

## مدل سازی و تحلیل تاثیر بالچه‌های انتهایی بال در پایداری و خوشدستی هواپیما

سعیده حسنی<sup>۱\*</sup>، امیرعلی نیکخواه<sup>۲</sup>

۱-دانشجوی کارشناسی مهندسی هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، Saeede.Hasani.79@gmail.com

۲-دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، Nikkhah@kntu.ac.ir

\*نویسنده مخاطب

### چکیده

این پژوهش با هدف بررسی بالچه از نگاهی دیگر و تاثیرات آن بر روی معیارهای خوشدستی و پایداری هواپیما انجام شده است. به عبارتی، باید به این سوال پاسخ داده شود، که آیا مزایای اضافه شدن بالکهای انتهایی بال در کاهش پسای آیرودینامیکی هواپیما متناقض با معیارهای خوشدستی نباشد. در این تحقیق ابتدا با استفاده از مدل سازی هواپیما در دو حالت با و بدون بالچه در نرم افزار AVL و اعمال ورودی‌های مورد نظر به آن، ضرائب و مشتقات آیرودینامیکی در دو حرکت عرضی و طولی بررسی و مقایسه می‌شود. با توجه به قرارگیری مکان بالچه، مشاهده می‌شود که بیشترین تاثیر بالچه بر روی حرکت عرضی است. در نتیجه به طور دقیق تر خوشدستی و پایداری هواپیما در سه مود حرکت عرضی - غلت، مارپیچی و نوسانات گهوا - رهای بررسی شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی و محاسبات نشان می‌دهد که در صورت ایجاد اغتشاش، حضور بالچه موجب کاهش ۸ درصدی ثابت زمانی مود غلت، افزایش ۱.۵ درصدی ضریب میرایی و افزایش ۲ درصدی فرکانس (میرایی سریع تر و نوسان کمتر) مود گهواره‌ای می‌شود. همچنین، حضور بالک بر نحوه خنثی سازی اغتشاشاتی که موجب مود مارپیچی می‌شود بی تاثیر است.

**واژه‌های کلیدی:** بالک انتهایی بال - معیارهای خوشدستی - نرم افزار AVL - حرکت عرضی هواپیما - پایداری

### ۱- مقدمه

بالچه به حجم شیب دار انتهایی بال هواپیما و یا هر پرنده‌ی دیگری که به صورت زاویه دار به وسیله پرنده متصل می‌گردد گفته می‌شود. افزایش قیمت سوخت هواپیما محققان را بر آن داشت تا به دنبال راهی برای کاهش مصرف سوخت باشند. بدین ترتیب، از آنجا که کاهش مصرف سوخت و تراست کمتر، در نتیجه‌ی نیروی درگ کمتر است، با طراحی بالچه توانستند تا حد زیادی به این هدف دست یابند. هدف اولیه از طراحی بالچه، کاهش درگ القائی ناشی از لیفت بال و کاهش گردابه‌های نوک بال ناشی از اختلاف فشار بالا و پائین بال بوده است که در این رابطه تحقیقات و مقالات زیادی انجام و منتشر شده است. در این مقاله از بعد دیگری بالچه و مزایای آن را بررسی می‌کنیم که کمتر بدان پرداخته شده است و در عین حال نقشی پررنگ در افزایش بازدهی آیرودینامیکی هواپیما دارد. نرم افزار مورد استفاده در این مقاله AVL است که از آن برای مدل سازی هواپیما و حصول مشتقات آیرودینامیکی بهره می‌گیریم.

در بخش بعد، معادلات حاکم بر هواپیما، ماتریس‌های فضای حالت و به طور ویژه ماتریس‌های حرکت عرضی و تقریبات آن بررسی می‌گردد که بالک بر روی آن‌ها تاثیر عمده‌ای دارد. سپس معیارهای خوشدستی برای هر مود تعریف می‌شوند. همه تعاریف و معادلات مربوط به بخش ۲ از مرجع

[۱] اتخاذ شده اند. در بخش ۳ مدلی که برای شبیه سازی در نظر گرفته شده است تشریح و مشخصات آن بیان می‌گردد. در بخش ۴ شبیه سازی در نرم افزار AVL انجام می‌گیرد و سپس نتایج حاصل از شبیه سازی و نتایج کلی تحقیق بیان می‌شود.

