



بررسی تاثیر وجود، موقعیت و ارتفاع قرار گیری بالک جلو روی ضرایب آیرودینامیکی هواپیما

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

^۱ کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد

^۲ دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد

تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۱/۲۳؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۲/۴/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲/۷/۲۸

چکیده

در این تحقیق یک روش عددی بر مبنای روش شبکه‌ی گردابی برای تحلیل آیرودینامیکی انواع پیکربندی‌های هواپیما در جریان مادون صوت توسعه داده شده است. در کار حاضر ابتدا نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی صحنه‌گذاری شده است و سپس تاثیر عدد ماخ و همچنین وجود بالک جلو، موقعیت قرارگیری و ارتفاع بالک نسبت به بال اصلی روی ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است. طبق نتایج حاصله با افزایش عدد ماخ ضریب براه افزایش می‌یابد. همچنین وجود بالک جلو موجب بهبود ضریب و موجب کاهش بار روی بازه‌ی بال اصلی می‌گردد. اما تاثیر دنباله‌های ناشی از بالک جلو روی توزیع بار موجب ناهمگونی آن می‌گردد. جهت رفع این مشکل بالک جلو و بال اصلی در ارتفاع متفاوتی از هم قرار می‌گیرند زیرا با هم ارتفاع نبودن بالک جلو و بال اصلی ناهمگونی توزیع بال حل شده و مزیت کاهش بار روی بازه‌ی بال همچنان حفظ می‌گردد. کاهش بار روی بازه موجب کاهش گشتاور خمشی می‌شود. از نتایج مربوط به موقعیت قرارگیری بالک جلو مشخص می‌شود که فاصله‌ی بسیار کم بالک از بال اصلی و فاصله‌ی زیاد از آن مطلوب نبوده و وجود یک فاصله‌ی مناسب بین بالک و بال اصلی تاثیرات بالک را افزایش داده و بهبود مشخصه‌های آیرودینامیکی بیشتر می‌گردد.

کلمات کلیدی: بالک جلو؛ ضرایب آیرودینامیکی؛ گردابه نعل اسبی.

Evaluation of effect of existence, height and position of canard on airplane aerodynamic coefficients

H. Dastourani¹ and M.H. Djavreshkian^{2,*}

¹ M.Sc, Aero. Eng., Ferdowsi Univ., Mashhad, Iran

² Assoc. Prof., Aero. Eng., Ferdowsi Univ., Mashhad, Iran

Abstract

In this investigation, a numerical method based on potential flow for aerodynamic analysis of different configurations in has been developed. At first, results of this method are validated with experimental data and then, Influence mach number, canard existence, position and height canard than main wing on aerodynamic coefficients has been studied. According to results, with increasing Mach number lift coefficient increases.also, canard existence cause improvement of lift coefficient but the tails by canard impact on the load distribution of main wing and cause reduction and heterogeneity of load distribution. If canard and main wing be not the same height, heterogeneity of load distribution is solved and likewise, advantage of reducing load on wing span is maintained. With reducing the load on the wing span pitching moment is reduced. Results related to canard position show that too low distance and great distance between canard and main wing is not desired. Existence a proper distance between canard and main wing increases effect of canard and improvement aerodynamic characteristics is more.

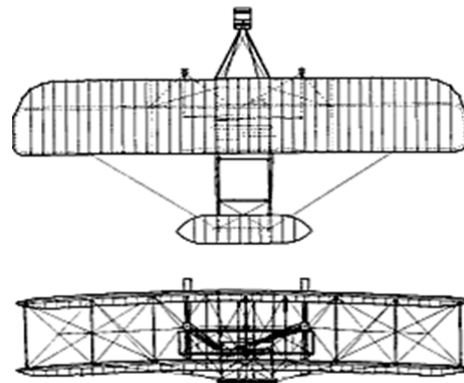
Keywords: Canard; Aerodynamic characteristics; Horseshoe vortex.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۹۱۵۱۰۹۵۷۹۱

آدرس پست الکترونیک: javreshkian@ferdowsi.um.ac.ir

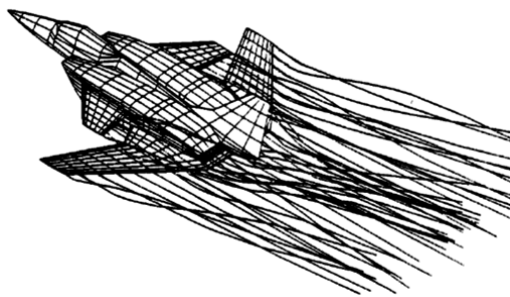
۱- مقدمه

در بیست سال گذشته پیکربندی‌های دارای بالک جلو^۱ بیشتر و بیشتر مرسوم شده است. مخصوصاً در هواپیماهای سبک و خیلی سبک و هواپیماهای جنگنده بسیار مشهود است. استفاده از بالک جلو تاریخچه‌ی دیرینه‌ای دارد. برادران رایت در ساخت اولین ماشین پرنده از آن استفاده کرده‌اند (شکل ۱). بعد از برادران رایت در سال ۱۹۶۰ بهرهم^۲ پرفسور سوئدی مزایای استفاده از بالک جلو و کوپل کردن آن با بال اصلی را مطرح کرد و به دنبال آن کاربرد بالک جلو در طراحی هواپیماها به طور گسترده به وجود آمد.



شکل ۱- هواپیمای برادران رایت

می‌کند و موجب کاهش ناپایداری هواپیما می‌گردد. در مقابل مزایای زیادی که بالک جلو به همراه دارد، معایبی نیز دارد که به صورت زیر است: گردابه‌های ایجاد شده به وسیله‌ی بالک جلو روی عملکرد بال اصلی تاثیر گذاشته و کارایی آن را کاهش می‌دهند (شکل ۲). البته گردابه‌های ناشی از بالک جلو می‌توانند به طور موثر در کنترل جدایش لایه مرزی روی لبه‌ی برخورد بال اصلی کمک نمایند، بالک جلو ناپایداری هواپیما را زیاد می‌کند و اغلب به سیستم‌های کنترل کننده‌ی پیچیده نیاز است تا به خلبان در کنترل و پایدار کردن هواپیما کمک کنند و در نهایت، تعیین اندازه‌ی بالک جلو بسیار حساس‌تر از دنباله‌ی عقب هواپیما است و عملکرد هواپیما به شدت تحت تاثیر کوچک یا بزرگ بودن بالک قرار دارد.



