

## علمی - ترویجی

# توسعه نرم افزار محاسبه بار دینامیکی وارد بر بال و دم افقی یک هواپیما با تغییر زاویه بالابر

در این تحقیق، نرم افزار شبیه ساز دینامیکی نمایش تغییرات زمانی ضریب بار بال و دم افقی هواپیما تدوین شده است. معادلات مرتبط با بارگذاری دم، متأثر از جابجایی سطح کنترلی بالابر استخراج، با استفاده از نرم افزار متلب حل و در قالب یک نرم افزار گرافیکی ارائه شده است. با وارد کردن تغییرات زمانی زوایای انحراف سطح بالابر در هر مانور پروازی و ضرایب و مشتقات لازم، مقدار ضریب بار و نیروهای آیرودینامیکی بال و دم نسبت به زمان محاسبه شده است. در استخراج معادلات، تأثیرات تأخیر زمانی جریان فروروش، تغییرات زاویه دم افقی به دلیل چرخش و گشتاور انحنای سطح دم در نظر گرفته شده است. مقایسه نتایج با حل تحلیلی معادلات، صحت خروجی نرم افزار را تأیید می کند. این کار یک روش منطقی برای محاسبات بارگذاری سطوح دم و بال هواپیما ارائه می دهد که برای طراحی سازه بال و دم افقی و همچنین تطابق با بندهای بارگذاری آیین نامه های هوانوردی برای اخذ مجوز پروازی هواپیما مورد استفاده قرار می گیرد.

واژه های کلیدی: بارگذاری دینامیکی، ضریب بار، دم افقی، سطح کنترلی بالابر

مرتضی بیاتی\*، استادیار، دانشگاه صنعتی  
ارومیه، دانشکده هوافضا

\*نویسنده مخاطب، آدرس: ارومیه، کدپستی:  
۵۷۱۵۵-۴۱۹

## Investigation of Dynamic Loading Software on an Aircraft's Wing and Horizontal Tail, by Elevator Deflection

*In this research, a dynamic simulator software has been designed to calculate the time varying load factor acting on an aircraft wing and on a horizontal tail relation to elevator deflection angle. The related loading equations were extracted and solved by MATLAB software and were presented as a GUI software. By introducing time varying angles of the elevator deflection in each flight maneuver and the necessary derivatives, the dynamic load factor on the wing and on horizontal tail were calculated with respect to time. In derivation of equations, the moment due to elevator camber, the effect of time lag in downwash, and the change in tail angle due to rotation were also considered. Comparing the results with the analytical ones confirms the reliability of the software. This software provides a rational approach in aircraft loading calculations that is applicable for structural design of the wing and the horizontal tail, as well as for conformity with the requirements of aviation regulations for loading, to obtain an airworthiness certificates.*

**Keywords:** Dynamic Load, Load Factor, Horizontal Tail, Elevator

M. Bayati\*, Assistant Professor,  
Department of Aerospace  
Engineering, Urmia University of  
Technology

\*Corresponding Author, Postal  
Code: 57155-419, Urmia, IRAN  
mbayati@uut.ac.ir

## فهرست علائم و اختصارات

$W$	وزن هواپیما، N
$m$	جرم هواپیما، kg
$S$	مساحت، $m^2$
$b$	عرض، m
$K_Y$	شعاع ژیراسیون حول محور پیچشی، m
$I_{yy}$	ممان اینرسی حول محور پیچشی، $kgm^2$
$x_i$	فاصله افقی بین مرکز ثقل هواپیما و مرکز ایرودینامیکی دم افقی (در هواپیماهای متعارف، علامت آن منفی است)، m
$V$	سرعت هواپیما، $ms^{-1}$
$q$	فشار دینامیکی، Pa
$i$	زاویه نصب اولیه، رادیان
$C_L$	ضریب نیروی برآ
$C_m$	ضریب گشتاور پیچشی
$K$	ضریب تجربی میرایی هواپیما
$n$	ضریب بار ایرودینامیکی

### علائم یونانی

$\rho$	چگالی، $kg/m^3$
$\eta_i$	راندمان دم ( $q / q_i$ )
$\alpha$	زاویه حمله بال، رادیان
$\gamma$	زاویه مسیر، رادیان
$\theta$	زاویه پیچش ( $\alpha + \gamma$ )
$\varepsilon$	مقدار فرووزش، رادیان
$\delta$	زاویه انحراف سطح بالابر، رادیان

### زیرنویس

$t$	دم هواپیما
$o$	مقدار اولیه یا مقدار انتخابی
$l_0$	برآ- صفر
$geo$	هندسی

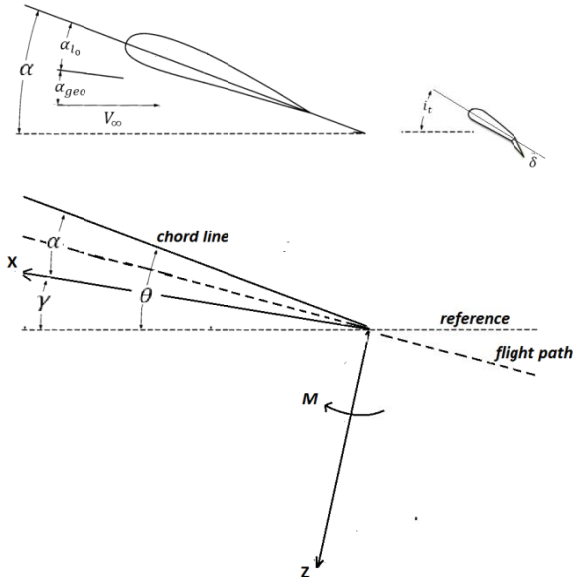
### مقدمه

برخی از اتفاقاتی که برای سازه دم و بال هواپیما در حین پرواز اتفاق می‌افتد به خاطر تخمین‌های اشتباه در مقدار بار ایرودینامیکی وارده بر سازه آنها می‌باشد که در حین انجام مانورهای مختلف و یا در حضور باد جانبی به هواپیما وارد می‌شود. اگر مقدار نیروها بیشتر تخمین زده شود، سنگینی سازه هواپیما را به‌همراه دارد و اگر مقدار نیروها کمتر از واقعیت

