



Original Research Paper

Development of Computer Code for the Evaluation of GA Aircraft Controllability and Stability Based on CS-23 Regulations

Seyyede Marzieh Mousavi^{1*}, Iman Bahman Jahromi², and Jamshid Fazilati³ 

1. Faculty of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

2,3. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

ABSTRACT

Article History:

Received 04 September 2025

Revised 09 November 2025

Accepted 22 November 2025

Available Online 08 December 2025

Keywords:

Computer code

Stability

Controllability

Standard

GUI

In this study, a comprehensive and automated computer code for evaluating controllability and stability of general aviation aircraft is presented. The calculations are based on the Roskam method, and the results have been aligned with the requirements of CS23 regulation. In this system, all necessary charts are automatically generated using polynomial fittings as well as neural networks, eliminating the need for manual extraction of values. Additionally, the lift and drag coefficients are computed using the panel method, and the computational procedure for all static and dynamic parameters of a sample model aircraft has been fully implemented and validated against the reference software AAA. One significant advantage of this system compared to AAA is that users have direct access to the source codes and algorithms, enabling modification, development, and localization of the software. Furthermore, a complete user manual and comprehensive documentation are provided to facilitate the use of the system for researchers. A graphical user interface (GUI) has also been developed, allowing users to perform calculations and view results in the form of charts and analytical reports without requiring specialized coding knowledge. To validate the process and calculations, an aircraft (AeroVolga LA-8C) is analyzed. The results indicate that during the takeoff and cruise flight phases, the aircraft's controllability meets the minimum requirements of CS23 standards, enabling safe and precise maneuvering. Stability analysis also demonstrated stable behavior in these phases, with no critical instabilities observed. Finally, it can be concluded that the examined nominated aircraft has the potential to obtain such certification.

* Corresponding Author's E-mail: mmousavi2021@gmail.com

How to Cite this Article:

S. M. Mousavi, I. Bahman Jahromi, and J. Fazilati, "Development of computer code for the evaluation of GA aircraft controllability and stability based on CS-23 regulations," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. VV, Special Issue, pp. 1-12, YYYY, <https://doi.org/10.22034/jtae.yyyy.nnnn>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)





توسعه نرم افزار ارزیابی کنترل پذیری و پایداری هواپیمای رده هوانوردی عمومی مبتنی بر مقررات CS-23

سیده مرضیه موسوی^{۱*}، ایمان بهمن جهرمی^۲ و جمشید فضیلتی^۳ 

۱- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

۳- دانشیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

چکیده

در این پژوهش، یک برنامه جامع و خودکار برای بررسی کنترل پذیری و پایداری هواپیما ارائه شده است. مبنای محاسبات، روش راسکم بوده و روند محاسباتی با الزامات مقررات CS23 تطبیق داده شده است. در این سامانه، کلیه نمودارهای موردنیاز با استفاده از برازش‌های چندجمله‌ای و همچنین شبکه‌های عصبی به صورت خودکار تولید شده است؛ بنابراین کاربر نیازی به استخراج دستی مقادیر ندارد. همچنین ورودی ضریب برا و پسا از روش پنل محاسبه شده و روند محاسبات تمام پارامترهای استاتیکی و دینامیکی به طور کامل پیاده‌سازی و برای هواپیمای AeroVolga LA-8C با نرم‌افزار مرجع AAA اعتبارسنجی شده است. یکی از مزایای مهم این سامانه نسبت به AAA، دسترسی مستقیم کاربر به ریزکدها و الگوریتم‌هاست که امکان توسعه و بومی‌سازی نرم‌افزار را فراهم می‌کند. همچنین راهنمای کامل و مستندات جامع در دسترس قرار داده شده تا فرآیند استفاده برای پژوهشگران ساده‌تر شود. علاوه بر این، یک رابط کاربری گرافیکی (GUI) توسعه یافته که کاربران بدون نیاز به دانش کدنویسی تخصصی می‌توانند محاسبات را اجرا کرده و نتایج را در قالب نمودارها و گزارش‌های تحلیلی مشاهده نمایند. جهت صحت‌سنجی، نتایج نرم‌افزار برای هواپیمای LA-8C نشان داد که در فازهای برخاست و کروز، کنترل‌پذیری با حداقل‌های الزامی مقررات CS23 مطابقت دارد و امکان هدایت ایمن و دقیق پرند فراهم است. بررسی پایداری نیز بیانگر رفتار پایدار در این فازها بوده و هیچ ناپایداری بحرانی مشاهده نشد. با توجه به اینکه مقررات CS23 مبنای صدور مجوز پرواز توسط سازمان‌های هواپیمایی کشوری است، می‌توان نتیجه گرفت که هواپیمایی مورد بررسی، توان بالقوه دریافت این مجوز را دارا است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۳ شهریور ۱۴۰۴
بازنگری ۱۸ آبان ۱۴۰۴
پذیرش ۰۱ آذر ۱۴۰۴
اولین انتشار ۱۷ آذر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

نرم‌افزار
پایداری
کنترل‌پذیری
استاندارد
رابط کاربری گرافیکی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mmousavi2021@gmail.com

How to Cite this Article:

S. M. Mousavi, I. Bahman Jahromi, and J. Fazilati, "Development of computer code for the evaluation of GA aircraft controllability and stability based on CS-23 regulations," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. VV, Special Issue, pp. 1-12, YYYY, <https://doi.org/10.22034/jtae.yyyy.nnnn>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



$C_{y\{\delta r\}}$	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به زاویه سکان عمودی
EASA	European Union Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
I_{xx}	مان اینرسی در راستای محور X دستگاه بدنی
I_{zz}	مان اینرسی در راستای محور Z دستگاه بدنی
V_{rot}	سرعت گردش
C_{ride}	ضریب آسایش (معیار برای مسافران)
p	شتاب در راستای X دستگاه بدنی
q	شتاب در راستای Y دستگاه بدنی
r	شتاب در راستای Z دستگاه بدنی
u	سرعت در راستای X دستگاه بدنی
α	زاویه حمله
β	زاویه سرش جانبی
$\delta\alpha$	زاویه ایلران
δe	زاویه الویتور
δr	زاویه رادر (سکان عمودی)
φ	زاویه رول
θ	زاویه پیچ

۱ مقدمه

تحلیل کنترل‌پذیری و پایداری سیستم‌های دینامیکی پرنده‌ها از اهمیت بالایی در طراحی و بهینه‌سازی سیستم‌های کنترلی برخوردار است. این ویژگی‌ها تأثیر مستقیم بر عملکرد و ایمنی پرنده‌ها در شرایط مختلف پروازی دارند و استفاده از تحلیل‌های دقیق برای ارزیابی آن‌ها ضروری است. در این زمینه، مطالعات متعددی به تحلیل رفتار دینامیکی و کنترل‌پذیری سیستم‌های پرنده پرداخته است. برای مثال، خلیل و دومبره [۱] روش‌های ارزیابی کنترل‌پذیری سیستم‌های پیچیده را معرفی کرده‌اند که می‌تواند در تحلیل دینامیک سامانه‌های پرنده نیز مورد استفاده قرار گیرد. علاوه بر این، امامی و همکاران در [۲] به بررسی سیستم‌های کنترل پرواز هوشمند مبتنی بر شبکه‌های عصبی می‌پردازند. آن‌ها در این مقاله، روش‌های مدل‌محور و مدل‌بی‌نیاز برای طراحی سیستم‌های کنترل پرواز، از جمله یادگیری خطای بازخورد پایه‌ای، استراتژی شبه‌کنترل و روش بازگشتی شبکه عصبی را مورد بررسی قرار می‌دهند. مقررات CS23 اروپا، به‌عنوان یکی از معیارهای مهم در طراحی پرنده‌های غیرنظامی، الزامات دقیق و ویژه‌ای برای تحلیل پایداری، کنترل‌پذیری و ایمنی سامانه‌های پرنده دارد. این مقررات به‌ویژه در طراحی سیستم‌های کنترلی و ارزیابی ایمنی پرنده‌ها در شرایط

