



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. Aerospace Research Institute, Ministry of Science and Research, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**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

ABSTRACT

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. 10, No. 2, pp. 66-77, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.2.5>.

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/)





مقاله پژوهشی

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، دانشکده مهندسی 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

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

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

واژه‌های کلیدی:

نرم افزار

پایداری

کنترل پذیری

استاندارد

رابط کاربری گرافیکی

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 مورد نیاز 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 پیاده سازی و برای هواپیمای AeroVolga LA-8C با نرم افزار 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 بومی سازی نرم افزار را فراهم می کند. همچنین راهنمای کامل و مستندات جامع در دسترس قرار داده شده تا فرآیند استفاده برای پژوهشگران ساده تر شود. علاوه بر این، یک رابط کاربری گرافیکی (GUI) توسعه یافته که کاربران بدون نیاز به دانش کدنویسی تخصصی می توانند محاسبات را اجرا کرده و نتایج را در قالب نمودارها و گزارش های تحلیلی مشاهده نمایند. جهت صحت سنجی، نتایج نرم افزار برای هواپیمای LA-8C نشان داد که در فازهای برخاست و کروز، کنترل پذیری با حداقل های 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 سازمان های هواپیمایی کشوری است، می توان نتیجه گرفت که هواپیمای مورد بررسی، توان بالقوه دریافت این مجوز را دارا است.

*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. 10, No. 2, pp. 66-77, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.2.5>.

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/)

فهرست علائم

I_{zz}	مان اینرسی در راستای محور Z دستگاه بدنی	A	پاسخ به اغتشاش (معیار برای خدمه)
V_{rot}	سرعت گردش	$C_{D\alpha}$	ضریب مشتق پسا نسبت به زاویه حمله
C_{ride}	ضریب آسایش (معیار برای مسافران)	$C_{D\{\dot{\alpha}\}}$	ضریب مشتق پسا نسبت به نرخ زاویه حمله
p	شتاب در راستای X دستگاه بدنی	C_{Dq}	ضریب مشتق پسا نسبت به نرخ زاویه پیچ
q	شتاب در راستای Y دستگاه بدنی	$C_{D\{\delta e\}}$	ضریب مشتق پسا نسبت به زاویه الویتور
r	شتاب در راستای Z دستگاه بدنی	$C_{L\alpha}$	ضریب مشتق برا نسبت به زاویه حمله
u	سرعت در راستای X دستگاه بدنی	$C_{L\{\dot{\alpha}\}}$	ضریب مشتق برا نسبت به نرخ زاویه حمله
α	زاویه حمله	C_{Lq}	ضریب مشتق برا نسبت به نرخ زاویه پیچ
β	زاویه سرش جانبی	$C_{L\{\delta e\}}$	ضریب مشتق برا نسبت به زاویه الویتور
δa	زاویه ایلران	$C_{T\{x1\}}$	ضریب پیشران در حالت ماندگار
δe	زاویه الویتور	$C_{m\alpha}$	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله
δr	زاویه رادر (سکان عمودی)	$C_{m\{\dot{\alpha}\}}$	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به نرخ زاویه حمله
φ	زاویه رول	C_{mq}	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به نرخ زاویه پیچ
θ	زاویه پیچ	$C_{m\{T\alpha\}}$	ضریب مشتق پیشران نسبت به زاویه حمله
EASA	European Union Aviation Safety Agency	$C_{m\{x1\}}$	ضریب گشتاور پیچشی در حالت ماندگار
AAA	Advanced Aircraft Analysis	$C_{m\{\delta e\}}$	ضریب مشتق گشتاور پیچشی نسبت به زاویه الویتور
FAA	Federal Aviation Administration	$C_{l\beta}$	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به زاویه سرش جانبی
		$C_{l\{\beta\}}$	ضریب مشتق گشتاور غلت نسبت به نرخ زاویه سرش جانبی
		C_{lp}	ضریب مشتق گشتاور غلتش نسبت به نرخ زاویه غلت
		C_{lr}	ضریب مشتق گشتاور غلت نسبت به نرخ زاویه سرش
		$C_{l\{\delta a\}}$	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
		$C_{n\{\delta a\}}$	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
		$C_{y\{\delta a\}}$	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به زاویه ایلران
		$C_{y\{\delta r\}}$	ضریب مشتق نیروی جانبی نسبت به زاویه سکان عمودی
		I_{xx}	مان اینرسی در راستای محور X دستگاه بدنی