تخمین زده شود، ممکن است در حین انجام مأموریت دچار شکست و یا عیب سازه‌ای شود. از طرفی در آیین‌نامه‌های مقررات هوانوردی، برای طراحی سازه و بارگذاری سطوح مختلف هواپیما، بندهای خاصی نوشته شده است که تطابق با آنها مستلزم داشتن دانش کافی از نحوه بارگذاری هواپیما می‌باشد. مانور چکد، مانور آن‌چکد و شرایط باد جانبی همگی باعث تغییر در مقدار ضریب بار و در نتیجه تغییر در مقدار بار ایرودینامیکی وارد بر بال و سطوح هواپیما می‌شود. در آیین‌نامه‌های هوانوردی روابط عام و استاتیکی برای تخمین مقدار بار ایرودینامیکی وارده بر سطوح دم هواپیما ارائه شده است که در نبود یک روش منطقی و دقیق می‌تواند به عنوان یک تخمین اولیه مورد استفاده قرار بگیرند. جهت بهتر شدن عملکرد پروازی هواپیما اکثر محققان بر روی شکل هندسی بال و بدنه متمرکز می‌شوند. این در حالی است که شکل و وزن دم افقی نیز در بهبود عملکرد پروازی هواپیما و شرایط تریب مؤثر است. چن و همکارانش [۱] در یک کار تحقیقاتی به بهینه‌سازی هندسی بال-بدنه-دم هواپیما اقدام کردند و ضریب پسا را به اندازه ۱/۲ کانت کاهش دادند. کستلانی [۲] با روش کاهش پارامترهای مؤثر به تخمین مقدار بار در حین مانور و باد جانبی برای هواپیما اقدام کرد. روش کاهش پارامترها همراه با دینامیک سیالات در کار ریپی [۳] برای پیش‌بینی توزیع فشار روی سطوح هواپیما مورد استفاده قرار گرفته است. روش‌های دینامیک سیالاتی برای محاسبه مقدار بار توسط محققان زیادی مورد استفاده قرار گرفته است مانند مرتن [۴] و آترنی [۵] که از نتایج شبیه‌سازی عددی خود برای پیش‌بینی فلاتر استفاده کرد. روش شبکه‌های گردابه‌ای نیز برای پیش‌بینی مقدار بار روی بال و دم هواپیما جهت بهینه‌سازی سازه‌ای مورد استفاده قرار گرفته است [۶]. روش‌های عددی هر نوع که مورد استفاده قرار بگیرد، فقط در یک حالت شرایط پروازی جواب می‌دهد و برای شبیه‌سازی شرایط پروازی مختلف احتیاج به تکرار محاسبات در شرایط مختلف را دارد. دیکیر [۷] پاسخ هواپیما را به جای سرعت و ضریب بار به ماکزیمم تغییرات سطح بالابر مرتبط ساخت و با این روش روابطی برای محاسبه اثر تغییر زاویه بالابر بر روی بار اعمال شده روی سطح دم در مانور چرخش رو به بالا و پایین بدست آورد. شبیه‌سازی مانورهای دینامیکی پرواز در فازهای طراحی هواپیما نیز از جمله راهکارهایی برای محاسبه و پیش‌بینی مقدار بار ایرودینامیکی روی سطوح هواپیما است که سازمان‌های هوانوردی جهت پرهیز از هزینه‌های زیاد تست‌های هوایی به آن می‌پردازند [۸].

در این تحقیق سعی شده یک روش منطقی در قالب یک نرم‌افزار شبیه‌ساز دینامیکی برای محاسبه مقدار و ضریب بار وارده بر بال و دم افقی هواپیما در حین انجام مأموریت‌های مختلف ارائه شود. بارهای دینامیک اعمال شده بر دم به خاطر حرکات ناگهانی رو به بالا و پایین سطح بالابر از اهمیت بالایی برخوردار است. چنین حرکاتی در مانورهای چکد و آنچکد رخ می‌دهد و باعث تحمیل نیروهای دینامیکی زیادی بر دم هواپیما می‌شود. در این نرم‌افزار معادلات

$$W \cos(\gamma_0 + \Delta\gamma) - \frac{dC_L}{d\alpha} (\alpha_0 + \Delta\alpha) q S - \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \eta_t q S_t \Delta\delta + m \dot{\gamma} V = 0 \quad (3)$$



شکل (۱): نمادگذاری جهت‌ها و بردارهای مورد استفاده در روابط حاکم [۹].