شکل ۲- رشته گردابه‌های ایجاد شده روی بال‌های هواپیما

به طور کلی وجود بالک جلو موجب کاهش موج ضربه‌ای بین گردابه‌ی لبه‌ی برخورد و سطح بالایی بال اصلی، کاهش مساحت بال و پسای هواپیما و کاهش نیاز به ایجاد پیچش برای به تاخیر انداختن واماندگی می‌گردد. همچنین بالک جلو موجب افزایش ناپایداری هواپیما و به طبع آن موجب افزایش مانورپذیری هواپیما در سرعت‌های پایین می‌گردد و این یکی از دلایل عمده‌ی استفاده از بالک جلو در هواپیماهای جنگنده می‌باشد. یک راه حل برای کاهش ناپایداری ناشی از حضور بالک جلو اضافه کردن یک سطح افقی در پشت بال اصلی (دنباله‌ی عقب هواپیما) می‌باشد. این سطح افقی برعکس بالک جلو که براء مثبت تولید می‌کند، براء منفی تولید

یونگ^۳ روی مدل کردن بال‌های چند بخشی که بخش‌ها در صفحات متفاوت قرار دارند، کار کرده است [۱]. پیکربندی دلتا شکل جفت نسبت به هواپیمای دلتا شکل عملکرد بهتری در زوایای حمله‌ی بالا از خود نشان می‌دهد. هوانگ^۴ روی این موضوع تحقیق کرده است [۲]. کین^۵ روی رفتار آیرودینامیکی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه مطالعه کرده است [۳]. کایرو^۶ یک پیکربندی دارای سه سطح براء (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 [۴]. کوگینگ تاثیر وجود بالک جلو روی یک

³ Yang⁴ Huang⁵ Qin⁶ Coiro¹ Canard² Behrbohm

رشته گردابه‌ها براه کلی و گشتاور خمشی و سایر مشخصه‌های آیرودینامیکی بدست می‌آیند. در این نرم افزار از یک روش مشابه به نام حل میدان نزدیک برای محاسبه نیروی لبه برخورد، نیروی مکشی و پسا القائی استفاده شده است.

۲-۱- محاسبه قدرت دوران گردابه

همان طور که گفته شد شرایط مرزی برای هر گردابه نعل اسبی به وسیله شیب مورد نیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با زاویه حمله در نقطه 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. در کار حاضر از معادله (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^۲ برای یک گردابه 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 جانب‌بوزش^۳ 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 جانب‌بوزش است. پس با استفاده از (۳)، (۴) و (۲) می‌توان نوشت:

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

برای یک شبکه گردابه N المانی، (۵) برای یک نقطه 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 آیرودینامیکی متقارن روی هر نصف بال، (۶) به صورت زیر بیان می‌شود:

پیکربندی با بال‌های به جلو برگشته را مورد بررسی را داده است [۵]. واتس^۱ یک مدل هواپیمای دارای بالک جلو را در تونل باد تست کرده است [۶]. همانطور که مشاهده می‌شود تاثیرات بالک جلو روی عملکرد هواپیما بسیار مورد توجه است و این نشان دهنده‌ی اهمیت زیاد آن است. در این تحقیق موقعیت قرارگیری بالک جلو از نوک هواپیما و یا به عبارتی مقدار فاصله‌ی بین بالک و بال اصلی و ارتفاع بالک از بال اصلی مورد توجه قرار گرفته است و با استفاده از نرم افزار عددی توسعه داده شده برای جریان مادون صوت موارد فوق مورد بررسی قرار گرفته است. در ضمن اشاره می‌گردد که توجه به این دو موضوع در مطالعات انجام شده‌ی در دسترس مشاهده نمی‌شود.

۲-۲- تئوری روش شبکه‌ی گردابه‌ای

در این تحقیق یک نرم افزار به زبان فرترن بر مبنای توزیع گردابه‌ی نعل اسبی بر روی پیکربندی برای تعیین مشخصه‌های آیرودینامیکی در جریان مادون صوت توسعه داده شده است. این روش بسط یافته‌ی تئوری پرائنل [۷] می‌باشد. در تئوری پرائنل جریان پیوسته، غیر قابل تراکم، غیر چرخشی و پایا فرض می‌شود از این رو برای اعمال تاثیر تراکم پذیری از قانون تشابه گلورت [۸] (در بخش ۲-۳ توضیح داده شده است) استفاده شده است و تئوری جریان پتانسیل در فرم قانون بایوت ساواریت [۹] به کار رفته است. در این روش پلان مورد نظر به تعدادی پنل تقسیم می‌شود و هر پنل با گردابه‌ی نعل اسبی جایگزین می‌شود. این گردابه 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 گردابه نعل اسبی به وسیله شیب مورد نیاز برای انطباق خطوط جریان سیال با زاویه 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 براه مربوط به هر رشته گردابه در هر پنل به کار می‌رود. با معلوم شدن براه همه

² Downwash

³ Side wash

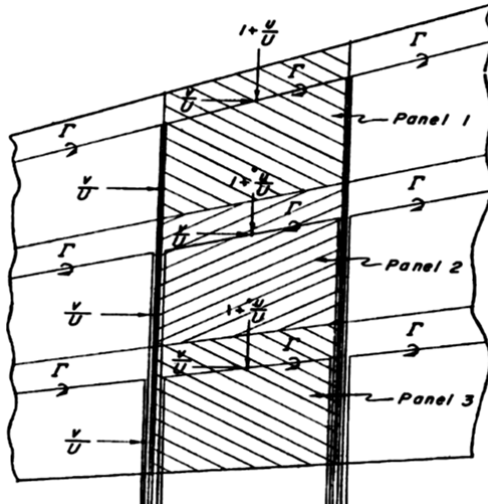
¹ Watts

رشته گردابه برای محاسبه‌ی براء بال‌های دارای زاویه هفتی استفاده می‌شود که به صورت زیر است:

$$\bar{l} = \rho V \Gamma \quad (11)$$

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

برای توسعه یافته در امتداد گردابه در جهت وتر در یک ردیف از گردابه نعل اسبی وترسو^۲ از لبه برخورد تا لبه فرار به خاطر تغییرات طولی سرعت جانب‌بوزش و قدرت گردابه محلی، تغییر می‌کند. در شکل ۳ می‌توان دید که هیچ دورانی در امتداد گردابه‌ی وترسو از لبه برخورد بال تا یک چهارم وتر اولین پنل وجود ندارد در نتیجه در این محل برائی تولید نمی‌شود. روی گردابه مرزی وترسو از یک چهارم وتر هر پنل تا یک چهارم وتر پنل بعدی مقدار دوران ثابت بوده ولی مقدار سرعت جانب‌بوزش 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 جانب‌بوزش استفاده شده، سرعتی است که روی سه چهارم وتر گردابه وترسو چپ اولین پنل محاسبه گردیده است.



شکل ۳- جزئیات یک ردیف وترسو از جریان نعلی شکل

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

که:

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

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

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

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

که α_k به عنوان زاویه‌ی حمله محلی در نقطه‌ی کنترل برحسب رادیان تعریف می‌شود [۱۰ و ۱۱].