فهرست علائم

AAA	Advanced Aircraft Analysis
A	پاسخ به اغتشاش (معیار برای خدمه)
$C_{D\alpha}$	ضریب مشتق پسا نسبت به زاویه حمله
$C_{D\{\dot{\alpha}\}}$	ضریب مشتق پسا نسبت به نرخ زاویه حمله
C_{Dq}	ضریب مشتق پسا نسبت به نرخ زاویه پیچ
$C_{D\{\delta e\}}$	ضریب مشتق پسا نسبت به زاویه الویتور
$C_{L\alpha}$	ضریب مشتق برآ نسبت به زاویه حمله
$C_{L\{\dot{\alpha}\}}$	ضریب مشتق برآ نسبت به نرخ زاویه حمله
C_{Lq}	ضریب مشتق برآ نسبت به نرخ زاویه پیچ
$C_{L\{\delta e\}}$	ضریب مشتق برآ نسبت به زاویه الویتور
$C_{T\{x1\}}$	ضریب پیشران در حالت ماندگار
$C_{m\alpha}$	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله
$C_{m\{\dot{\alpha}\}}$	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به نرخ زاویه حمله
C_{mq}	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به نرخ زاویه پیچ
$C_{m\{T\alpha\}}$	ضریب مشتق پیشران نسبت به زاویه حمله
$C_{m\{x1\}}$	ضریب مشتق گشتاور پیچشی در حالت ماندگار
$C_{m\{\delta e\}}$	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به زاویه الویتور
$C_{l\beta}$	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به زاویه سرش جانبی
$C_{l\{\beta\}}$	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به نرخ زاویه سرش جانبی
C_{lp}	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به نرخ زاویه غلت
C_{lr}	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به نرخ زاویه سرش
$C_{l\{\delta\alpha\}}$	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به زاویه ایلران
$C_{l\{\delta r\}}$	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به زاویه سکان عمودی
$C_{n\beta}$	ضریب مشتق گشتاور سرش نسبت به زاویه سرش جانبی
$C_{n\{\beta\}}$	ضریب مشتق گشتاور سرش نسبت به نرخ زاویه سرش جانبی
C_{np}	ضریب مشتق گشتاور سرش نسبت به نرخ زاویه غلت
C_{nr}	ضریب مشتق گشتاور سرش نسبت به نرخ زاویه سرش
$C_{n\{\delta\alpha\}}$	ضریب مشتق گشتاور سرش نسبت به زاویه ایلران
$C_{n\{\delta r\}}$	ضریب مشتق گشتاور سرش نسبت به زاویه سکان عمودی
$C_{y\beta}$	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به زاویه سرش جانبی
$C_{y\{\beta\}}$	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به نرخ زاویه سرش جانبی
C_{yp}	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به نرخ زاویه غلت
C_{yr}	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به نرخ زاویه سرش
$C_{y\{\delta\alpha\}}$	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به زاویه ایلران

بال‌های با نسبت ابعادی کم، عملکرد بالابری متفاوتی نسبت به بال‌های با نسبت ابعادی زیاد دارند. روش‌های سنتی طراحی اغلب اثرات غیرخطی بال‌های با نسبت ابعادی کم در زاویه‌های بزرگ انحراف سطوح کنترل را نادیده می‌گیرند. آزمایش‌ها نشان داد که این روش‌ها قابلیت کنترل‌پذیری در زاویه‌های بزرگ را ۱۵٪ تا ۲۵٪ کمتر برآورد می‌کنند و باعث برآورد بیش از حد اندازه سطوح کنترل می‌شوند. علاوه بر این، رافل و همکاران در مقاله [۹] پایداری و کنترل‌پذیری گلايدر تک‌باله لیلینتال را بررسی کردند. نتایج نشان داد این گلايدر توان پرواز پایدار تا فاصله ۷۲ متر را داشته و حاشیه استاتیکی و دیهدار بال‌ها نقش مهمی در ایمنی پرواز ایفا می‌کردند. افزایش دایهدرال و جابه‌جایی قاب اصلی نسبت به مرکز آیرودینامیکی برای بهبود کنترل پیچ و رول خلبانان کم‌تجربه توصیه شد. همچنین مقایسه نسخه تاریخی و بازسازی شده تفاوت‌هایی از جمله انحنای مرکزی بیشتر و دهانه بال بزرگ‌تر را آشکار کرد. از سوی دیگر، ژیدانگ و همکاران در [۱۰] رویکردی برای ارزیابی و کمی‌سازی کنترل‌پذیری هواگردهای عمودپرواز در حالت‌های پروازی مختلف ارائه می‌دهند. نویسندگان با بهره‌گیری از نظریه کنترل‌پذیری در سیستم‌های خطی با ورودی محدود، شرایط کافی برای کنترل‌پذیری محلی سیستم غیرخطی عمودپرواز را استخراج کرده و آن را با شرط تریم‌پذیری ترکیب می‌کنند. بر این اساس، شاخصی مبتنی بر فاصله معرفی شده و الگوریتمی بهینه‌سازی برای محاسبه آن توسعه یافته است. نتایج روی یک نمونه هواگرد نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در تحلیل تغییرات کنترل‌پذیری و اثر خرابی روتورها مؤثر است. مقاله مروری [۱۱] به شناسایی پارامترهای کلیدی پایداری و کنترل‌پذیری در طراحی هواگردهای پرسرعت می‌پردازد که بر اساس استانداردهای MIL-STD-8785C، MIL-STD-1797 و گزارش‌های AGARD استخراج شده‌اند. این شاخص‌ها برای ارزیابی طرح‌های مفهومی هواگردهای پرسرعت به کار گرفته شده و با داده‌های آزمایش زمینی، محاسباتی و پرواز نمونه‌هایی مانند X-2، X-15، X-24A، HL-10، SR-71، XB-70 و شاتل فضایی بررسی شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که موفقیت نسبی X-15 و SR-71 در مقابل محدودیت‌های دیگر هواگردها بر اهمیت پایداری جانبی-سمتی در مراحل اولیه طراحی تأکید دارد. از طرفی فیتزگرالد و همکاران در [۱۲] به بررسی روش‌های تعیین پایداری هواپیما در مدل دینامیکی استاندارد در زوایای حمله بالا می‌پردازند. آزمایش‌های تونل باد در سرعت پایین و دینامیک سیالات محاسباتی برای مدل مقیاس‌دار و نمونه در ابعاد واقعی انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که در زوایای