در رابطه (۳)، عبارت  $(dC_{L_t}/d\delta)\eta_t q S_t \Delta\delta$  تغییرات در نیروی عمودی Z حین جابجای عمودی را نشان می‌دهد. اگر از شیب  $dC_L/d\alpha$  برای کل هواپیما استفاده شود و سطوح دم و بالابر ثابت باشند، بیشینه اثر نیروی دم در راستای نیروی عمودی خواهد بود. معادله گشتاور نیز به صورت رابطه (۴) خواهد بود.

$$\left( C_m + \frac{dC_m}{d\alpha} \Delta\alpha \right) q \frac{S^2}{b} + \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} [(\alpha_0 + \Delta\alpha) \times \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \frac{\dot{\alpha} x_t}{V} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \frac{\dot{\theta} x_t}{V} \frac{K}{\sqrt{\eta_t}} + i_t + \frac{d\alpha_t}{d\delta} (\delta_0 + \Delta\delta)] \eta_t q S_t x_t + \frac{dC_{m_t}}{d\delta} \eta_t q \frac{S_t^2}{b_t} \Delta\delta - m k_Y^2 \ddot{\theta} = 0 \quad (4)$$

در معادله (۴) عبارت شامل  $\dot{\alpha}$  برای تصحیح اثر تأخیر زمانی در جریان فرورزش روی دم افقی آورده شده است. عبارت شامل  $\dot{\theta}$  هم برای در نظر گرفتن تغییرات زاویه دم افقی به دلیل چرخش است و عبارت  $(dC_{m_t}/d\delta)\eta_t q (S_t^2/b_t) \Delta\delta$  برای در نظر گرفتن مقدار گشتاور ناشی از انحنا تغییر زاویه سطح بالابر است. اگر معادلات (۱-۲) از معادلات (۳-۴) کم شوند و فرض شود که تغییرات ارتفاع کم است

حرکتی هواپیما بر پایه مقدار تغییرات زمانی مقدار انحراف بالابر، با استفاده از حلگر ODE45 نرم‌افزار متلب حل شده است و این امکان در آن وجود دارد که هر نوع حرکت سطح بالابر دم افقی مدلسازی و شبیه‌سازی شود. در گزارش NACA REPORT No. 759 معادلات دیفرانسیلی حرکت هواپیما براساس تغییر زاویه بالابر ارائه شده و با روش تحلیلی برای یک نمونه هواپیما حل و تأیید شده است. استفاده از روش تحلیلی، سخت و زمانبر بوده و امکان بروز اشتباه در حین حل زیاد است و برای محاسبات در مانور دیگر احتیاج است که کل محاسبات از ابتدا تکرار شود. بنابراین، در این تحقیق با ارائه یک میانجی کمکی بین سیستم و استفاده‌کننده، یک نرم‌افزار شبیه‌ساز برای حل معادلات حرکتی و محاسبه مقدار نیروهای وارده در زمان‌های مختلف، تدوین و توسعه داده شده است.

### معادلات حاکم

مدلسازی ریاضی حرکت افقی هواپیما همراه با یک جابجایی عمودی نیازمند حل همزمان سه معادله دیفرانسیل غیرخطی نیروی برآ، نیروی پسا و معادله گشتاور پیچشی است. حل تحلیلی و صحیح این معادلات با جایگذاری سری‌ها و یا با روش‌های قدم‌به‌قدم امکان‌پذیر است. اگر فرض شود در بازه زمانی بین شروع مانور و رسیدن به حداکثر بار سطح بال و دم، مقادیر سرعت اولیه و ارتفاع اولیه تغییر نمی‌کند، می‌توان به حلی تقریبی از این معادلات دست پیدا کرد. این فرضیات با نتایج تست پرواز هم مطابقت دارد [۹]. با استفاده از این فرض‌ها، یکی از معادلات حذف شده و همچنین ضرایب مثلثاتی موجود در دو رابطه دیگر نیز حذف می‌شوند. این فرضیات در بررسی حرکت‌های افقی همراه با جابجایی‌های کنترل شده مورد استفاده قرار می‌گیرند. اگر از علامت‌های نشان داده شده در شکل ۱ استفاده شود، روابط (۱-۲) برای حالات پایایی پرواز بدست خواهد آمد [۹].

$$W \cos \gamma_0 - \frac{dC_L}{d\alpha} \alpha_0 q S = 0 \quad (1)$$

$$C_m q \frac{S^2}{b} + \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \times \left[ \alpha_0 \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + i_t \frac{d\alpha_t}{d\delta} \delta_0 \right] (\eta_t q) S_t x_t = 0 \quad (2)$$

معادله (۱) جمع نیروهای عمود بر مسیر لحظه‌ای پرواز است و معادله (۲) گشتاورهای حول مرکز گرانش را نشان می‌دهد. مطابق با این فرض که هنگام گردش رو به بالا سرعت کاهش پیدا نمی‌کند، معادله دینامیک مربوطه برای همه نیروهای عمودی به صورت رابطه (۳) نوشته می‌شود.

عبارت دارای  $\delta$  دارای اثر کوچکی است و می‌توان از آن ترم صرف‌نظر کرد. لذا، معادله (۱۰) به صورت معادله (۱۱) بازنویسی می‌شود.

$$\ddot{\alpha} + K_1 \dot{\alpha} + K_2 \Delta \alpha = K_3 \Delta \delta \quad (11)$$

این معادله، معادله نوسان میرا با گشتاور  $K_3 \Delta \delta$  است که در آن ضرایب  $K_1$ ،  $K_2$  و  $K_3$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$K_1 = \frac{\rho V}{2m} \left[ \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \frac{S_t x_t^2}{k_Y^2} \eta_t \left( \frac{K}{\sqrt{\eta_t}} + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} S \right],$$

$$K_2 = -\frac{\rho V^2}{2m} \left[ \frac{dC_m}{d\alpha} \frac{S^2}{k_Y^2 b} + \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \eta_t \frac{S_t x_t}{k_Y^2} \times \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \frac{K}{\sqrt{\eta_t}} \frac{\rho S x_t}{2m} \right) \right], \quad (11 \text{ الف})$$

$$K_3 = \frac{\rho V^2}{2m} \left[ \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \eta_t \frac{S_t x_t}{k_Y^2} + \frac{dC_{m_t}}{d\delta} \eta_t \frac{S_t^2}{b_t k_Y^2} - \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \frac{K \eta_t^2}{\sqrt{\eta_t}} \frac{\rho x_t^2 S_t^2}{2 m k_Y^2} \right].$$