۲-۲- محاسبات آیرودینامیکی

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

۲-۲-۱- براء 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 جانب‌بوزش و سرعت جریان به عقب^۱ علاوه بر سرعت جریان آزاد وجود دارد. تعامل مولفه‌های این سرعت‌ها با گردابه‌ی مرزی در جهت بازه، نیروی براء اضافی فراهم می‌کند و تعامل جانب‌بوزش با گردابه مرزی در جهت وتر نیروی براء 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 کوتا- جاکوفسکی برای براء بر واحد طول یک

² Chord wise

¹ Backwash

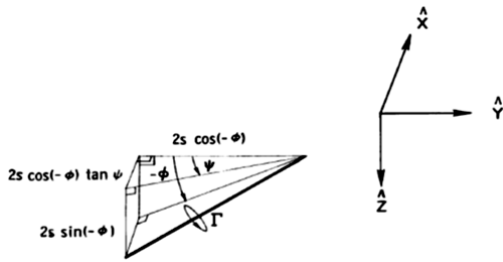
سرعت جانب‌بوزش در (۱۲) داده شد و سرعت به عقب از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

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

که:

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

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



شکل ۴- رشته گردابه مرزی بازه‌سو در یک موقعیت اختیاری در جریان

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

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

سهام برای پنل برای ممان خمشی به صورت زیر است:

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

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

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

برای بعدی که محاسبه شده است برای است که در امتداد گردابه نعل اسبی وترسو بین یک چهارم وتر پنل دوم و یک چهارم پنل سوم توسعه داده شده است. این برای 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 جانب‌بوزش 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 لبه فرار گسترش می‌یابد به طوری که طول آن معادل سه چهارم طول سایر گردابه‌های مرزی وترسو همان ردیف می‌باشد. سرعت جانب‌بوزش توصیف شده در روش فوق به وسیله‌ی معادله‌ی زیر بیان می‌شود:

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

اگر رشته گردابه یا ادامه آن از نقطه‌ای که سرعت در آن محاسبه می‌شود عبور کند در نرم افزار ترم فوق از معادله (۱۲) حذف می‌شود زیرا یک رشته گردابه روی خودش نمی‌تواند سرعت تولید کند. برای 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 وسیله معادله زیر بیان می‌شود:

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

که $\Delta \Gamma$ مقدار محلی دوران و C_c وتر یا طول المان گردابه مرزی وترسو است. در امتداد گردابه مرزی وترسو در ریشه بال هیچ برائی تولید نمی‌شود زیرا سرعت جانب‌بوزش برای هندسه و بار متقارن صفر است.

برای در امتداد گردابه بازه‌سو^۱ به مقدار سرعت جریان آزاد، جریان به عقب، جانب‌بوزش و دوران پنل وابسته است.

¹ Spanwise

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 براء که از بار بازه‌ی نامتقارن ناشی می‌شود با بازوی گشتاوری بازه‌سوی مناسب ترکیب شود. این ترکیب به صورت زیر بیان می‌شود [۱۰ و ۱۱]:

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

و همچنین:

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

۲-۲-۲- براء و گشتاور با استفاده از فقط رشته گردابه‌های در راستای بازه (بازه‌سو)

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

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

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

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

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 براء صفر:

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

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

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 براء 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 براء 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 براء محلی است. برای یک موقعیت بازه‌سوی خاص هر یک از این براء‌های وترسو با هم جمع می‌شوند و به ضریب بار بازه تبدیل می‌شوند که به صورت معادله‌ی زیر است:

برای براء 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 براء در امتداد رشته گردابه وترسو:

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

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

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:

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

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:

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

۲-۳- پسا القایی و سایر پارامترهای آبرودینامیکی

در این بخش کمیت تعدیل خمش، برای به سبب نرخ خمش، کمیت پسا القایی، زاویه حمله برای برای صفر، زاویه حمله برای ضریب برای مطلوب، توزیع بار بازه پایه، توزیع بار بازه 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.

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

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

محاسبات میدان نزدیک برای پسا القایی بر مبنای برای و نیروی لبه 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 برای هر واحد بازه l/q_∞ برای پلان‌های بدون زاویه هفتی از معادله‌ی (۲۸) و برای پلان‌های دارای زاویه هفتی از معادلات (۱۳) و (۱۶) محاسبه می‌شود. نیروی لبه برخورد بر واحد بازه به وسیله تئوری کوتا- جاکوفسکی 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 لبه برخورد و ضریب مکش به طور مشابه به طور زیر محاسبه می‌شوند:

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

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

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

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

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 [۱۰] و [۱۱]:

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

۲-۴- معادله‌ی تشابه پرانتل - گلورت^۱

در جریان‌های مادون صوت با سرعت زیاد برای اعمال اثر تراکم پذیری از اعمال تصحیحات نسبتاً ساده‌ای بر روی نتایج جریان تراکم ناپذیر استفاده می‌شود. یکی از مشهورترین این تصحیحات، تشابه پرانتل گلورت است. این نظریه کاملاً زیر صوتی است و از $M_\infty = 0.7$ به بالا، نتایج آن غیر قابل استفاده است [۸].

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:

$$C_p = \frac{C_{p,0}}{\sqrt{1-M_\infty^2}} \quad (48)$$

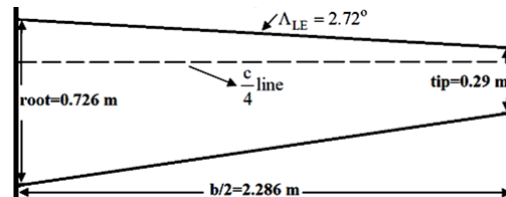
به همین ترتیب برای ضریب براء و ضریب گشتاور خمشی، معادلات اصلاح شده با فرض اینکه $C_{L,0}$ و $C_{m,0}$ به ترتیب ضریب براء و گشتاور خمشی جریان تراکم ناپذیر باشند، به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$C_L = \frac{C_{L,0}}{\sqrt{1-M_\infty^2}} \text{ and } C_m = \frac{C_{m,0}}{\sqrt{1-M_\infty^2}} \quad (49)$$

۳- بحث و بررسی نتایج

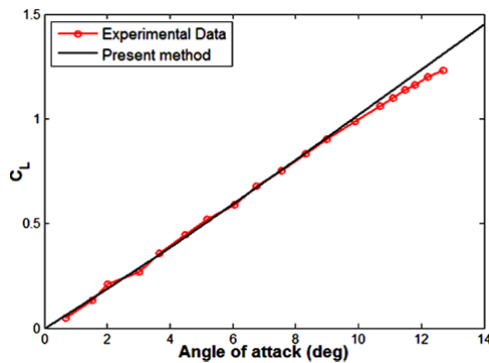
۳-۱- مقایسه‌ی نتایج روش حاضر با نتایج تجربی

ابتدا برای اطمینان از صحت نتایج روش حاضر، نتایج حاصل از این روش با نتایج تجربی یک بال دوزنقه‌ای (شکل ۵) مقایسه شده است. نتایج تجربی این بال از مرجع [۱۲] استخراج شده و در ماخ صفر می‌باشند.

