A. (1956). *Wing Theory, Chap 1*, Cambridge University Press, Cambridge, England.
15. Rubbert, Paul E. (1964). *Theoretical Characteristics of Arbitrary Wings by a Non-Planar Vortex Lattice Method*, Doc. No. D6-9244, Boeing Co.
۱۶. دستورانی، هـ، (۱۳۹۱). بررسی جریان پتانسیل روی پهن‌پایه و ریز پهن‌پایه با پیکربندی‌های عملیاتی، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد.
17. 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.