

# مدل سازی، شبیه سازی و تحلیل پاسخ یک هواپیمای انعطاف پذیر در برخورد با اغتشاشات جوی

امیرعلی نیک خواه<sup>۱</sup>      سیدمحمد رضا ستاینده<sup>۲</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۶/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲/۲/۲۰)

## چکیده

در این مقاله رفتار یک هواپیما با بال‌های انعطاف پذیر در برخورد با اغتشاشات جوی مدلسازی و تحلیل گردیده است. در این تحقیق جنس بال، فلزی در نظر گرفته شده و به عنوان یک سازه الاستیک به شکل دیواره جدارنازک (جعبه بال) مدل شده است. از طرفی توزیع جرمی بال براساس روش توده جرم و شکل مودها و فرکانس‌ها نیز براساس روش شکل مود فرضی محاسبه شده‌اند و مودهای ارتعاشی در نظر گرفته شده نیز تنها مودهای خمشی متقارن می‌باشد. برای بررسی تأثیر جرم هواپیما بر روی رفتار وسیله، چهار مدل که از لحاظ جرمی با یکدیگر متفاوت می‌باشند، شبیه سازی گردید تا بحرانی ترین حالت برای یک وسیله الاستیک تعیین شود. اغتشاشات جوی یک ورودی ناخواسته بر دینامیک هواپیما می‌باشند که باعث کاهش ایمنی پرواز می‌گردد. لذا اثر این اغتشاشات جوی به عنوان یک ورودی تصادفی نیز بر رفتار هواپیمای الاستیک بررسی شده است. مدل استفاده شده برای اغتشاش جوی مدل مونت کارلو می‌باشد، که نحوه مدل نمودن آن نیز ارائه شده است. تأثیر این اغتشاش در دو حالت شبیه سازی شده است. در شبیه سازی اول توربولانسی با شدت ۱۰۰ فوت بر ثانیه و در شبیه سازی دوم توربولانسی با شدت ۴۰۰ فوت بر ثانیه لحاظ شده است تا توربولانسی که باعث ناپایداری هواپیما می‌گردد، به دست آید.

**واژه‌های کلیدی:** مدل سازی، هواپیمای انعطاف پذیر، پایداری، اغتشاشات جوی، روش مونت کارلو

## Modeling, Simulation and Response Analysis of Flexible Aircraft in Dealing with Atmospheric Turbulence

A.A Nikkhah

S.M.R Setayandeh

Aerospace Engineering Department  
K.N.Toosi University of Technology

Aerospace and Mechanical Engineering Department  
Malek Ashtar University of Technology

(Received: 16/September/2013; Accepted: 10/May/2014)

## ABSTRACT

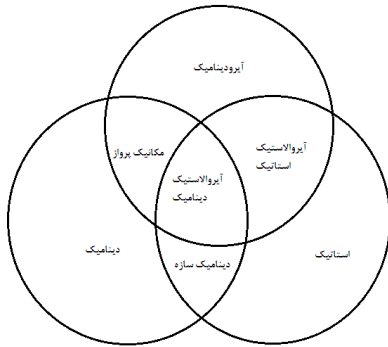
In this paper, behavior of the aircraft with flexible wing in dealing with atmospheric disturbances has been modeled and analyzed. In this research, material of wing is metal and wing has been modeled as a thin-walled (wing box), as well as wing mass distribution, shape modes and frequency is calculated by lumped mass and assumed mode shape method. For analyzing the effect of aircraft mass on the vehicle behavior, four models with different mass are simulated until critical condition is determined. Atmospheric disturbance is a undesirable input to aircraft dynamic where decrease flight safety therefore, the effect of this phenomena are analyzed as a random input on aircraft behavior. The using model for atmospheric disturbance is Monte Carlo model where the method of modeling is submitted. The effect of this disturbance has been simulated in two conditions. In the first simulation, intensity of turbulence is 100 ft/sec and intensity of the second simulation is 400 ft/sec until the turbulence that makes instability is assigned.

**Keywords:** Modeling, Flexible Aircraft, Stability, Atmospheric Turbulence, Monte Carlo Method

۱- دانشیار (نویسنده پاسخگو): nikkhah@kntu.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری: setayande@mut-es.ac.ir

## ۱- مقدمه



شکل (۱): حوزه آیرولاستیک.

انعطاف‌پذیری سازه هواپیما باعث بروز مشکلات متعددی می‌گردد که بعضاً می‌تواند سلامت و ایمنی پرواز هواپیما را به مخاطره اندازد. در مواردی هم که این اثرات مخاطره‌آمیز نباشد، باعث بروز مشکلاتی مانند کاهش خوددستی هواپیما یا عدم دقت اتوپایلوت می‌گردد. برخی از مشکلاتی که در پرواز هواپیما به دلیل انعطاف‌پذیری سازه روی می‌دهد عبارتند از [۲]: فلاتر، اثر معکوس شهرها، کاهش توان بالابر، خستگی سازه.

علاوه بر اثرات انعطاف‌پذیری سازه، اغتشاشات جوی مانند توربولانس‌ها به‌عنوان یک ورودی تصادفی به تنهایی می‌توانند جنبه‌های مختلف کارکرد هواپیما مانند بارگذاری، پایداری و کنترل را تحت تأثیر قرار دهند [۳]. لذا بررسی پاسخ یک هواپیمای الاستیک به ورودی‌های اغتشاشی نیز با اهمیت می‌باشد.

اغتشاشات ناشی از عدم یکنواختی طبیعی باد و میدان‌های فشار یک رخداد تکرارشونده در حین عملکرد هواپیماها می‌باشد. تأثیرات اغتشاش جوی روی بسیاری از سیستم‌های مدرن، این موضوع را به عاملی مهم در طراحی هم از لحاظ سازه و هم از لحاظ کارایی تبدیل کرده است [۴-۶]. اغتشاشات جوی اشاره به یک جریان مغشوش و نامنظم در اتمسفر دارد که به‌وسیله حرکت توده‌های هوا به‌وجود می‌آیند و علاوه بر تأثیر روی کارایی و خوددستی هواپیما، بارهای سازه‌ای به هواپیما اعمال می‌کنند. برخی از عوامل حرکت توده‌های هوا عبارتند از [۷]: حرارت خورشید، چرخش کره زمین، فرایندهای شیمیایی، ترمودینامیکی و الکترومغناطیسی.

فرشاف [۸] پرواز یک گلايدر با سازه الاستیک در تندباد را شبیه‌سازی و تأثیر ارتعاشات بال را بررسی کرده است. درجات آزادی در نظر گرفته شده برای سازه تنها حرکت خمشی است. معادلات مورد استفاده براساس روش بولتزمن-هامل که تعمیم یافته نوع دوم معادلات لاگرانژ می‌باشد،

در مدل‌سازی و تحلیل رفتار هواپیماها نشان داده می‌شود، زمانی که سازه صلبیت کافی از خود نشان دهد، جدایش فرکانسی وسیعی بین مودهای دینامیکی هواپیما و مودهای ارتعاشی سازه وجود خواهد داشت [۱]. در این‌گونه موارد همانند مراجع متداول دینامیک پرواز می‌توان از معادلات حرکتی هواپیمای صلب استفاده نمود. اما ساخت هواپیماهای بزرگتر با بدنه طویل و دهانه بال بزرگ، به‌کارگیری موتور جت و افزایش سرعت هواپیماها و استفاده از آلیاژهای جدید و مواد کامپوزیت که منجر به کاهش وزن سازه‌ها می‌گردد، باعث شده تا سازه هواپیما جابجایی‌های بزرگی را در حین عملکرد عادی خود تحمل نمایند و جدایش فرکانسی که در حالت صلب وجود داشت برای این دسته از هواپیماها از بین برود. لازم به تذکر است، که منظور از جدایش فرکانسی در اینجا دور بودن فرکانس‌های طبیعی سازه از فرکانس‌های نوسانات زاویه‌ای حرکت هواپیما در مودهای پریرود کوتاه، پریرود بلند و گهواره‌ای می‌باشد، که لازمه پرواز ایمن هواپیما است. در صورت عدم صلبیت جابجایی‌های سازه می‌تواند منجر به تغییر توزیع بار آیرودینامیکی و نهایتاً تغییر در رفتار کلی هواپیما گردد. در صورتی که این تغییر قابل توجه باشد باعث ناپایداری هواپیما می‌گردد، لذا برای مدل‌سازی و تحلیل این دسته از هواپیماها نیاز به توسعه و تکمیل معادلات حرکتی کاملاً مشهود می‌باشد. آیرولاستیسته علمی است که به مطالعه تداخل بین نیروهای اینرسی، الاستیک و آیرودینامیک می‌پردازد. این مطلب اولین بار توسط کولار در سال ۱۹۴۷ مطرح گردید. اهمیت این موضوع بدین دلیل است که نیروهای آیرودینامیکی تولید شده به خاطر انعطاف‌پذیری اجسام، می‌تواند منجر به شکست‌های فاجعه‌آمیزی شود. انعطاف‌پذیری یک جسم منجر به رفتارهای پیچیده در رابطه با سازه و همچنین سیستم کنترل می‌شود. بخشی از پیچیدگی‌های این مبحث به دلیل وابستگی نیروهای آیرودینامیکی مقطع به زاویه حمله محلی و همچنین زوایای حمله جریان بالا دست می‌باشد. مبحث آیرولاستیک به دو زمینه تقسیم می‌شود: پایا (استاتیک) و دینامیک. آیرولاستیک استاتیک به مطالعه تقابل بین نیروهای آیرودینامیکی و نیروهای الاستیک در یک جسم انعطاف‌پذیر می‌پردازد. خواص جرم و یا جرم ظاهری ناشی از شتاب در این حالت اهمیت ندارد. آیرولاستیک دینامیک به مطالعه تقابل بین نیروهای اینرسی، نیروهای الاستیک و نیروهای آیرودینامیکی می‌پردازد [۲]. شکل ۱ مفهوم کلی آیرولاستیک را نشان می‌دهد [۵].

