

معرفی و ارزیابی نرم افزار تدوین شده محاسبات آیرودینامیکی هواپیماهای سبک ملخی "نمایه"

سید امین باقرزاده^۱، محمد علی شاهی آشتیانی^۲، محسن رستمی^۳

۱- دانشگاه آزاد اسلامی واحد نجف آباد - دانشکده فنی و مهندسی

۲- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - دانشکده مهندسی هوافضا

۳- دانشگاه تهران - دانشکده علوم و فنون نوین - گروه مهندسی هوافضا

چکیده

می‌نماید اگرچه از یک سو، مشکلاتی مانند کسب داده‌های صحیح پروازی در حضور نویزها و انواع خطاها و نیز عدم وجود روش‌هایی کاملاً مناسب برای شناسایی سیستم اجسام پرنده، محدودکننده این شیوه است؛ و از سوی دیگر، استفاده از این شیوه تنها پس از ساخت نمونه پروازی و با صرف زمان و هزینه‌ی بسیار بالا میسر است. آزمایش‌های تونل باد یکی دیگر از شیوه‌های مدل‌سازی آیرودینامیکی است که امکان کسب مشخصات آیرودینامیکی را به صورت آزمایشگاهی و بدون نیاز به حل معادلات تحلیلی فراهم می‌آورد؛ اما این روش عمدتاً دارای محدودیت‌هایی مانند مقیاس مدل، عدد رینولدز، عدم دقت بالا در مشتقات دینامیکی و اثرات متقابل ضربی است. همچنین این روش به زمان و هزینه نسبتاً بالایی برای ساخت مدل آزمایشگاهی و تحلیل داده‌ها نیاز دارد و منوط به ثابت شدن تقریبی همه اجزای هواپیماست.

روش دیگر، استفاده از شیوه‌های دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) برای مدل‌سازی آیرودینامیکی از طریق حل عددی معادلات نویر-استوکس است. مزیت عمده این روش، زمان و هزینه متوسط آن است؛ در حالی که این رهیافت به دلیل مشکلات عددی روش‌ها، شیوه‌های شبکه-بندی و دشواری اعتبارسنجی دارای محدودیت‌های فراوانی می‌باشد و در عین حال حساسیت بالای این روش به مشخصات هندسی کلیه بخش‌های هواپیما، استفاده از آن را تا زمان استخراج مدل ۳ بعدی دقیق از هواپیما در فاز طراحی اولیه به تعویق می‌اندازد. مضاف بر آنکه به دلیل هزینه محاسباتی نسبتاً بالا برای یک مدل مقیاس کامل، امکان حساسیت‌سنجی بر روی پارامترها وجود ندارد که این خود موجب می‌شود ارتباط بین متغیرهای هندسی و شرایط پروازی بر کیفیت پروازی و عملکرد هواپیما ناشناخته باقی بماند. با توجه به موارد بالا، استفاده از رهیافت‌های یادشده برای تحلیل یکپارچه آیرودینامیک و دینامیک پرواز در فاز طراحی اولیه مطلوب نمی‌باشند.

یکی از رهیافت‌های بسیار پرکاربرد در فاز طراحی اولیه هواپیما، استفاده از روش‌های شبه تجربی است. در این دیدگاه، مشخصات آیرودینامیکی جسم پرنده به کمک ساختارهایی مبتنی بر تئوری‌های پایه‌ای آیرودینامیک و شیوه‌های مهندسی استخراج می‌شود و در مرحله بعد متغیرهای آن ساختار توسط داده‌های پروازی هواپیماهای مشابه و نتایج آزمایش‌های مجزا (در قالب معادلات شبه تجربی، جداول، گراف‌ها و چارت‌ها) بدست می‌آید. به همین دلیل، این رهیافت بیشتر متکی بر آزمایش‌های عملی و مشاهدات است تا متکی بر تحلیل. مزیت عمده این رهیافت، سهولت اجرا، زمان و هزینه اندک محاسبات و دقت نسبتاً قابل قبول نتایج آن در حوزه هواپیماهای مورد بررسی است. همچنین به کمک این شیوه می‌توان به کسب مشخصات آیرودینامیکی در همه نقاط پاکت پروازی پرداخت. این ویژگی‌ها امکان حساسیت‌سنجی نتایج تحلیل‌های پایداری، کنترل و عملکرد را نسبت به متغیرهای هندسی، آیرودینامیکی و شرایط پرواز فراهم می‌آورد و آن را برای فاز طراحی اولیه هواپیما مناسب می‌سازد. از این رو

این پژوهش به معرفی و ارزیابی نرم‌افزار محاسبات آیرودینامیکی هواپیماهای سبک ملخی "نمایه" می‌پردازد. این نرم‌افزار، مبتنی بر روش شبه تجربی بهبود یافته است که تمامی مشخصه‌های آیرودینامیکی و مشتقات پایداری و کنترل هواپیماهای سبک ملخی را به صورت یکپارچه در محیط MATLAB تخمین می‌زند. در این مقاله، نتایج محاسبات حاصل از نرم‌افزار نمایه، برای یک هواپیمای سبک چهارنفره ملخی تک موتور سبک با نتایج حاصل از آزمایش تونل باد و کدهای تجاری موجود (مانند افزارهای Digital DATCOM (DD) و CMARC) مورد مقایسه و تحلیل قرار گرفته است. نتایج ارزیابی‌ها، نشان دهنده دقت مناسب کد نمایه در محاسبات آیرودینامیکی و مشتقات پایداری و کنترل (که برای فاز طراحی اولیه هواپیما مورد نیاز است) می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: ضرایب و مشتقات پایداری، روش‌های شبه تجربی، هواپیماهای سبک ملخی، نرم‌افزار.