مختلف پروازی اهمیت دارد. این مقررات که بر اساس نسخه‌ی FAA^۱ [۳] و توسط EASA^۲ [۴] به تصویب رسیده، برای اطمینان از حفظ شرایط کنترل‌پذیری در تمام وضعیت‌های پروازی طراحی شده و به مرور زمان بر اساس تجربیات موجود تکمیل شده است. در این راستا، الزامات مربوط به پایداری استاتیکی و دینامیکی و شرایط ناگهانی مانند تغییرات سرعت یا زاویه حمله به‌طور دقیق مورد ارزیابی قرار می‌گیرند تا اطمینان حاصل شود که هواپیما در برابر اختلالات خارجی یا شرایط بحرانی مقاوم است. این مقررات همچنین شامل دستورالعمل‌های دقیقی برای کنترل‌پذیری و عملکرد صحیح سامانه‌های کنترلی است که نقش کلیدی در حفظ ایمنی پرواز و جلوگیری از وقوع شرایط خطرناک ایفا می‌کنند. تحقیقات مختلف به بررسی مشخصات دینامیکی هواپیما و تطبیق بر الزامات هوانوردی پرداخته‌اند. برای مثال، نگوین و همکاران [۵] روشی مبتنی بر آزمایش تونل باد برای ارزیابی پایداری و کنترل هواپیمای گواهی‌شده CS-VLA در مراحل بررسی طراحی اولیه (PDR) و نهایی (CDR) پیشنهاد کردند. مدل مقیاس ۲۰٪ تحت پیکربندی‌های مختلف سطوح کنترل شامل سکان، بالچه‌ها، ارتفاع‌دهنده و بالچه‌های کناری آزمایش شد. اصلاح‌های ماخ و رینولدز برای بهبود پیش‌بینی‌های مدل تمام‌مقیاس اعمال شد. داده‌های اصلاح‌شده و تحلیل ممان اینرسی نشان‌دهنده توافق خوب بین روندهای PDR و CDR و رعایت استانداردهای CS-VLA 173، ۱۷۷ و ۱۸۱ بود. در زمینه محاسبه و تعیین مشخصات دینامیکی، کریستمن و همکاران در مقاله [۶] روشی برای ارزیابی پایداری و کنترل‌پذیری هواپیماهای جنگنده در مراحل اولیه طراحی ارائه می‌دهند. روش ارائه‌شده شامل تولید داده‌های آیرودینامیکی با دقت بالا و مدل دینامیک پرواز شش درجه آزادی برای شبیه‌سازی و ارزیابی پایداری و کنترل‌پذیری است. نتایج برای یک هواپیمای نمونه نشان داد که الزامات کنترل طولی و جانبی/جهتی هنوز به‌طور کامل برآورده نشده و طراحی هواپیما نیازمند بازنگری است. همچنین، ابوسالم و همکاران در [۷] ویژگی‌های آیرودینامیکی هواپیمای با کانفیگ بال جعبه‌ای را با تمرکز بر پایداری و کنترل‌پذیری بررسی کردند. مطالعه نشان داد که محدودیت‌های آیرودینامیکی تأثیر قابل‌توجهی بر پارامترهای طراحی اصلی هواپیما دارند. تحلیل‌ها دیدگاه‌های مشخصی از رفتار طولی و عرضی هواپیما ارائه می‌دهند. این نتایج برای تعیین معیارهای کلی طراحی در مراحل طراحی مفهومی کانفیگ غیرمتعارف مفید هستند. در مقاله‌ای منتشر شده توسط نیکولوسی و همکاران [۸]، اثرپذیری کنترل جهتی هواپیما با استفاده از آزمایش تونل باد بررسی شده است. نتایج نشان داد که سطوح کنترل روی

در نظر گرفته است. مشخصات عمومی مورد استفاده هواپیما براساس مرجع [۱۷] مطابق جدول (۱) است.

جدول ۱- مشخصات عمومی هواپیماهای AeroVolga LA-8C [۱۷].

Table 1. General specification of the AeroVolga LA-8C [۱۷].

مقدار	واحد	پارامتر
10.75	m	طول کلی هواپیما
3.48	m	ارتفاع کلی هواپیما
2	m	بیشترین عرض بدنه
14.40	m	دهانه بال
1.90	m	قطر پره
20.20	m ²	مساحت کل بال
1.60	m ²	مساحت کل ایلرانها
1.34	m ²	مساحت فلپها در بخش داخلی
1.90	m ²	مساحت فلپها در بخش خارجی
0.94	m ²	مساحت کل رادار(همراه با بالچه کمکی)
1.90	m ²	مساحت کل الوتورها
1790	kg	وزن خالی
2720	kg	بیشینه وزن برخاست
300	kg	بیشینه وزن سوخت
950	kg	بیشینه بار قابل حمل
213	km/h	سرعت کروز

لازم بذکر است که سایر مشخصات موردنیاز در نرم افزار، با استفاده از مدل کد پرنده، اندازه گیری شده ولی در این مقاله ذکر نشده اند.

۳ محاسبه و صحت سنجی ضرایب و مشتقات استاتیکی و دینامیکی

برای محاسبه مشتقات پایداری و کنترلی هواپیما، ابتدا فرآیند مدل سازی بر اساس طراحی راسکم (جلد ۶) [۱۵] انجام می گیرد. در این راستا، هندسه پرنده از مدل سه بعدی و پارامترهای آیرودینامیکی شامل ضریب برا و پسای ایرفویل، بال و سکانها از خروجی های محاسباتی روش پنل استخراج شده و به عنوان ورودی به مدل شبیه سازی وارد می شود. سپس، سایر مشتقات پایداری و کنترلی پرنده بر اساس روابط تحلیلی و مدل های استاندارد موجود در کد محاسباتی محاسبه می شود. برای ارزیابی صحت و دقت نتایج، یک نمونه هواپیمای رده هوانوردی عمومی (AeroVolga LA-8C) انتخاب شده و محاسبات کد با مدل

حمله شدید، پدیده ریزش گردابه نامتقارن منجر به ایجاد نیروی جانبی و ممان یاو قابل توجه می شود. همچنین ارزیابی اولیه پایداری استاتیکی و دینامیکی نشان داد که بسیاری از ضرایب پایداری در این مدل نسبت به عدد رینولدز به ویژه در مقادیر پایین حساسیت کمی دارند. همچنین روسو و میهایی در [۱۳] به بررسی ملاحظات اولیه طراحی هواگردها پرداخته و بر انتخاب پیکربندی، رعایت مقررات، ویژگی های کلیدی و مأموریت های عملیاتی موردنظر تمرکز دارند. مطالعه در قالب پروژه ای در INCAS انجام شده که هدف آن کسب گواهینامه EASA CS-23 و ورود به بازار تا پایان ۲۰۳۰ است. مقاله ضمن اشاره به تقاضای رو به رشد هواگردها در اروپا و آمریکا، بر اهمیت ذهنیت طراحی منعطف برای ارتقای آینده ای، پایداری زیست محیطی و حفظ قابلیت اجرایی تأکید دارد و نشان می دهد با استفاده از ابزارهای مدرن و تیمی متعهد، اهداف پروژه ممکن است زودتر از زمان برنامه ریزی شده محقق شود. پروسورین و همکاران نیز در [۱۴] به تشریح شبیه سازی سیستم کنترل پرواز عصبی تطبیقی برای کاربرد در هواپیماهای تجاری با رعایت استانداردهای EASA و FAA می پردازند. در آن، طرح کلی فناوری عصبی تطبیقی سیستم های کنترل خودکار هواپیما، مورد بررسی قرار گرفته که توسط توسعه دهندگان اصلی سیستم های کنترل مورد استفاده است. همچنین، توجیه نظری روند فعلی کاهش تعداد آزمایش های پروازی با افزایش حجم مدل سازی ریاضی و تست های روی میز آزمایشگاهی ارائه شده است.

