

مدل‌سازی بالانس تب و تریم تب ایلرون یک هواپیمای سبک

سید امین باقرزاده^{۱*}، میلاد مهدیان دولت‌آبادی^۲، الناز رئیسی^۳، احسان راحت ورنوسفادرائی^۴

۱- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران، bagherzadeh@pmc.iaun.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران، m.mahdian@ae.sharif.edu

۳- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، isiss95elnaz@gmail.com

۴- کارشناس ارشد، شرکت چکاد صنعت فراز آسیا، تهران، ایران، ehsanrahat@yahoo.com

*نویسنده مخاطب

چکیده

نیروهای وارد بر دست و پای خلبان یکی از مهم‌ترین الزامات طراحی مکانیزم‌های کنترلی بازگشت‌پذیر است. این نیروها باید در همه شرایط و فازهای پروازی بررسی شود تا از کنترل‌پذیر بودن و مانورپذیر بودن هواپیما اطمینان حاصل شود. یکی از پارامترهای مهم در محاسبه نیروی وارد بر دست و پای خلبان، گشتاور لولا (Hinge Moment) است. محاسبه گشتاور لولا کار نسبتاً دشواری است؛ زیرا این گشتاور از یک سو تابعی از مشخصات هندسی بال، مجموعه دم‌ها، سطوح کنترلی و زبانه‌ها (Tabs) و از سوی دیگر وابسته به مشخصات متعادل‌سازی داخلی و بیرونی است. در این پژوهش روش جدیدی برای محاسبه گشتاور لولا مطابق مشخصات هندسی داخلی و خارجی ایلرون یک هواپیمای خاص ارائه شده است که حاصل ترکیب روش‌های شبه‌تجربی DATCOM و ESDU است. سپس، برای این روش شبه‌تجربی جدید، یک کد در نرم‌افزار MATLAB ارائه شده است که امکان اجرای محاسبات تکراری را با سرعت و دقت بالا فراهم می‌آورد. این کد قادر است تا با کسب اطلاعات هندسی بال، ایلرون و زبانه‌ها، نیروی وارد بر دست خلبان را در شرایط مختلف پروازی تخمین بزند. پس از آن، این کد با نمونه‌های حل شده موجود در DATCOM و ESDU صحت‌سنجی می‌گردد. سپس، با کسب ورودی‌های هندسی، نتایج به ازای پیکره‌بندی‌های مختلف بالانس تب و تریم تب کسب می‌گردد. در نهایت، با بررسی نتایج کسب شده و مقایسه آن‌ها با الزامات قانونی، هندسه‌های پیشنهادی برای زبانه‌ها ارائه می‌شود.

واژه‌های کلیدی: گشتاور لولا - ایلرون، تب - بالانس تب - تریم تب

۱- مقدمه

نیرویی که جریان هوا به یک سطح کنترل در هنگام پرواز با سرعت زیاد وارد می‌کند، می‌تواند حرکت و نگره‌داشتن آن سطح کنترل در حالت انحراف را دشوار کند. بدین منظور زبانه‌ها طراحی شده‌اند تا در حین پرواز خلبان بتواند دست‌ها و پاهای خود را برای مدت کوتاه‌تری به کار گرفته و بیشتر در حالت طبیعی باشد. بیشتر زبانه‌ها سطوح متحرک کوچکی هستند که در لبه فرار یک سطح کنترل قرار دارند. حرکت کوچک زبانه در جهت مخالف با جهت انحراف سطح کنترلی باعث می‌شود که هوا به زبانه برخورد کرده و در نتیجه نیرویی تولید شود که به حفظ سطوح کنترل در موقعیت دلخواه کمک کند. از طریق اتصالات واقع در اتاقک خلبان، می‌توان زبانه را به گونه‌ای طراحی کرد که در واقع سطح کنترل را به جای خلبان نگه دارد. از زبانه‌های الویتور برای حفظ سرعت هواپیما استفاده می‌شود زیرا آن‌ها به حفظ زاویه پیمایش انتخابی کمک می‌کنند. زبانه‌های

رادر را می‌توان طوری تنظیم کرد که زاویه سمت را کنترل کند و زبانه‌های ایلرون می‌توانند به تراز بال‌ها کمک کنند. از رایج‌ترین زبانه‌های موجود در هواپیماها می‌توان به تریم تب^۱، بالانس تب^۲، سروو تب^۳ و تب فنری^۴ اشاره کرد که شماتیکی از این زبانه‌ها در شکل ۱ نشان داده شده است.

نیروهای وارد بر دست و پای خلبان یکی از مهم‌ترین الزامات طراحی مکانیزم‌های کنترلی بازگشت‌پذیر است. این نیروها باید در همه شرایط و فازهای پروازی بررسی شود تا از کنترل‌پذیر بودن و مانورپذیر بودن هواپیما اطمینان حاصل شود. محاسبه نیروی وارد بر دست و پای خلبان به گشتاور لولا^۵ و نسبت تبدیل سیستم مکانیکی انتقال فرمان‌ها کنترلی (G) بستگی دارد. بنابراین پس از محاسبه HM و G می‌توان نیروی وارد بر دست و پای خلبان را محاسبه کرد. برای این منظور، بیشینه نیروی کنترلی باید در محدوده مجاز قوانین صلاحیت پروازی قرار گیرد به دلیل این‌که این موضوع بر عملکرد خلبان تأثیر مستقیم دارد.

گریزمر و همکاران [۱] در سال ۲۰۰۰ یک مطالعه انجام دادند و با استفاده از آن اطلاعات کافی برای توسعه تخمین گشتاور لولا را ارائه دادند. آزمایش با استفاده از یک بال مدل دارای فلپ در یک تونل باد مادون صوت انجام شده است. تخمین‌ها با نتایج تجربی با هدف تلاش برای توسعه روش‌های CFD معتبر که به‌طور قابل‌توجهی نسبت به روش‌های تخمین در سطح مهندسی و همچنین روش‌های CFD فعلی بهبود می‌یابد، مقایسه شدند. آنسل و همکاران [۲] در سال ۲۰۱۰ در یک مطالعه‌ای به بررسی امکان استفاده از ممان گشتار فلپ و سطوح کنترل برای هشدار استال هواپیما در حین پرواز پرداختند. هدف نهایی در این مطالعه ارائه یک سیستم حفاظت از پاکت پروازی قوی و کارآمد بود. میانگ [۳] در سال ۲۰۱۸ طی یک پژوهشی تجربی روشی کاربردی برای تخمین گشتاورهای لولا فلپ، با توجه به بازه عملیاتی فلپ هواپیما معرفی کرد. در این مطالعه از طریق انجام آزمایش‌های زمینی، ارتباط بین کرنش و گشتاور لولا فلپ با آنالیز تحلیلی و اجزاء محدود (FEM) کالیبره شد و در نهایت بیان شد که گشتاورهای لولا را می‌توان با اندازه‌گیری کرنش پیش‌بینی کرد.

¹ Trim tab

² Balance tab

³ Anti-servo tab

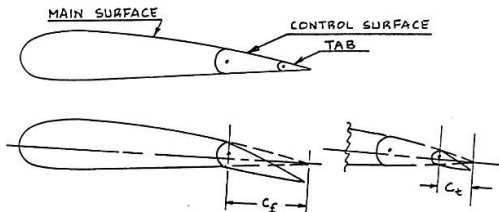
⁴ Spring tab

⁵ Hinge moment

هدف از روش‌های شبه تجربی، ارائه یک روش برای محاسبه سریع مشتقات ممان لولای سطوح کنترلی و زبانه‌ها بر مبنای مشخصات هندسی است. از مشتقات ممان لولا به دو منظور استفاده می‌شود:

۱. محاسبه نیروهای اهم کنترل، چرخ و پدال: تا بتوان آن‌ها را بر اساس الزامات قابلیت پرواز بررسی کرد.
۲. محاسبه نیروهای محرک: تا محرک‌های هیدرولیکی یا الکترومکانیکی بتوانند اندازه مناسبی داشته باشند.

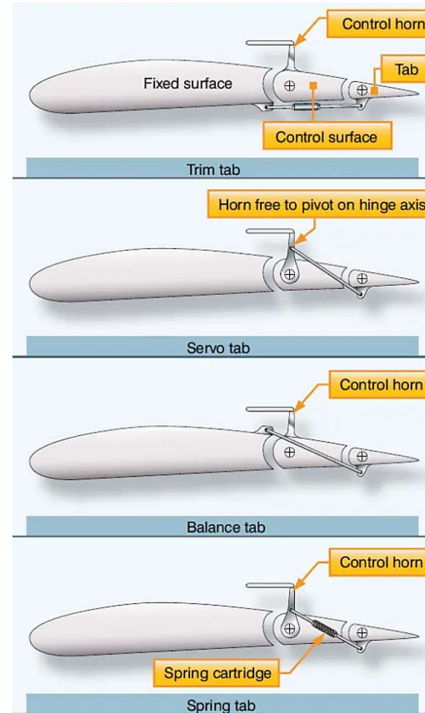
شکل ۲ یک سطح کنترل اولیه را به همراه زبانه نشان می‌دهد. پارامترهای هندسی لازم برای شناخت آن نیز روی شکل مشخص شده است. نام‌گذاری استفاده شده با توجه به شکل شامل سطح اصلی، سطح کنترلی و زبانه است.