مقدار افزایش نیرو و ضریب بار بال و نیروی دم با حل معادله (۱۱) برای  $\Delta \alpha$  و  $\dot{\alpha}$  و استفاده از روابط (۱۲) به دست می‌آیند.

$$\Delta L = \frac{dC_L}{d\alpha} \Delta \alpha q S$$

$$\Delta n = \frac{dC_L}{d\alpha} \frac{\Delta \alpha q}{W/S} \quad (12)$$

از عبارت داخل پرانتز در معادله (۶) نتیجه می‌شود که برای تعیین زاویه مؤثر پیشروی دم  $\Delta \alpha_t$  در هر لحظه، مقدار سرعت زاویه‌ای و نرخ تغییرات زاویه حمله بال باید مشخص باشد. اگر عبارات مورد نیاز از معادلات (۷) و (۸) در قسمت داخل پرانتز معادله (۶) جایگذاری شود، تغییرات لحظه‌ای زاویه حمله مؤثر دم از رابطه (۱۳) تخمین زده می‌شود.

$$\Delta \alpha_t = \left[ \Delta \alpha \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \frac{\rho S}{2m} \frac{x_t}{\sqrt{\eta_t}} \right) - \dot{\alpha} \frac{x_t}{V} \left( \frac{d\varepsilon}{d\alpha} + \frac{1}{\sqrt{\eta_t}} \right) + \frac{d\alpha_t}{d\delta} \Delta \delta \right] \quad (13)$$

با استفاده از مقدار  $\Delta \alpha_t$  که از معادله (۱۳) به دست می‌آید و رابطه (۱۴) مقدار افزایش بار دم افقی محاسبه می‌شود.

$$\Delta L_t = \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \Delta \alpha_t \eta_t q S_t \quad (14)$$

$\cos(\gamma_0 + \Delta \gamma) \cong \cos \gamma$  معادلات حرکتی (۵-۶) به دست می‌آیند.

$$m \dot{\gamma} V - \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \Delta \alpha q S - \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \eta_t q S_t \Delta \delta = 0 \quad (5)$$

$$\frac{dC_m}{d\alpha} \Delta \alpha q \frac{S^2}{b} + \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \left[ \Delta \alpha \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \dot{\alpha} \frac{x_t}{V} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \dot{\theta} \frac{x_t}{V} \frac{K}{\sqrt{\eta_t}} + \frac{d\alpha_t}{d\delta} \Delta \delta \right] \eta_t q S_t x_t \quad (6)$$

$$+ \frac{dC_{m_t}}{d\delta} \eta_t q \frac{S_t^2}{b_t} \Delta \delta - m k_Y^2 \ddot{\theta} = 0$$

با توجه به شکل ۱ تساوی‌های رابطه (۷) برقرار هستند.

$$\theta = (\alpha_0 + \Delta \alpha) + (\gamma_0 + \Delta \gamma) \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = \dot{\alpha} + \dot{\gamma}$$

$$\ddot{\theta} = \ddot{\alpha} + \ddot{\gamma}$$

بنابراین، با توجه به معادلات (۵) و (۷) نتیجه می‌شود:

$$\dot{\gamma} = \dot{\theta} - \dot{\alpha} = \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \Delta \alpha q \frac{S}{mV} \quad (8)$$

$$+ \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \eta_t q \frac{S_t}{mV} \Delta \delta,$$

$$\ddot{\gamma} = \ddot{\theta} - \ddot{\alpha} = \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \dot{\alpha} q \frac{S}{mV} \quad (9)$$

$$+ \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \eta_t q \frac{S_t}{mV} \dot{\delta}.$$

با جایگذاری معادلات (۸-۹) در معادله (۶)، عبارات

شامل  $\dot{\alpha}$ ،  $\ddot{\alpha}$  و  $\Delta \alpha$  جدا می‌شوند و اگر معادله به دست

آمده بر  $-mk_Y^2 = -I$  تقسیم شود، رابطه (۱۰) نتیجه می‌شود.

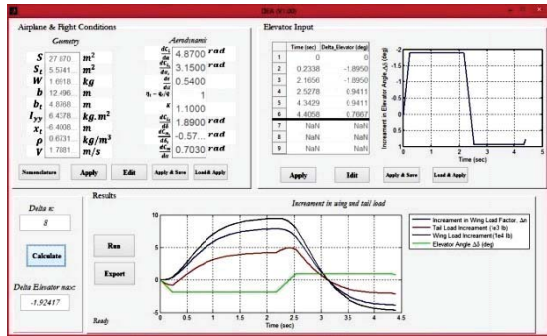
$$\ddot{\alpha} + \dot{\alpha} \left[ \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \frac{S_t x_t^2}{2I} \rho \eta_t V \left( \frac{K}{\sqrt{\eta_t}} + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \frac{\rho S}{2m} \right] - \Delta \alpha \left[ \frac{dC_m}{d\alpha} q \frac{S^2}{Ib} + \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} (\eta_t q) \times \frac{S_t x_t}{I} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \frac{dC_{L_t}}{d\alpha} \frac{K}{\sqrt{\eta_t}} \frac{\rho S x_t}{2m} \right) \right] \quad (10)$$

$$= \Delta \delta \left[ \frac{dC_{L_t}}{d\delta} (\eta_t q) \frac{S_t x_t}{I} + \frac{dC_{m_t}}{d\delta} (\eta_t q) \frac{S_t^2}{Ib_t} - \frac{dC_{L_t}}{d\alpha_t} \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \frac{K \eta_t^2}{\sqrt{\eta_t}} \frac{\rho x_t^2 S_t^2}{2 m I} q \right]$$

$$- \dot{\delta} \left[ \frac{dC_{L_t}}{d\delta} \eta_t q \frac{S_t}{mV} \right]$$

توسعه نرم‌افزار محاسبه بار دینامیکی وارد بر بال و دم افقی هواپیما با تغییر زاویه بالابر (علمی-ترویجی)

ورود اطلاعات هندسی هواپیما، ضرایب دینامیک هواپیما و شرایط پروازی اختصاص دارد. در بخش دوم که به نام Elevator Input نام‌گذاری شده است، اطلاعات ورودی مربوط به نحوه تغییر زاویه دم افقی هواپیما متناسب با حرکت اعمالی از جانب خلبان آورده شده است. در این بخش کاربر می‌تواند تابعیت رفتار دم افقی را از زمان وارد نماید. بخش سوم نیز، مربوط به اجرای شبیه‌ساز و نمایش نتایج خروجی می‌شود.