۱. مقدمه

تحلیل کنترل پذیری 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 کنترل پذیری سیستم‌های پرنده پرداخته است. برای مثال، خلیل و دومبره [۱] روش‌های ارزیابی کنترل پذیری 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 شبه کنترل 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، کنترل پذیری و ایمنی سامانه‌های پرنده دارد. این مقررات به‌ویژه در طراحی سیستم‌های کنترلی و ارزیابی ایمنی پرنده‌ها در شرایط مختلف پروازی اهمیت دارد. این مقررات که بر اساس نسخه‌ی FAA^۱

سنی 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 کنترل پذیری در زاویه‌های بزرگ را ۱۵ تا ۲۵ درصد کمتر برآورد می‌کنند و باعث برآورد بیش از حد اندازه سطوح کنترل می‌شوند. علاوه بر این، رافل و همکاران در مقاله [۹] پایداری و کنترل پذیری گلايدر تک‌باله لیلینتال را بررسی کردند. نتایج نشان داد این گلايدر توان پرواز پایدار تا فاصله ۷۲ متر را داشته و حاشیه استاتیکی و دیاهدار بال‌ها نقش مهمی در ایمنی پرواز ایفا می‌کردند. افزایش دیاهدارال 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 کنترل پذیری هواگردهای عمودپرواز در حالت‌های پروازی مختلف ارائه می‌دهند. نویسندگان با بهره‌گیری از نظریه کنترل پذیری در سیستم‌های خطی با ورودی محدود، شرایط کافی برای کنترل پذیری 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 کنترل پذیری و اثر خرابی روتورها مؤثر است. مقاله مروری [۱۱] به شناسایی پارامترهای کلیدی پایداری و کنترل پذیری در طراحی هواگردهای پرسرعت می‌پردازد که بر اساس استانداردهای AGARD MIL-STD-1797، MIL-STD-8785C و گزارش‌های 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 حمله شدید، پدیده ریزش گردابه نامتقارن منجر به ایجاد نیروی جانبی و ممان یاو قابل توجه می‌شود. همچنین ارزیابی اولیه پایداری استاتیکی و دینامیکی نشان داد که

[۳] و توسط EASA [۴] به تصویب رسیده، برای اطمینان از حفظ شرایط کنترل پذیری 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 کنترل پذیری 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 درصد تحت پیکربندی‌های مختلف سطوح کنترل شامل سکان، بالچه‌ها، ارتفاع‌دهنده و بالچه‌های کناری آزمایش شد. اصلاح‌های ماخ و رینولدز برای بهبود پیش‌بینی‌های مدل تمام مقیاس 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 کنترل پذیری 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 کنترل پذیری 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 کنترل پذیری بررسی کردند. مطالعه نشان داد که محدودیت‌های آیرودینامیکی تأثیر قابل توجهی 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 بال‌های با نسبت ابعادی کم، عملکرد بالابری متفاوتی نسبت به بال‌های با نسبت ابعادی زیاد دارند. روش‌های

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

Table 1. General specification of the AeroVolga LA-8C [17].

Parameter	Unit	Value
Overall Aircraft Length	m	10.75
Overall Aircraft Height	m	3.48
Maximum Fuselage Width	m	2
Wingspan	m	14.40
Propeller Diameter	m	1.90
Total Wing Area	m ²	20.20
Total Aileron Area	m ²	1.60
Inner Flap Area	m ²	1.34
Outer Flap Area	m ²	1.90
Total Rudder Area (Including Auxiliary Fin)	m ²	0.94
Total Elevator Area	m ²	1.90
Empty Weight	kg	1790
Maximum Takeoff Weight	kg	2720
Maximum Fuel Weight	kg	300
Maximum Payload	kg	950
Cruise Speed	km/h	213

لازم به ذکر 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 سکان ها 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 مرجع AAA² مقایسه شده است. این روش مقایسه ای، علاوه بر افزایش اطمینان از صحت محاسبات، به شناسایی و اصلاح احتمالی هرگونه

بسیاری از ضرایب پایداری در این مدل نسبت به عدد رینولدز به ویژه در مقادیر پایین حساسیت کمی دارند. همچنین روسو و میهایلی 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، توجه 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 ی [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، کاربرپسند و دیجیتایز^۱ 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 در نظر گرفته است. مشخصات عمومی مورد استفاده هواپیما براساس مرجع [۱۷] مطابق جدول (۱) است.

