

بررسی آئروالاستیک و دینامیک پروازی یک هواپیمای HALE

سید حسین پورتاکدوست^۱ و ناصر رئوف^۲

۱- دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

۲- گروه صنایع شهید باکری، پژوهشکده شهید اسلامی

چکیده

هواپیماهای با مداومت پروازی و ارتفاع بالا (HALE) دارای بالهایی با نسبت منطری بسیار بزرگ می‌باشند. در طول پرواز در این هواپیماها، بال تغییر شکل‌های زیادی به خود می‌گیرد که متعاقباً در پایداری و کنترل هواپیما تاثیر گذار خواهد بود. در این مقاله رفتار آئروالاستیسیته یک هواپیما با نسبت منطری بالا را مورد بررسی و تجزیه و تحلیل قرار می‌دهیم. مشخصات سازه‌ای اینگونه هواپیماها (بالهای بسیار انعطاف‌پذیر، نسبت منطری بالا و بار گذاری کم بال) باعث می‌شود که قادر به پرواز در ارتفاعات بالا و مداومت پروازی بالا^۴ باشند. به دلیل این ویژگی‌های منحصر به فرد، هواپیما خصوصیات آئروالاستیک غیر معمولی را از خود نشان می‌دهد. دینامیک سازه^۳ هواپیما با استفاده از روش مدهای فرض شده^۵ بدست می‌آید. در این روش، تغییر شکل سازه بال با استفاده از شکل مدهای یک تیر دو سر آزاد مدل شده است. نتایج نشان می‌دهد که دینامیک هواپیما بسیار وابسته به شرایط پروازی می‌باشد.

واژه های کلیدی: هواپیمای HALE، مدهای فرض شده، روش لاگرانژ، آئروالاستیسیته

Aeroelastic and Flight Dynamic Analysis of a HALE Aircraft

H. Pourtakdust and N. Raof

1- Mechanical and Aerospace Engineering Department, Science and Research Branch, Islamic Azad University

2- Bakeri Industrial Group, Eslami Research Center

ABSTRACT

High altitude long endurance (HALE) aircrafts are of high aspect ratio wings. As a result their wings deform considerably during flight, which in turn influences the stability and control characteristics of the whole aircraft. Aeroelastic behavior of a high aspect ratio flying wing type aircraft is investigated in this study. The Structural characteristics of these aircrafts allow high altitude long endurance flights. Due to their low wing loadings, interesting aeroelastic behavior is revealed. The elastic structural dynamics of the vehicle is modeled using the method of assumed modes shapes, where the wing structural deformations are determined using mode shapes of a free-free beam under transverse aerodynamic loadings. The results are indicative of strong dependence of the wing deformations and behavior on flight condition of the aircraft.

Key Words: HALE, Assumed Mode Shapes, Lagrange Method, Aeroelasticity

۱- استاد (نویسنده مخاطب): pourtak@sharif.edu

۲- کارشناس ارشد دینامیک پرواز

3- Low Wing Loading

4- HALE (High-Altitude Long-Endurance)

5- Assumed Modes

مقدمه

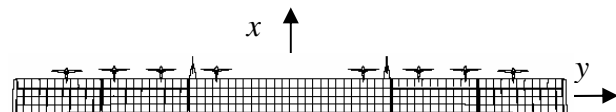
هواپیمای نیروی انسانی¹ MLE را به لحاظ پایداری و مشخصات آئروالاستیسیته مورد بررسی قرار داده‌اند. آنها نشان دادند که این هواپیما در سطح دریا و ارتفاعات بالا پایدار است و تنها کمی ناپایداری در مد فوگوئید مشاهده کردند [۱]. Patil و Dewey نیز دینامیک پرواز یک بال پرنده الاستیک با نسبت منظری بالا را تحلیل کردند و نشان دادند که مشخصات دینامیکی این بال در مقایسه با حالت صلب کاملاً متفاوت است.

جدول (۱): مشخصات هواپیمای مورد بررسی.