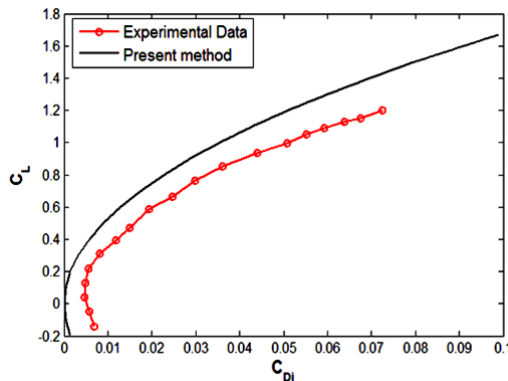


شکل ۵- بال دوزنقه‌ای دارای داده‌های آزمایشگاهی

ضریب براء برحسب زاویه حمله و ضریب پسا برحسب ضریب براء برای بال مورد نظر در شکل‌های ۶ و ۷ رسم شده است. همانطور که در نمودار زیر دیده می‌شود تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج روش حاضر وجود دارد.



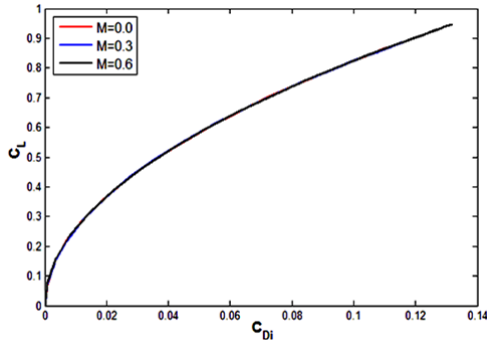
شکل ۶- ضریب براء برحسب زاویه حمله در ماخ صفر



شکل ۷- ضریب براء بر حسب ضریب پسای القایی در ماخ صفر

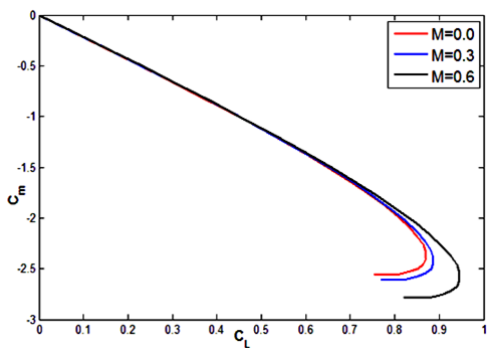
شکل ۷ منحنی پسای القایی بر حسب ضریب براء را نشان می‌دهد، دیده می‌شود در براء صفر داده‌های تجربی مقدار خیلی کم حدود 0.005 را نشان می‌دهد در حالی که روش حاضر مقدار صفر را محاسبه می‌کند و همچنین یک فاصله تقریباً ثابتی بین منحنی داده‌های تجربی و روش حاضر وجود دارد. بایستی توجه شود که این همان پسای ناشی از اصطکاک پوسته است که در روش حاضر پسای القایی محاسبه شده و پسای شکلی وارد محاسبات نشده است.

¹ Prandtl - Glauert Equation



شکل ۱۰- ضریب براء بر حسب پسای القایی در ماخ‌های مختلف

شکل ۱۱ ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب براء را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که شیب ضریب گشتاور خمشی برای هر سه ماخ یکسان است یعنی با تغییر عدد ماخ پایداری طولی تغییر نکرده است.



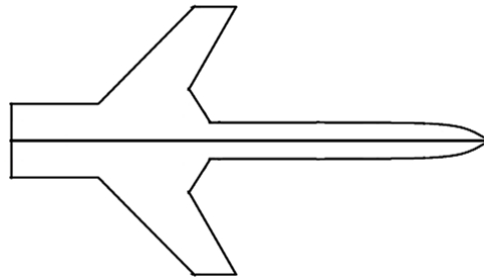
شکل ۱۱- ضریب گشتاور خمشی بر حسب براء در ماخ‌های مختلف

۳-۳- تاثیر نوع شکل بالک جلو روی ضرایب آیرودینامیکی

در این بخش تاثیر نوع شکل بالک جلو روی مشخصه‌های آیرودینامیکی هواپیما مورد بررسی قرار گرفته است. چهار نوع پیکربندی با بالک جلو متفاوت و بازه یکسان در نظر گرفته شده است و با استفاده از روش عددی مذکور ضرایب آیرودینامیکی در ماخ ۰.۳ بدست آمده و با پیکربندی بدون بالک جلو مقایسه شده است. در جدول ۱ مشخصات مربوط به پیکربندی‌ها و در شکل‌های ۸ و ۱۲ تا ۱۵ شماتیکی از پیکربندی‌ها آورده شده است.

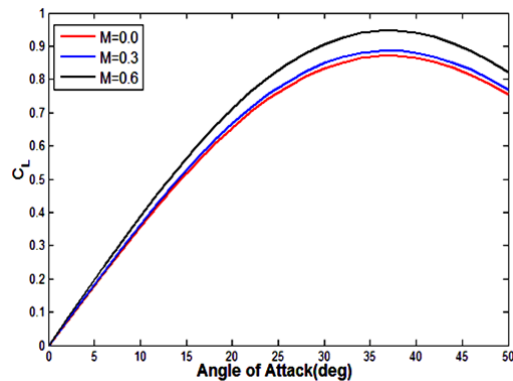
۲-۲- تاثیر عدد ماخ روی ضرایب آیرودینامیکی

در این بخش تاثیر عدد ماخ روی ضرایب آیرودینامیکی بررسی شده است. بدین منظور پیکربندی زیر در نظر گرفته شده و در سه عدد ماخ صفر، ۰.۳ و ۰.۶ ضرایب براء و پسای القایی با روش عددی مذکور بدست آمده و در ادامه رسم شده است.

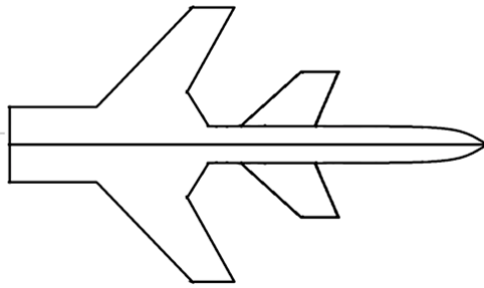


شکل ۸- پیکربندی برای بررسی اثر عدد ماخ روی ضرایب آیرودینامیکی

شکل ۹ ضریب براء بر حسب زاویه حمله را در ماخ‌های مختلف نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش ماخ ضریب براء نیز افزایش یافته است. شکل ۱۰ ضریب پسای القایی را بر حسب ضریب براء نشان می‌دهد. طبق شکل شاید اینطور 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.