۱. تمام نمودارها به صورت کد تبدیل شده و نیازی به خوانش مقادیر از روی نمودارهای تجربی نیست.
2. Advanced Aircraft Analysis

نتایج حاصل از محاسبه خطای این دو روش مطابق جدول ۲ است. مشاهده می شود که در ضرایب پایداری تنها خطای محاسبات C_{lp} بیش از ۶ درصد می باشد. با توجه به تفاوت در ورودی برخی از متغیرهای AAA، برای این ضریب محاسبات با نرم افزار دتکام^۱ بررسی شده و مقدار به دست آمده از دتکام منطبق بر محاسبات کد توسعه یافته حاضر می باشد. همچنین با توجه به رابطه ۱۰.۹۴ طراحی هواپیمای راسکم [۱۵]، برای محاسبه ضرایب کنترلی از حاصل ضرب چند عدد زیر ۱ استفاده شده (به دست 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 به دست می آیند، خطای بخش های قبل نیز بر ضریب جدید افزوده می شود.

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 می شود. برای محاسبه ی تغییرات مرکز آیرودینامیکی ناشی از بدنه و موتور $(\Delta \bar{X}_{ac_f})$ از رابطه ۸.۸۵ مرجع [۱۵] استفاده می شود. در ادامه با استفاده از رابطه ۸.۸۲ مرکز آیرودینامیکی هواپیمای نمونه محاسبه می شود. در نهایت با استفاده از رابطه ۸.۸۱ (تفاضل موقعیت عقب ترین مرکز جرم از مرکز آیرودینامیکی)، مقدار گشتاور پیچشی نسبت به ضریب برآ $(\frac{dC_m}{dC_L})$ به دست می آید. بر طبق رابطه ۳.۳ مرجع [۱۶]، حاشیه پایداری، قرینه ی این پارامتر است. موقعیت مرکز آیرودینامیکی هواپیمای نمونه موردنظر در پرواز کروز ۴/۱۵۳ متر از دماغه محاسبه شد. این درحالی است که مقدار این پارامتر از روش AAA برابر با ۴/۱۴ متر به دست می آید. همچنین موقعیت مرکز آیرودینامیکی از مدل پنل آیرودینامیک (بدون در نظر گرفتن اثر بدنه و موتور) نیز برابر ۴/۴۲۵ متری به دست آمده که نتیجه محاسبه شده کد را صحت گذاری می کند. همچنین نمودار نیروی فرمان برحسب سرعت مطابق شکل (۱) به دست می آید.

انحراف یا خطا در مدل محاسباتی کمک کرده و نتایج به دست آمده را با یک فرایند معتبر مقایسه می کند.

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

Table 2. prediction quality of derivatives from present code.

Parameter	Error (Percent)
C_{Tx1}	0.12
C_{mx1}	0.5
$C_{L\alpha}$	1.74
$C_{D\alpha}$	1.74
$C_{m\alpha}$	1.75
$C_{mT\alpha}$	1.6
$C_{L\dot{\alpha}}$	1.75
$C_{D\dot{\alpha}}$	0
$C_{m\dot{\alpha}}$	1.7
C_{Lq}	1.13
C_{Dq}	0
C_{mq}	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_{yp}	0
C_{lp}	0.32
C_{np}	11
C_{yr}	5.35
C_{lr}	4.68
C_{nr}	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

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 حایز 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^۳، خروجی باید در کمتر از ۷ سیکل به ۱/۰ دامنه اولیه برسد [۴]. بر اساس محاسبات فوق، داچ-رول پایدار هواپیمای نمونه در مدت ۲ دوره کامل به ۱/۱۰ 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^۴ وجود ندارد [۴].