در [۲] در مورد بالک، علت طراحی و انواع آن بحث شده است. در [۳] این انواع بالکها به طور دقیق تری مورد بررسی قرار گرفته اند و مقایسه‌ای بین آنها انجام گرفته است. مرجع [۴] به وظیفه‌ی اصلی بالکها یعنی کاهش درگ می‌پردازد. تام رابین در این پایان نامه به میزان کاهش درگ در دو حالت بال با و بدون بالک پرداخته و از تونل باد و نتایج عددی برای حصول نتایج نهایی بهره برده است. مرجع [۵] برای اولین بار علاوه بر بررسی تاثیر بالک بر پایداری و عملکرد هواپیما، به تاثیر آن بر روی خوشدستی نیز پرداخته است؛ اگرچه از نتایج آماری یعنی نظرات خلبانان در مورد میزان توانایی آنها در کنترل هواپیما در مواجهه با اغتشاش استفاده کرده است. در [۶] بالک در پرونده‌های بدون سرنشین ورود کرده است و UAV با استفاده از CFD مدل شده و در حضور بالک درگ کاهش و در نتیجه‌ی آن نیروی بالابر و مداومت پروازی افزایش یافته است. تاثیر بالک بر پایداری و کنترل هواپیماهای هوانوردی عمومی و سرعت پایین و کشاورزی در [۷] انجام گرفته است. در [۸] از یک تونل باد مادون صوت برای انجام آزمایشات خود بهره گرفته است. بدین صورت که بعد از مدل سازی و بهینه سازی بالکها، مشاهده شد که حضور آنها در مقایسه با نبود آنها موجب افزایش راندمان آیرودینامیکی و افزایش ۴۰ درصدی  $\frac{L}{D}$  می‌شود. تحلیل و بهینه سازی عددی بالکها در [۹] انجام گرفته است. در مرجع [۱۰] نیز بهینه سازی پارامتریک بالکها با استفاده از روش ورتکس لتیس (vortex lattice) انجام شده است؛ در این مرجع همچنین مبانی تئوری بالکها و نحوه‌ی کاهش در حضور آنها بررسی شده است. یک ایرفویل مناسب برای استفاده در بالک در [۱۱] تعیین گردیده است.

در پژوهش حاضر برای شروع کار، به اطلاعاتی از هواپیمای مفروض نیاز است، که این اطلاعات از مرجع [۱۲] اخذ شده اند. با این حال، برخی از اطلاعات مورد نیاز موجود نیست و باید محاسبه شوند که در این صورت باید از روشی معتبر برای محاسبات بهره برد. بدین منظور از مراجع [۱۳] و [۱۴] استفاده شده و همچنین از آنجایی که اطلاعاتی از ایرفویل مورد استفاده در بال مدل در دسترس نبود، از ایرفویل معرفی شده در [۱۵] که نزدیک ترین ایرفویل به هواپیمای مدل (با توجه به شواهد) است استفاده شده است.

### ۲- مبانی تئوری

معادلات اغتشاشی حرکت هواپیما، نسبت به وضعیت تعادلی پرواز سیر برای بیان دینامیک سیستم که در بحث ما لازم است، بر اساس قانون دوم نیوتن و معادلات اوپلر در سه جهت x، y و z بیان می‌شوند. این معادلات با استفاده از تئوری اغتشاشات کوچک در حرکت هواپیما استخراج می‌شوند. بر این

در صورتی که ریشه‌ی مخرج توابع تبدیل حرکت عرضی بر مبنای تاثیر بخصوصی که هر بخش بر روی هواپیما دارند دسته‌بندی بندی شوند، با استفاده از تقریبهای قابل قبولی، ۳ مود غلت خالص (pure roll)، مود مارپیچی (spiral) و مود گهواره‌ای (Dutch roll) حاصل می‌شوند.

۱-۲-۱- مود غلت خالص

با حذف کوبلهای حرکتی مودهای جانبی و سمتی حرکت عرضی، مود جانبی با معادلات یک درجه آزادی به شرح روابط ۵ حاصل می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_p & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{\delta a} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_a \quad (5)$$

مود غلت خالص در صورتی ایجاد می‌شود که اغتشاش وارده به هواپیما باعث شود هواپیما حول محور x نوسان کند. برای خنثی سازی این مود لازم است که شهرها به اندازه مشخصی تغییر زاویه دهند. معیارهای قابل قبول خوددستی حرکت غلت برای کلاسهای مختلف هواپیماها و فازه‌های مختلف پروازی و سطوح مختلف مقبولیت، از ثابت زمانی آن مطابق جدول ۱ مشخص می‌شوند [۱]:

جدول ۱- مقادیر قابل قبول در خوددستی هواپیما در مود غلت خالص

Flight phase category	Class	T <sub>R</sub> (seconds)		
		Level 1	Level 2	Level 3
A	I, IV	1.0	1.4	Not specified –
A	II, III	1.4	3.0	limit is believed
B	All	1.4	3.0	to lie within
C	I, IV	1.0	1.4	range 6-8 s
C	II, III	1.4	3.0	

که ثابت زمانی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$T_R = -\frac{1}{L_p} \quad (6)$$

### ۲-۱-۲- مود مارپیچی

معیار خوددستی برای خنثی‌سازی ناپایداری مود مارپیچی، حداقل زمان دو برابر شدن زاویه سمت ( $\psi$ ) است. بر این اساس، ابتدا تابع تبدیل را به دست آورده و بعد از گرفتن لاپلاس معکوس، بررسی می‌کنیم که حداقل زمان دو برابر شدن این زاویه با این معیار همخوانی دارد یا خیر. رابطه ۷ تابع تبدیل زاویه سمت به تغییرات شهرها را نشان می‌دهد:

$$\frac{\psi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{n_1(s)L_{\delta a} + n_2(s)\dot{N}_{\delta a}}{s^4 + d_1s^3 + d_2s^2 + d_3s + d_4} \quad (7)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} n_1(s) &= s^2[s^2\dot{N}_p - Y_v\dot{N}_p s + \frac{g}{U_0}\dot{N}_\beta] \\ n_2(s) &= s^2[s^3 - (L_p - Y_v)s^2 + Y_v L_p s + \frac{g}{U_0}L_\beta] \\ d_1 &= -(L_p + \dot{N}_r + Y_v) \\ d_2 &= (L_p\dot{N}_r - L_r\dot{N}_p + L_p Y_v + \dot{N}_r Y_v + \dot{N}_\beta) \\ d_3 &= (L_\beta\dot{N}_p - L_p\dot{N}_\beta - \frac{g}{U_0}L_\beta - L_p\dot{N}_r Y_v + L_r\dot{N}_p Y_v) \\ d_4 &= \frac{g}{U_0}(L_\beta\dot{N}_r - L_r\dot{N}_\beta) \end{aligned} \quad (8)$$

اساس معادلات اغتشاشی خطی شده حرکت هواپیما از [۱] به صورت روابط ۱ قابل بیان هستند:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -g\theta \cos \theta_0 + X_u u + X_w w + X_{\delta c} \delta_c + X_{\delta th} \delta_{th} \\ \dot{w} &= U_0 q - g\theta \sin \theta_0 + Z_u u + Z_w w + Z_{\delta c} \delta_c + Z_{\delta th} \delta_{th} \\ I_{yy} \dot{q} &= M_u u + M_w w + M_{\dot{w}} \dot{w} + M_{\delta c} \delta_c + M_{\delta th} \delta_{th} \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{v} &= -U_0 r + g\theta \cos \theta_0 + Y_v v + Y_{\delta a} \delta_a + Y_{\delta r} \delta_r \\ \dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \dot{r} &= L_v v + L_p p + L_r r + L_{\delta a} \delta_a + L_{\delta r} \delta_r \\ \dot{r} + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \dot{p} &= N_v v + N_p p + N_r r + N_{\delta a} \delta_a + N_{\delta r} \delta_r \\ \dot{\phi} &= p + r \tan \theta_0 \\ \dot{\psi} &= r \sec \theta_0 \end{aligned} \quad (1)$$

معادلات را برای تحلیل آسانتر با توجه به تاثیر آنها بر روی هواپیما، به دو بخش حرکت طولی و عرضی تقسیم می‌کنند. معادلات ۱ تا ۴ مربوط به حرکت طولی است (که عملگرهای کنترلی در این حرکت شامل زاویه سکان بالابر  $\delta_e$  و دریچه تغذیه سوخت  $\delta_{th}$  موتور هستند) و معادلات ۵ تا ۹ در حرکت عرضی (که خنثی‌سازی اغتشاشات در این حرکت، با تغییر زاویه شهرها  $\delta_a$  و سکان عمودی  $\delta_r$  می‌باشد) دسته‌بندی می‌شوند.