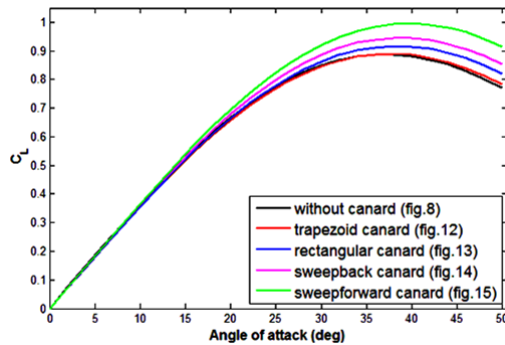


شکل ۹- ضریب براء بر حسب زاویه حمله در ماخ‌های مختلف



شکل ۱۵- پیکربندی با بالک جلو دارای پیشتابیدگی

در شکل ۱۶ منحنی ضریب براء بر حسب زاویه حمله برای پیکربندی‌های اشاره شده رسم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود وجود بالک موجب بیشتر شدن ضریب براء شده است. در بین انواع بالک‌ها، بالک دارای پیشتابیدگی (شکل ۱۵) بیشترین ضریب براء را دارا می‌باشد. نکته‌ی مهم دیگر این است که وجود بالک جلو باعث شده است تا شروع واماندگی به زوایای حمله‌ی بزرگتری منتقل گردد.



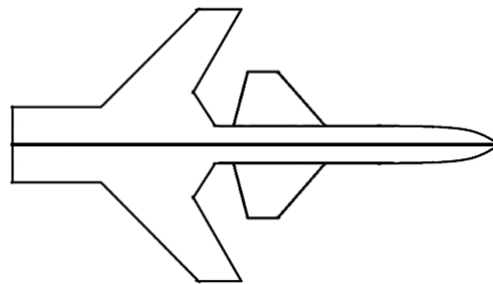
شکل ۱۶- ضریب براء بر حسب زاویه حمله در ماخ ۰/۳

در شکل ۱۷ منحنی پسای قطبی نشان داده شده است. دیده می‌شود که منحنی‌های مربوط به پیکربندی‌های دارای بالک جلو تقریباً یکسان بوده و در یک ضریب براء یکسان، پسای القایی بزرگتری از بدون بالک را نشان می‌دهند.

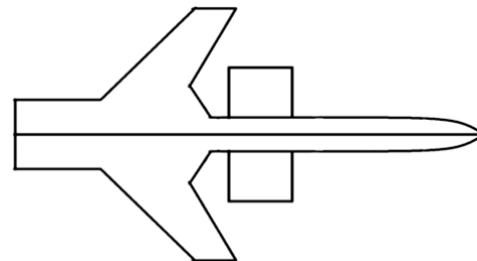
در شکل ۱۸ منحنی ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب براء رسم شده است. طبق این شکل پیکربندی‌های دارای بالک جلو گشتاور خمشی کمتری نسبت به پیکربندی بدون بالک دارند که علت آن کوچک‌تر شدن بازوی گشتاوری است.

جدول ۱- مشخصات پیکربندی‌های با بالک جلو متفاوت

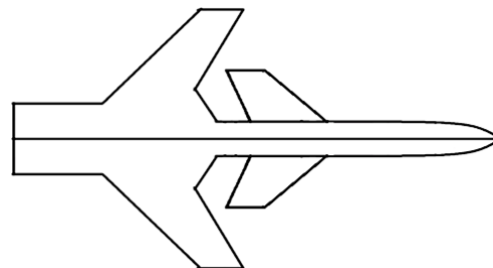
پارامتر	مقدار
طول پیکربندی	۱۵/۵ m
بازه‌ی بال اصلی	۹/۵ m
بازه‌ی بال جلو	۵ m
شکل بالک جلو	شکل ۸: بدون بالک جلو
	شکل ۱۱: ذوزنقه‌ای
	شکل ۱۲: مستطیلی
	شکل ۱۳: دارای پستابیدگی
	شکل ۱۴: دارای پیشتابیدگی



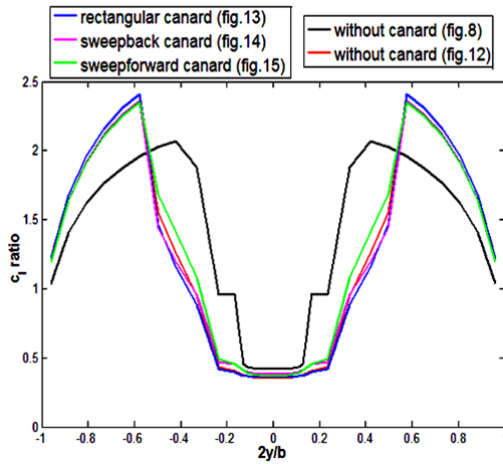
شکل ۱۲- پیکربندی با بالک جلو ذوزنقه‌ای شکل



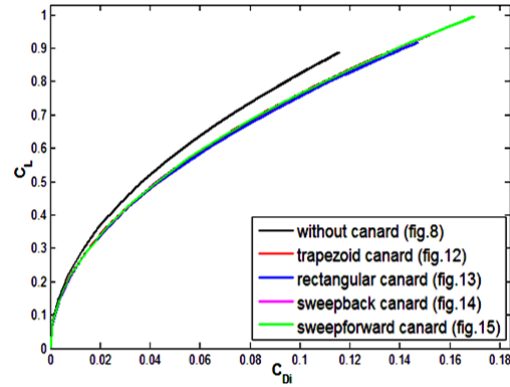
شکل ۱۳- پیکربندی با بالک جلو مستطیلی شکل