مقدمه

در هریک از فازهای طراحی هواپیما، دستیابی به یک مدل آیرودینامیکی مناسب برای ایجاد ارتباط بین شکل هندسی هواپیما و رفتار دینامیک پرواز هواپیما، امری ضروری است. چنین مدلی باید بر اساس داده‌های موجود در هر فاز طراحی و منطبق بر نیازمندی‌های آن فاز استخراج شود. یک مسئله غامض در فرآیند طراحی هواپیما، آن است که در فاز طراحی اولیه به یک مدل نسبتاً دقیق آیرودینامیکی برای تحلیل‌های مرتبط با دینامیک پرواز شامل پایداری، کنترل و عملکرد نیاز است؛ در حالی که در این فاز، پیکره‌بندی، اندازه‌سازی و یکپارچه‌سازی اجزا به صورت دائم در حال تغییر است. این موضوع بیانگر یکی از چرخه‌های طراحی هواپیماست که در آن با انتخاب مشخصات هندسی هواپیما، متعاقباً ضرایب آیرودینامیکی حاصل می‌شود که به نوبه‌ی خود به همراه برخی مشخصات دیگر هواپیما (مانند وزن، ممان‌های اینرسی و مرکز جرم) منجر به کسب ویژگی‌های پایداری، کنترل و عملکرد می‌شود و در نهایت، با توجه به نیازمندی‌های مد نظر در زمینه دینامیک پرواز، منجر به تغییر مشخصات هندسی هواپیما می‌گردد. لذا لازم است تا روشی برای تحلیل یکپارچه آیرودینامیک و دینامیک پرواز در فاز طراحی اولیه وجود داشته باشد تا طراح را قادر سازد با صرف زمان و هزینه مناسب، مدل آیرودینامیکی دارای دقت کافی را از داده‌های هندسی کسب کرده و از این طریق ارتباط ابتدا و انتهای سیکل را فراهم سازد.

تاکنون، رهیافت‌های متعددی برای مدل‌سازی آیرودینامیکی اجسام پرنده توسعه یافته است که هرکدام دارای مزایا و معایب خود هستند. این روش‌ها را می‌توان به صورت یک طیف تلقی نمود که در آن زمان، هزینه و دقت از بالا به پایین گسترده شده‌اند. به عنوان مثال، استفاده از آزمایش‌های پروازی، امکان کسب مشخصات آیرودینامیکی صحیح و دقیق را در همه‌ی پاکت پروازی عملیاتی از داده‌های آزمایش‌های پروازی فراهم

۱- استادیار، عضو هیئت علمی دانشگاه آزاد اسلامی واحد نجف آباد

۲- دانشیار، عضو هیئت علمی دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، ۰۹۱۷۱۰۱۷۵۰۱@msn.rostami@ut.ac.ir (نویسنده مخاطب)

تا کنون روش‌های شبه تجربی مختلفی برای مدل‌سازی آیرودینامیکی ارائه شده‌اند، مانند DATCOM, Hoerner, RAE Standard Method, Schemenski, ES DU (و غیره). در مقابل، ضعف عمده روش‌های شبه تجربی در اعتبارسنجی و صحت‌سنجی نتایج حاصل از این روش‌هاست. از این رو تا کنون مطالعات گسترده‌ای صورت گرفته است تا نتایج روش‌های شبه تجربی را با نتایج سایر روش‌ها مانند روش‌های تحلیلی، عددی، آزمایش‌های تونل باد و آزمایش‌های پروازی مقایسه نماید.

به عنوان مثال، مرجع [۱] به مقایسه روش شبه تجربی DD برای چهار هواپیمای جنگنده شامل F-15 و F-111 با داده‌های تونل باد و آزمایش‌های پروازی پرداخته و به این جمع‌بندی رسیده است که DD ابزار مناسب و قابل اعتمادی برای تخمین ضرایب پایداری طولی و عرضی هواپیماهای جنگنده است.

مرجع [۲] برای هواپیمای F-18 به مقایسه تخمین‌های DD و یک مدل VLM با داده‌های تونل باد برای ضرایب مختلف پایداری و کنترلی، طولی و عرضی، استاتیکی و دینامیکی در دو سرعت زیرصوت پرداخته است. نتایج بیانگر آن است که در اکثر موارد نتایج روش شبه تجربی مناسب است؛ در حالی که برای ضرایب β نتایج چندان مطلوب نبوده است.

مرجع [۳] به مقایسه نتایج روش DD با یک روش ترکیبی (به نام ASAP) و داده‌های کسب‌شده از آزمایش‌های تونل باد و آزمایش‌های پروازی برای یک هواپیمای High Speed Civil Transport (HSCT) در شرایط پروازی پرواز مافوق صوت و مادون صوت پرداخته و نشان داده است که نتایج کسب‌شده از روش‌های شبه تجربی عمدتاً دارای دقت مناسبی هستند؛ در حالی که برخی از نتایج مانند $C_{m\alpha}$ دارای دقت متوسط و برخی از نتایج مانند $C_{l\beta}$ دارای دقت نسبتاً کمی هستند.

مرجع [۴] برای یک هواپیمای بدون سرنشین با پیکره‌بندی غیرمتعارف روش دتکام را با یک روش VLM به نام VLLAMAR و یک روش ترکیبی به نام HASC مقایسه نموده و نشان داده است که روش شبه تجربی DD دارای بالاترین دقت در بین سایر روش‌هاست؛ اگرچه DD برای تحلیل پیکره‌بندی‌های غیرمتعارف توسعه داده نشده است.

مرجع [۵] به مقایسه نتایج DD با دو روش VLM و دو روش محاسبات سیالات عددی Euler و RANS و بررسی ترکیب این روش‌ها به منظور بهبود پیش‌بینی‌ها برای یک هواپیمای بدون سرنشین عمومی با پیکره‌بندی غیرمتعارف پرداخته است. نتایج نشان می‌دهند که تا زاویه حمله ۱۲ درجه، تخمین DD بسیار نزدیک به نتایج CFD است؛ اما پس از آن روند نمودارها متفاوت می‌باشد.

مرجع [۶] چندین روش مختلف شامل سه روش حل عددی، سه روش جریان پتانسیل و روش شبه تجربی DD را با داده‌های تونل باد برای یک هواپیمای بدون سرنشین متعارف مقایسه نموده و نشان داده است که نتایج DD با داده‌های آزمایش تونل باد در ناحیه خطی همخوانی خوبی دارد. این تطابق برای نیروی برآ و ممان پیش‌گامی بالاتر و برای پسا، نیروی جانبی و ممان غلتشی به نسبت کمتر است.

مرجع [۷] برای بهبود محاسبه ضرایب پایداری و کنترل به ارائه یک روش شبه تجربی جدید به نام FDerivatives پرداخته و نتایج این روش را با DD و نتایج آزمایش‌های پروازی در رژیم زیرصوت برای هواپیمای جت مسافربری Hawker 800 XP پرداخته که مؤید قابلیت استفاده از روش‌های شبه تجربی در مراحل اولیه طراحی است.