### ۲-۱-۲- حرکت عرضی

با توجه به نحوه‌ی قرارگیری بالکها بر روی هواپیما، انتظار می‌رود که بالکها بر روی حرکت عرضی تاثیرگذاری بیشتری داشته باشند. لذا در ادامه معادلات مودهای عرضی را به کار خواهیم بست. در صورتی که معادلات را مرتب کنیم و به صورت ماتریسی بنویسیم داریم:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & -\frac{g \cos \theta_0}{U_0} & 0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec \theta_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta r}^* \\ L_{\delta a} & L_{\delta r} \\ N_{\delta a} & N_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

که:

$$\begin{aligned} L_A &= L_A + I_B N_A ; \\ N_A &= N_A + I_A L_A \\ A &= \{\beta, p, r, \delta_a, \delta_r\}; \\ I_B &= \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \\ I_A &= \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (3)$$

برای حل این معادلات از قوانین لاپلاس گیری استفاده می‌شود؛ بدین صورت که از دو طرف لاپلاس گرفته شده و توابع تبدیل متاثر از تغییر زاویه عملگرها را محاسبه می‌شوند:

$$\dot{X} = AX + BU \xrightarrow{L} SX(s) = AX(s) + BU(s) \quad (4)$$

جدول ۴- پارامترها و شرایط پروازی هواپیمای مورد مطالعه

مقدار	شرایط پروازی	مقدار	پارامترهای هواپیما
۹۰۰۰	h (m)	۶۰۲۴۵	W <sub>cruse</sub> (kg)
۰.۴۴	$\rho$ ( $\frac{kg}{m^3}$ )	۱۱۴۹۴۰۲	I <sub>xx</sub> ( $\frac{kg}{m^2}$ )
۲۳۲	v ( $\frac{m}{s}$ )	۳۱۲۵۵۶۶	I <sub>yy</sub> ( $\frac{kg}{m^2}$ )
۰.۷۹	Mach	۴۱۸۵۴۴۵	I <sub>zz</sub> ( $\frac{kg}{m^2}$ )
۰.۴۰۷	C <sub>L</sub>	۱۲۲.۶	S (m <sup>2</sup> )
۰.۰۲۵	C <sub>D</sub>	۳.۴۲	$\bar{C}$ (m)
۰.۰۱۸	C <sub>D0</sub>	۳۵.۸	b (m)
۰.۷۴۵	e	۱۰.۴۵	AR

که اطلاعات شامل ابعاد هواپیما در راستاهای مختلف و همچنین مساحت بال، طول وتر متوسط طول دهانه‌ی بال است [۱۲]. اطلاعات وزنی هواپیما از جمله جرم و ممان اینرسی‌ها نیز باید در نرم‌افزار وارد شوند. جرم هواپیما در لحظه‌ی اعمال اغتشاش (حالت کروز) از روش راسکم [۱۳] و ممان اینرسی‌ها نیز از روش راسکم [۱۴] محاسبه می‌شوند. ماخ پروازی و ارتفاع پرواز نیز با توجه به محدوده‌ی پرواز این هواپیما انتخاب شده است. مقدار ضریب بالابر در حالت کروز از رابطه‌ی اساسی بین نیروی بالابر و ضریب آن حاصل می‌شود که با توجه به اینکه هواپیما در حالت کروز است نیروی بالابر برابر با نیروی وزن است:

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = \frac{2 \times 60245}{0.44 \times (232)^2 \times 35.8} = 0.407 \quad (11)$$

از روش راسکم [۱۴] نسبت نیروی بالابر به نیروی پیشران مقدار ۱۶.۳ حاصل می‌شود که می‌توان ضریب نیروی پیشران را نیز به دست آورد:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 16.3 \rightarrow C_D = 0.025 \quad (12)$$

با حصول ضریب نیروی پسا، از رابطه‌ی زیر ضریب نیروی پیشران در نیروی بالابر صفر تعریف و محاسبه می‌گردد:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \rightarrow C_{D0} = 0.018 \quad (13)$$

از آنجا که اطلاعات ایرفویل مورد استفاده در هواپیمای مفروض در دسترس نیست، از نزدیک‌ترین ایرفویل به آن استفاده می‌کنیم که NACA 23015 است [۱۵]. همچنین ایرفویل NACA 4412 ایرفویل مناسبی برای بالک است [۱۱].