کوپله می‌باشد و معادلات حاکم بر حرکت ارتعاشی بال نیز براساس معادله لاگرانژ است. روند مدل‌سازی بال و توزیع جرم و چگونگی تأثیر انعطاف‌پذیری بر معادلات حاکم و تأثیر جرم متغیر بر رفتار یک هواپیمای انعطاف‌پذیر نیز در این مقاله بررسی شده است. علاوه بر آن با مدل‌سازی یک توربولانس پیوسته، پاسخ هواپیما به اغتشاشات جوی نیز بررسی شده است. از نوآوری‌های این تحقیق می‌توان به مدل‌سازی غیرخطی و کوپله هواپیما و هم‌چنین مدل‌سازی توربولانس به شکل پیوسته با استفاده از روش مونت کارلو، که تطابق خوبی با ماهیت پدیده اغتشاشات جوی دارد، اشاره نمود. هم‌چنین تعیین بحرانی‌ترین حالت از لحاظ وزنی برای هواپیمای الاستیک که می‌تواند منجر به ناپایداری شود، تعیین حداکثر سرعت ایمن و حداکثر قدرت اغتشاش جوی قابل تحمل برای یک هواپیما از نوآوری‌های دیگر این تحقیق می‌باشد.

## ۲- معادلات حرکتی هواپیمای الاستیک

معادلات حرکتی یک هواپیمای الاستیک را می‌توان با به‌کارگیری معادلات لاگرانژ و اصل کار مجازی به‌صورت معادلات دینامیک معمولی که بر حسب نیروهای تعمیم یافته بیان می‌شوند، به‌دست آورد. روند کامل استخراج معادلات حرکت هواپیمای الاستیک در مرجع [۱] بیان گردیده است. معادلات استفاده شده برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی در این مقاله مطابق زیر است. شایان ذکر است که کوپلینگ در نظر گرفته شده در این تحقیق کوپلینگ آیرودینامیکی است که مدل‌سازی آنها در بخش بعدی آمده است.

$$M(\ddot{U} - r\dot{V} + q\dot{W} + g\sin\theta) = Q_x \quad (1)$$

$$M(\ddot{V} - p\dot{W} + rU\dot{g} - \sin\theta \cos\theta) = Q_y \quad (2)$$

$$M(\ddot{W} - q\dot{U} + p\dot{V} - g\cos\theta \cos\theta) = Q_z \quad (3)$$

$$I_{xx}\dot{P} - (I_{xy}\dot{q} + I_{xz}\dot{r}) + (I_{zx} - I_{yy})qr + (I_{xy}r - I_{xz}q)p + (r^2 - q^2)I_{yz} = Q_\phi \quad (4)$$

$$I_{yy}\dot{q} - (I_{xy}\dot{p} + I_{yz}\dot{r}) + (I_{xx} - I_{zz})pr + (I_{yz}p - I_{yx}r)q + (p^2 - r^2)I_{xz} = Q_\theta \quad (5)$$

$$I_{zz}\dot{r} - (I_{xz}\dot{p} + I_{yz}\dot{q}) + (I_{yy} - I_{xx})pq + (I_{xz}q - I_{yx}p)r + (q^2 - p^2)I_{xy} = Q_\psi \quad (6)$$

$$\ddot{\eta}_i + 2\xi_i\omega_i\dot{\eta}_i + \omega_i^2\eta_i = \frac{Q_{\eta_i}}{M} \quad (7)$$

در روابط بالا:

استخراج گردیده است که کاملاً خطی می‌باشند. شبیه‌سازی برای سه حالت انجام شده است: (۱) حالت صلب (۲) حالتی که پرنده دارای خمش الاستیکی است (۳) حالتی که پرنده دارای مود اول خمشی به‌علاوه خمش استاتیکی بال است. تندباد اعمال شده به‌صورت متقارن بوده است که در مورد چگونگی مدل نمودن آن و اعمال تندباد به معادلات توضیحی داده نشده است. ظهراب زاده [۹] نیز به بررسی اثرات تغییر شکل سازه بر روی معادلات حرکت هواپیما پرداخته است. این مرجع در ابتدا اثرات انعطاف‌پذیری بدنه ناشی از حرکت سطوح کنترل دم افقی و عمودی بر روی پایداری طولی و سمتی را به صورت استاتیکی تحلیل نموده و درنهایت با شبیه‌سازی هواپیمای الاستیک، پاسخ هواپیما به ورودی الویتور و رادر بررسی شده است. لازم به ذکر است که نتایج حاصله در این مرجع با فرض بدنه الاستیک انجام گرفته و بال را در معادلات به‌عنوان یک جسم صلب در نظر گرفته است. حدادپور و شمس [۱۰] اثرات تندباد لبه تیز روی رفتار آیرودینامیک تنها یک بال را بررسی نموده است. برای مدل نمودن سازه و آیرودینامیک از تکنیک آنالیز خطی مودال و آیرودینامیک خطی شبه پایا استفاده شده است. هم‌چنین برای به‌دست آوردن معادلات حرکتی سیستم، از روش لاگرانژ استفاده شده است. تندباد مدل شده، تندباد لبه تیز است که یک مدل گسسته مستقل از زمان و مکان می‌باشد. نتایج حاصل از این مدل‌سازی برای سه سرعت کمتر، برابر و بیشتر از سرعت فلاتر تحلیل و بررسی گردیده و نشان دهنده آن است که با افزایش سرعت و نزدیک شدن آن به سرعت فلاتر ناپایداری در سیستم نمایان می‌گردد. سو و سسینیک [۱۱] روشی را برای مدل‌سازی دینامیک غیرخطی پرواز و آیرودینامیک بال‌های بسیار منعطف بیان می‌نماید. برای بررسی پاسخ دینامیکی بال، رفتار جسم پرنده در ورود به یک تندباد مدل گردیده است. با مدل نمودن وسیله تحلیل آن برای دو حالت وزنی سبک و سنگین صورت گرفته است که بررسی‌های انجام شده حاکی از ناپایداری در حالت وزنی سنگین می‌باشد. بعد از این تحلیل پاسخ سیستم مدل شده به یک تندباد گسسته که تنها اغتشاشات عمودی را در خود جای دارد، صورت گرفته است و مدل تندباد در نظر گرفته شده یک مدل گسسته می‌باشد.

در مقاله حاضر یک هواپیمای پهن پیکر با بال انعطاف‌پذیر به‌صورت کامل مدل‌سازی و شبیه‌سازی می‌شود. معادلات استفاده شده برای مدل‌سازی حرکت هواپیما کاملاً غیرخطی و

$C_{L\eta_i}$  و  $C_{L\eta_i}$  در رابطه (۲۱) به شکل زیر محاسبه می‌شوند.

$$C_{L\eta_i} = \frac{1}{S} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{l\alpha} \left( \frac{d\phi_i^b}{dx} \right) c dy \quad (22)$$

$$C_{L\eta_i} = \frac{1}{S} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} C_{l\alpha} \left( \frac{\phi_i^b}{U} \right) c dy \quad (23)$$

که،  $\phi_i^b$  در روابط (۲۲) و (۲۳) شکل مود می‌باشد. در نهایت عبارتهای مشابهی را می‌توان برای نیروها و ممان‌های دیگر به دست آورد. [۱]

#### ۴- مطالعه موردی

به جهت نشان دادن تأثیرات نامطلوب اغتشاشات جوی بر روی عملکرد هواپیماهای پهن‌پیکر با لحاظ کردن اثرات انعطاف‌پذیری بال، هواپیمای بوئینگ ۷۴۷، به عنوان یک هواپیمای موفق از لحاظ طراحی، در این پژوهش مورد مطالعه قرار گرفته است. در ادامه ضمن مدل کردن بال آن و استفاده از پارامترها و مشخصات عددی هواپیما در رژیم پروازی سیر رفتار واقعی‌تر هواپیما در برخورد با یک تند باد نسبتاً شدید را نشان خواهیم داد.