به صورت مشابه، مرجع [۸] نیز به مطالعه هواپیمای جت X-31 که دارای کانارد می‌باشد، پرداخته و نتایج مشابهی را از مقایسه FDerivatives، DD و داده‌های تونل باد بدست آورده است.

مرجع [۹] به مقایسه نتایج Vortex Lattice Method (VLM) با نتایج DD پرداخته و نشان داده است که برای یک هواپیمای سبک در محدوده خطی میان ضرایب برآ و ممان پیش‌گامی تخمین زده‌شده توسط دو روش در زوایای الویتور و فلپ مختلف تطابق بسیار بالایی وجود دارد. برای مطالعه بیشتر درباره صحت‌سنجی و اعتبارسنجی نتایج روش‌های شبه تجربی برای مدل‌سازی آیرودینامیکی به مراجع [۱۰] تا [۱۴] نگاه کنید.

ضعف دیگر روش‌های شبه تجربی در برون‌یابی اطلاعات و عدم دقت کافی برای هواپیماهای جدید و پیچیده است. این امر موجب می‌شود که یک مدل عمومی مانند DD نتواند برای همه کلاس‌های هواپیما (شامل پیکربندی، هندسه، نوع سامانه پیش‌رانش و شرایط پروازی متفاوت) مؤثر باشد. لذا لازم است تا برای هر کلاس از هواپیماها بر اساس شیوه‌های موجودکد ویژه‌ای توسعه یابد که متناسب با شرایط ویژه آن کلاس از هواپیماها باشد. براساس تجارب نگارندگان، یکی از موضوعاتی که در روش‌های شبه تجربی موجود چندان مورد توجه قرار نگرفته است، تخمین نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی برای هواپیماهای ملخی به ویژه در شرایط موتور روشن است.

از معدود مطالعات انجام‌شده در این زمینه، دو گزارش با عناوین مشخصه‌های آیرودینامیکی طولی و مشخصه‌های آیرودینامیکی عرضی - سمتی در وسایل پرنده دوموتوره ملخی سبک [۱۵ و ۱۶] است که در سال ۱۹۷۲ توسط سازمان ناسا توسعه یافته است. علی‌رغم ارائه‌ی روش بسیار کاربردی، مراجع یادشده دارای نواقصی هستند که استفاده از آنها را برای تخمین آیرودینامیک همه‌ی هواپیماهای کلاس سبک ملخی غیرممکن می‌سازد (به بخش بعد رجوع کنید). از این رو، در مطالعه حاضر سعی شده است تا در عین حفظ ساختار ارایه شده توسط مراجع [۱۵ و ۱۶]، نواقص موجود در آن با استفاده از اطلاعات مراجع [۱۷ و ۱۸] مرتفع گردد. حاصل این مطالعه، یک روش شبه تجربی بهبودیافته برای تخمین مشخصه‌های آیرودینامیکی و مشتقات پایداری و کنترل هواپیماهای تک موتوره و دوموتوره ملخی سبک است که به منظور فراهم آوردن امکان انجام محاسبات به صورت سیستماتیک، در محیط MATLAB پیاده‌سازی شده است و در اینجا تحت نام "نرم‌افزار محاسبات آیرودینامیکی هواپیماهای سبک ملخی (نمایه)" ارائه می‌گردد.

بهبودهای صورت گرفته

بطور کلی اصلاحات صورت گرفته در این مطالعه در مقایسه با مراجع [۱۵ و ۱۶] را می‌توان به حوزه‌های کلی زیر تقسیم بندی کرد:

❖ اصلاحات مربوط به برآی بالهای دارای پیش‌گام

در این بخش مشخصه‌های برای بال و دم افقی در حالات کامل (که شامل بخش پوشیده شده توسط بدنه نیز می‌باشد) و ناحیه exposed محاسبه شده است. از مفهوم ناحیه exposed برای محاسبه برآی خالص موتور خاموش و مشخصه‌های ممان طولی و از مفهوم ناحیه کامل نیز در محاسبه بیشینه ضریب برآ، پسا و اثرات موتور استفاده شده است. شیب منحنی برآی بال دارای باریک شونده‌گی در ناحیه زیر صوت تا $M=0.6$ می‌تواند با استفاده از تئوری خطی برای اصلاح شده بر اساس مرجع [۱۷] محاسبه گردد.

$$\frac{C_{L\alpha}}{A} = \frac{2\pi}{2 + \sqrt{\frac{A^2}{k^2}(B^2 + \tan^2 \Lambda_{c/2}) + 4}} \quad (1)$$

که در این معادله $M^2 = 1 - \beta^2$ و $k = \frac{c_{l\alpha}}{2\pi}$ است. بیشینه ضریب برآ و زاویه حمله مربوط به بیشینه برآی بال در شرایط زیر صوت تا $M=0.6$ می‌تواند با استفاده از روش شبه آزمایشگاهی مرجع [۱۷] محاسبه گردد.

این محاسبات برای بال با ضریب منظری بالا قابلیت انطباق دارد و تعریف ضریب منظری بالا با استفاده بصورت زیر است:

$$A > \frac{3}{(C_1+1) \cos \Lambda_{1e}} \quad (2)$$

که در این رابطه پارامتر C_1 با استفاده از نمودار ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می آید. بیشینه ضریب برآ با استفاده از رابطه (۳) بدست می آید:

$$C_{Lmax} = \frac{C_{Lmax}}{C_{1max}} C_{1max} + \Delta C_{Lmax} \quad (3)$$

که در این رابطه پارامترهای $\frac{C_{Lmax}}{C_{1max}}$ و ΔC_{Lmax} با استفاده از مرجع [۱۷] بدست می آیند در ادامه برای بدست آوردن زاویه حمله برآی بیشینه از رابطه (۴) استفاده شده است:

$$\alpha_{C_{Lmax}} = \frac{C_{Lmax}}{C_{L\alpha}} + \alpha_0 + \Delta \alpha_{C_{Lmax}} \quad (4)$$

که در این رابطه برای بدست آوردن α_0 در مورد بال بدون پیچش داریم:

$$(\alpha_0)_{\theta=0} = \alpha_i - \frac{C_{li}}{C_{l\alpha}} \quad (5)$$

که مقادیر C_{li} و α_i در واقع ضریب برای طراحی مقطع و مقدار متناظر زاویه حمله در مورد آن است. برای محاسبه زاویه حمله برآ-صفر در مورد بالهای با پیچش خطی و سطح مقطع ثابت می توان از رابطه زیر استفاده کرد.

$$\alpha_0 = (\alpha_0)_{\theta=0} + \left(\frac{\Delta \alpha_0}{\theta}\right) \theta \quad (6)$$

که در این رابطه پارامتر $\frac{\Delta \alpha_0}{\theta}$ بیانگر تغییر زاویه حمله برآ-صفر در اثر یک تغییر واحد در پیچش خطی بال است. این پارامتر با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می آید. پارامتر θ نیز بیانگر میزان پیچش در واحد درجه است. در نهایت در رابطه (۴) پارامتر $\Delta \alpha_{C_{Lmax}}$ با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست خواهد آمد.