نرم‌افزار مورد استفاده در این تحقیق، نرم‌افزار AVL است که حصول نتایج آن بسته به تعریف بخش‌های مختلف هواپیما در نرم‌افزار است. با توجه به اینکه برای صحنه‌گزارای تحقیق باید مشتقات آئرو دینامیکی در کل هواپیما حاصل شود، بخش‌های مختلف هواپیما، شامل بال، بالک، دم‌های افقی و عمودی، بدنه و ناسل تعریف می‌گردند. برای حصول نتایج نرم‌افزار از تئوری ورتکس لتیس یا شبکه‌گردابی توسعه یافته برای محاسبات استفاده می‌کند؛ در نتیجه هر کدام از بخش‌های ذکر شده، به نوارهای نازک تقسیم بندی می‌شوند، ضخامت ناچیز در نظر گرفته می‌شود و در فایل مربوط به تعریف هواپیما با پسوند avi ذخیره می‌شوند. لازم بذکر است که مدل سازی

جدول ۲- مقادیر قابل قبول در خوشدستی هواپیما در مود مارپیچی

Flight phase category	Level		
	1	2	3
A and C	12 s	8 s	5 s
B	20 s	8 s	5 s

۳-۱-۲- مود گهواره‌ای

تغییر همزمان زاویه غلت و لغزش، باعث ایجاد مود گهواره‌ای یا Dutch roll در هواپیما می‌گردد. در اینجا نیز با حذف کویلهای حرکتی مودها در حرکت عرضی، مود سمتی (یا مود گهواره‌ای) با تقریب دو درجه عرضی به صورت معادلات ۷ حاصل می‌شود: مقادیر فرکانس و ضریب میرایی نسبی این مود، حاصل از مخرج تابع تبدیل های حرکت به صورت روابط ۱۰ خواهند بود. معیارهای قابل قبول خوشدستی حرکت گهواره‌ای برای کلاسهای مختلف هواپیماها و فازهای مختلف پروازی و سطوح مختلف مقبولیت در جدول ۳ که از [۱] اخذ شده آورده شده است:

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{N}_r & \dot{N}_\beta \\ -1 & Y_v \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{N}_{\delta r} \\ Y^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_a \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\omega_D = \sqrt{\dot{N}_\beta + \dot{N}_r Y_v} \quad (10)$$

$$\zeta_D = \frac{\dot{N}_r + Y_v}{2\omega_D}$$

جدول ۳- مقادیر قابل قبول در خوشدستی هواپیما در مود گهواره‌ای

Flight phase category	Class	Level								
		1			2			3		
		$\xi_D$	$\xi_D \omega_D$	$\omega_D$	$\xi_D$	$\xi_D \omega_D$	$\omega_D$	$\xi_D$	$\xi_D \omega_D$	$\omega_D$
A	I, IV	0.19	0.35	1.0	0.02	0.05	0.5	0	—	0.4
A	II, III	0.19	0.35	0.5	0.02	0.05	0.5	0	—	0.4
B	All	0.08	0.15	0.5	0.02	0.05	0.5	0	—	0.4
C	I, IV	0.08	0.15	1.0	0.02	0.05	0.5	0	—	0.4
C	II, III	0.08	0.1	0.5	0.02	0.05	0.5	0	—	0.4

۳- مورد مطالعاتی

برای آنکه بتوان نتایج بررسی را در یک مورد مطالعاتی واقعی مشاهده کرد، لازم است یک نمونه از پرند که با بالچه مجهز شده است، در یک نرم‌افزار شبیه‌سازی پیاده شود و ضرایب مورد نظر حاصل گردد. بر همین اساس، هواپیمای شرکت ایرباس مدل A320-200 که از بالچه بهره برده است، در نظر گرفته شد و در نرم‌افزار مورد AVL مدل سازی شد. مشخصات لازم برای شبیه‌سازی این هواپیما در جدول ۴ لیست شده است:

نتیجه پارامترهایی که باعث تولید این مودها می‌شوند نیز باید تعریف شوند. در مود عرضی مقدار سرعت زاویه‌ای ۱ درجه بر ثانیه حول محور X تعریف می‌شود.

اگر اغتشاش به نحوی وارد شود که هواپیما حول محور X خود نوسان کند، این نوسان با سرعت فرضی ۱ درجه بر ثانیه باعث ایجاد مود غلت خالص می‌شود. در صورتی که اغتشاش به نحوی وارد شود که هواپیما حول محور Z خود همراه با کاهش ارتفاع با سرعت فرضی ۳ درجه بر ثانیه نوسان کند، آنگاه این اغتشاش باعث ایجاد مود مارپیچی شده است. مود گهواره‌ای نیز هنگامی تولید می‌شود که اغتشاش وارد شده به هواپیما همزمان که باعث نوسان هواپیما حول محور X با سرعت زاویه‌ای ۱ درجه بر ثانیه می‌شود، زاویه لغزش را نیز به مقدار ۵ درجه تغییر دهد.