در پژوهش حاضر، برنامه جامعی برای محاسبه تمام مشتقات کنترلی و پایداری بر پایه [۱۵] نوشته شده و در ادامه معیارهای پایداری و کنترل پذیری با استفاده از مرجع [۱۶] مبتنی بر الزامات مقررات CS23 محاسبه شده اند. هدف اصلی این مقاله، ارائه برنامه ای جامع، کاربر پسند و دیجیتالیزه شده، جهت تحلیل ویژگی های کنترل پذیری و پایداری هواپیما و تطابق آن با الزامات مقررات CS23 است. این تحلیل می تواند به بهینه سازی سیستم های کنترلی و ارتقای ایمنی پرنده ها در فرآیند طراحی، توسعه و دریافت مجوز پرواز کمک کند.

۲ هواپیمای استفاده شده به عنوان ورودی نرم افزار

نرم افزار توسعه داده شده برای طیف وسیعی از هواپیماهای بال ثابت متعارف ذیل استاندارد EASA CS-23 مورد استفاده قرار خواهد گرفت. با این حال جهت صحت سنجی، هواپیماهای AeroVolga LA-8C

نتایج حاصل از محاسبه خطای این دو روش مطابق جدول ۲ است. مشاهده می‌شود که در ضرایب پایداری تنها خطای محاسبات C_{l_p} بیش از 6 درصد می‌باشد. با توجه به تفاوت در ورودی برخی از متغیرهای AAA، برای این ضریب محاسبات با نرم‌افزار دتکام^۲ بررسی شده و مقدار به‌دست آمده از دتکام منطبق بر محاسبات کد توسعه یافته حاضر می‌باشد. همچنین با توجه به رابطه 10.94 طراحی هواپیمای راسکم [۱۵]، برای محاسبه ضرایب کنترلی از حاصل ضرب چند عدد زیر ۱ استفاده شده (به‌دست آمده از نمودارهای منبع) که همین امر باعث اختلاف زیاد در نتایج خواهد شد. نتایج این بخش با روش دستی و دیجیتالی بررسی و مشاهده شد که با توجه به مشخص نبودن دقیق پارامترها در AAA، استفاده از کد توسعه یافته مطابق بر راسکم معتبر و قابل قبول است. همچنین با توجه به اینکه این ضرایب از حاصل ضرب ضرایب پایدارکننده به‌دست می‌آیند، خطای بخش‌های قبل نیز بر ضریب جدید افزوده می‌شود.

۴ محاسبات پایداری در شرایط کروز

پایداری استاتیکی طولی با استفاده از تغییرات مرکز آیرودینامیکی و شیب نمودار نیروی دسته فرمان (استیک) نسبت به سرعت بررسی می‌شود. برای محاسبه‌ی تغییرات مرکز آیرودینامیکی ناشی از بدنه و موتور $(\Delta \bar{X}_{ac_f})$ از رابطه‌ی 8.85 مرجع [۱۵] استفاده می‌شود. در ادامه با استفاده از رابطه‌ی 8.82 مرکز آیرودینامیکی هواپیمای نمونه محاسبه می‌شود. در نهایت با استفاده از رابطه‌ی 8.81 (تفاضل موقعیت عقب‌ترین مرکز جرم از مرکز آیرودینامیکی)، مقدار گشتاور پیچشی نسبت به ضریب برآ $(\frac{dC_m}{dC_L})$ به‌دست می‌آید. بر طبق رابطه‌ی 3.3 مرجع [۱۶]، حاشیه‌ی پایداری، قرینه‌ی این پارامتر است. موقعیت مرکز آیرودینامیکی هواپیمای نمونه موردنظر در پرواز کروز 4.153 متر از دماغه محاسبه شد. این درحالی است که مقدار این پارامتر از روش AAA برابر با 4.14 متر بدست می‌آید. همچنین موقعیت مرکز آیرودینامیکی از مدل پنل آیرودینامیک (بدون در نظر گرفتن اثر بدنه و موتور) نیز برابر 4.425 متری به‌دست آمده که نتیجه محاسبه شده کد را صحت‌گذاری می‌کند. همچنین نمودار نیروی فرمان برحسب سرعت مطابق شکل (۱) به‌دست می‌آید.

مرجع AAA^۱ مقایسه شده است. این روش مقایسه‌ای، علاوه بر افزایش اطمینان از صحت محاسبات، به شناسایی و اصلاح احتمالی هرگونه انحراف یا خطا در مدل محاسباتی کمک کرده و نتایج به‌دست‌آمده را با یک فرایند معتبر مقایسه می‌کند.

جدول ۲- کیفیت پیش‌بینی مشتقات پایداری از طریق کد در مقایسه با AAA.

Table 2. prediction quality of derivatives from present code.

پارامتر	درصد خطا
$C_{T_{x1}}$	0.12
$C_{m_{x1}}$	0.5
$C_{L_{\alpha}}$	1.74
$C_{D_{\alpha}}$	1.74
$C_{m_{\alpha}}$	1.75
$C_{m_{T_{\alpha}}}$	1.6
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	1.75
$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	0
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	1.7
C_{L_q}	1.13
C_{D_q}	0
C_{m_q}	1.77
$C_{y_{\beta}}$	2.4
$C_{l_{\beta}}$	2.3
$C_{n_{\beta}}$	9.3
$C_{y_{\dot{\beta}}}$	0.58
$C_{l_{\dot{\beta}}}$	0
$C_{n_{\dot{\beta}}}$	0.53
C_{y_p}	0
C_{l_p}	0.32
C_{n_p}	11
C_{y_r}	5.35
C_{l_r}	4.68
C_{n_r}	5.21
$C_{D_{\delta e}}$	3.1
$C_{L_{\delta e}}$	14
$C_{m_{\delta e}}$	14
$C_{y_{\delta a}}$	0
$C_{l_{\delta a}}$	2.9
$C_{n_{\delta a}}$	3.1
$C_{y_{\delta r}}$	5.6
$C_{l_{\delta r}}$	20
$C_{n_{\delta r}}$	17

1. Advanced Aircraft Analysis
 2. DATCOM

بود. مطابق بند CS23.181 هواپیمای نمونه مورد بررسی در حالت دوره کوتاه باید دارای ضریب دمینگ بسیار زیاد بوده و در حالت دوره بلند (فوکوید) تا حد امکان میرایی مثبت داشته باشد [۴]. هر دو این شرایط برای هواپیمای نمونه مورد نظر وجود داشته و هواپیما خایز پایداری دینامیکی طولی است. همچنین با لاپلاس گیری از معادلات عرضی-سمتی، توابع تبدیل زاویه سرش جانبی، زاویه غلت، زاویه سرش نسبت به ایلران و سکان عمودی به دست می آید (رابطه ۵.۹۷ مرجع [۱۸]) که معادله مشخصه برای هواپیمای مذکور در شرایط کروز مطابق زیر است.

$$70 s^4 + 468.7 s^3 + 770.9 s^2 + 2417 s - 38.02 = 0 \quad (2)$$

معادله (۲) دارای ۳ پاسخ پایدار و ۱ پاسخ ناپایدار خواهد بود. مطابق بند CS23.181 جهت پایداری در مود داچ-رول^۲، خروجی باید در کمتر از ۷ سیکل به ۰.۱ دامنه اولیه برسد [۴]. بر اساس محاسبات فوق، داچ-رول پایدار هواپیمای نمونه در مدت ۲ دوره کامل به ۰.۱ از دامنه اولیه می رسد و منطبق بر مقررات دارای پایداری در این مود است. معیاری برای بررسی مود اسپیرال در مقررات مشاهده نمی شود. بر اساس CS 23.157 نیز معیار عددی مشخصی برای مود غلتش^۳ وجود ندارد [۴].