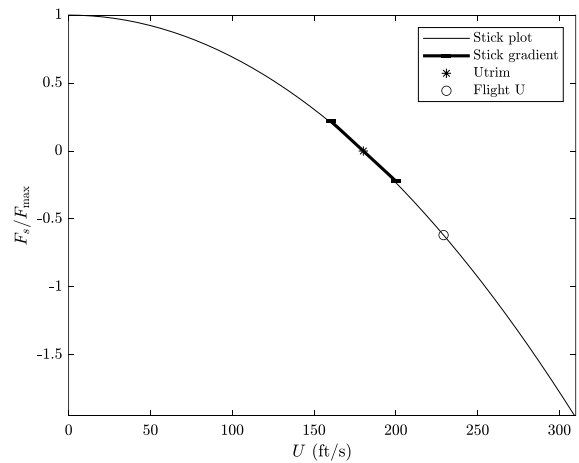
۵. محاسبات کنترل پذیری در شرایط کروز

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 و 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، مرتبه ی ماتریس باید برابر با تعداد متغیرهای حالت باشد). با محاسبه ماتریس های A و B مطابق با معادلات خطی مرجع [۱۸]، ماتریس کنترل پذیری از طریق فرایند ctrb به دست آمده و مرتبه آن محاسبه می شود. ماتریس های کنترل پذیری به دست آمده در حالت کروز برای مود طولی و سمتی-عرضی هواپیمای نمونه مورد بررسی مطابق



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 سرعت های ± 40 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 $1.2 * V_{S1}$) 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 الوتور 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

زیر است.

$$Control_{long} =$$

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

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

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

مشاهده می شود که هر دو ماتریس کنترل پذیری دارای مرتبه ۴ (مرتبه کامل) هستند و به همین دلیل هر دو مود این هواپیمای نمونه کنترل پذیر هستند. در بخش CS 23.145 و CS 23.147 معیار عددی موجود نیست [۴].

۶. محاسبات کنترل پذیری 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 می شود. برای بررسی کنترل عرضی-سمتی با در نظر گرفتن تراست در هنگام برخاست و بدون شتاب زاویه ای پیچ^۱ از روابط ۲.۲۹ و ۲.۳۱ مرجع [۱۶] استفاده می شود تا عکس العمل عمودی چرخ دماغه و چرخ اصلی محاسبه شود. با استفاده از سرعت حرکت زمینی و سرعت باد جانبی، زاویه سرش جانبی محاسبه می شود 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 می آید. 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.

Parameter Description	symbol	Value	Unit
Rotation Speed	V_{rot}	45.23	m/s
Rudder Deflection Angle	δ_r	5	deg

به طور کلی می توان 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 ۱/۰۵ برابر سرعت واماندگی (1.05*33.3) است و در نتیجه مقدار سرعت محاسبه شده برای آن

هواپیمای قابل قبول است. زاویه سکان عمودی نیز کمتر از 25 درجه بوده و مورد قبول می باشد. در مقررات CS23 معیاری جهت بررسی کنترل زمینی در حین برخاست بیان نشده است [۴].

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 می گیرد. در همین راستا باید ویژگی های 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، نشان دهنده مقاومت هواپیمای 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 شبیه ساز 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 می شود. در شرایط پروازی کروز با زاویه حمله صفر، این معیار برابر با گشتاور سرش نسبت به سرش جانبی خواهد بود ($C_{n\beta_{\text{beta dyn}}} = 0.0693 \text{ 1/rad}$).

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

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. روش های بررسی واماندگی در بندهای CS23.201 الی CS23.207 نیازمند آزمون پروازی و یا شبیه ساز بوده و از روش های معمول محاسباتی قابل بررسی نمی باشد [۴].

۸. محاسبات آسایش مسافر و خدمه

محاسبات این بخش بر اساس محاسبات بخش ۴.۲ مرجع [۱۶] صورت می گیرد. 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 می آید.

جدول ۴- پارامترهای آسایش.