شکل ۱۴- پیکربندی با بالک جلو دارای پستابیدگی

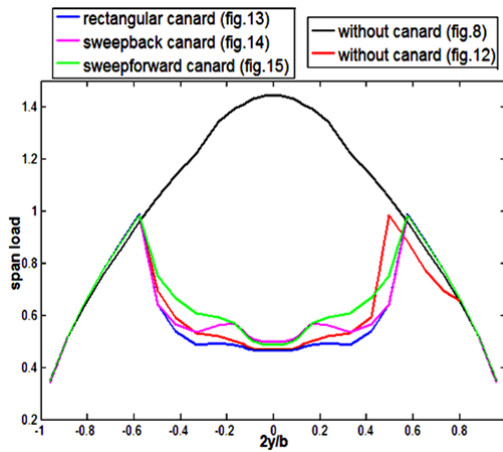


شکل ۱۹- توزیع براء محلی بر روی بازه‌ی بال در ماخ ۰/۳

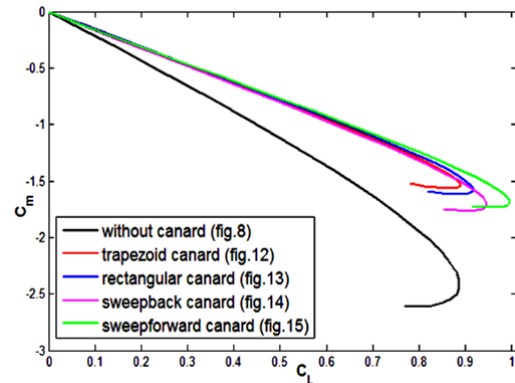


شکل ۱۷- ضریب براء بر حسب ضریب پسای القایی در ماخ

۰/۳



شکل ۲۰- توزیع بار روی بازه‌ی بال در ماخ ۰/۳



شکل ۱۸- ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب براء در

ماخ ۰/۳

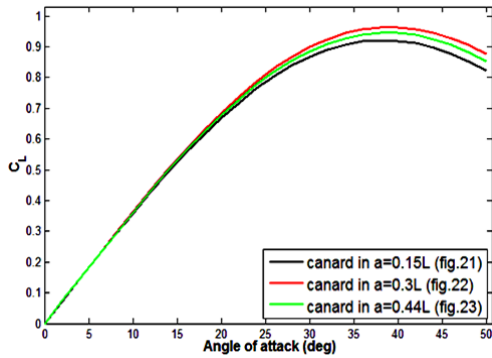
۳-۴- تاثیر محل قرارگیری بالک جلو از نوک هواپیما

روی ضرایب آیرودینامیکی

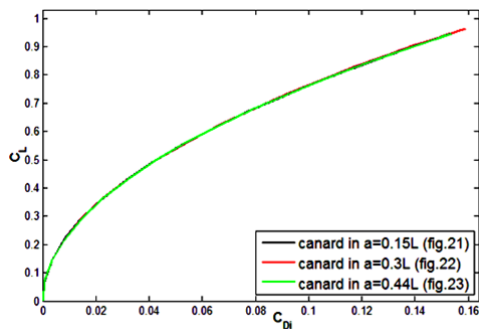
در این بخش تاثیر موقعیت قرار گیری بالک جلو (فاصله‌ی بالک از نوک پیکربندی) روی ضرایب آیرودینامیکی مورد بحث قرار گرفته است. مطابق شکل‌های ۲۱ تا ۲۳، بالک‌ها در سه موقعیت متفاوت قرار گرفته‌اند و با استفاده از روش عددی مذکور مشخصه‌های آیرودینامیکی در ماخ ۰.۳ محاسبه شده‌اند. مشخصات پیکربندی‌ها در جدول ۲ آمده است.

شکل‌های ۱۹ و ۲۰ به ترتیب منحنی‌های توزیع ضریب براء محلی و توزیع بار روی بازه‌ی بال اصلی را نشان می‌دهند. در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود که طولی از بازه‌ی بال که در معرض دنباله‌های ایجاد شده توسط بالک جلو قرار گرفته‌اند، افت شدید در مقدار بار ایجاد شده است. دلیل دیگر کمتر بودن گشتاور خمشی پیکربندی‌های دارای بالک جلو همین کاهش بار روی بازه است.

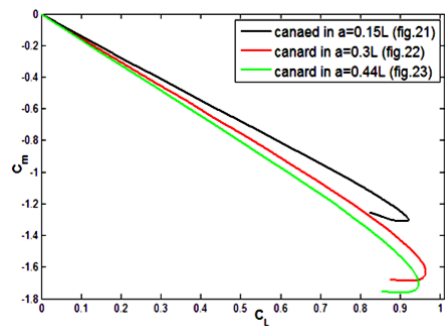
خیلی نزدیک به بال اصلی و نه خیلی دور از آن باشد. شکل ۲۵ منحنی پسای قطبی را برای پیکربندی‌های در نظر گرفته شده نشان می‌دهد. طبق این شکل موقعیت قرار گیری بالک روی روند منحنی پسای القایی تاثیر نگذاشته است.



شکل ۲۴- ضریب برآ برای بر حسب زاویه حمله در ماخ ۰/۳



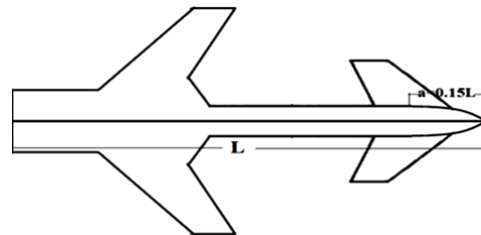
شکل ۲۵- ضریب برآ برای بر حسب پسای القایی در ماخ ۰/۳



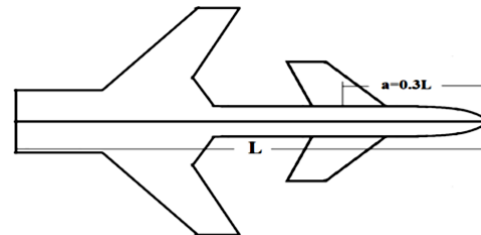
شکل ۲۶- ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآ در ماخ ۰/۳

جدول ۲- مشخصات پیکربندی‌های مورد بررسی

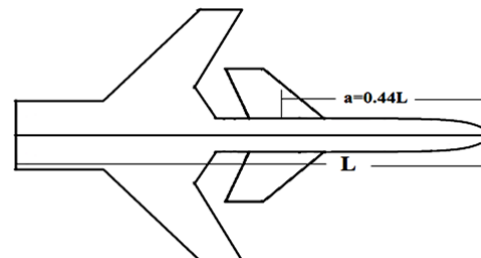
پارامتر	مقدار
طول پیکربندی	۱۵/۵ m
بازه‌ی بال اصلی	۹/۵ m
بازه‌ی بال جلو	۵ m
فاصله‌ی بالک جلو از نوک پیکربندی	شکل ۲۱: $a=0.15L$ شکل ۲۲: $a=0.30L$ شکل ۲۳: $a=0.44L$



شکل ۲۱- بالک جلو در موقعیت 0.15L از نوک پیکربندی



شکل ۲۲- بالک جلو در موقعیت 0.3L از نوک پیکربندی



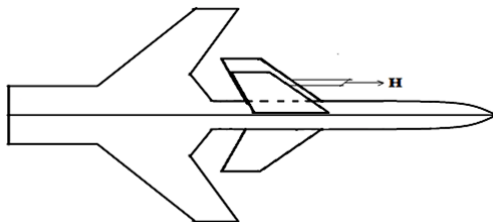
شکل ۲۳- بالک جلو در موقعیت 0.44L از نوک پیکربندی

در شکل ۲۴ منحنی ضریب برآ برای بر حسب زاویه حمله رسم شده است. مشاهده می‌شود در دو حالتی که بالک خیلی نزدیک به نوک پیکربندی و خیلی دور از آن (شکل‌های ۲۱ و ۲۳) قرار دارد نسبت به حالتی که بین این دو حالت قرار دارد، ضریب برآ کمتری دارند. در نتیجه بایستی بالک جلو نه

آورده شده است. باستی اشاره گردد که محاسبات در ماخ ۰.۳ با استفاده از روش عددی مذکور انجام گرفته است.