شکل (۲): محیط اجرایی شبیه‌ساز.

اولین مرحله، وارد کردن اطلاعات لازم جهت اجرای نرم‌افزار است. پارامترهای ورودی در دو دسته اطلاعات هندسی هواپیما و اطلاعات آیرودینامیکی پروازی هواپیما دسته‌بندی شده‌اند. علاوه بر عنوان متغیر ورودی، واحد آن نیز در کنار آن لحاظ شده است تا کاربر متناسب با آن اطلاعات لازم را وارد نماید. پارامترهای ورودی طبق جدول ۱ هستند.

برای سهولت و رفع هر گونه ابهام، توضیحات کامل مربوط به کلیه متغیرهای ورودی با فشردن کلید Nomenclature برای کاربر مطابق شکل ۳ نمایان می‌شود. محاسبات و متغیرهای موجود در کد نرم‌افزار شبیه‌ساز به واحد انگلیسی است ولی دریافت اطلاعات ورودی از کاربر به صورت متریک می‌باشد. پس از ورود اطلاعات با فشردن کلید Apply، اطلاعات ورودی در نرم‌افزار ثبت شده و برای جلوگیری از بروز خطا، تغییر ردیف‌های مربوطه غیرفعال می‌شود. جهت تغییر هر یک از اطلاعات ورودی، کلید Edit در هر بخش تعبیه شده است که با فشردن آن امکان تغییر اطلاعات ورودی برای کاربر به وجود می‌آید. این امکان برای کاربر وجود دارد که اطلاعات ورودی را به صورت فایل ذخیره کرده تا در هر بار اجرای نرم‌افزار مجبور به ورود مجدد تمامی اطلاعات نباشد. این امکان به واسطه کلید Apply & Save به وجود آمده است. با فشردن این کلید کلیه اطلاعات ورودی بر روی یک فایل متنی با قالب مشخص ذخیره می‌شود. در ردیف اول این فایل، تعداد ستون داده‌ها ذخیره‌سازی شده و در ردیف‌های بعدی مقادیر متغیرهای مربوطه ثبت می‌شود. برای بارگذاری مجدد اطلاعات ورودی، از

معادله دیفرانسیل حرکتی رابطه (۱۱) با روش‌های مرسوم قابل حل است ولی وقتی حرکت عمودی هواپیما تابعی پیچیده از زمان باشد یا چندین حرکت عمودی مختلف مد نظر باشد، حل آن زمانبر و مشکل می‌شود. همچنین، با توجه به شکل معادله، برای هر ارتفاع داده شده یا هر مقدار سرعت نیاز است که معادله از ابتدا حل شود و نتایج حل معادله را نمی‌توان به شرایط دیگر پروازی تعمیم داد.

## نرم‌افزار بارگذاری دینامیکی

نرم‌افزار شبیه‌ساز جهت محاسبه اثرات دینامیکی تغییر زاویه سطح بالابر بر بارگذاری هواپیما به کار گرفته می‌شود. تغییر زاویه سطح بالابر دم افقی متناسب با فرمان خلبان به صورت تابع دلخواهی از زمان قابل تعریف است. با توجه به رفتار دم افقی هواپیما با زمان، پاسخ دینامیکی بارگذاری سازه‌های هواپیما توسط نرم‌افزار محاسبه می‌شود. نتایج به صورت مجموعه داده در فایل خروجی ذخیره شده و نمودار نتایج خروجی به همراه داده‌های ورودی به صورت گرافیکی نشان داده می‌شود. به طور مشخص موارد مطرح به عنوان نتایج خروجی نرم‌افزار عبارتند از:

- ۱- افزایش ضریب بار بال هواپیما،
- ۲- افزایش بار روی دم افقی هواپیما،
- ۳- افزایش بار روی بال هواپیما و
- ۴- میزان تغییر بیشینه زاویه دم افقی منتج به تغییر ضریب بارگذاری در حالت پایا.

اطلاعات ورودی به شبیه‌ساز شامل اطلاعات هندسی هواپیما، شرایط پروازی، ضرایب کنترلی هواپیما و تابع تغییر زاویه دم افقی بر حسب زمان می‌باشد. جهت ارتقای عملکرد شبیه‌ساز، کلیه اطلاعات ورودی به صورت فایل قابل ذخیره‌سازی و بارگذاری مجدد هستند. به این صورت که پس از ورود و ثبت اطلاعات، می‌توان اطلاعات مدنظر را به صورت فایل متنی ذخیره‌سازی کرد و در مواقع لزوم بارگذاری نمود. همچنین، توضیحات لازم جهت معرفی پارامترهای مورد استفاده و واحد متناسب آنها در نرم‌افزار شبیه‌ساز گنجانده شده است. از دیگر قابلیت‌های نرم‌افزار ایمن‌سازی آن در مقابل خطاهای اطلاعات ورودی می‌باشد. به این صورت که کلیه اطلاعات ورودی صحت‌سنجی شده و در صورت عدم اعتبار پیغام مناسب به کاربر نشان داده می‌شود. این عملکرد از بروز خطاهای ناخواسته در اجرای شبیه‌ساز جلوگیری می‌کند.