#### ۵- مدل سازی بال

با توجه به روابط (۲۲) و (۲۳) می‌توان فهمید که این ضرایب به شکل مودهای ارتعاشی وابسته می‌باشند. این موضوع در مورد بقیه ضرایب مربوط به نیرو و گشتاور یک هواپیمای الاستیک نیز صادق است. لذا در ابتدا لازم است شکل مودهای سازه الاستیک محاسبه شوند. شکل مودهای ارتعاشی در این تحقیق براساس روش شکل مودهای فرضی موجود در [۱۳]، محاسبه گردیده است. به دلیل آنکه محاسبه شکل مودها بر مبنای این روش وابسته به ممان اینرسی سطح و توزیع جرم سازه الاستیک می‌باشد لذا در ابتدا لازم است تا ممان اینرسی سطح و توزیع دقیقی از جرم سازه بال تعیین شود. رابطه نهایی این روش برای محاسبه شکل مودها به شکل زیر است:

$$\begin{bmatrix} k_{11} - m_{11}\omega^2 & k_{12} - m_{12}\omega^2 \\ k_{21} - m_{21}\omega^2 & k_{22} - m_{22}\omega^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_1/A_3 \\ A_2/A_3 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} k_{13} - m_{13}\omega^2 \\ k_{23} - m_{23}\omega^2 \end{bmatrix} \quad (24)$$

که، نسبت‌های  $A_1/A_3$  و  $A_2/A_3$  همان شکل مودها می‌باشند. در رابطه بالا  $k$  ماتریس سختی است که بر حسب ممان اینرسی سطح است لذا مشاهده می‌شود که برای محاسبه شکل مودها در ابتدا باید ممان اینرسی سطح و توزیع جرمی محاسبه

$$Q_x = T_x + L \sin \alpha - D \cos \alpha \cos \beta - S \cos \alpha \cos \beta \quad (8)$$

$$Q_y = -D \sin \beta + S \cos \beta \quad (9)$$

$$Q_z = -L \cos \alpha - D \sin \alpha \cos \beta - S \sin \alpha \cos \beta \quad (10)$$

$$Q_\theta = \frac{1}{2} \rho V^2 s b (C_{l_{rigid}} + C_{l_{flex}}) \quad (11)$$

$$Q_\psi = \frac{1}{2} \rho V^2 s c (C_{m_{rigid}} + C_{m_{flex}}) \quad (12)$$

$$Q_\psi = \frac{1}{2} \rho V^2 s b (C_{n_{rigid}} + C_{n_{flex}}) \quad (13)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 s (C_{D_{rigid}} + C_{D_{flex}}) \quad (14)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 s (C_{L_{rigid}} + C_{L_{flex}}) \quad (15)$$

$$S = \frac{1}{2} \rho V^2 s (C_{y_{rigid}} + C_{y_{flex}}) \quad (16)$$

از طرفی  $Q_{\eta_i}$  در رابطه (۷) که بیانگر نیروهای تعمیم یافته می‌باشد از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$Q_{\eta_i} = A_i \cos \alpha_0 \quad (17)$$

و

$$A_i = - \int_{-b/2}^{b/2} l \phi_i^b dy \quad (18)$$

در رابطه (۷)،  $\eta_i$  جابجایی در مختصات تعمیم یافته،  $\xi_i$  میرایی سازه،  $\omega_i$  فرکانس ارتعاشی سازه می‌باشد.

#### ۳- نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی

در یک هواپیمای الاستیک نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی از دو بخش تشکیل می‌شوند. به عبارت دیگر در یک هواپیمای الاستیک پارامترهایی ناشی از انعطاف‌پذیری سازه به نیروها و ممان‌های حالت صلب اضافه می‌شود، که دلیل تفاوت در رفتار هواپیمای صلب و الاستیک است.

در مرجع [۱۲ و ۱۱] روابط اصلی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی بیان شده است. برای نمونه نیروی لیفت می‌تواند به شکل زیر بیان گردد:

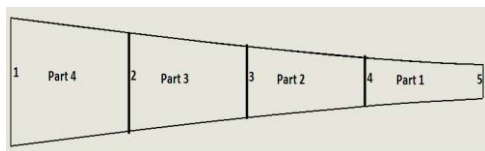
$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{L_{rigid}} + C_{L_{flex}}) \quad (19)$$

که،  $C_{L_{flex}}$  و  $C_{L_{rigid}}$  از روابط زیر حاصل می‌شوند:

$$C_{L_{rigid}} = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\delta} \delta + \frac{c}{2v} (C_{L_q} Q) \quad (20)$$

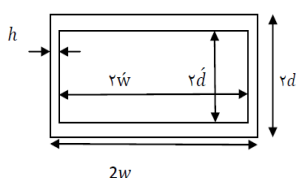
$$C_{L_{flex}} = \sum C_{L_{\eta_i}} \eta_i + \frac{c}{2v} (C_{L_{\dot{\eta}_i}} \dot{\eta}_i) \quad (21)$$

دقت کافی در محاسبات این تعداد برای محاسبه شکل مودها و فرکانس‌های ارتعاشی انتخاب گردید. روش مدل جرم متمرکز براساس رابطه  $m = \rho A l = \rho V$  گسسته‌سازی جرم را انجام می‌دهد. نواحی گسسته شده در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل (۳): تقسیم مدل جعبه بال به نواحی معین.

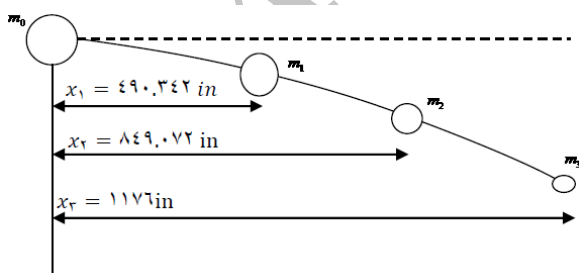
با توجه به شکل ۲ مشخص است که سطح مقطع عرضی بال، مستطیلی فرض شده که در شکل ۴ نمایش داده شده است.



شکل (۴): سطح مقطع عرضی بال.

برای استفاده از روش مدل جرم متمرکز برای توزیع جرمی بال همان‌گونه که بیان گردید باید حجم هر کدام از بخش‌ها تعیین گردد. بال مدل شده همانند بال واقعی باریک شو می‌باشد که ضخامت آن نیز از ریشه تا نوک بال متغیر است. مشخصات مربوط به هر کدام از بخش‌ها و سطح مقطع‌های شکل ۳ در جدول ۱ آورده شده است.

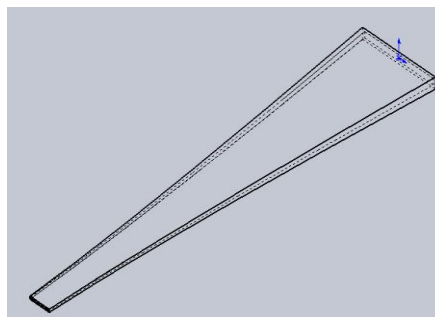
با توجه به مطالب بیان شده، درنهایت درصد توزیع جرمی بال با توجه به شکل ۵ به فرم زیر حاصل می‌گردد.



شکل (۵): بال هواپیما با گره‌های فشرده.

گردد. بنابراین در ابتدا بال هواپیما به‌عنوان سازه انعطاف‌پذیر مدل‌سازی می‌شود و سپس براساس روش مدل متمرکز جرم ارائه شده در [۱۴] سازه پیوسته بال به توده‌های جرمی (اجرام متمرکز) گسسته‌سازی می‌شود، تا بتوان علاوه بر به‌دست آوردن توزیع دقیقی برای جرم بال، ممان اینرسی سطح را نیز به‌دست می‌آورد و نهایتاً بتوان براساس روش شکل مود فرضی، شکل مودهای ارتعاشی را پیدا نمود. هدف از مدل‌سازی بال، همان‌گونه که بیان شد، عبارتند از: محاسبه ممان اینرسی سطح و محاسبه حجم داخلی بال برای تعیین دقیق توزیع جرمی بال.

دراین تحقیق همانند [۱۵] بال به‌صورت جعبه بال بین اسپار جلویی و عقبی بال همان‌گونه که در شکل ۲ نشان داده شده مدل گردیده است. در اینجا فرض بر آن است که جعبه بال، سازه اصلی بال بوده و حامل اصلی بارهای وارده است. قطعات و سطوح موجود در جلو و عقب اسپارها تنها در محاسبه جرم و نیروهای اینرسی و آیرودینامیکی بال لحاظ شده‌اند. هر کدام از بخش‌های جعبه بال به شکل یک تیر یک سلولی جدار نازک مدل شده است که دارای ضخامت متغیر است و کل بال از مونتاژ این قطعات حاصل می‌شود.



شکل (۲): نمایی از مدل جعبه بال.