شکل ۲- نام‌گذاری مورد استفاده برای سطوح کنترلی و زبانه‌ها [۹]

در بیشتر موارد گشتاور لولا حول خط لولای سطح کنترل گرفته می‌شود و ضریب گشتاور لولا و مشتقات آن به ترتیب به صورت C_{h_x} و C_h نشان داده می‌شود. در برخی موارد نیز لازم است گشتاور لولا حول خط لولای زبانه در نظر گرفته شود (به‌عنوان مثال در سروو تب) که در این حالت ضریب گشتاور لولا و مشتق متناظر آن به صورت $C_{h_y}^t$ و C_h^t نشان داده می‌شود. برای مدل‌سازی ابتدا باید مشتقات گشتاور لولای زبانه حول خط لولای سطح کنترل به صورت دوبعدی مدل‌سازی شود و سپس اثرات دهانه محدود سطوح کنترلی به صورت سه‌بعدی ارزیابی گردد. برای مدل‌سازی به این روش یک‌سری فرضیاتی اعمال می‌شود که عبارت‌اند از: این روش تا زمانی که جریان هوا روی سطح کنترل چسبیده باشد اعمال می‌شود، روش ارائه‌شده فقط در محدوده خطی انحراف سطوح کنترلی (۲۰ درجه) و محدوده خطی زاویه حمله (۱۲ درجه) اعمال می‌شود، همه مشتقات گشتاور لولا در حالت دوبعدی برحسب C_f^2 هستند؛ C_f همان وتر سطح کنترلی است که در شکل ۲ نشان داده شده‌است.

مرجع [۱۰] یکی از بهترین و نظام‌مندترین تحقیقات در حوزه روش‌های شبه تجربی تخمین مشتقات آیرودینامیکی است؛ لذا پایه‌ی اصلی روش شبه تجربی جدید در مشتقات دوبعدی بر مبنای مرجع [۱۰] است. باین‌حال، ایلرون هواپیمای مد نظر دارای Irving Internal Balance است که در مرجع [۱۰] روشی برای تخمین اثرات آن وجود ندارد. لذا، برای برطرف نمودن این ضعف، از روش ارائه‌شده در مرجع [۱۱] استفاده شده است. همچنین، روش تبدیل مشتقات گشتاور لولا برای دهانه محدود (سه‌بعدی) نیز برگرفته از مرجع [۱۱] است. علاوه بر این، محاسبات زبانه‌ها به دلیل عدم دقت روش مرجع [۱۰]، به کمک مرجع [۱۱] محاسبه شده است.

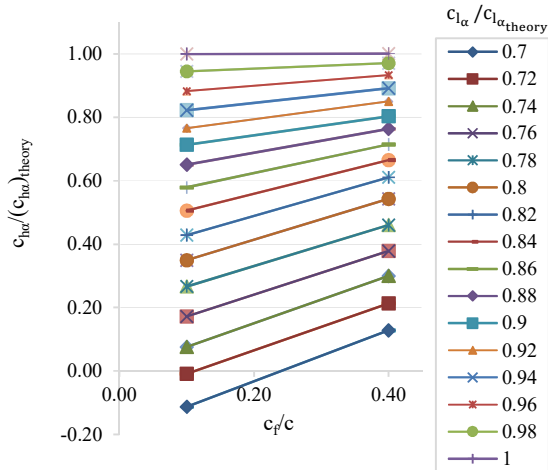


شکل ۱- شماتیکی از مکانیزم زبانه‌های تریم، سروو، بالانس و فنی [۴]

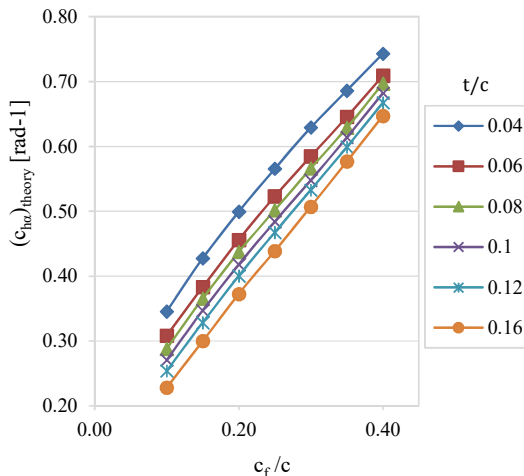
هامبریک و همکاران [۵] یک سیستم مفهومی برای اندازه‌گیری گشتاور لولا هواپیما طراحی و صحنه سنجی کردند. اعتبارسنجی این پژوهش با ادغام این سیستم با یک بال آزمایشی و انجام آزمون‌های تونل باد برای مقایسه نتایج تئوری قابل‌انتظار و دینامیک سیالات محاسباتی با نتایج تجربی انجام شده است. هردیانا و همکاران [۶] در یک مطالعه عددی به تحلیل گشتاور لولا ایلرون در یک هواپیما تراپری به صورت دوبعدی پرداختند. در این مطالعه تجزیه و تحلیلی برای به‌دست آوردن مقدار گشتاور لولا حاصل از انحراف ایلرون، جهت محاسبه میزان نیرویی که باید توسط خلبان برای انحراف هواپیما اعمال شود، انجام شده است. تجزیه و تحلیل بر روی انحراف چهار ایلرون با بیشینه زاویه انحراف ۲۰ و ۱۰ درجه انجام شده و همچنین شرایط بدون انحراف به عنوان حالت مقایسه‌ای جهت مشاهده تغییرات در نظر گرفته شده است. پاولنکا و پیگاسو [۷] در سال ۲۰۱۸ به بررسی نیروهای آیرودینامیکی و گشتاورهای لولا یک فلپ با کنترل لایه مرزی پرداختند. در این مطالعه گشتاور لولای فلپ به عنوان یک حس‌گر ورودی کنترلر فلپ در نظر گرفته شده تا نیروها و انحراف‌های بحرانی پره توربین بادی را کاهش دهد. همچنین در این مطالعه یک مدل برای محاسبه گشتاور لولا فلپ ناپایدار که می‌توان از آن در شبیه‌سازی آیروالاستیک در حوزه زمان استفاده می‌شود. در سال ۲۰۲۱ کابالیرو و فیورینی [۸] یک روش جدید برای اندازه‌گیری سیستم کنترل پرواز ارائه کردند که شامل تخمین جرم و توان است. در این روش یک مدل جایگزین برای تخمین گشتاور لولا نیز پیشنهاد و استفاده شده است. مزیت اصلی این روش این است که همه اجزا و محرک‌ها را می‌توان به جای داشتن نتایج کلی سیستم به درستی اندازه‌گیری کرد؛ لذا کل سیستم را می‌توان با جزئیات بیشتری در طول فرآیند طراحی اولیه اندازه‌گیری نمود.

تعیین $\{c'_{h_\alpha}/(C_{h_\alpha})_{theory}\}$: این مقدار با استفاده از شکل ۴ تعیین می‌شود که فقط قابل‌اعمال بر دماغه دایروی، شکاف عایق‌بندی شده و سطح کنترل صفحه‌ای است.

$(C_{h_\alpha})_{theory}$: این مقدار با استفاده از شکل ۵ تعیین می‌شود. همچنین پارامتر $(C_{l_\alpha}/(C_{l_\alpha})_{theory})$ نیز از شکل ۶ به دست می‌آید.



شکل ۴- پارامتر تعیین‌کننده مقدار c'_{h_α} : $\{c'_{h_\alpha}/(C_{h_\alpha})_{theory}\}$



شکل ۵- پارامتر تعیین‌کننده مقدار c'_{h_α} : $(C_{h_\alpha})_{theory}$

گام سوم: اگر شرایط رابطه (۱) ارضا نشود، c''_{h_α} به روش زیر محاسبه می‌شود [۱۰]:

$$c''_{h_\alpha} = c'_{h_\alpha} + 2(C_{l_\alpha})_{theory} \left[1 - \frac{C_{l_\alpha}}{(C_{l_\alpha})_{theory}} \right] * \left\{ \tan\left(\frac{\Phi''_{te}}{2}\right) - \left(\frac{t}{c}\right) \right\} \quad (۴)$$

که در این رابطه مقدار $(C_{l_\alpha})_{theory}$ از شکل ۶ و مقدار $(C_{l_\alpha})_{theory}$ از شکل ۷ پیدا می‌شود. اگر شرایط رابطه (۴) ارضا شود، تنها در این حالت می‌توان گفت:

$$c''_{h_\alpha} = c'_{h_\alpha} \quad (۵)$$

۲- گشتاور لولای دوبعدی حول خط لولای سطح کنترل

ضریب گشتاور لولای هواپر (دوبعدی) حول خط لولای سطح کنترلی از رابطه زیر تخمین زده می‌شود:

$$C_h = C_{h_0} + C_{h_\alpha} \alpha + C_{h_\delta} \delta + C_{h_{\delta t}} \delta t \quad (۱)$$

که هر یک از پارامترهای بالا به صورت زیر تعریف می‌شوند:

C_{h_0} : ضریب گشتاوری است که در آن زاویه حمله، زاویه انحراف سطح کنترلی و زاویه انحراف زبانه برابر با صفر است. این کمیت در حالتی که هواپر سطح اصلی متقارن باشد صفر خواهد بود ($C_{h_0} = 0$) و برای هواپر خمیده باید از داده‌های آزمایشگاهی استفاده شود.