فضای کلی نرم‌افزار شبیه‌ساز به صورت شکل ۲ می‌باشد. محیط شبیه‌ساز به سه بخش اصلی تقسیم شده است. بخش اول تحت عنوان Airplane and Flight Conditions به

Nomenclature	
Geometry:	
S(m <sup>2</sup> ):	Gross wing area including area within fuselage
S <sub>t</sub> (m <sup>2</sup> ):	Gross horizontal-tail area including that intercepted by fuselage
W(kg):	Airplane mass
b(m):	Wing span
b <sub>t</sub> (m):	Tail span
I <sub>yy</sub> (m):	Moment of Inertia about Y axis
x <sub>t</sub> (m):	Length from center of gravity of airplane to aerodynamic center of tail [negative for conventional airplanes]
rho(kg/m <sup>3</sup> ):	Mass density of air
V(m/s):	Airplane velocity
Aerodynamic:	
(dC <sub>L</sub> /d.alpha):	Slope of airplane lift curve
(dC <sub>Lt</sub> /d.alpha <sub>t</sub> ):	Slope of Tail lift curve
(d.epsilon)/d.alpha):	Downwash factor
(q <sub>t</sub> )/q):	Tail efficiency factor
K:	Empirical airplane damping factor
(dC <sub>Lt</sub> /d.delta):	Elevator effectiveness factor
(dC <sub>m</sub> /d.delta <sub>t</sub> ):	Rate of change of tail moment with camber due to elevator angle
(dC <sub>m</sub> /d.alpha):	Rate of change of moment coefficient with angle of attack

شکل (۳): راهنمای نمادگذاری شبیه‌ساز.

این نکته قابل توجه است که مقدار تغییر در زاویه دم افقی به عنوان ورودی قرار گرفته و بنابراین استفاده از شبیه‌ساز حالت عمومی‌تر و آسان‌تری به خود می‌گیرد. در این بخش نیز مانند کلیه قسمت‌ها، اطلاعات ورودی جهت اطمینان از صحت آنها مورد بررسی قرار می‌گیرد. به ویژه اینکه وجود ردیف داده‌هایی که دارای زمان یکسان، مورد قبول نمی‌باشد. در این شرایط یک پیغام هشدار خطا مانند شکل ۴ به کاربر نشان داده می‌شود. همچنین، در سایر موارد که داده‌های ورودی معتبر نباشد، نرم‌افزار پیغام هشدار متناسب نشان می‌دهد و تا رفع خطای مورد نظر توسط کاربر، مراحل بعدی شبیه‌ساز متوقف می‌شود.

بخش سوم که Results نامیده شده است، به نمایش نتایج خروجی اختصاص دارد. پس از ورود اطلاعات، با فشردن کلید Run، اجرای شبیه‌ساز آغاز می‌شود. اجرای شبیه‌ساز منوط به ورود و ثبت موفقیت‌آمیز اطلاعات وارد شده است تا خطایی در اجرای شبیه‌ساز به وجود نیاید. پس از اجرای موفقیت‌آمیز شبیه‌ساز، نتایج خروجی به صورت نمودار رفتار بر حسب زمان به همراه نوع تابع ورودی زاویه دم افقی از زمان در یک نمودار نشان داده می‌شود. در صورت تمایل با استفاده از کلید Export، نتایج حاصل از شبیه‌سازی در یک فایل اکسل (MS Excel) بر روی دیسک و محل اجرای شبیه‌ساز ذخیره با نام Results.xlsx ذخیره می‌شود. همچنین، بخشی در شبیه‌ساز در گوشه پایینی سمت چپ تعبیه شده است که بتوان مقدار تغییر زاویه دم افقی را که در حالت پایدار منجر به افزایش ضریب بارگذاری دلخواه می‌شود، محاسبه نمود. مشخصاً این بخش با صرف‌نظر کردن از حالت گذرا، محاسبه سریعی از جواب پایدار سیستم برای افزایش ضریب بارگذاری در اختیار طراح قرار می‌دهد.

کلید Load & Apply استفاده می‌شود. در این راستا، فایل مربوطه که از ذخیره‌سازی پیشین در دسترس است باید در محل اجرای نرم‌افزار شبیه‌ساز قرار داده شود. با توجه به اینکه فایل‌های اطلاعات ورودی به صورت متنی می‌باشد، امکان تغییر آنها خارج از محیط شبیه‌ساز نیز فراهم است. برای مشاهده، بررسی، تغییر و انتقال داده‌های ورودی الزامی به استفاده از نرم‌افزار شبیه‌ساز نمی‌باشد. در بخش Elevator Input، اطلاعات رفتار زمانی دم افقی توسط کاربر در محیط شبیه‌ساز وارد می‌شود. به این منظور، کاربر تعدادی از نقاط وضعیت زاویه دم افقی را در نرم‌افزار شبیه‌ساز وارد می‌کند. این تعداد دلخواه بوده و حداکثر ۹ عدد می‌باشد. نرم‌افزار، رفتار دم افقی را به صورت خطی بین نقاط مشخص در نظر می‌گیرد. در صورت تمایل با نزدیک کردن نقاط به هم می‌توان رفتار جزئی‌تری از زاویه دم افقی را در شبیه‌ساز لحاظ کرد.

جدول (۱): نامگذاری متغیرهای ورودی.