برای نیل به اهداف مطرح شده از مدل‌سازی بال، باید جعبه بال را به نواحی معینی تقسیم‌بندی نمود، تا علاوه بر تعیین ممان اینرسی سطح بتوان توزیع دقیقی از جرم را استخراج کرد. در این تحقیق چهار ناحیه برای گسسته‌سازی بال بر مبنای روش مدل توده جرم در نظر گرفته شده است. علت انتخاب این تعداد آن است که با افزایش تعداد ناحیه، پیچیدگی محاسبه شکل مودها و فرکانس‌های ارتعاشی به شکل قابل توجهی افزایش می‌یابد و از طرفی نتایج مرجع [۹] نشان می‌دهد که با افزایش تعداد نواحی، شکل مودها و فرکانس‌های ارتعاشی سازه به یک عدد همگرا می‌شوند لذا برای پرهیز از پیچیدگی در محاسبات و از طرفی لحاظ کردن

$$m_0 = 0.35 m_T, m_1 = 0.3 m_T$$

(۲۷)

$$m_2 = 0.23 m_T, m_3 = 0.12 m_T$$

با حاصل شدن درصدهای بالا یکی از اهداف مدل کردن بال که تعیین توزیع جرمی بال بود، حاصل گردید. هدف دوم که تعیین ممان اینرسی سطح است نیز به صورت زیر تعیین می‌گردد. از آنجایی که سطح مقطع مدل جعبه بال، مستطیلی فرض شده است، لذا می‌توان ممان اینرسی سطح را برای هر کدام از سطح‌های عددگذاری شده در مدل جعبه بال محاسبه نمود و سپس میانگین‌گیری کرد.

$$I = 5.44 ft^4 = 112803.84 in \quad (28)$$

### ۶- شبیه‌سازی هواپیمای الاستیک

قبل از شبیه‌سازی هواپیمای الاستیک، لازم است در ابتدا فرکانس‌ها و شکل مودهای بال محاسبه گردد. از آنجایی که انعطاف‌پذیری سازه برای یک هواپیمای پهن پیکر در فاز پروازی کروز خود را به‌خوبی نشان می‌دهد، لذا شبیه‌سازی انجام شده برای بررسی و تحلیل این پدیده تنها برای حالت کروز و سرعت ۰/۶۵ ماخ صورت گرفته است. یکی از اهداف این مقاله بررسی تأثیر جرم پروازی به‌عنوان یک پارامتر متغیر بر رفتار پال انعطاف‌پذیر و نهایتاً رفتار هواپیما است که برای نیل به این هدف، چهار حالت برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است که تفاوت آنها در سوخت مصرف شده می‌باشد. لذا لازم است تا برای این چهار حالت شکل مودها و فرکانس‌ها تعیین شود. حالت‌های در نظر گرفته شده، که از لحاظ جرمی با یکدیگر تفاوت دارند عبارتند از:

حالت اول: ابتدای کروز (مقدار سوخت کامل).

حالت دوم: ۵۰ درصد از سوخت باقی مانده باشد.

حالت سوم: ۲۵ درصد از سوخت باقی مانده باشد.

حالت چهارم: تنها سوخت رزرو باقی مانده باشد.

با استفاده از روش شکل مودهای فرضی، شکل مودها و فرکانس‌های ارتعاشی برای هر کدام از مدل‌ها به‌صورت زیر محاسبه شده است.

از آنجایی که مودهای حرکتی هواپیما مانند پریودیک کوتاه و یا مود چرخش گهواره‌ای با سرعت رابطه‌ای معکوسی دارند لذا بررسی مجددی برای حرکت کروز اما در سرعت ۰/۹ ماخ و با همان وزن نیز صورت گرفته است.

جدول (۱): مشخصات هندسی بال مدل شده.

پارامتر	۱	۲	۳	۴	۵
(ft)					
$2w$	۱۹/۴	۱۴/۹۹	۱۲/۴۹	۸/۲	۵/۱۳
$2d$	۲/۳۲	۱/۸	۱/۵	۰/۹۷	۰/۶۲
$h$	۰/۵۴	۰/۴۲	۰/۳۵	۰/۲۳	۰/۱۴
$2w'$	۱۸/۳	۱۴/۱۵	۱۱/۷۹	۷/۶۶	۴/۸۴
$2d'$	۱/۲۴	۰/۹۶	۰/۸	۰/۵۱	۰/۳۳
$L$	۲۲/۱	۲۰/۵۵	۲۰/۵۵	۲۳/۵۲	-
$A$	۴۵/۱	۲۶/۹۸	۱۸/۷	۷/۸۸	۳/۱۶
$\dot{A}$	۲۲/۷	۱۳/۵۸	۹/۴۳	۳/۹۱	۱/۵۹
$v$	۷۵۰	۴۱۰/۲۹	۲۸۴/۴	۱۳۵/۷۹	-
$\dot{v}$	۳۹۰	۲۳۶/۳۶	۱۳۷/۱	۷۰/۸	-
$\Delta v$	۳۶۰	۱۷۳/۹۳	۱۴۷/۳۷	۹۲/۹	-

در جدول ۱،  $L$  بیانگر طول هر بخش می‌باشد.

$$m_0 = 360 \rho v, m_1 = 173.93 \rho v$$

(۲۵)

$$m_2 = 147.37 \rho v, m_3 = 42.9 \rho v$$

رابطه (۲۵) را می‌توان برحسب درصدی از جرم کل بازنویسی نمود:

$$m_0 = 0.45 m_T, m_1 = 0.24 m_T$$

(۲۶)

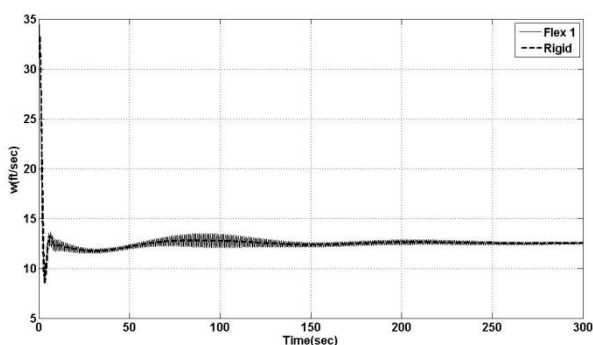
$$m_2 = 0.17 m_T, m_3 = 0.14 m_T$$

قابل ذکر است که در مدل‌سازی بال فرض شده که تمامی تانک‌های سوخت هواپیما در بال‌ها قرار دارند. بنابراین درصدهای به‌دست‌آمده تنها توزیع جرمی بال و سوخت را نشان می‌دهند. اما به‌دلیل آنکه هواپیمای مورد بررسی دارای دو موتور در هر بال است که به‌عنوان دو بار متمرکز می‌توانند در رفتار بال الاستیک تأثیر قابل توجهی داشته باشند، لذا جرم موتورها نیز باید در توزیع جرمی به‌دست‌آمده لحاظ شوند. قابل ذکر است که مکان قرارگیری جرم‌های  $m_1$  و  $m_2$  براساس قرارگیری مکان موتورها انتخاب شده‌اند. بنابراین با اضافه نمودن جرم‌های موتور، توزیع بال و سوخت و موتورها به‌صورت زیر حاصل می‌شود:

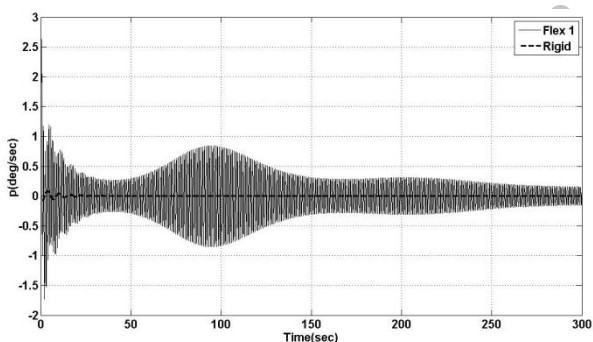


است که جرم  $m_0$ ، جرم قسمتی از بال است که به بدنه متصل شده است (بخش ۴ شکل ۳) و همان‌گونه که در شکل ۵ نشان داده شده است فاصله این جرم تا محور طولی هواپیما صفر است لذا این قسمت نوسان نخواهد داشت و بنابراین فرکانس نوسانی آن صفر می‌باشد.

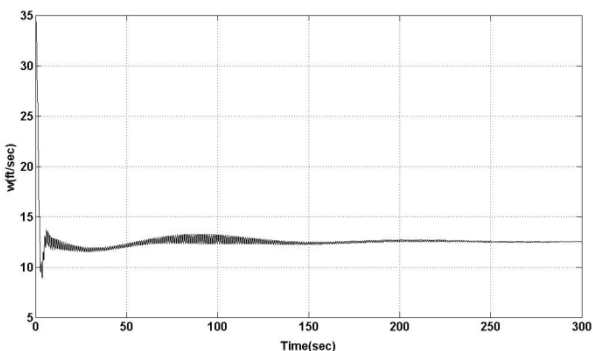
با استفاده از روابط بیان شده و تهیه مدل سیمولینک روابط در نرم‌افزار MATLAB، معادلات شش درجه آزادی حرکتی هواپیما به انضمام معادلات چهار درجه آزادی حرکت ارتعاشی بال برای هر چهار حالت حل شده، که نتایج آنها در شکل‌های ۶ تا ۱۳ ارائه شده‌اند.



شکل (۶): سرعت خطی در راستای محور Z مدل اول.



شکل (۷): سرعت زاویه‌ای غلتش مدل اول.



شکل (۸): سرعت خطی در راستای محور Z مدل دوم.

جدول (۲): مشخصات مربوط به حالت اول الاستیک.

گره‌ها	$m_0$	$m_1$	$m_2$	$m_3$
جرم (slug)	۲۱۵۰	۱۸۴۲/۹۶	۱۴۱۲/۹	۷۳۷/۱۸
فرکانس (rad/sec)	۰	۶/۲۳۴۴	۲۸/۳۶۳	۶۳/۸۰۵
فرکانس ( )	۰	۰/۹۹۲۲	۴/۵۱۴۲	۱۰/۱۵۵
شکل مود	۰/۷۷۶	-۱/۶۳	-۲/۸۲	۳

جدول (۳): مشخصات مربوط به حالت دوم الاستیک.