C_{h_α} : ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه حمله

C_{h_δ} : ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر انحراف سطح کنترلی

$C_{h_{\delta t}}$: ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر انحراف زبانه

۱-۲: ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه حمله C_{h_α} :

ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه حمله (C_{h_α}) ، با استفاده از روند زیر تعیین می‌شود:

گام اول: بررسی شود که آیا شرایط زیر برای زاویه لبه فرار برقرار است یا خیر:

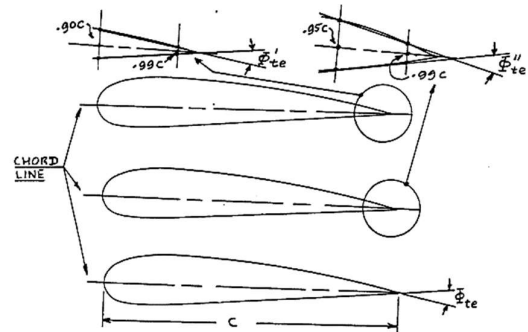
$$\tan\left(\frac{\Phi'_{te}}{2}\right) = \tan\left(\frac{\Phi''_{te}}{2}\right) = \tan\left(\frac{\Phi_{te}}{2}\right) = \frac{t}{c} \quad (۲)$$

که متغیرهای زیر مطابق شکل ۳ تعریف می‌شوند:

Φ_{te} : زاویه بین دو خط مماس بین دو سطح بالایی و پایینی ایرفویل در لبه فرار

Φ'_{te} : زاویه بین خطوط گذرنده از نقاط در ۹۰ و ۹۹ درصد وتر روی سطح بالا و پایین هواپر

Φ''_{te} : زاویه بین خطوط گذرنده از نقاط در ۹۵ و ۹۹ درصد وتر روی سطح بالا و پایین هواپر



شکل ۳- تعریف زاویه لبه فرار [۹]

گام دوم: از رابطه زیر مقدار c'_{h_α} تعیین شود [۱۰]:

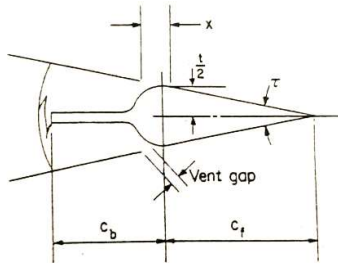
$$c'_{h_\alpha} = \{c'_{h_\alpha}/(C_{h_\alpha})_{theory}\} (C_{h_\alpha})_{theory} \quad (۳)$$

که پارامترهای فوق به صورت زیر تعیین می‌گردد:

که نسبت تعادل به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\text{Balance ratio} = \left[\left(\frac{C_{b_0}}{C_f} \right)^2 - \left(\frac{t}{2C_f} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (7)$$

که متغیرهای آن به صورت شکل زیر است:



شکل ۹- متغیرهای تأثیرگذار بر نسبت تعادل

۲-۲ ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه انحراف سطح کنترلی C_{h_δ}

ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه انحراف سطح کنترلی (C_{h_δ}) ، با استفاده از روند زیر تعیین می‌شود:

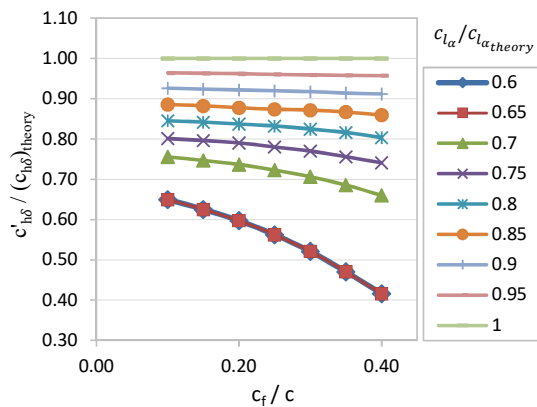
گام اول: مطابق گام اول بخش قبل

گام دوم: از رابطه زیر مقدار c'_{h_δ} تعیین شود [۱۰]:

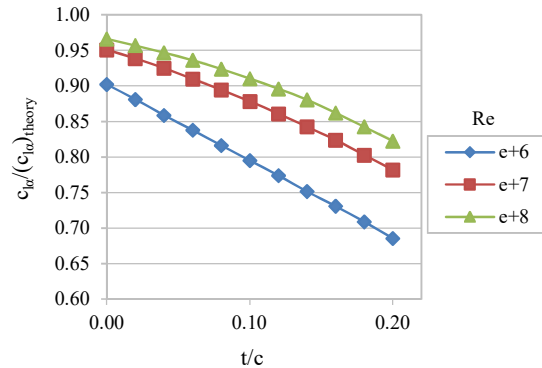
$$c'_{h_\delta} = \{c'_{h_\delta}/(C_{h_\delta})_{theory}\} (C_{h_\delta})_{theory} \quad (8)$$

$\{c'_{h_\delta}/(C_{h_\delta})_{theory}\}$: این مقدار با استفاده از شکل ۱۰ تعیین می‌شود که فقط قابل‌اعمال بر دماغه دایروی، شکاف عایق‌بندی‌شده و سطح کنترل صفحاتی است.

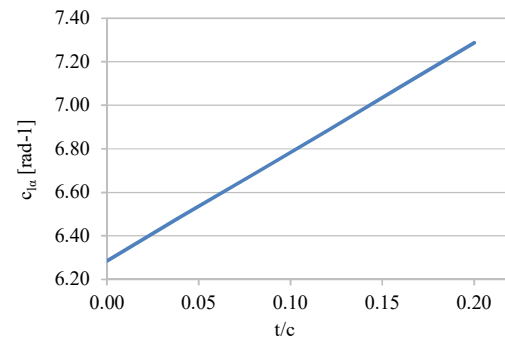
$(C_{h_\delta})_{theory}$: این مقدار با استفاده از شکل ۱۱ تعیین می‌شود.



شکل ۱۰- پارامترهای تعیین‌کننده مقدار c'_{h_δ} : $\{c'_{h_\delta}/(C_{h_\delta})_{theory}\}$



شکل ۶- پارامتر تعیین‌کننده مقدار C'_{l_α} : $\{C'_{l_\alpha}/(C_{l_\alpha})_{theory}\}$

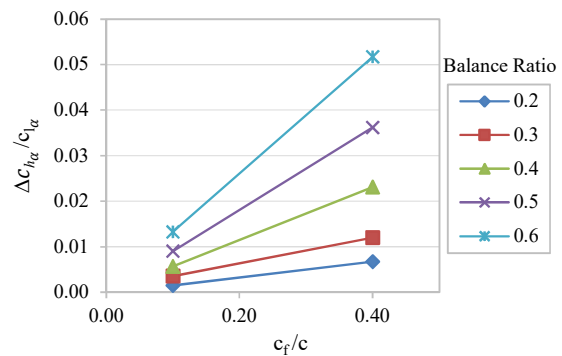


شکل ۷- پارامتر تعیین‌کننده مقدار C'_{l_α} : $(C_{l_\alpha})_{theory}$

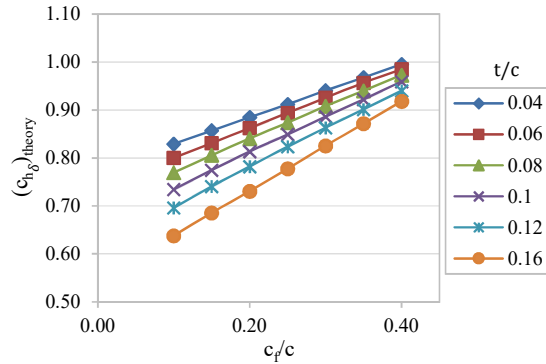
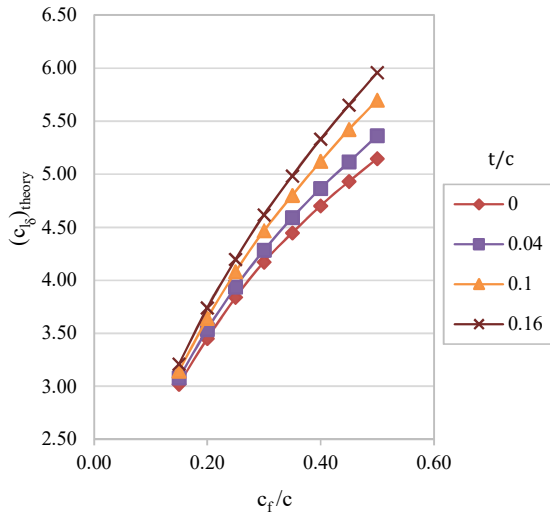
گام چهارم: از آنجا که مورد نظر در ایرلون دارای Irving internal balance است، مقدار صحیح برای C_{h_α} به صورت زیر به دست می‌آید [۱۱]:

$$C_{h_\alpha} = c''_{h_\alpha} + \Delta C_{h_\alpha} \quad (6)$$

که مقدار ΔC_{h_α} به کمک شکل ۸ برحسب نسبت تعادل و نسبت وتر سطح متحرک به وتر متوسط بال به دست می‌آید.