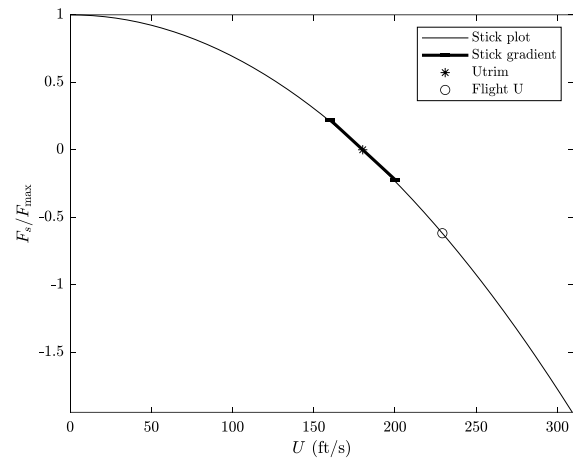
۵ محاسبات کنترل پذیری در شرایط کروز

جهت بررسی کنترل پذیری نیز می توان از معادلات خطی ۵.۳۰ و ۵.۹۶ مرجع [۱۸] که به ترتیب مربوط به مود طولی و عرضی-سمتی بوده استفاده کرده و آن ها را در فرم فضای حالت به فرم زیر نوشت.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = A_L * \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + B_L * \delta e \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = A_{DL} * \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{bmatrix} + B_{DL} * \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta a \end{bmatrix} \quad (4)$$

در معادلات (۳) و (۴)، p ، q و r به ترتیب مشتق زوایای ϕ ، θ و ψ هستند. مطابق با مرجع [۱۹]، دینامیک خطی کنترل پذیر است اگر و فقط اگر ماتریس کنترل پذیری آن دارای مرتبه^۴ی کامل باشد (به عبارتی دیگر، مرتبه‌ی ماتریس باید برابر با تعداد متغیرهای حالت باشد). با محاسبه‌ی ماتریس‌های A و B مطابق با معادلات خطی مرجع [۱۸]، ماتریس کنترل پذیری از طریق فرایند ctrb به دست آمده و مرتبه‌ی آن محاسبه می شود. ماتریس‌های کنترل پذیری به دست آمده در حالت کروز برای مود طولی و سمتی-عرضی هواپیمای نمونه مورد بررسی مطابق زیر است.



شکل ۱- نمودار نمونه نیروی فرمان نسبت به سرعت.

Fig. 1. Typical stick force with respect to velocity.

مطابق با بند CS23.175 در شرایط کروز، برای بازه سرعت‌های $\pm 4\%$ گره از سرعت تریم باید نمودار دارای شیب منفی باشد، که مطابق شکل (۱) این شرط برقرار است. همچنین مطابق بند CS23.177، هواپیما باید در پرواز کروز بدون فلپ و در حالت چرخ بسته، پایداری مثبت سمتی داشته و در نتیجه این هواپیما به دلیل داشتن مقدار مشتق سرش^۱ نسبت به زاویه جانبی ($C_{n\beta}$) مثبت در پرواز کروز، دارای پایداری سمتی است. برای پایداری عرضی، مطابق بند CS23.177 هواپیما در پرواز با سرعت کروز (بیش از $1.2 * VS_1$) باید تمایل به بازگرداندن بال پایین تر به شرایط افقی وجود داشته باشد که با توجه به منفی بودن مشتق غلتش نسبت به زاویه جانبی دارای پایداری مثبت است [۴]. بر این اساس هواپیمای نمونه محاسباتی با مشخصات وارد شده، تمام الزامات پایداری استاتیکی CS23 را ارضا کرد.

در بررسی پایداری دینامیکی، مطابق با رابطه ۵.۱ و ۵.۲ مرجع [۱۸]، معادلات ۶ درجه با خطی سازی به دو بخش طولی و عرضی-سمتی تقسیم بندی می شوند. این دو معادله تابعی از شرایط پروازی و مشتقات آیرودینامیکی، پایداری و کنترلی هستند. در شرایط اولیه صفر از این معادلات لاپلاس گرفته شده و از این طریق در بخش طولی توابع تبدیل زاویه حمله، سرعت و پیچ نسبت به ورودی الویتور به دست می آید (رابطه ۵.۳۱ مرجع [۱۸]). معادله مشخصه در شرایط پروازی کروز نمونه در ارتفاع ۷۰۰۰ پا مطابق زیر به دست می آید.

$$70.33 s^4 + 487.9 s^3 + 2146 s^2 + 114 s + 113.5 = 0 \quad (1)$$

مشاهده می شود که معادله مشخصه معادلات طولی که معادله (۱) بیان شده است، پایدار بوده و به همین دلیل مدهای طولی پایدار خواهند

(1.05*33.3) است و در نتیجه مقدار سرعت محاسبه شده برای آن هواپیما قابل قبول است. زاویه سکان عمودی نیز کمتر از 25 درجه بوده و مورد قبول می‌باشد. در مقررات CS23 معیاری جهت بررسی کنترل زمینی در حین برخاست بیان نشده است [4].

۷ محاسبات خصوصیات واماندگی

بر اساس مرجع [۱۶] بخش ۳.۶، خصوصیات استال برای ۳ حالت پرواز افقی، دور زدن و بدون موتور مورد بررسی قرار می‌گیرد. در همین راستا باید ویژگی‌های متفاوتی بررسی شود که تنها حالت مقاومت در برابر خارج شدن از حالت اسپین دارای روابط تئوریک است. این رابطه از تلفیق گشتاور پیچ و سرش نسبت به سرش جانبی به دست آمده و اگر مثبت باشد، نشان‌دهنده مقاومت هواپیما در برابر خروج از حالت اسپین است. لازم به ذکر است که مرجع [۱۶]، شرایط آزمون خصوصیات واماندگی را برای پرواز افقی، دور زدن و حالت هشدار واماندگی معرفی کرده است که تنها با استفاده از نتایج آزمون پروازی و یا شبیه‌ساز قابل بررسی است. با توجه به توضیحات فوق، ضریب مقاومت در برابر خارج شدن از حالت اسپین در شرایط واماندگی (مثبت) مطابق رابطه زیر محاسبه می‌شود. در شرایط پروازی کروز با زاویه حمله صفر، این معیار برابر با گشتاور سرش نسبت به سرش جانبی خواهد بود ($C_{n_{beta_{dyn}}} = 1/0.0693$).

$$C_{n_{beta_{dyn}}} = (C_{n_{beta}} - \frac{I_{zz}}{I_{xx}} c_{l_{beta}} \tan(\alpha) \cos(\alpha)) \quad (5)$$

در نتیجه در شرایط کروز به دلیل زاویه حمله صفر مطابق معادله (۵)، این پارامتر برابر ضریب سرش نسبت به سرش جانبی است. برای هواپیمای نمونه این مقدار مثبت است. پس در این شرایط، مطابق مرجع [۱۶]، شرایط استال مطلوب است. روش‌های بررسی واماندگی در بندهای CS23.201 الی CS.23.207 نیازمند آزمون پروازی و یا شبیه‌ساز بوده و از روش‌های معمول محاسباتی قابل بررسی نمی‌باشد [4].