گره‌ها	$m_0$	$m_1$	$m_2$	$m_3$
جرم (slug)	۱۶۶۲/۹۶	۱۴۲۵/۴	۱۰۹۲/۸	۵۷۰/۱۶
فرکانس (rad/sec)	۰	۶/۸۵۷	۳۲/۲۳۶	۷۲/۵۴۶
فرکانس ( )	۰	۱/۰۹۱	۵/۱۳	۱۱/۵۴۶
شکل مود	۰/۷۶۷۲	-۱/۶۲۷	-۲/۸۱۸	۳

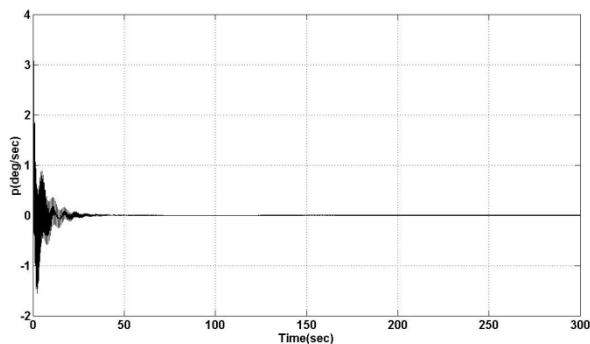
جدول (۴): مشخصات مربوط به حالت سوم الاستیک.

گره‌ها	$m_0$	$m_1$	$m_2$	$m_3$
جرم (slug)	۱۱۷۵/۸	۱۰۰۷/۸۳۲	۸۶۵/۸۴	۴۰۲/۱۳۳
فرکانس (rad/sec)	۰	۸/۱۶۰۴	۳۸/۳۵۶	۸۶/۲۸۲۳
فرکانس ( )	۰	۱/۲۹۹	۶/۱۰۴	۱۳/۷۳
شکل مود	۰/۷۷۵۷	-۱/۶۲۶	-۲/۸۱۷	۳

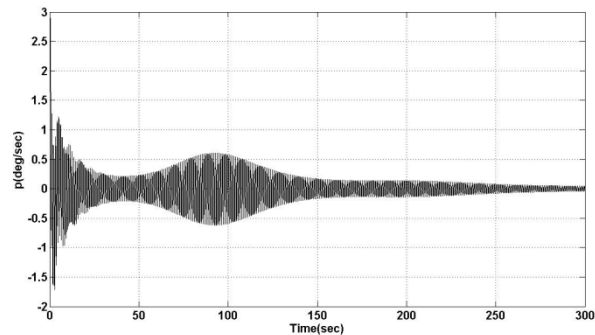
جدول (۵): مشخصات مربوط به حالت چهارم الاستیک.

گره‌ها	$m_0$	$m_1$	$m_2$	$m_3$
جرم (slug)	۶۸۸/۶۴	۵۹۰/۲۶۶	۴۵۲/۵۴	۲۳۶/۱۱
فرکانس (rad/sec)	۰	۱۰/۶۶۳۹	۵۰/۱۲۲۳	۱۱۲/۷۴۷۴
فرکانس ( )	۰	۱/۶۹۷	۷/۹۷۷	۱۷/۹۴
شکل مود	۰/۷۷۳۴	-۱/۶۲۱۴	-۲/۸۱۲۴	۳

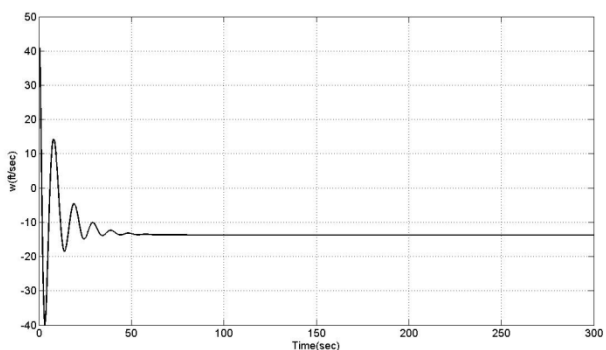
در جداول بالا، پارامترهای  $m_0$ ،  $m_1$ ،  $m_2$  و  $m_3$  بیانگر جرم توده‌های جرمی بال می‌باشد. همان‌گونه که جداول نشان می‌دهند فرکانس  $m_0$  برابر صفر می‌باشد که دلیل آن این



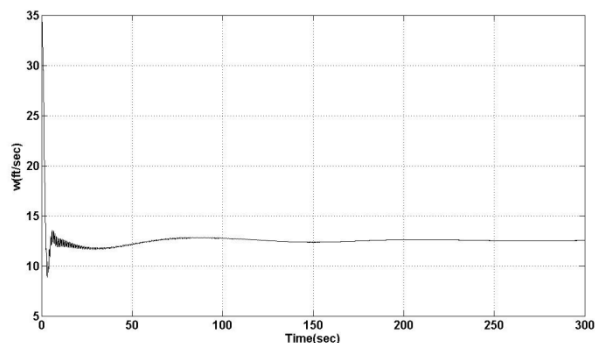
شکل (۱۳): سرعت زاویه‌ای غلت مدل چهارم.



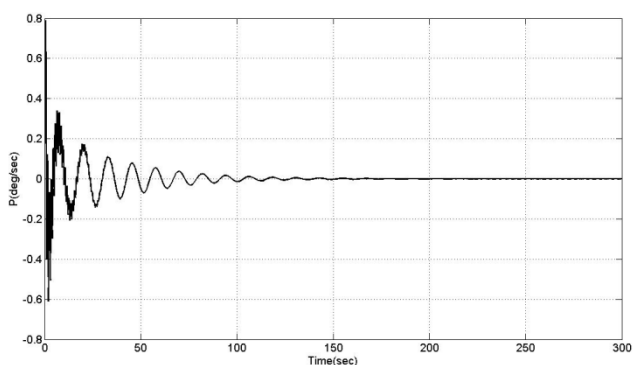
شکل (۹): سرعت زاویه‌ای غلت مدل دوم.



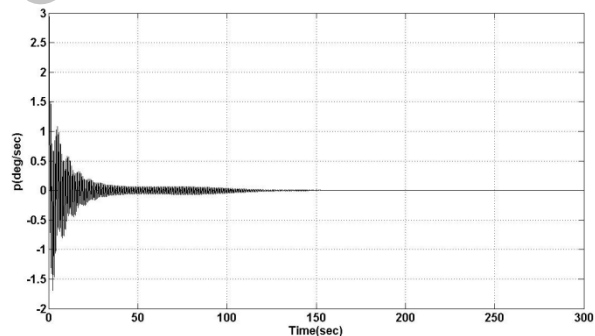
شکل (۱۴): سرعت خطی در راستای محور Z مدل اول در سرعت بالاتر.



شکل (۱۰): سرعت خطی در راستای محور Z مدل سوم.



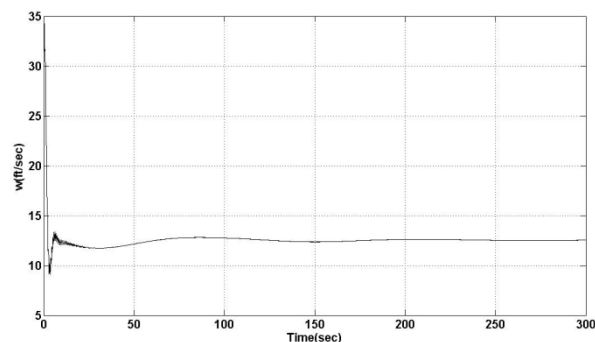
شکل (۱۵): سرعت زاویه‌ای غلت مدل اول در سرعت بالاتر.



شکل (۱۱): سرعت زاویه‌ای غلت مدل سوم.

با توجه به نمودارهای حاصل از شبیه‌سازی می‌توان نتیجه گرفت که مدل اول حالت الاستیک بحرانی‌ترین حالت است، که در صورت طراحی نامناسب سازه می‌تواند منجر به ناپایداری هواپیما گردد. علت این امر را به صورت زیر می‌توان بیان کرد:

۱- با توجه به اینکه در عمل الاستیک بودن یک سازه به نیروهای وارد بر آن بستگی دارد و جرم بیشتر در بال‌ها باعث افزایش نیروهای اینرسی می‌گردد، لذا دامنه نوسانات الاستیک افزایش پیدا می‌کند.



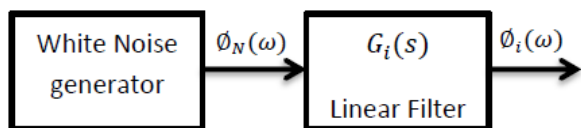
شکل (۱۲): سرعت خطی در راستای محور Z مدل چهارم.



وزن کمتر و عملکرد بالا (هواپیماهای انعطاف‌پذیرتر)، پاسخ این قبیل هواپیماها به توربولانس هوا مورد توجه قرار گرفته است، به‌گونه‌ای که بارگذاری‌های ناشی از توربولانس‌ها نقش مهمی را در ضوابط طراحی بازی می‌کنند [۱۶].

توربولانس اتمسفری یک پروسه تصادفی است و مقدار و اندازه میدان‌های آن می‌تواند تنها توسط پارامترهای آماری توصیف شود. مدل‌سازی صورت گرفته برای توربولانس در این تحقیق بر مبنای روش مونت کارلو است، که اساس آن استفاده از توابع چگالی طیفی و یک منبع نویز سفید می‌باشد. یکی از مزیت‌های استفاده از روش مونت کارلو آن است که دچار محدودیت خطی‌سازی سیستم نبوده و می‌توان از مدل غیر خطی سیستم استفاده نمود [۲].