#### 4- نتایج

پس از اجرای نرم‌افزار در هر مود و برای دو حالت با و بدون بالک، مشاهده می‌شود که تغییرات قابل توجهی در مشتقات آئرودینامیکی هر سه مود حرکت عرضی رخ می‌دهد. بدین ترتیب، نتایج آورده شده و سپس بررسی می‌گردند.

##### 4-1- مود غلت خالص

جدول زیر مقدار ضرایب آئرودینامیک هواپیما پس از اعمال اغتشاش و ایجاد مود غلت در دو حالت با و بدون بالک را نشان می‌دهد.

جدول ۵- مشتقات آئرودینامیکی در مود غلت خالص

پارامتر	بدون بالک	با بالک
$C_{np}$	۰.۰۹۲۳	۰.۰۹۹۹
$C_{lp}$	-۰.۶۴۳۸	-۰.۶۹۶۹

همچنین، جدول زیر مقادیر محاسبه شده در مود غلت خالص را نشان می‌دهد.

جدول ۶- مقادیر محاسبه شده مورد نیاز در مود غلت خالص

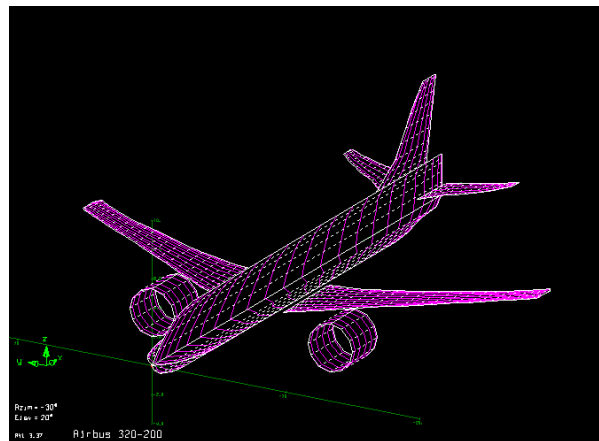
پارامتر	بدون بالک	با بالک	درصد تغییر
$N_p$	۰.۰۸۸۴	۰.۰۹۵۸	-
$L_p$	-۲.۲۴۶	-۲.۴۳۱۳	-
$L'_p$	-۲.۲۴۴	-۲.۴۲۹	-
$T_R$	۰.۴۴۵۶	۰.۴۱۱۷	-۷.۸

همانطور که فوق ذکر شد، آنچه معیار خوشدستی در حرکت غلت خالص محسوب می‌شود، ثابت زمانی این حرکت است. با حضور بالک، این ثابت زمانی به میزان ۸ درصد کاهش یافته است که نشان از تاثیر مثبت بالک بر روی خنثی‌سازی این مود است.

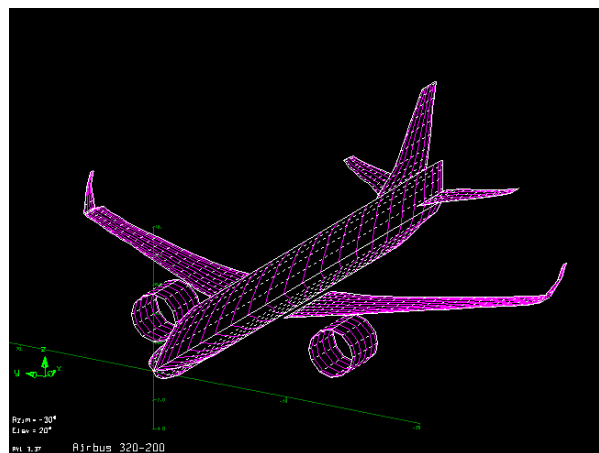
##### 4-2- مود مارپیچی

پس از اجرای نرم‌افزار، برخی ضرایب که برای ترسیم نمودار زاویه  $\psi$  از اهمیت بیشتری برخوردارند که در جدول ۷ لیست شده اند:

دو بار انجام می‌گیرد: در مدل اول، هواپیما شامل بال، بدنه، ناسل، دم عمودی و دم افقی است و مدل دوم، هواپیمای مدل اول به علاوه بالک در نوک بال است تا بتوان در دو مدل متفاوت مشتقات آئرودینامیکی را به دست آورد. همچنین نرم‌افزار قابلیت تحلیل سطوح کنترلی هواپیما در بال و دم‌ها را نیز دارد. در هواپیمای مد نظر، بال شامل قلب، اسلت و شهپرها، دم افقی شامل سکان افقی و دم عمودی شامل سکان عمودی است که در نرم‌افزار تعریف شده اند. ابعاد هر کدام از بخش‌ها و زیربخش‌های هواپیما در نقشه‌ی سه بعدی هواپیما به طور دقیق به دست آمده و در نرم‌افزار وارد می‌شوند.