جدول ۳- مشخصات پیکربندی‌های مورد بررسی

پارامتر	مقدار
طول پیکربندی	۱۵/۵ m
بازه‌ی بال اصلی (b)	۹/۵ m
بازه‌ی بال جلو	۵ m
	H=0.0
ارتفاع قرار گیری بالک جلو از	H=0.21b
	H=0.32b
بال اصلی	H=0.42b
	H=0.53b



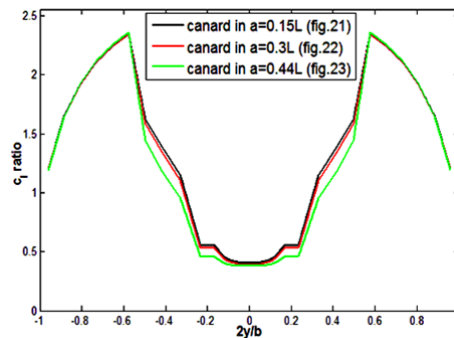
شکل ۲۹- پیکربندی با بالک جلو در ارتفاعات مختلف از بال اصلی

شکل ۳۰ منحنی ضریب برآء بر حسب زاویه حمله را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با افزایش ارتفاع قرار گرفتن بالک از بال اصلی ابتدا ضریب برآء کاهش می‌یابد و سپس دوباره افزایش می‌یابد تا در یک ارتفاع معینی (برای این پیکربندی 0.32b است) دوباره برابر با حالت ارتفاع صفر می‌شود و پس از آن بیشتر شدن ارتفاع موجب بیشتر شدن ضریب برآء نسبت به حالت هم ارتفاع بودن بال اصلی و بالک می‌گردد.

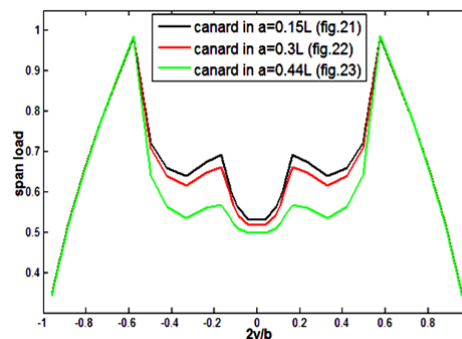
در شکل ۳۱ منحنی پسای قطبی رسم شده است. طبق این شکل تغییر ارتفاع تأثیری روی روند منحنی پسای القایی ندارد. شکل ۳۲ ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآء را نشان می‌دهد، وقتی ارتفاع بالک از بال اصلی بیشتر می‌شود گشتاور خمشی تولیدی نیز بیشتر می‌شود.

در شکل‌های ۳۳ و ۳۴ به ترتیب توزیع ضریب برآء محلی و توزیع بار روی بازه‌ی بال اصلی رسم شده است. مشاهده می‌شود وجود ارتفاع بین بالک جلو و بال اصلی ناهمگونی ایجاد شده در توزیع بار (که ناشی از دنباله‌های ایجاد شده توسط بالک است) از بین می‌رود و هر چه ارتفاع بیشتر

طبق شکل قبل (شکل ۲۶) که منحنی ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب برآء را نشان می‌دهد هر چه بالک جلو به بال اصلی نزدیک‌تر باشد گشتاور خمشی کمتری حاصل می‌شود. البته بایستی توجه شود که در هر سه حالت نسبت به پیکربندی بدون بالک کمتر است. (شکل ۱۸) در شکل‌های ۲۷ و ۲۸ به ترتیب توزیع ضریب برآء محلی و توزیع بار روی بازه‌ی بال رسم شده است. در شکل ۲۸ مشاهده می‌شود که هر چه بالک جلو به بال اصلی نزدیک باشد تأثیر دنباله‌های ایجاد شده توسط بالک بیشتر شده و در نتیجه‌ی آن افت بیشتری در بار اتفاق افتاده است.



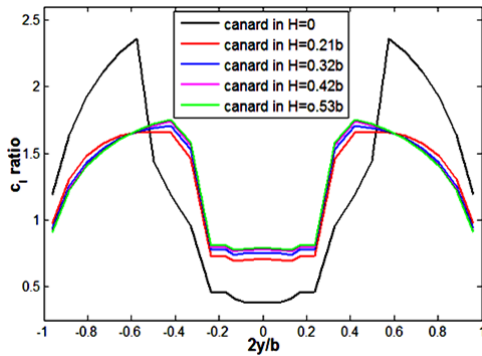
شکل ۲۷- توزیع برآء محلی بر روی بازه‌ی بال در ماخ ۰/۳



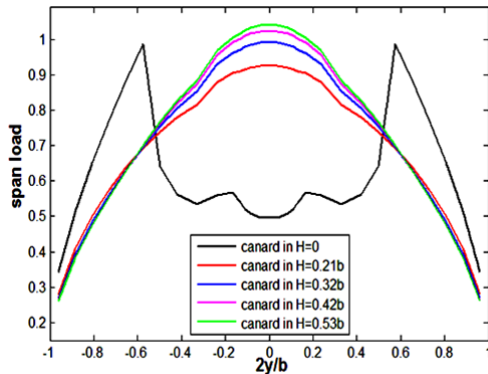
شکل ۲۸- توزیع بار روی بازه‌ی بال در ماخ ۰/۳

۳-۵- تأثیر هم ارتفاع نبودن بالک جلو و بال اصلی هواپیما روی ضرایب آیرودینامیکی

در این بخش تأثیر ارتفاع نسبی قرار گرفتن بالک جلو و بال اصلی نسبت به هم دیگر مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور پنج حالت مختلف انتخاب شده است. مشخصات مربوطه در جدول ۳ و شماتیکی از پیکربندی در شکل ۲۹