برای تولید سیگنال‌های توربولانس با شدت مورد نظر یک منبع نویزی با تابع چگالی طیفی  $\phi_N(\omega)$  به‌عنوان سیگنال ورودی به یک فیلتر خطی استفاده می‌شود که خروجی فیلتر  $\phi_i(\omega)$  می‌باشد [۱۷].



شکل (۱۶): بلوک دیاگرام فیلتر خطی.

رابطه بین تابع PSD (چگالی طیفی) سیگنال خروجی و تابع PSD سیگنال ورودی به شکل زیر بیان می‌شود [۱۷].

$$\phi_i(\omega) = |G_i(s)|_{s=j\omega}^2 \phi_N(\omega) \quad (29)$$

برای ورودی نویز سفید  $\phi_N(\omega) = 1$  می‌باشد بنابراین:

$$\phi_i(\omega) = |G_i(s)|_{s=j\omega}^2 \quad (30)$$

در رابطه بالا  $G_i(s)$  تابع تبدیل فیلتر خطی و  $\phi_i(\omega)$  نیز تابع چگالی طیفی توربولانس می‌باشد. دو مدل تحلیلی برای تابع چگالی طیفی توربولانس‌ها موجود است که دارای کاربرد فراوانی می‌باشند. اولین آن طیف وان کارمن است که با طیف‌های به‌دست آمده از ضبط اغتشاشات جوی هماهنگی بهتری دارد، اما برای شبیه‌سازی دشوار می‌باشد. دومین طیف، طیف درایدن است که برنامه‌ریزی ساده‌تری دارد و در این تحقیق از این طیف استفاده گردیده است که توابع چگالی طیفی سرعت‌های آن به فرم زیر بیان می‌شوند [۱۷].

از طرفی تغییر شکل زیاد بال باعث تغییرات نامطلوب و ناخواسته در نیروهای آیرودینامیکی مانند برآ و پسا و گشتاورهای آنها می‌گردد، و شرایط تریم هواپیما را بر هم می‌زند، که خود نوعی ناپایداری محسوب می‌شود.

نکته دیگر که از نمودارهای ۶ و ۷ می‌توان نتیجه گرفت تفاوت در دامنه نوسانات حالت صلب و مدل اول الاستیک است. این موضوع به خوبی اثرات انعطاف‌پذیری بال را بر رفتار هواپیما نشان می‌دهد. تغییر شکل سازه اثر متقابلی با نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی دارد که کوپلینگ آیروالاستیک نام دارد. همان‌گونه که بیان گردید، در اثر تغییر شکل سازه پارامترهایی به نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی اضافه می‌شوند. این پارامترها در نهایت انرژی کلی سیستم را تغییر می‌دهند و نتیجه این تغییر به وضوح در نمودارها نمایان است. با دقت در نمودارهای مربوط به مدل ۲ تا ۴ حالت الاستیک می‌توان نتیجه گرفت، که با کاهش وزن رفتار هواپیمای الاستیک به رفتار هواپیمای صلب نزدیک می‌گردد و این موضوع به دلیل جدایش فرکانس‌های ارتعاشی بال با فرکانس‌های حرکتی هواپیما است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که طراحی سیستم کنترل برای یک هواپیمای الاستیک باید بر مبنای بحرانی‌ترین حالت که ابتدای کروز می‌باشد، صورت گیرد.

نمودارهای ۱۴ و ۱۵ که برای بررسی سرعت بیشتر بر رفتار هواپیمای الاستیک، شبیه‌سازی شده است کوپلینگ کمتری را از حالت قبل (ماخ ۰/۶۵) نشان می‌دهد. دلیل این موضوع آن است که تغییر شرایط پروازی منجر به تغییر فرکانس‌های حرکتی هواپیما می‌گردد در حالی که فرکانس‌های ارتعاشی سازه بدون تغییر باقی مانده‌اند. فرکانس‌های سازه‌ای تنها تابعی از جرم هواپیما و طراحی سازه می‌باشند که هر دوی این پارامترها برای شرایط سرعت بالاتر بی‌تغییر می‌باشند لذا با تغییر فرکانس‌های حرکتی جدایش مجددی بین این دو فرکانس به وجود می‌آیند که مانند شرایط شبیه‌سازی اول (ماخ ۰/۶۵) بحرانی نمی‌باشد.

## ۷- مدل‌سازی توربولانس هوا

لحاظ نمودن اثرات توربولانس اتمسفری روی وسایل پرنده پیچیده و امروزی، تبدیل به یک پارامتر مهم طراحی هم از لحاظ سازه‌ای و هم از لحاظ عملکردی شده است. ورود هواپیماها به توربولانس خطر قابل توجهی برای ایمنی خطوط هوایی به شمار می‌رود [۵]. از طرفی با توسعه هواپیماهای با

### ۸- شبیه‌سازی هواپیمای الاستیک در حضور اغتشاشات جوی

توربولانس‌ها علاوه بر تحریک معادلات شش درجه آزادی حرکت صلب، معادله ارتعاشی بال را نیز تحت تأثیر قرار می‌دهد. میدان توربولانس در این تحقیق یک میدان پیوسته متغیر با زمان مبتنی بر روش‌های آماری است. در صورتی که در اکثر تحقیقات انجام شده میدان توربولانس به صورت گسسته مدل‌سازی گردیده است. در این تحقیق تنها اثرات سرعت‌های خطی توربولانس لحاظ گردیده است و از در نظر گرفتن سرعت‌های زاویه ای آن صرف‌نظر شده است. لذا اغتشاشات جوی با سه مؤلفه سرعت خطی، زاویه حمله و زاویه سرش جانبی دینامیک هواپیما را تحت تأثیر قرار می‌دهند. برای اعمال این اثرات در معادلات حرکتی تمامی پارامترهای توربولانس شامل  $u_g, \beta_g, \alpha_g, v_g$  و  $w_g$  در محاسبه نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی، نیروها در راستای محورهای مختصات بدنی و نیروهای تعمیم‌یافته اضافه گردیدند و در نهایت با انتگرال‌گیری پارامترهای حرکتی استخراج شدند.

از آنجا که توربولانس‌ها با انتقال انرژی به هواپیما بر دینامیک آنها تأثیر می‌گذارند لذا بررسی شرایط مختلف اعمال توربولانس امری حیاتی می‌باشد. شرایط مختلف در نظر گرفته شده در این تحقیق، اعمال دو توربولانس با شدت متفاوت در زمان ۱۰ ثانیه می‌باشد. بدین‌منظور دو شبیه‌سازی صورت گرفته است تا اثرات اعمال دو توربولانس با شدت مختلف در زمان یکسان، بر هواپیمای الاستیک بررسی شود. در شبیه‌سازی اول توربولانسی با شدت ۱۰۰ فوت بر ثانیه و در شبیه‌سازی دوم، توربولانسی با شدت ۴۰۰ فوت بر ثانیه به هواپیما وارد و رفتار آنها بررسی شده است. باتوجه به آنکه بحرانی‌ترین حالت مربوط به مدل اول حالت الاستیک می‌باشد تنها این حالت الاستیک شبیه‌سازی گردیده است و اثرات اعمال تندباد براساس این شبیه‌سازی تحلیل می‌گردد. حالت‌های دیگر همان‌گونه که بیان شد باتوجه به کاهش وزن به دلیل مصرف سوخت، کولپینگ آیروالاستیک کمتری دارند. از طرفی برای مقایسه و استخراج مناسب نتایج رفتار هواپیمای صلب نیز در مقابل توربولانس با شدت ۴۰۰ فوت بر ثانیه، شبیه‌سازی شده است.

$$\Phi_u(\omega) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{\pi U_0} \frac{1}{\left[1 + \left(\frac{L_u}{U_0}\right)^2 \omega^2\right]} \quad (31)$$

$$\Phi_v(\omega) = \frac{\sigma_v^2 L_v}{\pi U_0} \frac{\left[1 + 3\left(\frac{L_v}{U_0}\right)^2\right] \omega^2}{\left[1 + \left(\frac{L_v}{U_0}\right)^2 \omega^2\right]^2} \quad (32)$$

$$\Phi_w(\omega) = \frac{\sigma_w^2 L_w}{\pi U_0} \frac{\left[1 + 3\left(\frac{L_w}{U_0}\right)^2\right] \omega^2}{\left[1 + \left(\frac{L_w}{U_0}\right)^2 \omega^2\right]^2} \quad (33)$$

در روابط بالا،  $\sigma$  انحراف معیار مؤلفه توربولانس و  $L$  مقیاس اتمسفر است که بر حسب ارتفاع مقادیر مختلفی را داراست [۱۷].