شکل ۱- هواپیمای مدل شده در نرم‌افزار بدون بالک



شکل ۲- هواپیمای مدل شده در نرم‌افزار با بالک

برای ذخیره اطلاعات وزنی از فایل exe. خود نرم‌افزار استفاده می‌شود. این اطلاعات در اختیار نرم‌افزار قرار داده می‌شوند و سپس در فایل‌ی با پسوند mass. نمایش داده می‌شوند.

قبل از اجرای نرم‌افزار همچنین باید اطلاعاتی مانند زاویه حمله (یا ضریب برای متناظر با آن)، تغییر زاویه یا سرعت زاویه‌ای متناظر با هر مود عرضی که حاصل اغتشاش وارد شده به هواپیما هستند، عدد ماخ، سرعت، چگالی در ارتفاع مورد نظر و ضریب نیروی پیشران در نیروی بالابر صفر در نرم‌افزار تعریف شوند.

با توجه به اینکه تاثیر عمده‌ی بالک با توجه به نحوه‌ی قرارگیری آن بر روی حرکت عرضی و مودهای حاصل از اعمال اغتشاشات آن است؛ در

-۰.۴۸	-۰.۴۷۶	$C_{nr}$
۰.۴۳۸	۰.۴۱۹	$C_{lr}$
-۱.۷۴۴	-۱.۶۳	$C_{y\beta}$

جدول ۹- مقادیر محاسبه شده‌ی موردنیاز در مود گهواره‌ای

پارامتر	بدون بالک	با بالک	درصد تغییر
$\omega_D$	۱.۶۱۴	۱.۶۴۴	۱.۸۵
$\zeta_D$	-۲.۲۳۳۴	-۰.۲۴۷	۱.۴۶۲

در این مود، با حضور بالک فرکانس ۱.۸۵ درصد و ضریب میرایی نسبی ۱.۴۶ درصد افزایش می‌یابد. اگرچه این تاثیر اندک است اما حضور بالک موجب میرایی سریع‌تر و بهتر نوسانات هواپیما در مواجهه با اغتشاش می‌گردد.

#### ۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق تلاش شد از بعدی دیگر بالک‌های انتهایی بال و مزایای آن‌ها بررسی شود. از آنجائی که پایداری هواپیما و همچنین توانایی خلبان در کنترل آن در مواجهه با اغتشاش اهمیت زیادی دارد، تلاش شد تاثیر حضور بالک در انتهایی بال در صورت اعمال این اغتشاش‌ها بررسی شود. به طور خاص، اغتشاشاتی که منجر به ایجاد مودهای حرکت عرضی می‌شوند، تاثیر بیشتری از حضور بالک می‌گیرند.

در صورتی که اغتشاش باعث ایجاد مود غلت خالص شود، در حضور بالک مدت زمان میرایی مود ۸ درصد کاهش می‌یابد. حضور بالک در مود مارپیچی بی تاثیر است و مود گهواره‌ای نیز در حضور بالک نوسان بهتر و زمان میرایی کمتری دارد.