شکل ۳۳- توزیع براء محلی بر روی بازه‌ی بال در ماخ ۰/۳

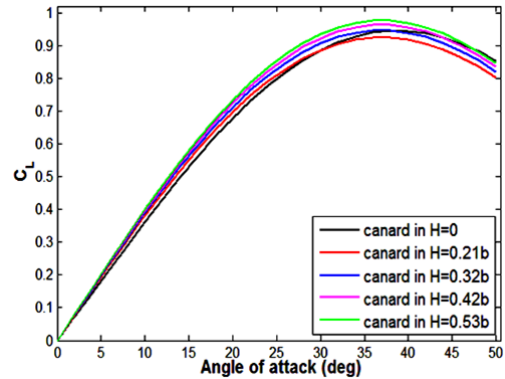


شکل ۳۴- توزیع بار روی بازه‌ی بال در ماخ ۰/۳

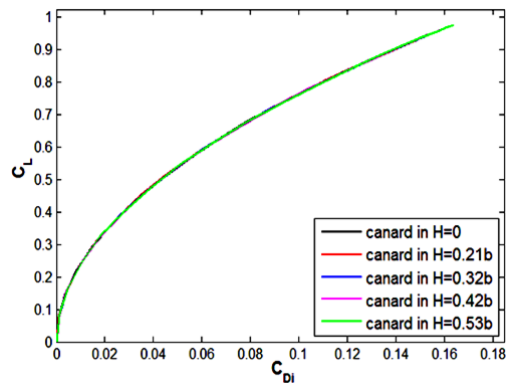
۳-۶- نتیجه گیری کلی

همانطور که در بخش نتایج مشاهده شد وجود بالک جلو موجب بهبود ضریب براء و کاهش بار روی بازه‌ی بال اصلی می‌گردد. البته به علت تاثیر دنباله‌های بالک جلو روی بال اصلی یک ناهمگونی در توزیع بار به وجود می‌آید. به منظور رفع ناهمگونی توزیع بار و در عین حال حفظ مزیت کاهش بار حاصل شده از وجود بالک، بال اصلی و بالک جلو در ارتفاع متفاوتی از هم قرار داده می‌شوند که علاوه بر رفع ناهمگونی توزیع بار ضریب براء را نیز افزایش می‌دهد. در ادامه طبق نتایج مربوط به موقعیت قرارگیری بالک جلو نسبت به بال اصلی مشاهده شد که فاصله‌ی خیلی کم بالک جلو از بال اصلی و فاصله زیاد آن مناسب نیست. همچنین از نتایج مربوط به تاثیر عدد ماخ روی ضریب براء مشخص است که با افزایش عدد ماخ ضریب براء افزایش یافته است. همانطور که در مقدمه اشاره شد استفاده از بالک جلو هم مزایا و هم

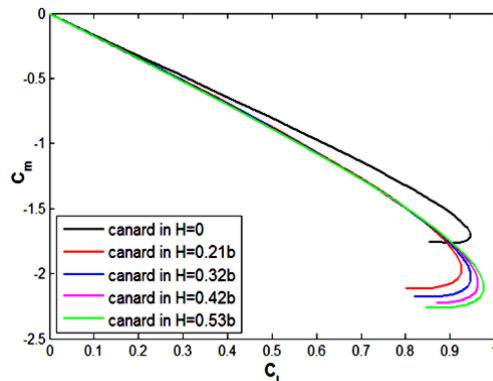
می‌شود تاثیر دنباله‌های بالک بیشتر شده و ماکزیمم مقدار بار نیز بیشتر می‌شود



شکل ۳۰- ضریب براء بر حسب زاویه حمله در ماخ ۰/۳



شکل ۳۱- ضریب براء بر حسب ضریب پسای القایی در ماخ ۰/۳



شکل ۳۲- ضریب گشتاور خمشی بر حسب ضریب براء در ماخ ۰/۳

زاویه هفتی	ϕ	معایب دارد که در بخش نتایج نیز به وضوح مشاهده شد. به
چگالی	ρ	طور کلی مزایای استفاده از بالک جلو بر معایبش برتری دارد.
زاویه تاب بال	ψ	

۴- فهرست علائم

مراجع		
[1] Yang Y, Wu Zh, Yang Ch (2012) Equivalent plate modeling for complex wing configurations. J. Procedia Engineering 31: 409-415.	بازهی بال، (m)	b
[2] Huang J, Mostafa MI, Wu Z (2003) Conceptual Design Optimization of Fighter Trainer Aircraft with Double-delta Wing Configuration. Chinese Journal of Aeronautics 16(2): 80-85.	وتر، (m)	c
[3] 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.	ضریب پسا القابی	C_{Di}
[4] Coiro DP, Nicolosi F (2002) Design of a Three Surfaces R/C Aircraft Model. J. Acta Polytechnica 42(1): 44-52.	ضریب براء	C_L
[5] 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.	پارامتر دمپ غلتش	C_{lp}
[6] Watts PE, Treadgold DA (1959) A Wind Tunnel Investigation of the Longitudinal and Lateral Aerodynamic Characteristics of a Canard Aircraft Model, Reports and Memoranda No. 3226.	ضریب ممان خمشی	C_m
[7] Weissinger J (1947) The Lift Distribution of Swept-Back Wings, NACA TM-1120.	پارامتر دمپ خمش	C_{mq}
[8] Glauert H (1948) The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory, Second ed., Cambridge, Univ. Press.	ضریب براء به سبب نرخ خمش	C_{lp}
[9] Robinson A, Laurmann JA (1956) Wing Theory; Chap 1, Cambridge University Press, Cambridge, England.	ضریب مکش	C_S
[10] Rubbert PE (1964) Theoretical Characteristics of Arbitrary Wings by a Non-Planar Vortex Lattice Method, Doc., No. D6-9244, Boeing Company.	ضریب نیروی لبه برخورد	C_T
[11] Dastourani H, DJavareshkian MH (2012) Evaluation of the Potential Flow on UAVs & MAVs with Practical Configuration, M.Sc. Thesis, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran.	وتر متوسط، (m)	C_{av}
[12] Bertin J (1989) Aerodynamic for Engineers, fifth ed., US. Air Force Academy.	ضریب براء محلی	c_l
	وتر بال مرجع، (m)	C_{ref}
	جمع تابع تاثیر (F)	\bar{F}
	گشتاور خمشی	M_y
	ماخ	M
	ماکزیمم تعداد پنل روی بال	N
	فشار، (Pa)	P
	فشار دینامیکی جریان آزاد، (Pa)	q_∞
	مساحت بال مرجع، (m^2)	S_{ref}
	مساحت درست بال، (m^2)	S_τ
	نیروی لبه برخورد محلی، (N)	t
	نیروی لبه برخورد، (N)	T
	سرعت جریان آزاد، (m/s)	U
	سرعت آشفته‌ی برگشتی، (m/s)	u
	سرعت برآیند، (m/s)	V
	جانب‌وزش (سایدواش)، (m/s)	v
	فرووزش (دان‌واش)، (m/s)	w
	سیستم محورهای مختصات	x,y,z
	قدرت جریان حلقوی	Γ