۸ محاسبات آسایش مسافر و خدمه

محاسبات این بخش بر اساس محاسبات بخش ۴.۲ مرجع [۱۶] صورت می‌گیرد. مطابق این بخش، آسایش مسافران به شتاب عمودی و افقی نسبت به گرانش بستگی دارد. همچنین این دو شتاب وابسته به اغتشاش جریان، برآ نسبت به زاویه حمله و نیروی جانبی نسبت به زاویه سرش هستند. در نهایت معیار آسایش با رابطه ۴.۱ [۱۶] محاسبه شده و با استفاده از نمودار ۴.۲ [۱۶]، درصد آسایش مسافران به دست می‌آید.

$$Control_{long} =$$

$$\begin{bmatrix} -1.78 & -801.85 & 1609.12 & -9800.33 \\ -34.48 & 18.71 & 869.68 & -5477.45 \\ -35.4 & 930.38 & -4295.88 & -1895.79 \\ 0 & -35.4 & 930.38 & -4295.88 \end{bmatrix}$$

$$Control_{lat(dir)} =$$

$$\begin{bmatrix} 11 & 0 & 3.2 & .2 & -53 & 14.8 & -56 & -95 \\ -4.9 & -0.2 & 53 & -12 & 49 & 79 & -714 & 361 \\ 0.6 & 18 & -102 & -102 & 654 & 547 & -3166 & -3037 \\ 0 & 0 & 0.6 & 18 & -102 & -102 & 654 & 547 \end{bmatrix}$$

مشاهده می‌شود که هر دو ماتریس کنترل‌پذیری دارای مرتبه‌ی ۴ (مرتبه‌ی کامل) هستند و به همین دلیل هر دو مود این هواپیمای نمونه کنترل‌پذیر هستند. در بخش CS 23.145 و CS 23.147 معیار عددی موجود نیست [4].

۶ محاسبات کنترل‌پذیری در حین برخاست

برای هر پرنده مورد نظر بر اساس مساحت سکان افقی، کنترل طولی سرعت چرخش بر روی زمین در حین برخاست محاسبه شده و مقدار آن با مقررات مقایسه می‌شود. برای بررسی کنترل عرضی-سمتی با در نظر گرفتن تراست در هنگام برخاست و بدون شتاب زاویه‌ای پیچ از روابط ۲.۲۹ و ۲.۳۱ مرجع [۱۶] استفاده می‌شود تا عکس‌العمل عمودی چرخ دماغه و چرخ اصلی محاسبه شود. با استفاده از سرعت حرکت زمینی و سرعت باد جانبی، زاویه سرش جانبی محاسبه می‌شود و در ادامه با استفاده از زوایای فرمان و ایلران، زاویه سکان عمودی با استفاده از رابطه ۲.۵۵ الی ۲.۵۷ [۱۶] به دست می‌آید. محاسبات کنترل در حالت فلپ ۲۰ درجه در فاز برخاست هواپیمای نمونه بررسی شده، نتایج به صورت زیر است:

جدول ۳- پارامترهای کنترل حین برخاست هواپیمای نمونه.

Table 3. Parameters of control during the takeoff groundrun of typical aircraft.

واحد	مقدار	پارامتر	مفهوم پارامتر
m/s	45.23	V_{rot}	سرعت چرخش
deg	5	δ_r	زاویه سکان عمودی

به طور کلی می‌توان گفت که سرعت چرخشی در برخاست باید برابر یا بیشتر از ۱.۰۵ برابر سرعت واماندگی باشد [۱۸]. برای هواپیمای نمونه مورد بررسی این سرعت بیشتر از 1.05 برابر سرعت واماندگی

جدول ۴- پارامترهای آسایش.

Table 4. Ride and comfort characteristics.

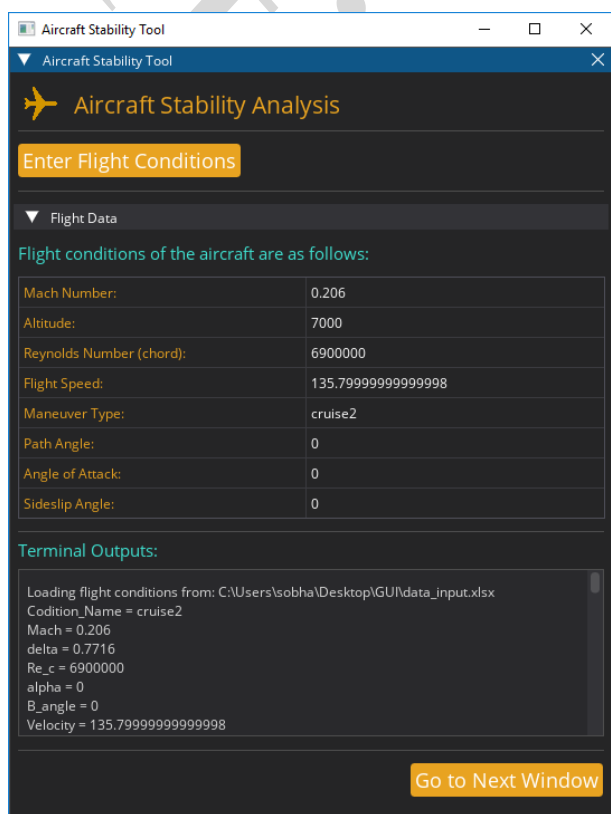
مقدار	پارامتر	تعریف پارامتر
82.16%	C_{ride}	ضریب آسایش (معیار برای مسافران)
0.0082	\bar{A}	پاسخ به اغتشاش (معیار برای خدمه)

به استفاده از نمودارهای متعددی است، در این برنامه تمام نمودارهای مورد نیاز در محاسبات با استفاده از برازش های خطی و شبکه عصبی به کد تبدیل شده و همین امر کاربر را از استخراج مقادیر منطبق بر نمودار بی نیاز کرده است. لازم به ذکر است که تمام این نمودارها در حین اجرا قابل مشاهده است و به صورت تصویر ذخیره می شوند. مزیت دیگر این کد بخصوص نسبت به نرم افزارهایی همچون AAA، دسترسی به مرجع کدها و تعریف دقیق ورودی هاست. با توجه به عدم دسترسی کاربران ایرانی به نسخه جدید و کامل AAA، برنامه نوشته شده در این مقاله می تواند جایگزین مناسب و قابل اعتمادتری باشد. در ادامه ی روند فوق، کد به رابط گرافیکی مجهز شده است به طوری که قابلیت استفاده ساده تر را داشته باشد.