با توجه به رابطه (۳۰) می‌توان نتیجه گرفت که فیلتر خطی با تابع تبدیل  $G(s)$  توربولانسی با تابع چگالی طیفی توان  $\Phi_i(\omega)$  را تولید می‌نماید. لذا بر حسب توابع چگالی طیفی ذکر شده، تابع تبدیل فیلتر خطی برای هر کدام از مؤلفه‌های سرعت توربولانس به شکل زیر حاصل می‌گردد [۱۷].

$$G_u(s) = \frac{\sqrt{k_u}}{s + \lambda_u} \quad (34)$$

$$G_v(s) = \sqrt{k_v} \frac{s + \beta_v}{[s + \lambda_v]^2} \quad (35)$$

$$G_w(s) = \sqrt{k_w} \frac{s + \beta_w}{[s + \lambda_w]^2} \quad (36)$$

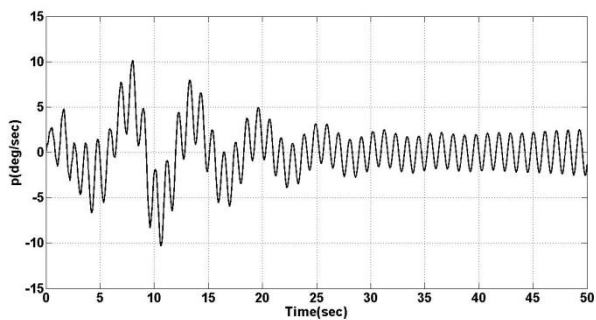
که پارامترهای ذکر شده در روابط (۳۴) تا (۳۶) به شکل زیر تعریف می‌گردند [۱۷]:

$$k_w = \frac{3\sigma_w^2}{L_w \pi U_0}, k_v = \frac{3U_0 \sigma_v^2}{L_v \pi}, k_u = \frac{2U_0 \sigma_u^2}{L_u \pi} \quad (37)$$

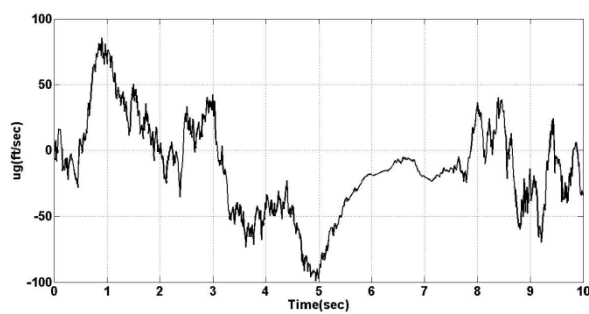
$$\beta_w = \frac{U_0}{\sqrt{3}L_w}, \beta_v = \frac{U_0}{\sqrt{3}L_v} \quad (38)$$

$$\lambda_w = \frac{U_0}{L_w}, \lambda_v = \frac{U_0}{L_v}, \lambda_u = \frac{U_0}{L_u} \quad (39)$$

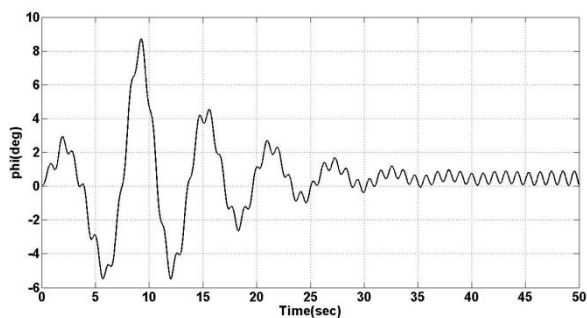
با به دست آوردن توابع تبدیل فیلتر خطی و تغییر فضای آنها از حوزه لاپلاس به حوزه زمان و با کمی ساده‌سازی مؤلفه‌های سرعت توربولانس به دست می‌آید.



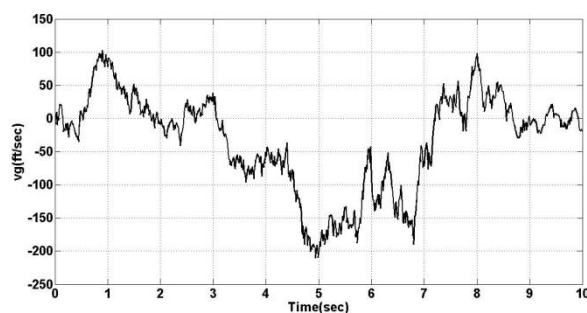
شکل (۲۱): سرعت زاویه ای غلت با توربولانس ۱۰۰ ft/sec.



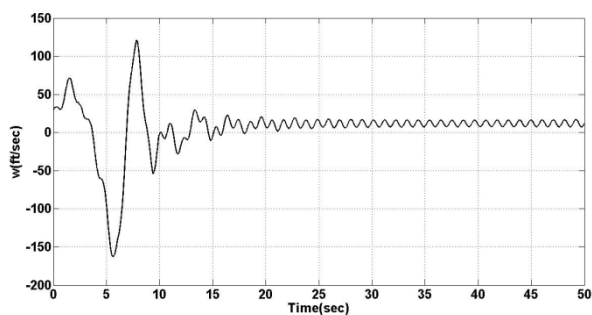
شکل (۱۷): سرعت توربولانس در راستای محور X.



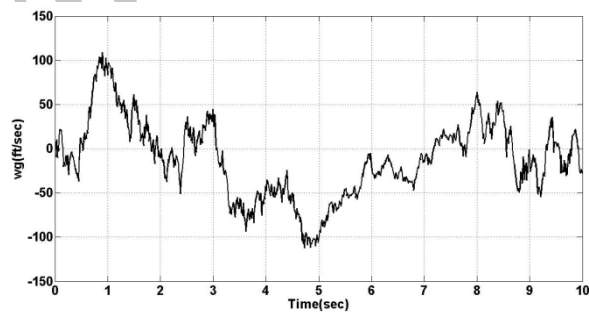
شکل (۲۲): زاویه غلت با توربولانس ۱۰۰ ft/sec.



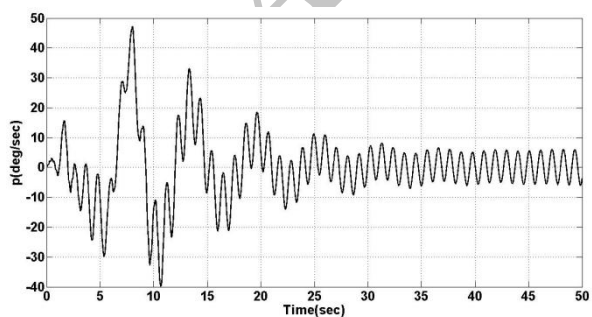
شکل (۱۸): سرعت توربولانس در راستای محور Y.



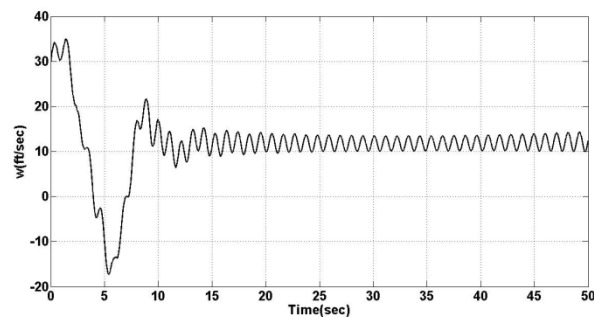
شکل (۲۳): سرعت در راستای محور Z با توربولانس ۴۰۰ ft/sec.



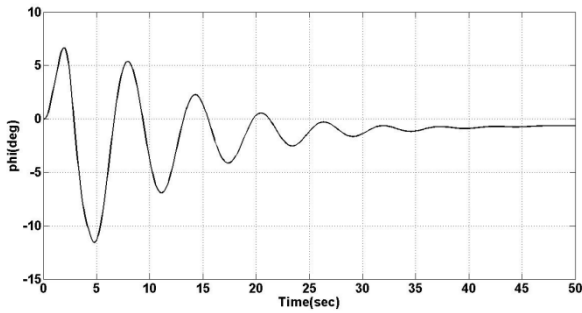
شکل (۱۹): سرعت توربولانس در راستای محور Z.



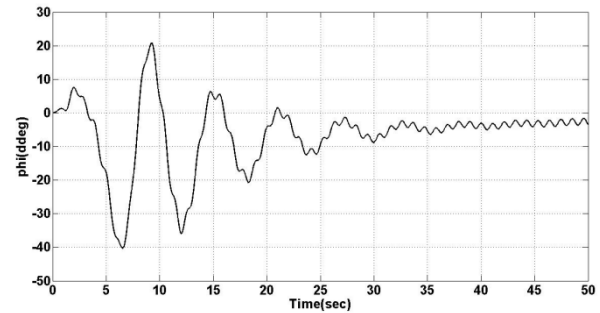
شکل (۲۴): سرعت زاویه ای غلت با توربولانس ۴۰۰ ft/sec.



شکل (۲۰): سرعت در راستای محور Z با توربولانس ۴۰۰ ft/sec.



شکل (۲۹): زاویه غلت مدل صلب با توربولانس ۴۰۰ ft/sec.



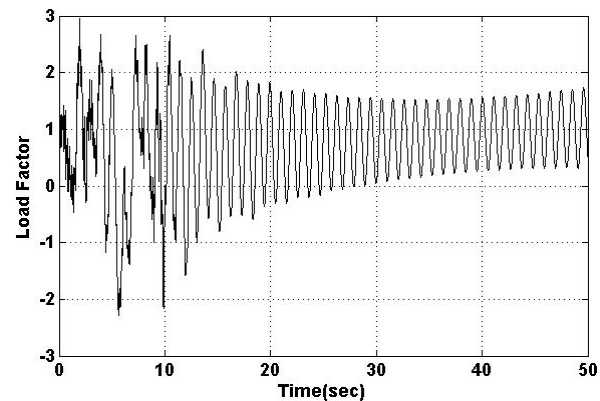
شکل (۲۵): زاویه غلت با توربولانس ۴۰۰ ft/sec.