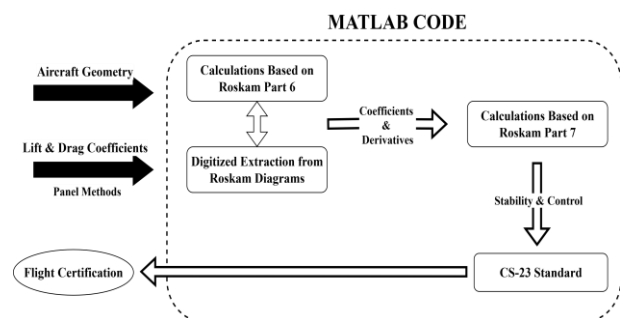
Table 4. Ride and comfort characteristics.

Parameter Description	Parameter	Value
Ride Comfort Index (Passenger Criterion)	C_{ride}	82.16%
Gust or Turbulance Response (Crew Criterion)	$\bar{A}$	0.0082

در محاسبات پرواز کروز هواپیمای نمونه مورد بررسی، تنها با فرض توربولانس بسیار کم، آسایش ۸۲/۱۶ 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 ۲ تا ۳ برابر معیار (۰/۰۰۵) به‌دست آمده است و هواپیمای نمونه مورد بررسی حایز آسایش خلبان نیست. معیاری در مقررات [۴] برای حداقل شرایط آسایش وجود ندارد.

۹. جمع‌بندی رندهای محاسباتی در کد عددی

تمام مراحل بیان شده در یک برنامه محاسباتی در متلب جمع شده است به‌طوری که با واردکردن مشخصات هندسی هواپیما و شرایط پروازی مد نظر، محاسبات پایداری و کنترل‌پذیری انجام شده و در ادامه قابل قبول بودن یا نبودن هرکدام در مقایسه با بندهای مقررات CS23 بررسی و ارائه می‌شود. الگوریتم اجرایی این کد در شکل (۲) نمایش داده شده است.

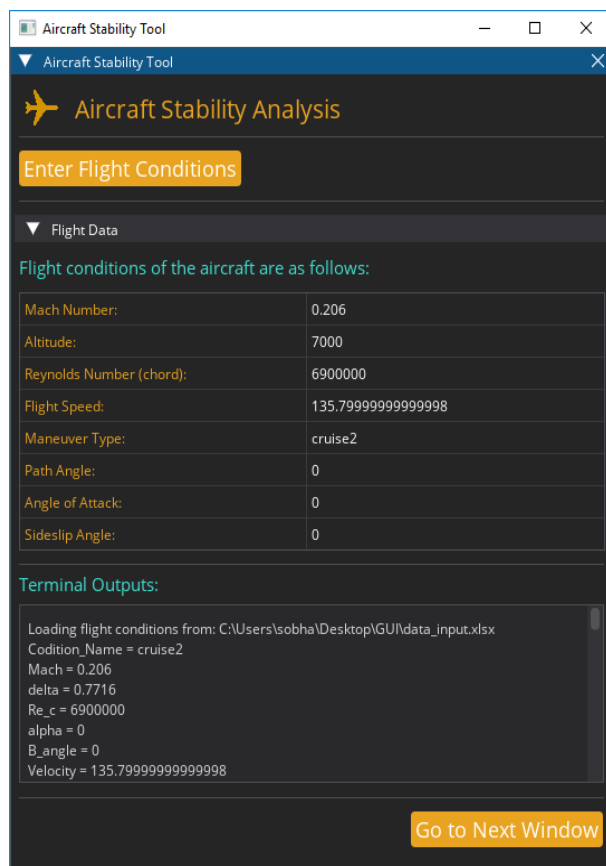


شکل ۲- روند و الگوریتم محاسبات در برنامه نوشته شده.