در محاسبات پرواز کروز هوابمایی نمونه مورد بررسی، تنها با فرض توربولانس بسیار کم، آسایش 82.16 درصد محاسبه شده است. این در حالی است که طبق [۱۶] توربولانس متوسط و زیاد را در محاسبات توصیه کرده است. برای بررسی آسایش خدمه نیز، مقدار \bar{A} حدود 2 تا 3 برابر معیار (0.005) به دست آمده است و هوابمایی نمونه مورد بررسی حایز آسایش خلبان نیست. معیاری در مقررات [۴] برای حداقل شرایط آسایش وجود ندارد.

۹ جمع روندهای محاسباتی در کد عددی

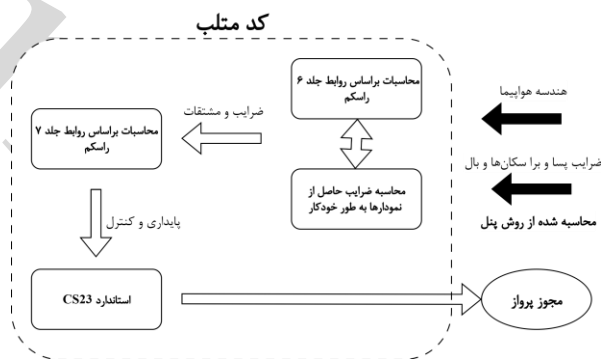
تمام مراحل بیان شده در یک برنامه محاسباتی در متلب تجمیع شده است به طوری که با وارد کردن مشخصات هندسی هوابمای و شرایط پروازی مد نظر، محاسبات پایداری و کنترل پذیری انجام شده و در ادامه قابل قبول بودن یا نبودن هر کدام در مقایسه با بندهای مقررات CS23 بررسی و ارائه می شود. الگوریتم اجرایی این کد در شکل (۲) نمایش داده شده است.



شکل ۳- پوسته ارتباطی برنامه توسعه داده شده برای تطبیق بر مقررات.

Fig. 3. GUI for developed application for adaptation to regulations.

صفحه اول برنامه مطابق شکل (۳) نشان داده شده است. برنامه به گونه ای توسعه داده شده که کاربر تنها ورودی های هندسی هوابمای، شرایط پروازی و ضریب برا و پسا را در یک فایل اکسل استاندارد وارد کرده و مابقی محاسبات بخش به بخش با دستور کاربر انجام شود. همچنین روند کلی در بخش terminal output همواره به روزرسانی شده و قابل مشاهده خواهد بود.



شکل ۲- روند و الگوریتم محاسبات در برنامه نوشته شده.

Fig. 2. The computational process in the computational code.

لازم به ذکر است که به دلیل عدم دقت روش های تئوری در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی، ضریب برا و پسا ی سکان و بال و همچنین ضریب برا، پسا و گشتاور پیچشی ایرفویل بال و سکان، این ضرایب لازم است با استفاده از روش پنل محاسبه و به عنوان ورودی به کد ارائه شود. همچنین با توجه به این که در روند محاسبه مشتقات نیاز

۱۰ نتیجه گیری

یک نمونه با AAA صحت‌سنجی شده‌اند. همچنین برای سایر پارامترهایی که در استاندارد معیار عددی وجود ندارد توصیه می‌شود که شبیه‌سازی بر روی هواپیما اعمال شده و نتایج بررسی شوند.

جدول ۵- خلاصه نتایج تحلیل کنترل‌پذیری براساس راسکم.

Table 5. Summary of controllability analysis results based on Roskam.

کنترل زمینی در حین برخاست	عملکرد غلتش	کنترل سمتی-عرضی	کمینه سرعت	شرایط پروازی
-	✓	✓	-	کروز
✓	✓	✓	✓	برخاست

جدول ۶- خلاصه نتایج تحلیل کنترل‌پذیری براساس استاندارد CS23

Table 6. Summary of controllability analysis results based on CS23.

کنترل زمینی در حین برخاست	کنترل طولی، سمتی-عرضی کمینه سرعت، عملکرد غلتش	شرایط پروازی
نمود معیار عددی	نمود معیار عددی	کروز
نمود معیار عددی	نمود معیار عددی	برخاست

جدول ۷- خلاصه نتایج تحلیل پایداری براساس راسکم (بخش الف).

Table 7. Summary of stability analysis results based on Roskam(a).

دینامیک دامنه کوتاه	دینامیک فوگوئید	استاتیک عرضی	استاتیک سمتی	استاتیک طولی	شرایط پروازی
پایدار	پایدار	پایدار	پایدار	پایدار	کروز
پایدار	پایدار	پایدار	پایدار	پایدار	برخاست

جدول ۸- خلاصه نتایج تحلیل پایداری براساس راسکم (بخش ب)

Table 8. Summary of stability analysis results based on Roskam(b)

آسایش خدمه	آسایش سرنشین	واماندگی	دینامیک داچ-رول	اسپیرال	شرایط پروازی
نامطلوب	82%	قابل قبول	پایدار	ناپایداری جزئی	کروز
قابل قبول	91.79%	قابل قبول	پایدار	ناپایداری جزئی	برخاست

در این مقاله روال محاسبات کنترل‌پذیری و پایداری یک هواپیمای رده هوانوردی عمومی توسعه داده شده است و با استفاده از یک برنامه محاسباتی که منطبق بر الزامات مقررات CS23 است، مقایسه و گزارش‌دهی می‌شود. روند محاسباتی جهت صحت‌سنجی بر روی یک هواپیمای نمونه در رده هوانوردی عمومی اعمال و پیاده‌سازی شده است. نتایج نشان داده است که برای این هواپیمای نمونه کنترل‌پذیری عرضی-سمتی در فاز کروز و کنترل‌پذیری زمینی طولی و سمتی-عرضی در فاز برخاست با تک موتور وجود دارد. همچنین مطابق نتایج بخش ۲، در پرواز کروز، مرکز آیرودینامیکی این هواپیمای نمونه در فاصله‌ی 4.1535 متری از دماغه قرار دارد که این عدد با مقدار 4.425 متری به دست آمده از مدل روش پنل آیرودینامیک که بدون در نظر گرفتن اثر بدنه و موتور محاسبه شده است، تطابق خوبی دارد. همچنین حاشیه‌ی پایداری طولی برابر 5.6٪ می‌باشد. مقدار ضریب پایداری سمتی نیز 0.0012 بر درجه است که این عدد نزدیک به مقدار پایداری سمتی بیشتر هواپیماها (0.001 بر درجه) می‌باشد. همچنین این مقدار، الزامات استاندارد [۴] را برآورده می‌کند. پایداری عرضی استاتیکی پرنده نیز برابر با 0.0828- بر رادیان بوده که این مقدار در محدوده‌ی ضریب $C_{l\beta}$ هواپیماهای مشابه بوده و منفی بودن آن نشان‌دهنده پایداری عرضی هواپیمای نمونه است. مطابق تحلیل مدل خطی، ضرایب فرکانس طبیعی مود فوگوئید و دوره کوتاه به ترتیب برابر 0.199 و 3.378 رادیان بر ثانیه و میرایی 0.082 و 0.983 می‌باشد. همچنین مطابق [۱۸] فرکانس طبیعی و میرایی مود دوره کوتاه باید بزرگ‌تر از فوگوئید باشد، که نتایج انطباق دارد. در رابطه با مود اسپیرال سیستم ناپایداری دارد ولی بیشتر هواپیماها همین وضعیت را دارند. مود داچ-رول براساس [۱۸] باید دارای فرکانس طبیعی بالا و ضریب میرایی کم بوده که با مقادیر 2.296 رادیان بر ثانیه و 0.187 منطبق است. در بخش ۶ محاسبات مربوط به واماندگی نیز تنها برای مقاومت در برابر خروج از اسپین محاسبه شده و در شرایط پروازی زاویه حمله صفر، این معیار مثبت و برابر $C_{n\beta}$ خواهد شد. سایر معیارهای استال نیازمند داده‌های تست پروازی یا شبیه‌سازی است. میزان آسایش سرنشینان با فرض توربولانس کم، حدود 82 درصد بوده و آسایش خدمه در فاز کروز نیز نامناسب است. نتایج محاسبات برای فاز برخاست نیز تکرار شده و در ادامه جدول ۵ تا ۱۰ شامل مقایسه کنترل‌پذیری و پایداری مربوط به این هواپیمای نمونه ارائه می‌گردد (مفروضات سرعت کروز 70m/s در ارتفاع 7000ft و سرعت برخاست 33.44m/s در سطح دریا می‌باشد). تمام این نتایج (جدول ۴-۹) به صورت خودکار از طریق برنامه‌ی نوشته شده به دست آمده و برای