طول بال	۳۶/۳ متر	سختی خمشی	۱۰۰۰ نیوتن متر مربع
وتر بال	۲/۴ متر	سختی خمشی در جهت وتر	۵۰۰۰ نیوتن متر مربع
نسبت منظری	۱۵/۱۲	سختی پیچشی	۱۲۰۰۰ نیوتن متر مربع
مساحت بال	۸۷/۱۲ متر مربع	موقعیت مرکز جرم	۵۰ درصد وتر
وزن کل	۳۸۲/۵ کیلوگرم	موقعیت محور الاستیک	۵۰ درصد وتر
سرعت کروز	۲۵ متر بر ثانیه	تعداد موتور	۸ موتور ۱/۵ کیلو وات

برای مثال مد فوگوئید ناپایدار است و این ناپایداری نهایتاً منجر به نتایج فاجعه آمیزی خواهد شد همچنین مد کلاسیک Short Period وجود ندارد [۲]. Patil و Brijesh Raghavan نیز نشان دادند که چطور می‌توان دینامیک پرواز یک بال انعطاف‌پذیر با نسبت منظری بالا را در حالت تریم با یک بال صلب با همان انحنای مدل کرد [۳]. Pendaries نیز با استفاده از مدل آئروالاستیک خطی اثرات انعطاف‌پذیری بال را بر روی مشخصات آئروالاستیک بال و پرواز یک هواپیمای HALE بررسی کرد [۴]. Zerweckh و Flotow نیز در جهت شناسایی مشتقات پایداری هواپیمای MLE از روی نتایج تست پروازی با استفاده از یک برنامه شناسایی پارامتر^۲ و با فرض دینامیک جسم صلب و آئروالاستیک شبه‌پایدار تلاشهای زیادی کردند. آنها با استفاده از این مشتقات پایداری، فرکانس مد کوتاه و بلند را بدست آورده و با فرکانسهای سازه‌ای مشاهده شده در پرواز مطابقت دادند. تلاشهای آنها تحکیمی بر این مسئله بود که اثرات آئروالاستیک را در مدل سازی مشخصات

اخیراً هواپیماهای با مداومت پروازی و ارتفاع بالا مورد توجه بسیاری قرار گرفته‌اند. این هواپیماهای بدون خلبان به منظور انجام ماموریت‌های مختلفی از جمله تحقیقات هواشناسی، رله مخابراتی، کشاورزی و تجسس نظامی طراحی و ساخته می‌شوند. به منظور پرواز به مدت طولانی و در ارتفاع بالا، این هواپیماها می‌بایست بسیار سبک و از لحاظ آئروالاستیک نیز کار آمد باشند. این عوامل باعث شده که بسیاری از این هواپیماها نظیر هلیوس (Helios) و پسفایندر (Pathfinder) ظاهری شبیه به یک بال داشته باشند. بالهایی با نسبت منظری بالا (در حدود ۳۵)، بارگذاری کم بال، سازه بسیار انعطاف‌پذیر، فرکانس طبیعی پایین (حدود ۰/۶ هرتز) و جرم ظاهری (Apparent Mass) بالا (در حدود ۳۵ درصد جرم کل هواپیما) از خصوصیات منحصر به فرد این گونه هواپیماها می‌باشد. به علت انعطاف‌پذیری، بال تغییر شکل زیادی در طول پرواز به خود می‌گیرد که متعاقباً در پایداری و کنترل هواپیما تاثیر گذار خواهد بود. بنابراین در طراحی اینگونه هواپیماها، باید به قابلیت انعطاف‌پذیری آنها توجه شده و با در نظر گرفتن امکان رخداد پدیده‌های آئروالاستیسیته نظیر فلاتر، واگرایی، کنترل معکوس و ... مراحل طراحی را پیش برد. پدیده آئروالاستیسیته در اثر تداخل نیروهای آئروالاستیک و الاستیک بوجود می‌آید. آئروالاستیسیته می‌تواند بصورت استاتیکی یا دینامیکی مورد بررسی قرار بگیرد. در مبحث آئروالاستیسیته دینامیک، نیروی خارجی که همان نیروی آئروالاستیک و یا نیروی تراست می‌باشد، با تغییر شکل الاستیک سیستم، تغییر می‌یابد. طبیعتاً اگر این تغییر در جهت تغییر شکل سازه باشد می‌تواند باعث ناپایداری سازه‌ای شود. در این مقاله مدل سازی و شبیه‌سازی آئروالاستیک هواپیمای Pathfinder-Plus را مورد بررسی قرار می‌دهیم. نمای شماتیک این هواپیما در شکل ۱ نشان داده شده است. در جدول ۱ نیز مشخصات کلی این هواپیما داده شده است.