❖ گشتاور چرخشی برآ-صفر

ممان طولی برآ- صفر در سرعتهای پایین بر اساس تئوری خطی برآ با پیچش خطی با استفاده از رابطه γ که برگرفته از مرجع [۱۷] است، بدست می آید.

$$C_{m_0} = (C_{m_0})_{\theta=0} + \left(\frac{\Delta C_{m_0}}{\theta}\right) \theta \quad (7)$$

که در این رابطه $(C_{m_0})_{\theta=0}$ ضریب گشتاور پیچشی برآ صفر بال بدون پیچش است. در این رابطه θ بیانگر پیچش خطی است و بصورت درجه بیان می شود. پارامتر $\frac{\Delta C_{m_0}}{\theta}$ نیز که بیانگر ممان طولی برآ- صفر بال نسبت به تغییر خطی واحد در پیچش بال است با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می آید. ضرایب ممان طولی برآ- صفر سطوح برآ در بال سطح مقطع ثابت و بدون پیچش با استفاده از رابطه تجربی زیر بدست می آید:

$$C_{m_0} = c_{m_0} \frac{A \cos \Lambda_{c/4} \frac{1+\lambda}{2} \cos \Lambda_{c/4}}{A+2 \cos \Lambda_{c/4}} \quad (8)$$

که در این رابطه C_{m_0} ضریب ممان طولی برآ- صفر مقطع سطح است.

❖ پسای سطوح دارای پیچش

پسای ناشی از برای بال تشکیل شده است از پسای القایی ناشی از سیستم ورتکس فرووزش و پسای ویسکوز ناشی از لایه مرزی سطح بالایی که با افزایش زاویه حمله افزایش می یابد. در مرجع [۱۷] پسای القایی یک بال در شرایط مادون صوت به صورت زیر بیان می گردد.

$$C_{D_i} = \frac{C_{Lw}^2}{\pi A W e} \quad (9)$$

که در این رابطه e فاکتور راندمان آسوالد است. این معادله محدودیت کاربرد دارد و مقادیر آن برای بالهای یک تکه در زیر زاویه حمله بیشینه $\frac{L}{D}$

کاربرد دارند. بالاتر از این ناحیه جدایش جریان در ناحیه عقب بال منجر به افزایش قابل توجه پسا شده و از مقادیر محاسبه شده خیلی فاصله می-گیرد. از طرفی این رابطه برای بالهای با پسگرایی نیز قابلیت کاربرد ندارد. با توجه به مرجع [۱۷] برای بدست آوردن پسای القایی در شرایطی برای بال دارای پیچش می توان از رابطه زیر استفاده کرد:

$$C_{D_i} = (C_{D_i})_0 + C_{L_i} \theta C_{l\alpha} v + (\theta C_{l\alpha})^2 w \quad (10)$$

که در این رابطه θ پیچش کلی بال است، v یک فاکتور پسای القایی است و با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می آید. پارامتر w نیز یک فاکتور پسای القایی بوده و با استفاده از ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می آید. $(C_{D_i})_0$ نیز پسای القایی متناظر با بال بدون پیچش است و با توجه به مرجع [۱۵] بدست آمده است.

❖ اثرات سطح برآزای فلپ

محاسبات مربوط به سطوح برآزای مبنای روابط ارایه شده در مرجع [۱۵] صورت پذیرفته است اما با توجه به اینکه گرافهای ارایه شده در این گزارش صرفاً مربوط به سطوح $split$ و $plain$ بوده است، روابط و گرافهای مربوط به سطوح مختلف دیگر نیز با استفاده از مرجع [۱۷] مورد ارزیابی قرار گرفته است. غالب محاسبات اصلاحی و گرافهای جدید مورد استفاده مربوط به ضرایب برآ در حالت بیشینه بوده است. افزایش بیشینه ضریب برآ به سبب فلپهای لبه فرار می تواند با استفاده از رابطه زیر بدست آید.

$$L_{max(wf)} = CL_{max(wf)\delta_{flap=0}} + \Delta C_{l_{maxflap}} \left(\frac{S_w}{S_w}\right)_{flap} K_{\Lambda} \quad (11)$$

که در این رابطه $(\Delta C_{l_{max}})_{flap}$ افزایش $C_{L_{max}}$ ناشی از تغییر موقعیت فلپ و $(S_w)_{flap}$ مساحت دم افقی در ناحیه جلوتر و ناحیه تحت پوشش فلپ است. K_{Λ} یک فاکتور اصلاحی تجربی برای در نظر گرفتن اثر بال است که از طریق شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می آید. افزایش بیشینه ضریب برآی مقطع به سبب الویتور، $(\Delta C_{L_{max}})_{flap}$ با استفاده از رابطه تجربی زیر بدست می آید.

$$\Delta C_{l_{maxflap}} = \Delta C_{l_{maxbase}} k_1 k_2 k_3 \quad (12)$$

که در این رابطه $(\Delta C_{l_{max}})_{base}$ افزایش حداکثری برآ به سبب فلپهای درصدی وتر برای یک زاویه انحراف فلپ مرجع ۶۰ درجه در فلپهای مسطح است و با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می آید. k_1 فاکتور است که برای حالتی با نسبت وتر بیش از ۲۵ درصد است. k_2 فاکتور است که برای حالتی با زاویه غیر از مقدار مرجع کاربرد دارد. k_3 فاکتور است که برای حرکت الویتور به عنوان تابعی از $\frac{\delta_{elevator}}{\delta_{elevatorreference}}$ کاربرد دارد. پارامترهای k_1, k_2, k_3 با استفاده از $\Delta C_{l_{maxbase}}$ ادامه در گرافهای مشخص ارایه شده اند و دیگر پارامترها نیز مراجع [۱۵] و [۱۶] اتخاذ شده اند.