شکل ۸- متغیرهای تأثیرگذار بر ΔC_{h_α}



شکل ۱۱- پارامترهای تعیین کننده مقدار $c'_{h\delta}$: $(c_{h\delta})_{theory}$

گام سوم: اگر شرایط رابطه (۱) ارضا نشود، $c''_{h\delta}$ به روش زیر محاسبه می شود [۱۰]:

$$c''_{h\delta} = c'_{h\delta} + 2(c_{l\delta})_{theory} \left[1 - \frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} \right] * \left\{ \tan\left(\frac{\Phi''_{te}}{2}\right) - \left(\frac{t}{c}\right) \right\} \quad (9)$$

که در این رابطه مقدار $(c_{l\delta})_{theory}$ از شکل ۱۲ و مقدار $(c_{l\delta})_{theory}$ از شکل ۱۳ پیدا می شود. اگر شرایط رابطه (۴) ارضا شود، تنها در این حالت می توان گفت:

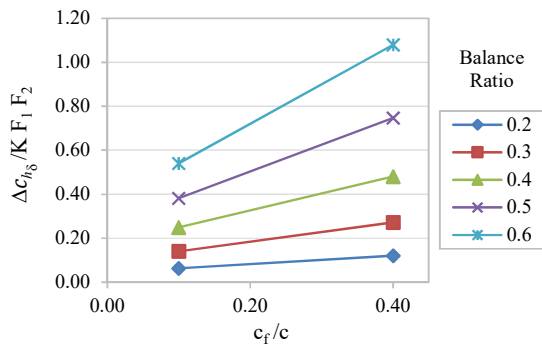
$$c''_{h\delta} = c'_{h\delta} \quad (10)$$

شکل ۱۳- پارامترهای تعیین کننده مقدار $c'_{l\delta}$: $(c_{l\delta})_{theory}$

گام چهارم: از آنجا که مورد نظر در ایلرون دارای Irving internal balance است، مقدار صحیح برای $c_{h\delta}$ به صورت زیر به دست می آید [۱۱]:

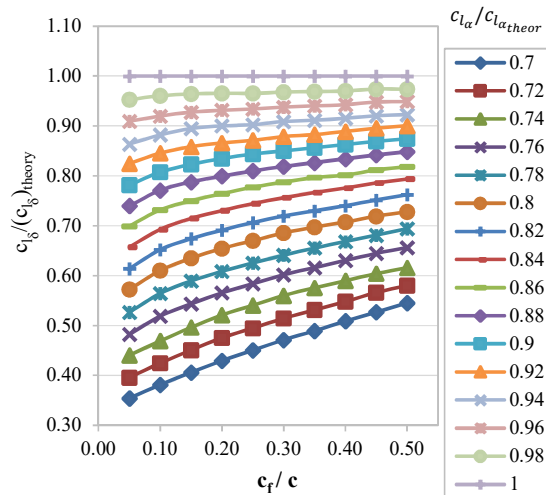
$$c_{h\delta} = c''_{h\delta} + \Delta c_{h\delta} \quad (11)$$

که مقدار $\Delta c_{h\delta}$ به کمک شکل ۱۴ بر حسب نسبت تعادل و نسبت وتر سطح متحرک به وتر متوسط بال به دست می آید:



شکل ۱۴- پارامترهای مؤثر بر $\Delta c_{h\delta}$

که در آن K به صورت شکل ۱۵ به دست می آید:



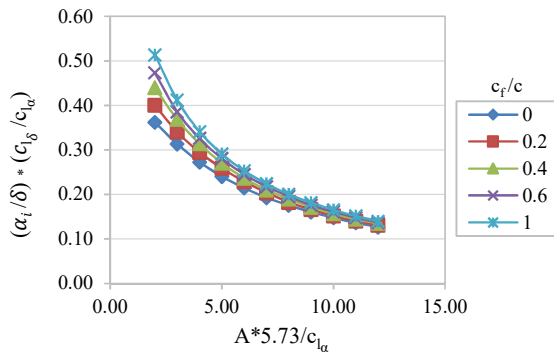
شکل ۱۲- پارامترهای تعیین کننده مقدار $c'_{l\delta}$: $\{c'_{h\delta}/(c_{l\delta})_{theory}\}$

C_{h_0} : ضریب گشتاوری است که در آن زاویه حمله، زاویه انحراف سطح کنترلی و زاویه انحراف زبانه برابر با صفر است.
 C_{h_α} : ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه حمله
 C_{h_δ} : ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر انحراف سطح کنترلی
 $C_{h_{\delta t}}$: ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر انحراف زبانه

۳-۱ ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه حمله (C_{h_α})
 با توجه به اینکه سطوح ایرون برخلاف یکدیگر منحرف می‌شوند [۱۲]:
 $C_{h_0} = 0$ (۱۳)
 $C_{h_\alpha} = 0$ (۱۴)

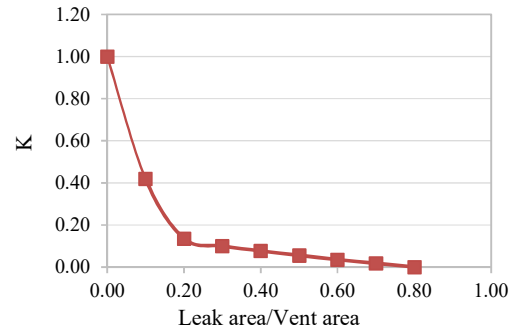
۳-۲ ضریب تغییر گشتاور لولا بر اثر تغییر زاویه انحراف سطح کنترلی (C_{h_δ})
 برای محاسبه C_{h_δ} داریم:
 $C_{h_\delta} = c_{h_\delta} - \frac{\alpha_i}{\delta} c_{h_\alpha} + \Delta C_{h_\delta} [(F_3)_0 + \Delta(F_3)_0] c_{l_\delta}$ (۱۵)
 که در رابطه (۱۵):

مقدار C_{h_δ} تغییرات ضریب گشتاور لولا در سطح کنترلی دوبعدی بر اثر زاویه انحراف سطح کنترلی است که پیش‌تر محاسبه شد. همچنین، مقدار C_{h_α} تغییرات ضریب گشتاور لولا در سطح کنترلی دوبعدی بر اثر زاویه حمله است که پیش‌تر محاسبه شد.
 مقدار $\frac{\alpha_i}{\delta}$ از طریق شکل ۱۸ قابل محاسبه است:



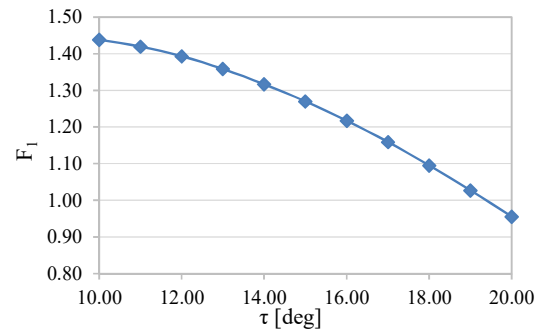
شکل ۱۸- مقدار $\frac{\alpha_i}{\delta}$ بر حسب $A * 5.73 / c_{l_\alpha}$

که در آن A نسبت منظری بال است و C_{l_α} و C_{l_δ} پیش‌تر محاسبه شده‌اند. همچنین، ΔC_{h_δ} به کمک شکل ۱۹ بدست می‌آید:



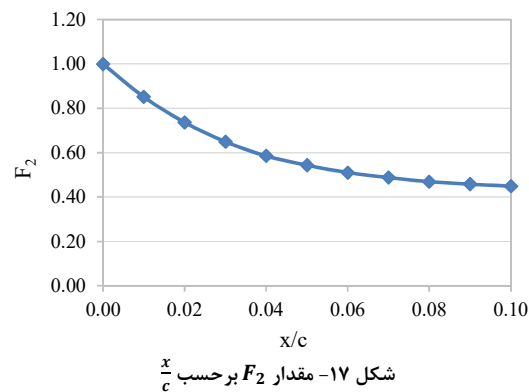
شکل ۱۵- مقدار K بر حسب $(Leak\ area)/(Vent\ area)$

و F_1 به کمک شکل ۱۶ به دست می‌آید:



شکل ۱۶- مقدار F_1 بر حسب τ

و F_2 به کمک شکل ۱۷ بدست می‌آید:



شکل ۱۷- مقدار F_2 بر حسب $\frac{x}{c}$

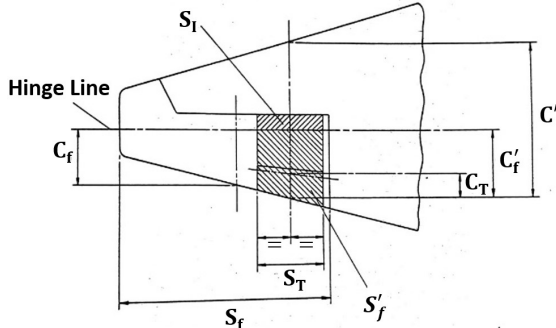
۳- گشتاور لولا سه‌بعدی حول خط لولای سطح کنترلی
 ضریب گشتاور لولای هواپر (سه‌بعدی) حول خط لولای سطح کنترلی از رابطه زیر تخمین زده می‌شود:

$$C_h = C_{h_0} + C_{h_\alpha} \alpha + C_{h_\delta} \delta + C_{h_{\delta t}} \delta_t \quad (۱۲)$$

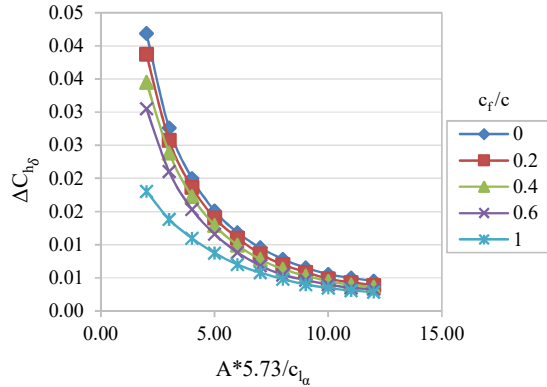
که هر یک از پارامترهای بالا به صورت زیر تعریف می‌شوند:

۳-۳ ضریب گشتاور لولای سه بعدی ($C_{h\delta t}$)

پارامترهای هندسی مؤثر برای محاسبه $C_{h\delta t}$ در شکل ۲۲ نشان داده شده است. که برای محاسبه ضریب گشتاور لولای زبانه سه بعدی $C_{h\delta t}$ می توان از شکل ۲۳ استفاده کرد و همچنین لازم به ذکر است که مقدار F به کمک شکل ۲۴ قابل دستیابی است.

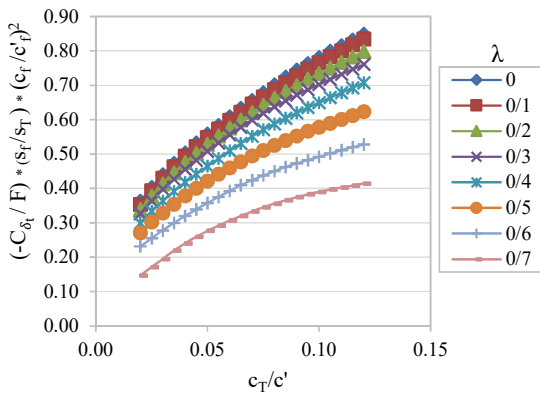


شکل ۲۲- پارامترهای هندسی مؤثر در محاسبه $C_{h\delta t}$

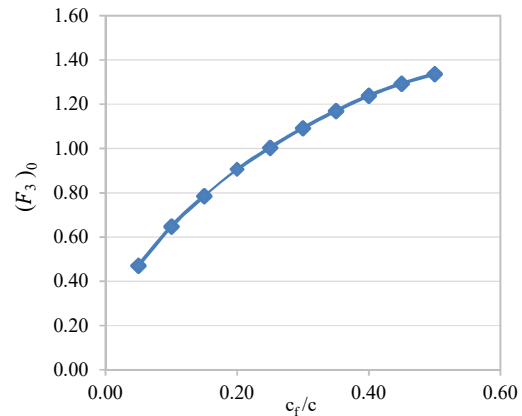


شکل ۱۹- مقدار $\Delta C_{h\delta}$ بر حسب $A * 5.73 / c_{l\alpha}$

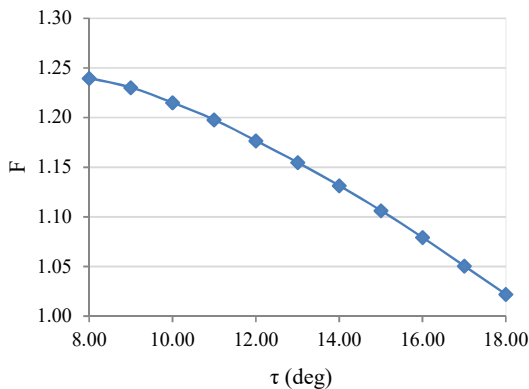
مقدار $(F_3)_0$ را به کمک شکل ۲۰ و همچنین، مقدار $\Delta(F_3)_0$ را به کمک شکل ۲۱ می توان بدست آورد:



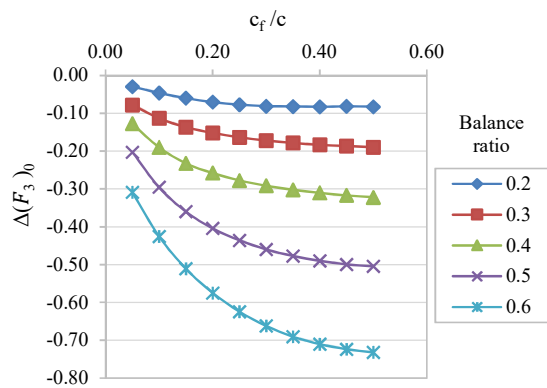
شکل ۲۳- پارامترهای مؤثر بر $C_{h\delta t}$



شکل ۲۰- مقدار $(F_3)_0$ بر حسب c_f / c



شکل ۲۴- مقادیر F بر حسب τ



شکل ۲۱- مقدار $(F_3)_0$ بر حسب c_f / c

جدول ۱- جدول مربوط به اعتبارسنجی

پارامتر موردبررسی	خروجی مرجع	خروجی کد	درصد خطا (%)
$C_{l\alpha} / (C_{l\alpha})_{theory}$	۰/۷۶	۰/۷۶۷۷	۱/۰۱
$C'_{h\alpha} / (C_{h\alpha})_{theory}$	۰/۳۲	۰/۳۴۳۰	۷/۱۸
$(C_{h\alpha})_{theory} [rad^{-1}]$	-۰/۵۰۷	-۰/۵۱۳۵	۱/۲۸
$c'_{h\alpha} [rad^{-1}]$	-۰/۱۶۲	-۰/۱۷۶۱	۸/۷۰
$(C_{l\alpha})_{theory} [rad^{-1}]$	۷/۰۴	۷/۰۳۵۴	۰/۰۶
$c''_{h\alpha} [rad^{-1}]$	-۰/۰۹۷۸	-۰/۱۱۴۰	۱۶/۵۶
$C_{h\delta} / (C_{h\delta})_{theory}$	۰/۷۸۰	۰/۷۸۹۵	۱/۲۱
$(C_{h\delta})_{theory} [rad^{-1}]$	-۰/۸۲۵	-۰/۸۳۵	۱/۲۱
$c'_{h\delta} [rad^{-1}]$	-۰/۶۴۴	-۰/۶۵۹۳	۲/۳۷
$C_{l\delta} / (C_{l\delta})_{theory}$	۰/۶۰۵	۰/۶۱۶۹	۱/۹۶
$(C_{l\delta})_{theory} [rad^{-1}]$	۴/۶۰	۴/۵۹۳۶	۰/۱۴
$c''_{h\delta} [rad^{-1}]$	-۰/۵۷۵	-۰/۵۹۲۴	۳/۰۲
$\Delta C_{h\alpha} / (C_{l\alpha})_{theory}$	۰/۰۳۱۵	۰/۰۳۱۳	۰/۶۴
$\Delta C_{h\alpha} [rad^{-1}]$	۰/۱۸	۰/۱۷۸۴	۰/۸۹
$\Delta C_{h\delta} / kF_1 F_2$	۰/۷۸	۰/۷۸۰۷	۰/۰۹
$\Delta C_{h\delta} [rad^{-1}]$	۰/۴۵	۰/۴۵۹۴	۲/۰۸
k	۰/۶۵	۰/۶۵۶۷	۱/۰۳
F_1	۱/۳۰	۱/۲۹۳۴	۰/۵۰
F_2	۰/۶۸	۰/۶۹۲۹	۱/۸۶
α_i / δ	۰/۲۳۱	۰/۲۳۲۸	۰/۷۸
$\Delta C_{h\delta} [rad^{-1}]$	۰/۰۲۲	۰/۰۲۲۳	۱/۳۶
$-\frac{b_3}{F} \frac{S_f}{S_T} \left(\frac{C_f}{C_f'}\right)^2$	۰/۵۱	۰/۵۱۰۷	۰/۱۳
F	۱/۱۳	۱/۱۳۱۵	۰/۱۳
$C_{h\delta t}$	-۰/۱۹۸	-۰/۱۹۹	۰/۵۰

۷ نتایج

در این بخش نتایج حاصل از محاسبات ارائه می‌شود. مبنای محاسبات، اندازه اصلی (۱۰۰٪) تریم تب و بالانس تب روی هواپیمای موجود است که دارای دهانه ۰/۵۳۶ متر است.