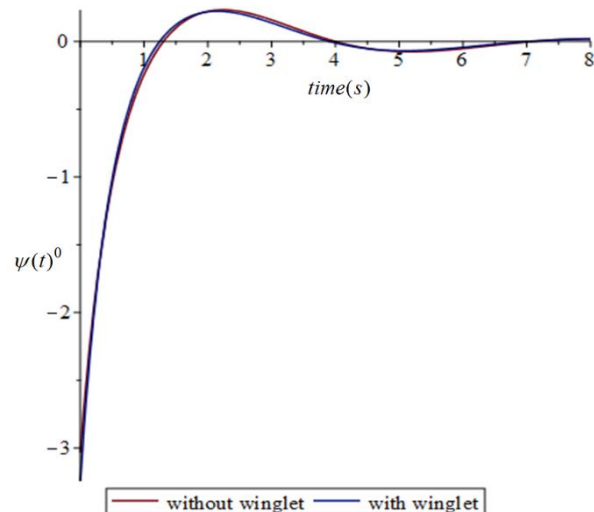
#### ۶- مراجع

- [1] D. McLean, Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall International (UK) Ltd, 1990.
- [2] S. Swain, "How efficient are winglets for modern aircraft," *ResearchGate*, pp. 2-7, 2020.
- [3] A. Mehta, "Different types of winglets and their corresponding vortices," *ResearchGate*, pp. 17-25, 2016.
- [4] T.-R. Teschner, "A comparative study between winglet and raked wingtip wing configuration," Hamburg university of applied science, 2012.
- [5] G. Panagi, "Parametric study for optimizing winglet efficiency and comparative analysis of aerodynamic performance of a wing with no winglet and with different types of winglets for lighter aircraft," University of Southampton, Highfield Campus, Southampton, England, 2021.
- [6] C. P. V. D. W. B. e. a. Bruce J. Holmes, Flight evaluation of the effect of winglets on performance and handling qualities of a single-engine general aviation airplane, National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1980.
- [7] V. S. e. a. Rishabh.D, "Design of flying wing UAV and effect of winglets on its performance," *International*

جدول ۷- مشتقات آئرو دینامیکی در مود مارپیچی

پارامتر	بدون بالک	با بالک
$C_{n\beta}$	۰.۲۱۲	۰.۲۲۱
$C_{np}$	۰.۰۹۴۲	۰.۱۰۲۲
$C_{nr}$	-۰.۴۷۷	-۰.۴۸۱۱
$C_{l\beta}$	-۰.۴۷۷	-۰.۵۲۷
$C_{lp}$	-۰.۶۴۵	-۰.۶۹۸
$C_{lr}$	۰.۴۱۹۹	۰.۴۳۸۸
$C_{n\delta a}$	-۰.۰۰۰۰۴۵	-۰.۰۰۰۰۵۷
$C_{l\delta a}$	۰.۰۰۰۰۱۴۴	۰.۰۰۰۰۱۸۷

همانطور که ذکر شد، معیاری که در خوددستی میراسازی حرکت مارپیچی در نظر گرفته می‌شود، زمان دو برابر شدن زاویه غلت است که اگر تصور کنیم شهرها برای خنثی‌سازی این مود به اندازه‌ی ۱ درجه تغییر زاویه دهد لاپلاس این زاویه در دو حالت مدنظر به دست می‌آید. در این حالت اگر لاپلاس معکوس گرفته و آن‌ها را در یک دستگاه مختصات رسم کنیم نمودار تغییر زاویه غلت بر حسب زمان به شرح زیر است:



شکل ۳- نمودار زاویه غلت بر حسب زمان در مود گهواره‌ای

نمودار فوق بیان می‌دارد که بالک تاثیری بر روی نحوه‌ی خنثی‌سازی مود مارپیچی نخواهد داشت؛ اگرچه اغتشاش در این نمودار به طور خود به خود خنثی شده است که این، مربوط به ذات هواپیماست، اما حضور بالک بر روی زمان خنثی و یا نوسانات قبل از خنثی شدن بی تاثیر است.

#### ۳-۴- مود گهواره‌ای

برای بررسی تاثیر بالک بر روی خنثی‌سازی مود گهواره‌ای، باید ضریب میرایی و فرکانس در محدوده‌ی تعیین شده باشد. جدول پارامترهای حاصل- شده از نرم‌افزار و جدول مقادیر محاسبه‌شده‌ی موردنیاز برای بررسی است.

جدول ۸- مشتقات آئرو دینامیکی در مود گهواره‌ای

پارامتر	بدون بالک	با بالک
$C_{n\beta}$	۰.۲۰۸	۰.۲۱۷
$C_{l\beta}$	-۰.۴۶۶	-۰.۵۱۴

- Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, pp. 10-11, 2018.
- [8] C. P. V. Dam, Analysis of nonplanar wing-tip mounted lifting surfaces on low-speed airplanes, National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Branch, 1982.
- [9] G. R. Hicks, "The design and optimization of a winglet using a vortex lattice method and improved drag calculation," Mississippi State University, 1997.
- [10] U. Kim, "Numerical analysis and optimization of wing-tip designs," The Faculty of the Department of Aerospace Engineering San Jose State University, 2015.
- [11] N. C. G. N. Muhammad.A.Bramantya, "Airfoil performance due to winglet configuration on NACA 4412," *International Journal of Scientific & Technology Research*, pp. 1-4, 2020.
- [12] "A320 aircraft characteristics airport and maintenance planning," Airbus S.A.S, 2005.
- [13] J. Roskam, Aircraft design part1: preliminary sizing and airplanes, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [14] J. Roskam, Airplane design part5: component weight estimation, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [15] K. C.S, "Study of flow field over fabricated airfoil models of NACA 23015 with its kline-fogleman variant," *Advances in Aerospace Science and Applications*, p. 3, 2013.