❖ استفاده از مجموعه دم افقی مجهز به الویتور متحرک

برای دم افقی با حضور الویتور در ناحیه خطی با استفاده از رابطه زیر که برگرفته از مرجع [۱۶] است محاسبه می گردد.

$$\bar{C}_{L_{h(hf)}} = \left[(C_{L_{\alpha}})_{h(hf)} (\alpha_b - \bar{\epsilon}_h) + (C_{L_{\delta_e}})_{\delta_e} \right] \frac{\bar{q}_h}{q_{\infty}} \quad (13)$$

که در این رابطه $(C_{L_{\alpha}})_{h(hf)}$ با توجه به محاسبات بخشهای پیشین با در نظر گرفتن مساحت مرجع بال بدست آمد که در ادامه برای استفاده با توجه به مساحت دم بی بعد می شود. برای بدست آوردن $(C_{L_{\delta_e}})$ نیز به صورت زیر عمل می کنیم.

$$C_{L_{\delta_e}} = c_{l_{\delta_e}} \frac{(C_{L_{\alpha}})_{h(hf)}}{(C_{l_{\alpha}})_h} \left[\frac{(\alpha_{\delta_{tab}})_{C_{L_i}}}{(\alpha_{\delta_{tab}})_{C_1}} \right] K_b \quad (14)$$

که در این رابطه $(C_{L\alpha})_{h(f)}$ شیب منحنی برآی سطح دم افقی به تنهایی در حضور بدنه بوده و با استفاده از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$(C_{L\alpha})_{h(f)} = (C_{L\alpha})_{h_e} K_{h(f)} \frac{S_{he}}{S_h} \quad (15)$$

شیب منحنی برای مقطع بدون انحراف الویتور است. $\frac{(\alpha_{\delta e})_{C_L}}{(\alpha_{\delta e})_{C_L}}$ فاکتور وتر الویتور است و با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۶] به عنوان تابعی از ضریب منظری دم افقی و $(\alpha_{\delta e})_{C_L}$ بدست می‌آید. $(\alpha_{\delta e})_{C_L}$ می‌تواند با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] و یا با استفاده از رابطه $-\frac{C_{L\delta e}}{(C_{L\alpha h})}$ به کمک داده‌های تجربی بدست آید. K_B فاکتور دهانه الویتور بوده و به کمک شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می‌آید. در ادامه اثرپذیری برای مقطع الویتور، $C_{L\delta_{elevator}}$ به شکل زیر بدست می‌آید:

$$C_{L\delta_{elevator}} = \frac{1}{\beta'} \left[\frac{C_{L\delta_{elevator}}}{(C_{L\delta_{elevator}})_{theory}} \right] (C_{L\delta_{elevator}})_{theory} K' \quad (16)$$

که در این رابطه β' فاکتور اصلاحی پرناتل گلاورت برای عددهای ماخ کمتر از شرایط بحرانی است و برابر با $\sqrt{1-M^2}$ می‌باشد. $(C_{L\delta_{elevator}})_{theory}$ اثرپذیری تئوری برای الویتور است و با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] به عنوان تابعی از $\frac{C_{tab}}{c_h}$ بدست می‌آید. $\frac{C_{L\delta_{elevator}}}{(C_{L\delta_{elevator}})_{theory}}$ یک فاکتور اصلاحی تجربی است که بر اساس روابط تجربی و با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] به عنوان تابعی از $\frac{(C_{L\alpha})_{h_e}}{(C_{L\alpha})_{theory}}$ و $\frac{C_{elevator}}{c_h}$ بدست می‌آید. $(C_{L\alpha})_{theory}$ شیب منحنی برای مقطع بدون انحراف الویتور است که با استفاده از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$(C_{L\alpha})_{theory} = \frac{1}{57.3} \left[6.28 + 4.7 \left(\frac{c}{c} \right) (1 + .00375 \phi_{te}) \right] \quad (17)$$

نیز یک ضریب اصلاحی تجربی برای اثرپذیری برای الویتور در انحرافات بالا است که با استفاده از شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بر مبنای اطلاعات تجربی بدست می‌آید. افزایش بیشینه ضریب برآ به سبب فلیپهای لبه فرار می‌تواند با استفاده از رابطه زیر بدست آید.

$$(\Delta C_{L_{max}})_{\delta_{elevator}} = (\Delta C_{L_{max}})_{elevator} \frac{(S_h)_{tab}}{S_h} K_{\Delta} \quad (18)$$

$(\Delta C_{L_{max}})_{\delta_{elevator}}$ افزایش $C_{L_{max}}$ ناشی از موقعیت الویتور است. $(S_h)_{elevator}$ مساحت دم افقی در ناحیه جلوتر و ناحیه تحت پوشش الویتور است. K_{Δ} یک فاکتور اصلاحی تجربی برای در نظر گرفتن اثر بال است که از طریق شکل ارایه شده در مرجع [۱۷] بدست می‌آید. افزایش بیشینه ضریب برای مقطع به سبب الویتور، $(\Delta C_{L_{max}})_{elevator}$ با استفاده از رابطه تجربی زیر بدست می‌آید.

$$(\Delta C_{L_{max}})_{elevator} = k_1 k_2 k_3 (\Delta C_{L_{max}})_{base} \quad (19)$$

که پارامترهای موجود در رابطه (۱۹) پیشتر توضیح داده شدند. بدین ترتیب برای بدست آوردن بیشینه برای دم افقی مجهز به الویتور می‌توان به صورت زیر عمل کرد.

$$(\bar{C}_{L_{max}})_{h(hf)} = (C_{L_{max}})_{h(hf)\delta_{elevator}=0} + \Delta C_{L_{max}\delta_{elevator}} \quad (20)$$

در نهایت می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد.

$$C_L = C_{L_{wfn}} + \bar{C}_{L_h(hf)} \left(\frac{S_h}{S_w} \right) \frac{q_h}{q_{\infty}} \quad (21)$$

$$C_m = C_{m_{wfn}} + \frac{x_{cg} - x_{hn}}{c_w} (\bar{C}_{L_h(hf)}) \left(\frac{S_h}{S_w} \right) \frac{q_h}{q_{\infty}} \quad (22)$$

که در این رابطه $\frac{x_{cg} - x_{hn}}{c_w}$ فاصله از مرکز ثقل تا ربع وتر متوسط آیرودینامیکی دم افقی در طول وتر متوسط آیرودینامیکی بال است.