شکل‌های ۱۷ تا ۱۹ مولفه‌های سرعت خطی توربولانس با شدت ۴۰۰ فوت بر ثانیه را نشان می‌دهند. با دقت در نمودارهای ۲۰، ۲۱ و ۲۲ می‌توان انتقال انرژی از طریق توربولانس را به وضوح مشاهده نمود. مقایسه دو متغیر  $w$  و  $p$  در حالت وجود توربولانس با حالت بدون توربولانس، افزایش در دامنه نوسانات را به خوبی نشان می‌دهد. نمودارهای به‌دست‌آمده برای توربولانس ۱۰۰ فوت بر ثانیه نشان می‌دهد، که هنوز شرایط برای هواپیما بحرانی نشده است. توربولانس اعمال شده در مدت ۱۰ ثانیه انرژی غیر قابل تحملی را به هواپیما اعمال نمی‌کند. همان‌گونه که از نمودارها مشخص است انرژی توربولانس وارده باعث افزایش دامنه نوسانات متغیرهای حرکتی گردیده است اما به اندازه‌ای نیست که هواپیما را به خطر اندازد.

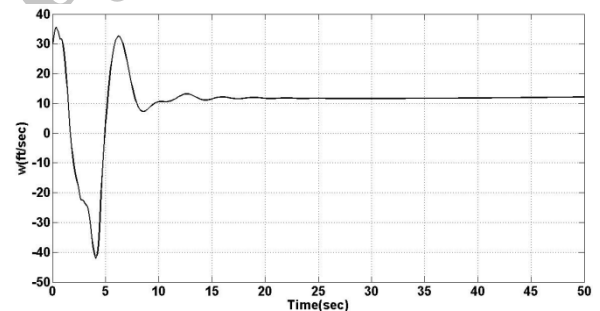
نمودارهای ۲۳، ۲۴ و ۲۵ متغیرهای حرکتی را برای توربولانس ۴۰۰ فوت بر ثانیه نشان می‌دهند. نمودارهای به‌دست‌آمده مشابه حالت اول شبیه‌سازی می‌باشند، با این تفاوت که دامنه نوسانات متغیرهای حرکتی افزایش یافته است. نمودارهای به‌دست‌آمده حرکت‌های غیرقابل قبولی را برای هواپیما در مدت ۱۰ ثانیه اعمال توربولانس نشان می‌دهند. مقادیر سرعت خطی در راستای محور  $Z$ ، سرعت زاویه‌ای غلتش و به‌ویژه مقادیر زاویه غلتش در هنگام اعمال توربولانس مقادیر غیرقابل تحملی برای یک هواپیمای بزرگ مسافری به حساب می‌آیند. لذا برای این هواپیما پرواز با سرعت سیر ۶۷۳ فوت بر ثانیه در توربولانس‌هایی با شدت ۴۰۰ فوت بر ثانیه غیرایمن و خطرناک می‌باشد.

به جهت داشتن معیاری برای شدت اثرات توربولانس ۴۰۰ فوت بر ثانیه، بر هواپیما مورد بررسی، که از نوع معمولی (Normal category) می‌باشد، منحنی ضریب بار وارده به هواپیما در نمودار شکل ۲۶ ترسیم شده است.

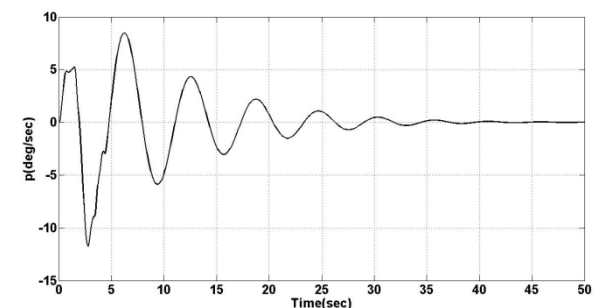
با توجه به اینکه محدوده مجاز ضریب بار وارده به هواپیمای کلاس فوق به‌صورت جدول ۶ می‌باشد معلوم است، که مقدار



شکل (۲۶): ضریب بار هواپیما در توربولانس ۴۰۰ ft/sec.



شکل (۲۷): سرعت در راستای محور  $Z$  مدل صلب با توربولانس ۴۰۰ ft/sec.



شکل (۲۸): سرعت زاویه ای غلت مدل صلب با توربولانس ۴۰۰ ft/sec.

3. Su, W. and Cesnik, C.E.S. "Nonlinear Aeroelasticity of a Very Flexible Blended-Wing-Body Aircraft", *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 5, pp. 1539-1553, 2010.
4. Hodges, H. "Aeroelasticity", the Daniel Guggenheim School of Aerospace Engineering, Atlanta, Georgia, 2009.
5. Su, W. and Cesnik, C.E.S. "Dynamic Response of Highly Flexible Flying Wings", *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 2, pp. 324-339, 2011.
6. AbdulWahab, E.N. and Hongquan, C. "Aircraft Gust Load Estimation Due to Atmospheric Turbulence Under Different Flight Conditions", *Aeronautical Journal*, Vol. 112, No. 1132, pp. 345-352, June 2008.
7. Caoy, Yuank. "Aircraft Flight Characteristics in Conditions of Wind Shear and Icing", *Aeronautical Journal*, Vol. 111, No. 1115, pp. 41-49, January 2007.
8. Hahn, K. "Effect of Wind Shear on Flight Safety", *Progress in Aerospace Science Journal*, Vol. 26, No. 3 pp. 225-259, 1989.
9. Zohrab Zadeh, Sh. "Analyzing the Effect of Wing and Body Transformation on Aircraft Equation of Motion", M.Sc Thesis, Amirkabir University of Technology, Tehran, 2008 (In Persian).
10. Haddadpour, H. and Shams, Sh. "Sharp Edge Gust Effects on Aeroelastic Behavior of a Flexible Wing with High Aspect Ration", 43<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, January 2005.
11. Farshbaf, A. "Computer Simulation of Glider Entrance with Elastic Structure to Gust", 9th Iranian Aerospace Conference, 2009, (In Persian).
12. Schmidt, D.K. and Raney, D.K. "Modeling and Simulation of Flexible Flight Vehicles", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 3, pp. 539-546, 2001.
13. Blake lock, J.H. "Automatic Control of Aircraft and Missile", John Wiley & Sons Inc., 1991.
14. Kelly, S.G. "Fundamentals of Mechanical Vibrations", Second Edition, McGraw-Hill, 2000.
15. Gue, S. "Aero Elastic Optimization of an Aerobatic Aircraft Wing Structure", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, No. 6, pp. 396-404, 2007.
16. Patil, M. and Hodges, H. "Flight Dynamics of Highly Flexible Flying Wings", *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 6, PP. 1790-1799, 2006.
17. McLean, D. "Automatic Flight Control Systems", Prentice-Hall, UK, 1990.

منفی ضریب بار (حدود  $-2.3g$ ) فراتر از حد مجاز منفی می‌باشد.

**جدول (۶):** محدوده مجاز ضریب بار هواپیماهای معمولی [۷].

نوع هواپیما	ضریب بار
معمولی (غیرمانوری)	$-1/5 g$ $+3/8 g$

برای نشان دادن تفاوت نتایج واقعی و ایدآل، نمودارهای  $28.27$  و  $29$  برای فرض صلب بودن بال و اعمال توربولانس  $400$  فوت بر ثانیه استخراج شده‌اند. مقادیر به‌دست آمده برای متغیرهای حرکتی هواپیما بیانگر رفتار ملایم‌تر در مقابل اعمال توربولانس است، که البته از واقعیت دور است.

### ۹- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، اثر انعطاف‌پذیری بال یک هواپیمای پهن‌پیکر بر دینامیک پرواز آن در حضور اغتشاشات جوی مورد بررسی قرار گرفت و نشان داده شد که در بعضی حالات ممکن است منجر به رفتار نامطلوب هواپیما به خاطر رشد بیش از حد دامنه حرکات نوسانی هواپیما و نوسانات سازه‌ای شود. شبیه‌سازی‌های انجام شده برای توربولانس  $100$  فوت بر ثانیه و  $400$  فوت بر ثانیه برای هواپیمای الاستیک و صلب نشان داد، که اغتشاشات جوی، که در فرض صلب بودن هواپیما خطری برای هواپیما محسوب نمی‌شود، در حالت واقعی ممکن است ایجاد مشکل نماید. به‌طور خاص نوسانات زاویه غلت به بیش از  $40$  درجه و ضریب بار به  $2/3g$  رسیده که برای هواپیمای مورد بررسی، نامطلوب می‌باشد.

به‌عنوان نتیجه عملی از پژوهش انجام شده، می‌توان حداکثر سرعت ایمن و حداکثر قدرت اغتشاشات جوی قابل تحمل برای یک هواپیما را تعیین نمود و یا برای یک مأموریت معلوم و شرایط جوی مشخص طراحی سازه را به‌طور مطلوب و مطمئن انجام داد.

### ۱۰- مرجع

1. Waszak, M.R. and Schmidt, D.K. "Flight Dynamics of Aero Elastic Vehicles", *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 6, pp. 563-571, 1988.
2. Setayandeh, S.M.R. "Analysis of Elastic Aircraft Response to Atmospheric Turbulence", M.Sc Thesis, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, 2011, (In Persian).