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

لازم به‌ذکر است که به‌دلیل عدم دقت روش‌های تئوری در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی، ضریب برا و پسای 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 به‌عنوان ورودی به کد ارائه شود. همچنین با توجه به این که در روند محاسبه مشتقات نیاز به استفاده از نمودارهای متعددی است، در این برنامه تمام نمودارهای

موردنیاز در محاسبات با استفاده از برارزش‌های خطی و شبکه عصبی به کد تبدیل شده و همین امر کاربر را از استخراج مقادیر منطبق بر نمودار بی‌نیاز کرده است. لازم به‌ذکر است که تمام این نمودارها در حین اجرا قابل مشاهده است و به‌صورت تصویر ذخیره می‌شوند. مزیت دیگر این کد بخصوص نسبت به نرم‌افزارهایی همچون AAA، دسترسی به مرجع کدها و تعریف دقیق ورودی‌هاست. با توجه به عدم دسترسی کاربران ایرانی به نسخه جدید و کامل AAA، برنامه نوشته شده در این مقاله می‌تواند جایگزین مناسب و قابل‌اعتمادتری باشد. در ادامه‌ی روند فوق، کد به رابط گرافیکی مجهز شده است به‌طوری که قابلیت استفاده ساده‌تر را داشته باشد.



شکل ۳- پوسته ارتباطی برنامه توسعه داده‌شده 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 گونه‌ای توسعه داده شده که کاربر تنها ورودی‌های هندسی هواپیما، 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 به‌روزرسانی شده و قابل مشاهده خواهد بود.

۱۰. نتیجه گیری

در این مقاله روال محاسبات کنترل پذیری 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 گزارش دهی می شود. روند محاسباتی جهت صحت سنجی بر روی یک هواپیمای نمونه در رده هوانوردی عمومی اعمال و پیاده سازی شده است. نتایج نشان داده است که برای این هواپیمای نمونه کنترل پذیری عرضی-سمتی در فاز کروز و کنترل پذیری 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 فاصله ۴/۱۵۳۵ متری از دماغه قرار دارد که این عدد با مقدار ۴/۴۲۵ متری به دست آمده از مدل روش پتل آیرودینامیک که بدون در نظر گرفتن اثر بدنه و موتور محاسبه شده است، تطابق خوبی دارد. همچنین حاشیه پایداری طولی برابر ۵/۶ درصد می باشد. مقدار ضریب پایداری سمتی نیز ۰/۰۱۲ بر درجه است که این عدد نزدیک به مقدار پایداری سمتی بیشتر هواپیماها (۰/۰۰۱ بر درجه) می باشد. همچنین این مقدار، الزامات استاندارد [۴] را برآورده می کند. پایداری عرضی استاتیکی پرند نیز برابر با ۰/۰۸۲- بر رادیان بوده که این مقدار در محدوده ضریب $C_{l\beta}$ هواپیماهای مشابه بوده و منفی بودن آن نشان دهنده پایداری عرضی هواپیمای نمونه است. مطابق تحلیل مدل خطی، ضرایب فرکانس طبیعی مود فوگوید و دوره کوتاه به ترتیب برابر ۰/۱۹۹ و ۳/۳۷۸ رادیان بر ثانیه و میرایی ۰/۰۸۲ و ۰/۹۸۳ می باشد. همچنین مطابق [۱۸] فرکانس طبیعی و میرایی مود دوره کوتاه باید بزرگ تر از فوگوید 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 ۲/۲۹۶ رادیان بر ثانیه و ۰/۱۸۷ 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 داده های تست پروازی یا شبیه سازی است. میزان آسایش سرنشینان با فرض توربولانس کم، حدود ۸۲ 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 کنترل پذیری و پایداری مربوط به این هواپیمای نمونه ارائه می گردد (مفروضات سرعت کروز ۷۰ متر بر ثانیه در ارتفاع ۷۰۰۰ پا و سرعت برخاست ۳۳/۴۴ متر بر ثانیه در سطح دریا می باشد). تمام این نتایج (جداول ۴-۹) به صورت خودکار از طریق برنامه نوشته شده به دست آمده و برای یک نمونه با AAA صحت سنجی

شده اند. همچنین برای سایر پارامترهایی که در استاندارد معیار عددی وجود ندارد توصیه می شود که شبیه سازی بر روی هواپیما اعمال شده و نتایج بررسی شوند.

جدول ۵- خلاصه نتایج تحلیل کنترل پذیری براساس راسکم.