❖ پسای سطوح کنترلی

پسای سطوح کنترلی و سطوح برآزا با استفاده از روابط ارایه شده در مرجع [۱۷] به دو بخش کلی تقسیم‌بندی می‌شود. در بخش اول محاسبات

مربوط به پسای برآ-صفر محاسبه شده و در ادامه محاسبات مربوط به پسای القایی محاسبه گردیده است. بدین ترتیب پسای پرنده کامل با احتساب اثرات سطوح کنترلی و برآزا حاصل شده است.

❖ پسای برآ-صفر

پسای برآ-صفر با دهانه سطح کامل برای سطوح برآزا از نوع Single-Slotted به کمک شکل ارایه شده در مرجع [۱۸] بدست خواهد آمد. این نتایج برای فلیپهای Handley Page و NACA صحت دارند. در این روابط زاویه فلپ میزان انحراف فلپ از نقطه خنثی است. ضریب پسای کلی بال با انحراف فلپ اغلب به صورت تغییرات خطی C_D نسبت به C_L^2 در بازه C_L مد نظر بیان می‌شود. مقدار C_D در $C_L = 0$ که با ساده سازی ضریب پسای کلین و غالباً به صورت افزایش ضریب پسا در برآی صفر ناشی از انحراف فلپ بدست می‌آید. در محدوده خطی منحنی $C_D \sim C_L^2$ ضریب پسای کلی بال با فلپ دارای زاویه می‌تواند با استفاده مجموع اجزای پسا در برآی صفر و اجزای وابسته برآ بدست آید. برای فلیپهای با دهانه کامل، برآی وابسته به پسا می‌تواند تنها بر پایه اجزایی که برخاسته از چرخشهای لبه فرار هستند بیان شوند. که این موضوع با استفاده از برای کل با یک فاکتور پسای ورتکس متناسب با شکل بال محاسبه می‌گردد. برای محاسبات این بخش نیاز به میزان افزایش ضریب پسا در حالت برآ-صفر برای تغییر زاویه فلیپهای با دهانه کامل داریم. در سرعتهای پایین بخش خطی منحنی $C_D \sim C_L^2$ که برای یک بال با زوایای مختلفی از فلپ بدست می‌آید به صورت قابل ملاحظه ای موازی است، بدین ترتیب ΔC_{D_0} در همه شرایط بصورت خطی اعمال می‌گردد. بعلاوه ΔC_{D_0} می‌تواند به طور قابل ملاحظه ای مستقل از ضریب منظری بال، نوع مقطع و عدد رینولدز باشد. برای بالهای بدون پسگرایی $\Delta C_{D_0} = \Delta C_{D_{0u}}$ که در شکل ارایه شده در مرجع [۱۸] به صورت 1a تا 1f برای نسبتهای $\frac{c}{c}$ متغیر ۰/۱، ۰/۱۵، ۰/۲، ۰/۲۵، ۰/۳ و ۰/۴ به عنوان تابعی از t/c و δ نوشته شده است. شکلهای ارایه شده تماماً برگرفته از نتایج آزمایشگاهی است. با توجه به این نتایج حاصل شده است که ناحیه خطی منحنی $C_D \sim C_L^2$ برای یک بال با زوایای فلپ متفاوت در ناحیه خطی بطور قابل ملاحظه ای موازی است و بدین ترتیب مقادیر $\Delta C_{D_{0u}}$ برای نواحی خطی قابل استفاده است. برای بدست آوردن پسای برآ-صفر سطوح برآزا با دهانه کامل از نوع Split و دارای پسگرایی می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد:

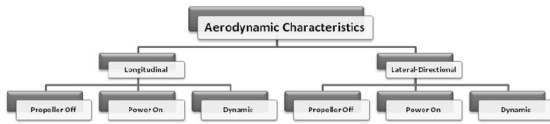
$$\Delta C_{D_0} = \Delta C_{D_{0u}} \cos(\Lambda_c/4) \quad (23)$$

این رابطه برای بالهای تا زاویه پسگرایی ۶۰ درجه کاربرد دارد. دقت رابطه ارایه ده نیز تا ۲۰ درصد احتمال خطا دارد. حال برای بدست آوردن پسای برآ-صفر در سطوح برآزا با دهانه بال محدود ابتدا مقاطع را بصورت شکل ارایه شده در مرجع [۱۸] در آورده و در نهایت مقادیر متناظر هر کدام را لحاظ می‌کنیم. μ_{fl} فاکتور تبدیلی برای افزایش پسای فلیپهای دهانه بخشی برای انواع مختلفی از فلیپها است و در شکل ارایه توسط مرجع [۱۸] با توجه به نسبت دهانه فلپ به دهانه بال b_{fl}/b رسم شده است. اینچنین فرض شده است که در این روابط نسبت وتر فلپ به وتر بال در تمامی سطح دهانه فلپ یکسان است. ضریب پسای القایی بال با فلپ دارای دهانه محدود با استفاده از رابطه زیر بدست می‌آید.

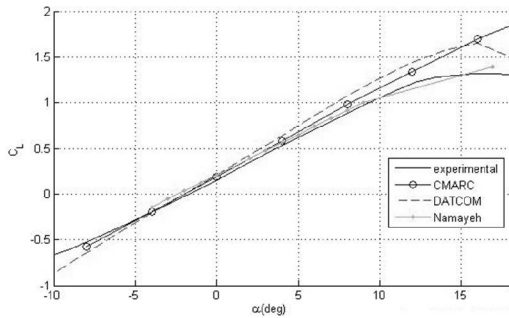
$$C_{D_u} = \frac{C_L^2}{\pi A} + (\Delta C_L)^2 K^2 \quad (24)$$

که در این رابطه ضریب K که یک فاکتور آزمایشگاهی است و با توجه به گرافهای ارایه شده در مرجع [۱۸] بدست می‌آید.