۷-۱ بالانس تب

به منظور بررسی اثر بالانس تب بر گشتاور لولا و متعاقباً نیروی دست خلبان لازم است ابتدا مقدار ایلرون موردنیاز برای مانورهای مختلف محاسبه شود. از آنجا که هدف این مطالعه، بررسی سایز بالانس تب ایلرون است، مهم‌ترین مانور موردبررسی دور زدن به‌خصوص با زوایای غلتش بالا است. از آنجا که هواپیمای مورد نظر از نوع utility است باید دور زدن تا

- اثرات تراکم‌پذیری

اثرات تراکم‌پذیری به کمک معادلات زیر اعمال شده است [۱۳]:

$$C_{h\alpha} = \frac{C_{h\alpha}|_{M=0}}{\sqrt{(1-M^2)}} \cos\Lambda_{c/4} \cos\Lambda_{hl} \quad (۱۶)$$

$$C_{h\delta} = \frac{C_{h\delta}|_{M=0}}{\sqrt{(1-M^2)}} \cos\Lambda_{c/4} \cos\Lambda_{hl} \quad (۱۷)$$

$$C_{h\delta t} = \frac{C_{h\delta t}|_{M=0}}{\sqrt{(1-M^2)}} \cos\Lambda_{c/4} \cos\Lambda_{hl} \quad (۱۸)$$

۵- تریم عرضی-سمتی

به منظور تریم عرضی-سمتی در دور زدن پایا از حل معادله زیر استفاده می‌شود [۱۴]:

$$P = QR \quad (۱۹)$$

که پارامترهای P, Q, R به صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$P = \begin{bmatrix} \beta \\ \delta A \\ \delta R \end{bmatrix} \quad (۲۰)$$

$$Q = \begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\delta A} & C_{Y\delta R} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta A} & C_{l\delta R} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta A} & C_{n\delta R} \end{bmatrix}^{-1} \quad (۲۱)$$

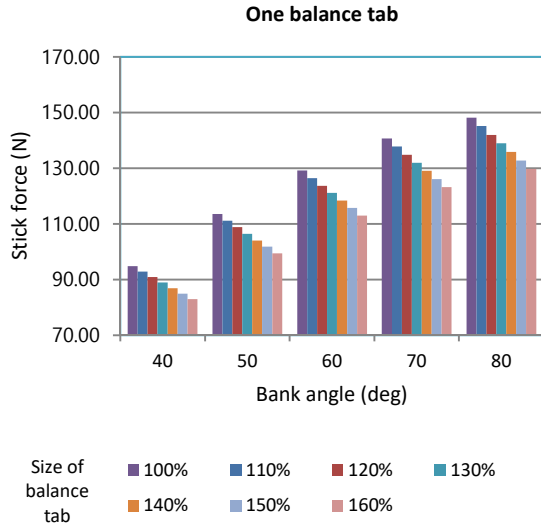
$$R = \begin{bmatrix} -C_{Yr} \frac{bg}{2V} \sin\varphi \\ \frac{(I_{zz} - I_{yy})g^2 \sin^3\varphi}{qSbV^2 \cos\varphi} - C_{lr} \frac{bg}{2V^2} \sin\varphi \\ \frac{I_{xz}g^2 \sin^3\varphi}{qSbV^2 \cos\varphi} - C_{nr} \frac{bg}{2V^2} \sin\varphi \end{bmatrix} \quad (۲۲)$$

با توجه به روابط ارائه‌شده در بخش‌های ۲، ۳، ۴ و ۵، برای این روش شبه‌تجربی جدید، یک کد در نرم‌افزار MATLAB ارائه توسعه داده شده است که امکان اجرای محاسبات تکراری را با سرعت و دقت بالا فراهم می‌آورد. این کد قادر است تا با کسب اطلاعات هندسی بال، ایلرون و زبانه‌ها، نیروی وارد بر دست خلبان را در شرایط مختلف پروازی تخمین بزند. پس از آن، این کد با نمونه‌های حل‌شده موجود در DATCOM و ESDU صحت‌سنجی می‌گردید. سپس، با کسب ورودی‌های هندسی، نتایج به ازای پیکره‌بندی‌های مختلف بالانس تب و تریم تب کسب می‌گردید.

۶ اعتبارسنجی کد توسعه داده شده

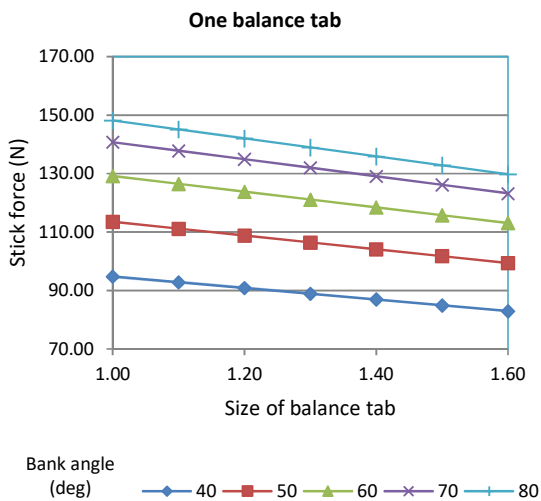
در این بخش، نتایج خروجی کد توسعه داده‌شده با مثال‌های موجود در مراجع [۱۰] و [۱۱] برای ورودی‌های مشابه مقایسه می‌شود. در ادامه جداول مقایسه مقادیر خروجی در هر بخش نشان داده شده است. جدول ۱ مربوط به اعتبارسنجی کد توسعه داده شده با داده‌های موجود در مراجع نامبرده است. همان‌طور که از درصد خطا به‌دست‌آمده از مقایسه داده‌های حاصل از کد متلب با داده‌های موجود در مراجع، مشخص است مقدار این خطا مقدار قابل‌قبولی است و می‌توان گفت کد توسعه داده شده در نرم‌افزار متلب قابلیت اطمینان خوبی دارد.

در شکل ۲۵، اثر زاویه غلتش بر نیروی دست خلبان به ازای اندازه یک بالانس تب مشاهده می‌شود:



شکل ۲۵- اثر زاویه غلتش بر نیروی دست خلبان به ازای اندازه یک بالانس تب

همچنین نتایج برای یک بالانس تب به صورت شکل ۲۶ قابل بیان هستند:



شکل ۲۶- اثر اندازه یک بالانس تب بر نیروی دست خلبان به ازای زوایای مختلف غلتش

۹۰ درجه مورد بررسی قرار گیرد. بر این اساس، لازم است شرایط تریم عرضی-سمتی محاسبه شود. برای این منظور، سرعت در هنگام ورود به مانور ۱۵۰ نات بوده و بر اساس روش توضیح داده شده در ابتدای مقاله، نتایج تریم عرضی-سمتی به صورت زیر به دست آمده است:

جدول ۲- شرایط تریم عرضی-سمتی

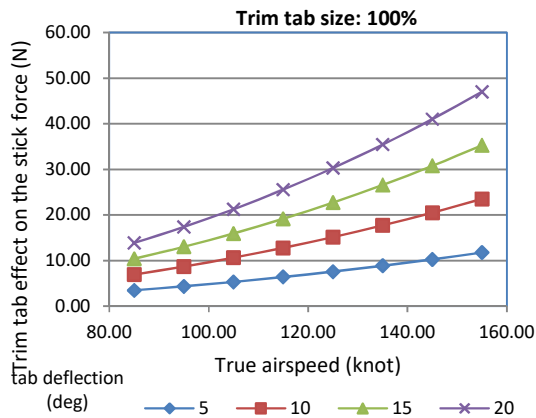
trim conditions			
phi (deg)	beta (deg)	dA (deg)	dR (deg)
۴۰	۱۸/۳	۷/۸	۱۷/۶
۵۰	۲۱/۸	۹/۳	۲۰/۹
۶۰	۲۴/۷	۱۰/۵	۲۳/۷
۷۰	۲۶/۸	۱۱/۴	۲۵/۷
۸۰	۲۸/۱	۱۲/۰	۲۶/۹