- https://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/
- [5] A. European Union Aviation Safety, "CS-23 - Certification Specifications for Light Aircraft," 2020. [Online]. Available: <https://www.easa.europa.eu/en/documents/cs-23>.
- [6] N. Van Nguyen, M. Tyan, J.-W. Lee, and S. Kim, "Investigations on stability and control characteristics of a CS-VLA certified aircraft using wind tunnel test data," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 230, no. 14, pp. 2728-2743, 2016, <https://doi.org/10.1177/0954410016632016>
- [7] C. Christmann, D. Kiehn, M. Stradtner, and C. M. Liersch, *Initial assessment of stability and controllability in the early stage of combat aircraft design*. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV, 2023, <https://doi.org/10.25967/570283>
- [8] K. Abu Salem, G. Palaia, A. A. Quarta, and M. R. Chiarelli, "Preliminary analysis of the stability and controllability of a box-wing aircraft configuration," *Aerospace*, vol. 10, no. 10, p. 874, 2023, <https://doi.org/10.3390/aerospace10100874>
- [9] F. Nicolosi, D. Ciliberti, P. Della Vecchia, and S. Corcione, "Experimental analysis of aircraft directional control effectiveness," *Aerospace Science and Technology*, vol. 106, p. 106099, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106099>
- [10] M. Raffel, F. Wienke, and A. Dillmann, "Flight-testing stability and controllability of Otto Lilienthal's monoplane design from 1893," *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 4, pp. 1735-1742, 2019, <https://doi.org/10.2514/1.C035399>
- [11] Z. Lu, H. Hong, F. Schweighofer, and F. Holzappel, "Controllability Evaluation for VTOL Aircraft in Velocity Envelope: A Distance-Based Metric," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 47, no. 8, pp. 1620-1633, 2024, <https://doi.org/10.2514/1.G007978>
- [12] T. T. Takahashi, J. A. Griffin, and R. V. Grandhi, "High-Speed Aircraft Stability and Control Metrics," *Aerospace*, vol. 12, no. 1, p. 12, 2024, <https://doi.org/10.3390/aerospace12010012>
- [13] L. Fitzgerald, P. Griffin, and A. Niven, "Methodologies for the determination of aircraft stability of the standard dynamics model at extreme angles of attack," *CEAS Aeronautical Journal*, pp. 1-17, 2025, <https://doi.org/10.1007/s13272-025-00842-1>

جدول ۹- خلاصه نتایج تحلیل پایداری براساس CS23 (بخش الف).

Table 9. Summary of stability analysis results based on CS23 (a)

شرایط پروازی	استاتیک طولی	استاتیک سمتی	استاتیک عرضی	دینامیک فوگوئید	دینامیک دامنه کوتاه
کروز	پایدار	پایدار	پایدار	پایدار	پایدار
برخاست	پایدار	پایدار	پایدار	پایدار	پایدار

جدول ۱۰- خلاصه نتایج تحلیل پایداری براساس CS23 (بخش ب).

Table 10. Summary of stability analysis results based on CS23 (b).

شرایط پروازی	اسپیرال	دینامیک داچ-رول	واماندگی	آسایش سرنشین	آسایش خدمه
کروز	نبود معیار عددی	پایدار	نبود معیار عددی	نبود معیار	نبود معیار
برخاست	نبود معیار عددی	پایدار	نبود معیار عددی	نبود معیار	نبود معیار

تقدیر و تشکر

نویسندگان مایل‌اند از پژوهشگاه هوافضا بابت همکاری و پشتیبانی در اجرای پروژه تقدیر و تشکر نمایند.

تعارض منافع

نویسندگان هیچ‌گونه تعارض منافع مالی، شخصی یا حرفه‌ای مرتبط با این پژوهش ندارند. همکاری با پژوهشگاه هوافضا در قالب کار ساعتی بوده و هیچ پرداخت یا سهم مالی دیگری از انتشار این مقاله حاصل نمی‌شود.

مراجع

- [1] H. K. Khalil and E. Dombre, *Modeling, Identification & Control of Robots*. Springer, 2002.
- [2] <https://doi.org/10.1115/1.1566397>
- [3] S. A. Emami, P. Castaldi, and A. Banazadeh, "Neural network-based flight control systems: Present and future," *Annual Reviews in Control*, vol. 53, pp. 97-137, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2022.04.006>
- [4] Faa, "Federal Aviation Administration - CS 23: Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes," 2017. [Online]. Available:

- [17] J. Roskam, *Airplane Design VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements* (no. v. 1). DARcorporation, 1985.
- [18] P. Jackson, *Jane's All the World's Aircraft: Development and Production 2020-2021*. Jane's Information Group, 2020.
- [19] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls* (no. p. 1). Design Analysis and Research Corporation, 1998.
- [20] D. Simon, *Optimal State Estimation: Kalman, H Infinity, and Nonlinear Approaches*. Wiley, 2006, [DOI: 10.1002/0470045345](https://doi.org/10.1002/0470045345).
- [14] B. RUSU and A. MIHAI, "Key Considerations in the Design of a New EASA CS-23 General Aviation Aircraft," *INCAS Bulletin*, vol. 17, no. 2, 2025, [DOI:10.13111/2066-8201.2025.17.2.11](https://doi.org/10.13111/2066-8201.2025.17.2.11)
- [15] D. Prosvirin, M. Pawęska, and V. Kharchenko, "Elaboration of Simulation Complex for Realization of Adaptive Neural Flight Control System to be used on Commercial Aircraft in Compliance with EASA-FAA Standards," *Logistics and Transport*, vol. 61, 2024, [DOI: 10.26411/83-1734-2015-2-56-15-24](https://doi.org/10.26411/83-1734-2015-2-56-15-24).
- [16] J. Roskam and U. O. Kansas, *Airplane Design: Part 6 - preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*. DARcorporation, 1985.