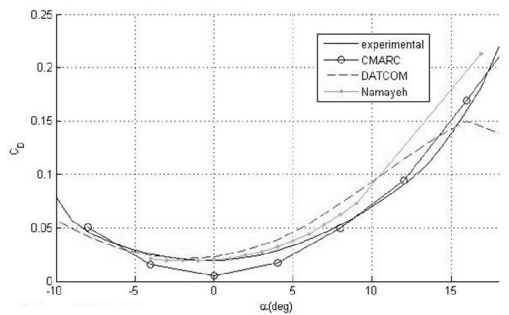
ساختار کلی نرم افزار نمایه



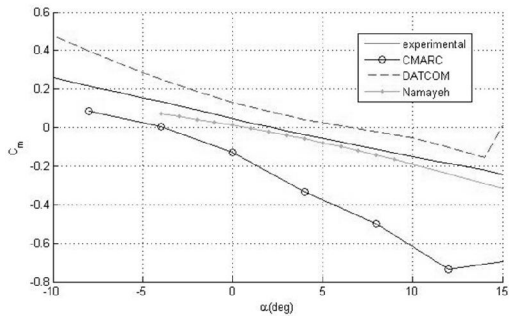
شکل (۲) ساختار کلی نرم افزار نمایه



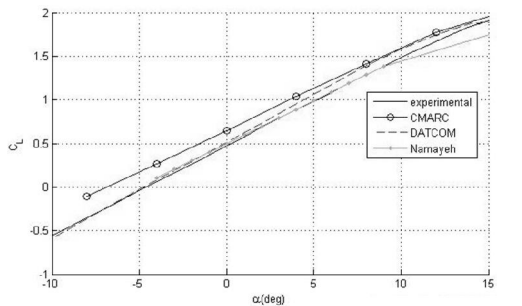
شکل (۳) مقایسه ضریب برآ پیکره‌بندی بدون فلپ و توان پرواز کروز (۱۳۵ اسب بخار)



شکل (۴) مقایسه ضریب پسا پیکره‌بندی بدون فلپ و با توان پرواز کروز (۱۳۵ اسب بخار)



شکل (۵) مقایسه ضریب گشتاور پیشی پیکره‌بندی بدون فلپ و توان پرواز کروز (۱۳۵ اسب بخار)



شکل (۶) مقایسه نتایج ضریب برآ پیکره‌بندی فلپ ۱۵ درجه و موتور خاموش

به طور کلی در نرم‌افزار نمایه تقسیم‌بندی محاسبات به دو بخش طولی و عرضی-سمتی صورت پذیرفته است. در هر بخش نیز محاسبات پارامترهای استاتیکی مربوط به اجزای مختلف هواپیما با توجه به روابط شبه‌تجربی موجود در ابتدا برای شرایط موتور خاموش انجام و در نهایت اثرات موتور و ملخ اضافه شده است. در ادامه با توجه به روابط شبه‌تجربی موجود برای پارامترهای دینامیکی، محاسبات این مشخصه‌ها نیز صورت پذیرفته است. نمای کلی این نرم‌افزار و ساختار آن طی شکل‌های (۱) و (۲) ارائه شده است.

نتایج

در این بخش، به منظور صحت‌سنجی نرم‌افزار "نمایه"، نتایج محاسبات آن برای یک هواپیمای ملخی تک موتوره سبک با نتایج ارائه شده از تونل باد و نیز دو نرم‌افزار DD و CMARC مورد مقایسه قرار می‌گیرد. برای این منظور ضرایب نیروها و ممان طولی هواپیمای مورد نظر برای دو پیکره‌بندی (بدون فلپ با توان پرواز کروز ۱۳۵ اسب بخار و با فلپ ۱۵ درجه در شرایط موتور خاموش) و ضریب نیروی جانبی و ممان‌های عرضی-سمتی آن (برای پیکره‌بندی بدون فلپ با توان پرواز کروز ۱۳۵ اسب بخار) ارائه شده است. این نتایج طی شکل‌های (۳) الی (۱۱) ارائه گردیده‌اند. همانطور که از نتایج بدست آمده قابل استناد است دقت نمایه در مقایسه با دیگر روش‌های نرم‌افزاری مورد استفاده در تمامی شرایط به نتایج تونل باد نزدیکتر بوده است. این موضوع در مورد ضرایب بخش طولی هواپیمای مورد بررسی با دقت بسیار بالایی همراه بوده است. در بخش عرضی نیز مشاهده می‌شود که دقت نمایه نسبت به دیگر نرم‌افزارها بهتر می‌باشد. لازم به ذکر است با توجه به عدم دقت کافی نتایج مشخصه‌های عرضی-سمتی نرم‌افزار CMARC نتایج حاصل از این نرم‌افزار در این بخش ارائه نشده است.

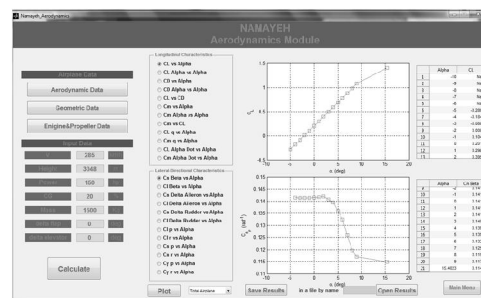
بحث و نتیجه‌گیری

نرم‌افزار محاسبات آیرودینامیکی هواپیماهای سبک ملخی "نمایه" ابزاری برای تخمین مشخصه‌های آیرودینامیکی و مشتقات پایداری و کنترل هواپیماهای سبک ملخی است. در این مقاله، نتایج محاسبات این نرم‌افزار برای یک هواپیمای چهارنفره ملخی تک موتوره سبک با نتایج ارائه شده از تونل باد و نرم‌افزارهای DD و CMARC مورد مقایسه قرار گرفت که حاکی از دقت مناسب آن برای فاز طراحی اولیه هواپیما می‌باشد.

تقدیر و تشکر

نویسندگان این مقاله، تشکر خالصانه‌ی خود را از "صنعت هوایی و مواد ترکیبی فجر" برای در اختیار قرار دادن اطلاعات مورد استفاده در این مقاله ابراز می‌دارند.