ابتدا به بررسی اثر اندازه بالانس تب بر میزان نیروی وارد بر دست خلبان پرداخته می‌شود. برای این منظور، فرض می‌شود که دو بالانس تب با سایز اصلی روی ایلرون‌های بال‌های چپ و راست قرار گیرد. بدیهی است که با افزایش زاویه غلتش و متعاقباً افزایش میزان ایلرون موردنیاز، نیروی دست خلبان افزایش می‌یابد که در نهایت به ۱۱۹ نیوتن می‌رسد. از آنجا که طبق CS-23 ضروری است که در همه فازهای پروازی و تحت همه مانورها، نیروی وارد بر اهرم کنترل در محور غلتش کمتر از ۱۳۳ نیوتن باشد، مشخص است که وجود دو بالانس تب شرط مذکور را اجابت می‌کند. اکنون، بررسی می‌گردد که اگر تنها یکی از ایلرون‌ها دارای بالانس تب باشد چه تأثیری بر نیروی دست خلبان خواهد داشت. مشاهده می‌شود که وجود یک بالانس تب با اندازه اصلی (۱۰۰٪) در زاویه غلتش ۸۰ درجه به میزان ۱۴۸/۲ نیوتن نیرو بر روی دست خلبان وارد می‌کند که از دیدگاه قوانین قابل قبول نیست. با افزایش اندازه‌ی بالانس تب مشاهده می‌شود که نیروی دست خلبان کاهش می‌یابد. در نهایت، در ۱۵۰٪ اندازه اصلی (معادل دهانه ۰/۸۹۴ متر) میزان نیروی وارد شده بر دست خلبان در همه زوایای غلتش به زیر ۱۳۳ نیوتن می‌رسد؛ لذا بالانس تب با این اندازه می‌تواند نیازمندی‌های قانونی را برآورده سازد.

جدول ۳- اثر اندازه بالانس تب بر میزان نیروی وارد بر دست خلبان

phi (deg)	۴۰	۵۰	۶۰	۷۰	۸۰	
two balance tabs	size: ۱۰۰%	۷۶/۱	۹۱/۱	۱۰۳/۷	۱۱۳	۱۱۹
	۱۰۰%	۹۴/۸	۱۱۳/۶	۱۲۹/۲	۱۴۰/۸	۱۴۸/۲
	۱۱۰%	۹۲/۸	۱۱۱/۲	۱۲۶/۵	۱۳۷/۹	۱۴۵/۱
one balance tab	۱۲۰%	۹۰/۹	۱۰۸/۹	۱۲۳/۸	۱۳۴/۹	۱۴۲/۱
	۱۳۰%	۸۸/۹	۱۰۶/۵	۱۲۱/۱	۱۳۲	۱۳۹
	۱۴۰%	۸۷	۱۰۴/۱	۱۱۸/۵	۱۲۹/۱	۱۳۵/۹
	۱۵۰%	۸۵	۱۰۱/۸	۱۱۵/۸	۱۲۶/۲	۱۳۲/۹
	۱۶۰%	۸۳	۹۹/۴	۱۱۳/۱	۱۲۳/۳	۱۲۹/۸

مطابق جدول ۴ مشاهده می‌شود که در سرعت‌های پایین، تریم تب می‌تواند نیروی کمتری را جبران سازد؛ به همین دلیل، در سرعت‌های پایین، تریم تب از توانایی کمتری برخوردار است. این ضعف را باید با افزایش زاویه انحراف تریم تب جبران کرد؛ با این حال، به دلیل وقوع جدایش، افزایش زاویه انحراف تریم تب بیش از ۲۰ درجه ممکن نیست [۱۳]. مشاهده می‌شود که در این حالت، در سرعت ۱/۳ برابر سرعت واماندگی (معادل ۸۵ نات) تریم تب در حداکثر زاویه انحراف خود قادر است ۱۳/۹ نیوتن را خنثی سازد. مطابق قانون CS-23 نیروی طولانی مدت وارد بر دست خلبان نباید بیش از ۲۲ نیوتن باشد. در اینجا فرض کرده‌ایم که تمام این ۲۲ نیوتن باید توسط تریم تب قابل خنثی‌سازی باشد. مشخص است که اندازه اولیه قادر به برآورده کردن این نیاز نیست. در شکل زیر، نمودار نیرویی که تریم تب با اندازه اصلی ۱۰۰٪ (معادل دهانه ۰/۵۹۶ متر) می‌تواند از روی دست خلبان حذف کند نمایش داده شده است:



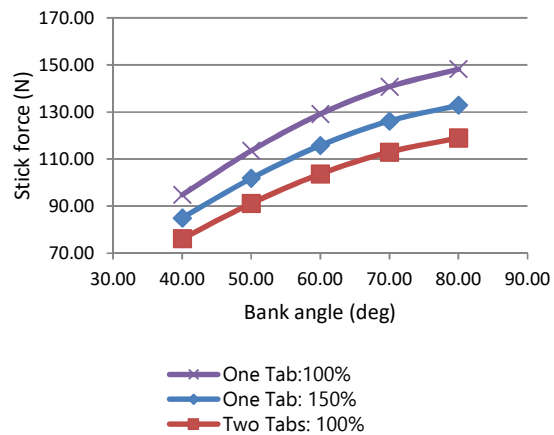
شکل ۲۸- نیرویی که تریم تب با اندازه اصلی ۱۰۰٪ می‌تواند از روی دست خلبان حذف کند

اکنون، با افزایش اندازه، به دنبال تریم تبی هستیم که در سرعت پایین پرواز (۱/۳ برابر سرعت واماندگی معادل ۸۵ نات) قادر به خنثی‌سازی ۲۲ نیوتن نیروی دست خلبان باشد. در این صورت بدیهی است که خلبان قادر است این نیرو را با انحراف تریم تب، نیروی مذکور را جبران نماید و بدون نیاز به اعمال نیروی اهرم کنترل به پرواز ادامه دهد. با افزایش اندازه تا ۱۶۰٪ اندازه اصلی (معادل ۰/۹۵۳ متر) به معیار برآورده می‌گردد.

در نهایت، مقایسه بین سه حالت ارائه می‌گردد:

- دو بالانس تب با اندازه اصلی ۱۰۰٪ (معادل دهانه ۰/۵۹۶ متر)
- یک بالانس تب با اندازه اصلی ۱۰۰٪ (معادل دهانه ۰/۵۹۶ متر)
- یک بالانس تب با اندازه اصلی ۱۵۰٪ (معادل دهانه ۰/۸۹۴ متر)

Comparison of the balance tabs



شکل ۲۷- اثر اندازه یک بالانس تب بر نیروی دست خلبان به ازای زوایای مختلف غلتش

۲-۷ تریم تب

به منظور محاسبه اثر تریم تب بر نیروی وارد بر دست خلبان در زمان‌های طولانی، ابتدا فرض می‌گردد که یک تریم تب با اندازه اصلی ۱۰۰٪ (معادل دهانه ۰/۵۹۶ متر) روی یک ایلرون قرار می‌گیرد. در این حالت، نیروی وارد بر دست خلبان به ازای میزان انحراف تریم تب به شرح جدول ۴ خواهد بود:

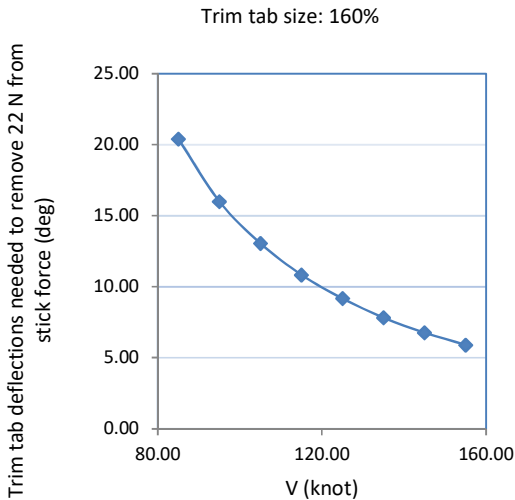
جدول ۴- نیروی وارد بر دست خلبان به ازای میزان انحراف تریم تب با اندازه ۱۰۰٪