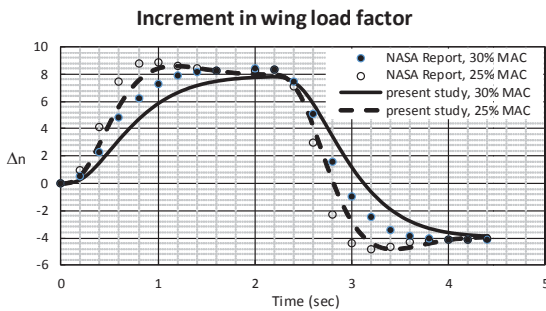
نماد	توضیح	نماد	توضیح
S	مساحت مرجع	$dC_L/d\alpha$	شیب منحنی نیروی برآ برای کل هواپیما
St	مساحت دم افقی	$dC_{Lt}/d\alpha_t$	شیب منحنی نیروی برآ برای دم افقی
W	وزن	$d\epsilon/d\alpha$	ضریب فروزش جریان بال روی دم افقی
b	عرض بال	$x_t$	فاصله افقی بین مرکز ثقل هواپیما و مرکز ایرودینامیکی دم افقی
bt	عرض دم افقی	K	ضریب تجربی میرایی هواپیما
$\eta_t$	ضریب بازده دم افقی	$dC_m/d\alpha$	نسبت افزایش ضریب گشتاور هواپیما نسبت به تغییرات زاویه حمله
I <sub>yy</sub>	مان اینرسی پیچ	$dC_{Lt}/d\delta$	نسبت افزایش ضریب برای دم افقی نسبت به تغییرات سطح بالابر
$\rho$	چگالی	$dC_{mt}/d\delta$	نسبت افزایش ضریب گشتاور پیچشی دم افقی نسبت به تغییرات انحنا
V	سرعت		

توسعه نرم‌افزار محاسبه بار دینامیکی وارد بر بال و دم افقی هواپیما با تغییر زاویه بالابر (علمی-ترویجی)

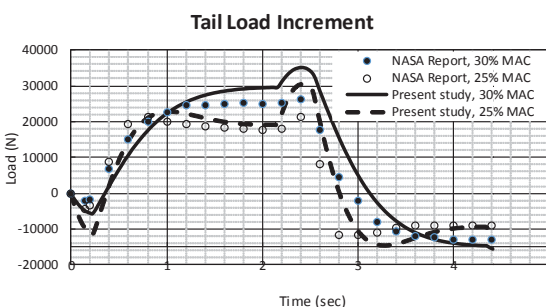
مشاهده می‌شود که دلیل آن روش حل متفاوتی بوده که مورد استفاده قرار گرفت است. روش مورد استفاده در مرجع [۹] برای حل معادلات، روش حل ترسیمی بوده است که بنابر امکانات آن زمان مورد استفاده قرار می‌گرفته است. این در حالی است که معادلات در کار حاضر با استفاده از برنامه حل معادلات ODE نرم‌افزار متلب، با در نظر گرفتن تغییرات زمانی در حدود یکصدم ثانیه، حل شده است که از دقت بالاتری نسبت به روش‌های قدیمی برخوردار است.

جدول (۲): پارامترهای ورودی.

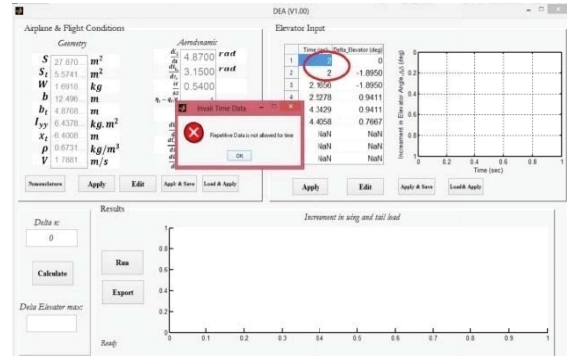
اندازه	پارامتر	اندازه	پارامتر
$4/17 \text{ rad}^{-1}$	$dC_L/d\alpha$	$27/9 \text{ m}^2$	S
$3/15 \text{ rad}^{-1}$	$dC_{L_t}/d\alpha_t$	$5/6 \text{ m}^2$	St
$0/54$	$d\varepsilon/d\alpha$	$5443 \text{ kg}$	W
۱	$\eta_t$	$12/5 \text{ m}$	B
۱/۱	K	۴ m	bt
$1/89 \text{ rad}^{-1}$	$dC_{L_t}/d\delta$	$20697 \text{ kgm}^2$	$I_{yy}$
$-0/57 \text{ rad}^{-1}$	$dC_{m_t}/d\delta$	$-6/4 \text{ m}$	$x_t$
$0/703 \text{ rad}^{-1}$	$dC_m/d\alpha$ (c.g. 30%)	$0/673 \text{ kgm}^{-3}$	$\rho$
$475 \text{ rad}^{-1}$	$dC_m/d\alpha$ (c.g. 25%)	$179 \text{ ms}^{-1}$	V



شکل (۶): مقایسه ضریب بار بال بین خروجی نرم‌افزار و مرجع [۹].



شکل (۷): مقایسه مقدار نیروی روی سطح دم بین خروجی نرم‌افزار و مرجع [۹].

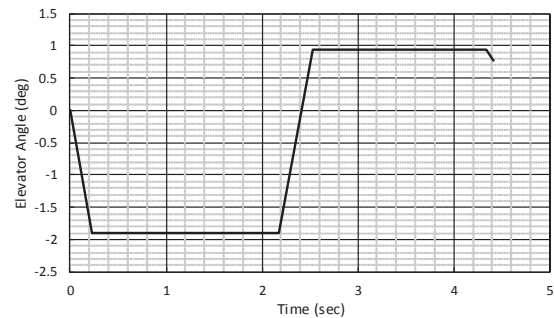


شکل (۴): هشدار خطا در ثبت اطلاعات ورودی.