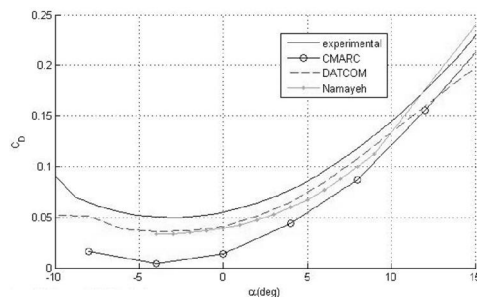
شکل‌ها و نمودارها



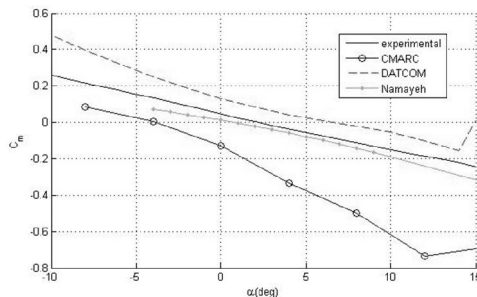
شکل (۱) محیط اصلی نرم‌افزار نمایه

مراجع

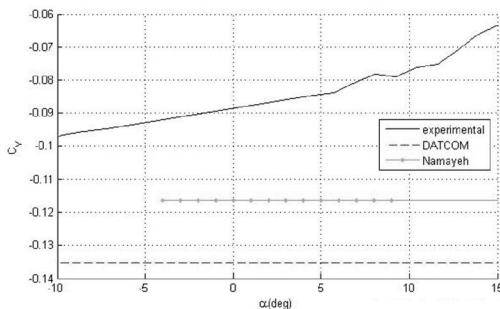
1. Blake, W. B. "Prediction of fighter aircraft dynamic derivatives using digital datcom." Rep./AIAA (1985).
2. Kay, J., et al. "Control authority issues in aircraft conceptual design: Critical conditions, Estimation methodology, Spreadsheet assessment, Trim and bibliography." Blacksburg, Virginia 24061 (1993).
3. Razgonyayev, Valery, and W. H. Mason. "AIAA 95-0759 An Evaluation of Aerodynamic Prediction Methods Applied to the XB-70 for Use in High Speed Aircraft Stability and Control System Design." (1995).
4. Wagner, Tom, and John Valasek. "Comparison of computational methods for stability and control analysis." AIAA Paper 140 (2005).
5. Ghoreyshi, Mehdi, K. J. Badcock, and Mark Woodgate. "Integration of multi-fidelity methods for generating an aerodynamic model for flight simulation." 46th Aerospace Sciences meeting, (Reno, NV). 2008.
6. Viken, Sally A., et al. "Comparison of Computational Approaches for Rapid Aerodynamic Assessment of Small UAVs."
7. Anton, Nicoleta, RuxandraMihaelaBotez, and D. andPopescu. "New methodologies for aircraft stability derivatives determination from its geometrical data." Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago, Illinois. (2009).
8. Anton, Nicoleta, RuxandraMihaelaBotez, and DumitruPopescu. "Stability derivatives for a delta-wing X-31 aircraft validated using wind tunnel test data." Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 225.4 (2011): 403-416.
9. Kostić, Ivan A., Zoran A. Stefanović, and Olivera P. Kostić. "Aerodynamic analysis of a light aircraft at different design stages." FME Transactions 42.2 (2014): 94-105.
10. Smith, Mark S. "Analysis of wind tunnel oscillatory data of the X-31A aircraft." (1999).
11. Da Ronch, A., et al. "Benchmarking CEASIOM software to predict flight control and flying qualities of the B-747." (2010).
12. Siddiqui, Bilal A., Ayman H. Kassem, and A. Z. Al-Gami. "Using USAF DATCOM to Predict Nonlinear Aerodynamics of Structurally Impaired Aircraft." International Review of Aerospace Engineering 3.2 (2010): 125-133.
13. Ghoreyshi, Mehdi, et al. "From Spreadsheets to Simulation-Based Aircraft Conceptual Design." Applied Physics Research 6.3 (2014): p64.
14. UlHaque, Anwar, et al. "Comparison of Digital DATCOM and Wind Tunnel Data of a Winged Hybrid Airship's Generic Model." Applied Mechanics and Materials. Vol. 629. (2014).
15. H. Wolowicz., Roxanab B. Yancey, Longitudinal; Aerodynamic Characteristics of Light, Twin-Engine Propeller-Driven Airplanes, (1972).
16. H. Wolowicz., Roxanab B. Yancey, Lateral Directional Aerodynamic Characteristics of Light, Twin-Engine Propeller-Driven Airplanes, (1972).
17. D. E. HOAK, USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM, (1978).
18. ENGINEERING SCIENCES DATA UNIT, LIGHT AND GENERAL AVIATION AERODYNAMICS, (1981).



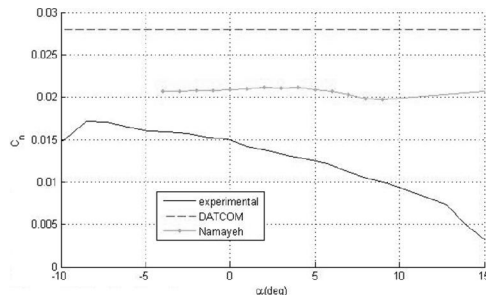
شکل (۷) مقایسه نتایج مربوط به ضریب پسا با فلپ ۱۵ درجه و موتور خاموش



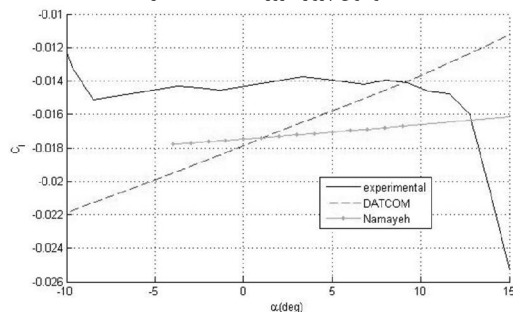
شکل (۸) مقایسه نتایج مربوط به ضریب گشتاور پیچشی با فلپ ۱۵ درجه



شکل (۹) مقایسه نتایج مربوط به ضریب نیروی جانبی بدون فلپ و توان پرواز کروز (۱۳۵ اسب بخار)



شکل (۱۰) مقایسه نتایج مربوط به ضریب پایداری سمتی بدون فلپ و توان پرواز کروز (۱۳۵ اسب بخار)



شکل (۱۱) مقایسه نتایج مربوط به ضریب پایداری غلتشی بدون فلپ و توان پرواز کروز (۱۳۵ اسب بخار)