Trim tab effect on the stick force (N)	v (knot)	delta tab (deg)			
		۵	۱۰	۱۵	۲۰
۸۵	۳/۵	۶/۹	۱۰/۴	۱۳/۹	
۹۵	۴/۳	۸/۷	13	۱۷/۴	
۱۰۵	۵/۳	۱۰/۶	۱۵/۹	۲۱/۳	
۱۱۵	۶/۴	۱۲/۸	۱۹/۲	۲۵/۶	
۱۲۵	۷/۶	۱۵/۱	۲۲/۷	۳۰/۳	
۱۳۵	۸/۹	۱۷/۷	۲۶/۶	۳۵/۴	
۱۴۵	۱۰/۳	۲۰/۵	۳۰/۸	41	
۱۵۵	۱۱/۸	۲۳/۵	۳۵/۳	47	

جدول ۵- نیروی وارد بر دست خلبان به ازای میزان انحراف

تریم تب با اندازه ۱۶۰٪

delta tab (deg)		۵	۱۰	۱۵	۲۰
Size: 160%	۸۵	۵/۵	۱۱/۱	۱۶/۶	۲۲/۲
	۹۵	۶/۹	۱۳/۹	۲۰/۸	۲۷/۸
	۱۰۵	۸/۵	۱۷	۲۵/۵	۳۴
	۱۱۵	۱۰/۲	۲۰/۵	۳۰/۷	۴۰/۹
	۱۲۵	۱۲/۱	۲۴/۲	۳۶/۳	۴۸/۵
	۱۳۵	۱۴/۲	۲۸/۴	۴۲/۵	۵۶/۷
	۱۴۵	۱۶/۴	۳۲/۸	۴۹/۲	۶۵/۶
	۱۵۵	۱۸/۸	۳۷/۶	۵۶/۵	۷۵/۳



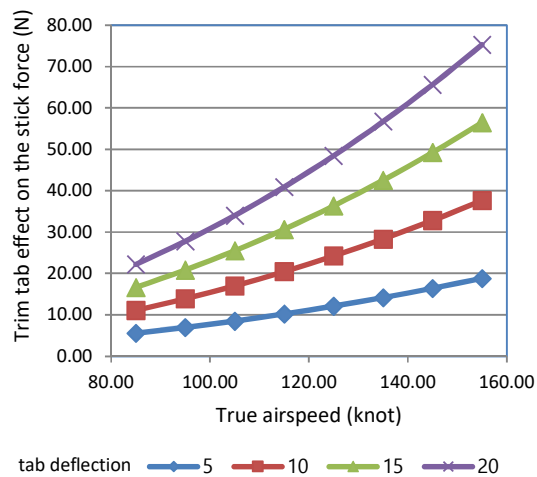
در شکل زیر، نمودار نیرویی که تریم تب با ۱۶۰٪ اندازه اصلی (معادل ۰/۹۵۳ متر) می‌تواند از روی دست خلبان حذف کند نمایش داده شده است:

شکل ۳۰- انحراف تریم تب مورد نیاز برای حذف ۲۲ نیوتن از روی اهرم کنترل

۸ نتیجه‌گیری

در این پژوهش روش جدید برای محاسبه گشتاور لولا مطابق مشخصات هندسی ایلرون داخلی و خارجی یک هواپیمای خاص ارائه شد. روش ارائه شده ترکیبی از روش‌های شبه تجربی DATCOM و ESDU است. سپس مطابق این روش شبه تجربی، یک کد محاسباتی در محیط برنامه‌نویسی متلب توسعه داده شد. کد محاسباتی توسعه داده شده قادر است با کسب اطلاعات هندسی بال، ایلرون و زبانه‌ها، نیروی وارد بر دست خلبان را در شرایط مختلف پروازی محاسبه کند. اعتبارسنجی این پژوهش از طریق مقایسه نتایج حاصل از کد عددی توسعه داده شده با نتایج موجود در DATCOM و ESDU برای نمونه‌های حل شده انجام شده است که نتایج آن در بخش اعتبارسنجی ارائه شده است. با توجه به نتایج کسب شده در بخش قبل، مشاهده می‌شود در حالتی که بالانس تب اولیه هواپیما مورد نظر که روی هر دو ایلرون با اندازه اصلی ۱۰۰٪ (معادل دهانه ۰/۵۹۶ متر) قرار داشته باشد به راحتی قوانین را اجابت می‌کند. اما اگر لازم باشد تا بالانس تب تنها بر روی یک ایلرون قرار گیرد باید اندازه آن تا ۱۵۰٪ اندازه اصلی (معادل دهانه ۰/۸۹۴ متر) افزایش داد. همچنین استفاده از تریم تب با اندازه اصلی ۱۰۰٪ (معادل دهانه ۰/۵۹۶ متر) روی یک ایلرون در سرعت‌های پایین کفایت نمی‌کند و اگر لازم باشد تا تریم تب تنها بر روی یک ایلرون قرار گیرد باید اندازه آن تا ۱۶۰٪ اندازه اصلی (معادل ۰/۹۵۳ متر) افزایش یابد.

Trim tab size: 160%



شکل ۲۹- نیرویی که تریم تب با ۱۶۰٪ اندازه اصلی می‌تواند از روی دست خلبان حذف کند

در نهایت، میزان انحراف مورد نیاز در برای جبران ۲۲ نیوتن نیروی روی دست خلبان در سرعت‌های مختلف نمایش داده شده است:

- [5] E. M. Hambrick and N. M. Thomason, "Hinge Moment Measurement System for Wind Tunnel Aircraft Models," no. June, 2010.
- [6] D. Herdiana, "Investigation of aileron hinge moment of national transport," no. November 2015, pp. 45–51, 2020.
- [7] O. V. Pavlenko and E. A. Pigusov, "Numerical investigation of the aerodynamic loads and hinge moments of the flap with boundary layer control," *AIP Conf. Proc.*, vol. 1959, 2018.
- [8] C. Cabaleiro de la Hoz and M. Fioriti, "New methodology for flight control system sizing and hinge moment estimation," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, p. 095441002110631, Dec. 2021.
- [9] J. Roskam, "Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics," *Airpl. Des.*, vol. 21, pp. 213–354, 1987.
- [10] R. D. Finck, "USAF Stability and Control DATCOM. Wright-Patterson Air Force Base: Air Force Flight Dynamics Laboratory, April, 1978.(1 2) Sharpes, DG" Qualification of the Da tcom for Sweptforward Wing Planforms-A Summary of Work to Date.," AIAA-83-1836, July, 1983.
- [11] E. S. D. U. (ESDU), "LIGHT AND GENERAL AVIATION AERODYNAMICS."
- [12] J. Roskam, *Airplane design VII: determination of stability, control and performance characteristics: Far and military requirements*, vol. 1. DARcorporation, 1985.
- [13] J. Roskam, *Airplane Design: Preliminary Sizing of Airplanes. Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion Sytem. Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles. Layout Design of Landing Gear Systems. Compo.* Roskam aviation and engineering corporation, 1989.
- [14] J. Roskam, *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. DARcorporation, 1995.

۹ فهرست علائم

واحد	علائم
m	دهانه بال b
m^2	سطح مرجع بال S
	نسبت منظری A
deg	پس‌گرایی بال در یک‌چهارم وتر $A_{c/4}$
m	وتر هواپر c
m	وتر بالانس آیرودینامیکی جلوتر از خط لولا c_b
m	ضخامت سطح کنترلی در مقطع خط لولا t_c
m	فاصله لبه انتهایی پوسته بال با موقعیت فشار بیشینه سطح کنترلی x
deg	زاویه پس‌گرایی بال در خط لولا A_{hl}
m^2	مساحت سطح کنترلی در عقب خط لولا S_f
m	دهانه سطح کنترلی b_f
m^2	مساحت زبانه عقب‌تر از خط لولای خودش S_t
m	دهانه زبانه b_t
m^2	مساحت سطح کنترلی پشت خط لولا اندازه‌گیری شده در دهانه زبانه S'_f
m^2	مساحت سطح کنترلی جلوی خط لولا اندازه‌گیری شده در دهانه زبانه S_1
m	وتر محلی بال در مقطع وسط زبانه c
deg	زاویه پس‌گرایی خط لولای زبانه A_{hlt}
deg	زاویه انحراف سطح زبانه δ_t
deg	زاویه حمله α
deg	زاویه انحراف سطح کنترلی δ

۱۰ مراجع

- [1] D. Grismer, M. Grismer, J. Simon, and J. Tinapple, "An experimental investigation of factors influencing hinge moments," in *18th Applied Aerodynamics Conference*, 2000, p. 4016.
- [2] P. J. Ansell, M. B. Bragg, and M. F. Kerho, "Envelope protection system for iced airfoils using flap hinge moment," *SAE Tech. Pap.*, no. July, pp. 1–14, 2011.
- [3] M.-G. Ko, "Flap Hinge Moment Estimation through Ground and Flight Tests," *J. Korean Soc. Aeronaut. Sp. Sci.*, vol. 46, no. 6, pp. 464–470, 2018.
- [4] *Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe (FAA-H-8083-31A), Volume I*. the United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Airman Testing Standards Branch, AFS-630, P.O. Box 25082, Oklahoma City, OK 73125., 2018.