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

Flight Condition	Minimum Speed During Takeoff	Directional Lateral Control	Roll Control	Ground Control During Takeoff
Cruise	-	Yes	Yes	-
Takeoff	Yes	Yes	Yes	Yes

جدول ۶- خلاصه نتایج تحلیل کنترل پذیری براساس استاندارد CS23

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

Flight Condition	Longitudinal Directional- Lateral Control Minimum Speed Roll Control	Ground Control During Takeoff
Cruise	No Numerical Criterion	No Numerical Criterion
Takeoff	No Numerical Criterion	No Numerical Criterion

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

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

Flight Condition	Cruise	Takeoff
Longitudinal Static	Stable	Stable
Directional Static	Stable	Stable
Lateral Static	Stable	Stable
Phugoid Dynamics	Stable	Stable
Short-Period Dynamics	Stable	Stable

تقدیر و تشکر

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

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, <https://doi.org/10.1115/1.1566397>
- [2] 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>.
- [3] "CS 23: Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes," Federal Aviation Administration, 2017, [Online]. Available: https://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/
- [4] "CS-23 - Certification Specifications for Light Aircraft," A. European Union Aviation Safety, 2020, [Online]. Available: <https://www.easa.europa.eu/en/documents/cs-23>
- [5] 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>.
- [6] C. Christmann, D. Kiehn, M. Stradtner, and C. M. Liersch, "Initial assessment of stability and controllability in the early stage of combat aircraft design," in *Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt, Lilienthal-Oberth eV*, Bonn, 2023, <https://doi.org/10.25967/570283>.
- [7] 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, 2023, At. no. 874, <https://doi.org/10.3390/aerospace10100874>.
- [8] F. Nicolosi, D. Ciliberti, P. Della Vecchia, and S. Corcione, "Experimental analysis of aircraft directional control effectiveness," *Aerospace Science*

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

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

Parameter	Cruise	Takeoff
Crew Comfort	Undesirable	Acceptable
Passenger Comfort	82%	91.79%
Stall Characteristics	Acceptable	Acceptable
Dutch Roll Dynamics	Stable	Stable
Spiral Mode	Marginally Unstable	Marginally Unstable

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

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

Flight Condition	Cruise	Takeoff
Longitudinal Static	Stable	Stable
Directional Static	Stable	Stable
Lateral Static	Stable	Stable
Phugoid Dynamics	Stable	Stable
Short-Period Dynamics	Stable	Stable

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

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

Parameter	Cruise	Takeoff
Crew Comfort	No Criterion Defined	No Criterion Defined
Passenger Comfort	No Criterion Defined	No Criterion Defined
Stall Characteristics	No Numerical Criterion	No Numerical Criterion
Dutch Roll Dynamics	Stable	Stable
Spiral Mode	No Numerical Criterion	No Numerical Criterion

- [14] 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, <https://dx.doi.org/10.26411/83-1734-2015-2-56-15-24>.
- [15] J. Roskam and U. O. Kansas, "Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics," in *Airplane Design*. Part VI, DARcorporation, 1985.
- [16] J. Roskam, "Determination of stability, control and performance characteristics: FAR and military requirements, in *Airplane Design*, Part VII, DARcorporation, 1985.
- [17] P. Jackson, *Jane's All the World's Aircraft: Development and Production*, 108th ed. Jane's Information Group, 2020.
- [18] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. Part. I, Design Analysis and Research Corporation, 1998.
- [19] D. Simon, *Optimal State Estimation: Kalman, H Infinity, and Nonlinear Approaches*. Wiley, 2006, <https://doi.org/10.1002/0470045345>.
- and *Technology*, vol. 106, 2020, Art. no. 106099, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106099>.
- [9] 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>.
- [10] Z. Lu, H. Hong, F. Schweighofer, and F. Holzapfel, "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>.
- [11] T. T. Takahashi, J. A. Griffin, and R. V. Grandhi, "High-speed aircraft stability and control metrics," *Aerospace*, vol. 12, no. 1, 2024, Art. no. 12, <https://doi.org/10.3390/aerospace12010012>.
- [12] L. K. 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*, vol. 17, no. 1, pp. 305-321, 2026, <https://doi.org/10.1007/s13272-025-00842-1>.
- [13] 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, pp.119-132, 2025, <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2025.17.2.11>.