پس از اجرای فرآیند شبیه‌سازی، اطلاعات خروجی به‌صورت گرافیکی در نمودار مربوطه نشان داده می‌شود. این اطلاعات شامل میزان افزایش در بارگذاری بال، ضریب بارگذاری و در بارگذاری دم هواپیما است. علاوه‌براین، رفتار زمانی تابع تغییر زاویه دم افقی به عنوان متغیر ورودی شبیه‌ساز نیز به‌صورت گرافیکی نشان داده شده تا امکان مقایسه و دریافت تصویر بهتر از رفتار هواپیما فراهم شود.

### اعتبارسنجی نرم‌افزار

جهت اعتبارسنجی نرم‌افزار، نتایج حاصل از آن با نتایج مرجع [۹] مقایسه شده است. شکل ۵ تغییرات سطح بالابر را با زمان نشان می‌دهد. داده‌های ورودی این هواپیما در جدول ۲ آورده شده است.



شکل (۵): مقدار انحراف سطح بالابر هواپیما بر حسب درجه (اعداد منفی نشان‌دهنده انحراف بالابر به سمت بالا است).

شکل ۶ مقایسه ضریب بار بال را با نتایج مرجع [۹] در دو مرکز ثقل ۲۵ و ۳۰ درصد نسبت به طول وتر آیرودینامیکی نشان می‌دهد. مقایسه مقدار نیروی روی دم افقی بین خروجی نرم‌افزار و داده‌های مرجع نیز در دو مرکز ثقل ذکر شده در شکل ۷ نشان داده شده است. مقدار بار روی بال از حاصلضرب ضریب بار در وزن هواپیما بدست می‌آید. در هر دو شکل ۶ و ۷، مقدار بار محاسبه شده و نتایج ارائه شده در مرجع اختلافاتی

## نتیجه گیری

در این پژوهش یک نرم‌افزار جدید برای محاسبه تغییرات زمانی مقدار بار و ضریب آن روی سطوح دم و بال در مانورهای دینامیکی هواپیما، ارائه شده است که در آن تأثیرات تأخیر زمانی جریان فرووزش، تغییرات زاویه دم افقی به دلیل چرخش و گشتاور انحنای سطح دم افقی در نظر گرفته شده است. دیگر کارهای انجام شده توسط محققان، با روشهای بالا مانند دینامیک سیالات عددی و یا شبکه‌های گردابه‌ای فقط برای یک شرایط پروازی جوابگو است و مدلسازی کل یک مانور پروازی هزینه و وقت زیادی لازم دارد. از طرفی در فازهای طراحی، پیش‌بینی و تخمین سریع و دقیق مقدار بار روی سطوح هواپیما، به طراحی بهتر منجر می‌گردد. نرم‌افزار شبیه‌ساز بارگذاری دینامیکی هواپیما، با وارد کردن ضرایب و مشتقات لازم از هواپیما و تغییرات زمانی سطح بالابر، تغییرات زمانی بار و ضریب بار روی سطح دم افقی و بال هواپیما را محاسبه می‌کند. امکان ذخیره نتایج در یک فایل اکسل نیز در آن وجود دارد. مانورهای دینامیکی سریع مانند مانورهای چکد و آنچکد و یا مانورهای دینامیکی آهسته مانند چرخش روبه بالا یا پایین با این نرم‌افزار قابل مدلسازی هستند. از نتایج آن برای طراحی سازه و بهینه‌سازی وزنی هواپیما و همچنین انطباق با آیین‌نامه‌های هوانوردی استفاده می‌شود.

## مراجع

- [1] Chen, S., Lyu, Z., Kenway, G.K.W., and Martins, J.R.R.A., "Aerodynamic Shape Optimization of Common Research Model, Wing-Body-Tail Configuration", *J. Aircraft*, Vol. 53, No. 1, pp. 276-293, 2015.
- [2] Castellani, M., Lemmens, Y., and Cooper, J.E., "Parametric Reduced Order Model Approach for Rapid Dynamic Loads Prediction", *Aerospace Sci. and Tech.*, Vol. 52, pp. 29-40, 2016.
- [3] Ripepi, M., Verveld, M.J., Karcher, N.W., Franz, T., Abu-Zurayk, M., Görtz, S., and Kier, T.M., "Reduced-order Models for Aerodynamic Applications, loads and MDO", *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 9, No. 1, pp. 171-193, 2018.
- [4] Morton, S.A., Cummings, R.M., and Kholodar, D.B., "High Resolution Turbulence Treatment of F/A-18 Tail Buffet", *J. Aircraft*, Vol. 44, No. 6, pp. 1769-1775, 2007.
- [5] Attorni, A., Cavagna, L., and Quaranta, G., "Aircraft T-tail Flutter Predictions Using Computational Fluid Dynamics", *J. Fluids and Structures*, Vol. 27, No. 2, pp. 161-174, 2011.
- [6] Elham, A., La Rocca, G. and Vos, R., "Refined Preliminary Weight Estimation Tool for Airplane Wing and Tail", *SAE Technical Paper*, 2011-01-2765, 2011.
- [7] Decker, J.L., "Horizontal Tail Loads in Abrupt Pull-Ups from Level Flight", *J. the Aeronautical Sciences*, Vol. 18, No. 12, pp. 835-841, 1951.
- [8] Goron, G., Duca, R., Sarojini, D., Shah, S., Chakraborty, I., Briceno, S.I., and Mavris, D.N., "A Simulation-Based Framework for Structural Loads Assessment during Dynamic Maneuvers", *The 17th AIAA Aviation Tech., Integ., and Operations Conf., AIAA AVIATION Forum*, (AIAA 2017-3767), 2017.
- [9] Pearson, H.A., "Derivation of Charts for Determining the Horizontal Tail Load Variation with any Elevator Motion", *NASA Report No. 759, National Advisory Committee for Aeronautics*, January 1943.