شکل (۱): نمای شماتیک هواپیمای Pathfinder.

تا کنون کارهای زیادی بر روی تحلیل آئروالاستیسیته اینگونه هواپیماها انجام شده است. Flotow و Schoor

1- Michelob Light Eagle
2 - Parameter Identification

$$\phi_i(y) = A_i[(\cos \beta_i L - \cosh \beta_i L)(\sin \beta_i y + \sinh \beta_i y) - (\sin \beta_i L - \sinh \beta_i L)(\cos \beta_i y + \cosh \beta_i y)] \quad (2)$$

$$\beta_i L = 0, 4.73, 7.853, 10.995, 14.137, 17.278, \dots, \frac{2i+1}{2} \pi \quad i > 5, \quad (3)$$

$$\phi_k(y) = D_k \cos \frac{k\pi}{L} y \quad k = 0, 1, 2, \dots \quad (4)$$

برای بررسی حرکات الاستیک و استخراج معادلات حرکتی الاستیک از روش لاگرانژ استفاده شده است. معادله کلی لاگرانژ در جهت تعمیم یافته η_i بصورت زیر می‌باشد [۷]:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\eta}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial \eta_i} + \frac{\partial U}{\partial \eta_i} + \frac{\partial D}{\partial \dot{\eta}_i} = Q_{\eta_i} \quad (5)$$

در این رابطه T انرژی جنبشی کل هواپیما، U انرژی پتانسیل کرنشی، D انرژی استهلاکی و Q_{η_i} نیروی تعمیم یافته در جهت مختصات تعمیم یافته η_i می‌باشد. با بدست آوردن روابط مربوط به هریک از انرژیهای فوق و گذاشتن در رابطه (۵) معادلات کامل حرکت این بال الاستیک بدست خواهد آمد. در مرجع [۸] روابط مربوط به انرژی جنبشی، انرژی پتانسیل و انرژی استهلاکی به طور کامل استخراج گردیده‌اند. معادلات نهایی صلب-الاستیک کوپل شده غیرخطی پرواز هواپیما به صورت زیر می‌باشد [۸]:

$$\dot{U} = \frac{F_x}{m_s} + RV - QW \quad (6)$$

$$\dot{V} = \frac{F_y}{m_s} + PW - RU \quad (7)$$

$$\dot{W} = \frac{F_z}{m_s} + QU - PV \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \dot{P} = & \frac{1}{(I_x + \sum_j \epsilon_j^2 M_j + \sum_k \lambda_k^2 M_k - 2 \sum_{j,k} \epsilon_j \lambda_k M_{jk})} [M_x + I_{xc}(\dot{R} + PQ) + QR(I_z - I_y) \\ & - \sum_{j,k} [-2P(\epsilon_j \lambda_k + \epsilon_j \lambda_k) + 2QR \epsilon_j \lambda_k] M_{jk} - \sum_{j,k} [2R \dot{\eta}_j \lambda_k + (\dot{R} + PQ) \eta_j \lambda_k] M_{j,k} \\ & - \sum_k (2P \lambda_k \dot{\lambda}_k - QR \lambda_k^2) M_k - \sum_j (2P \epsilon_j \dot{\epsilon}_j - QR \epsilon_j^2) M_j + \sum_{i,j} [2R \dot{\eta}_i \epsilon_j + (PQ + \dot{R}) \eta_i \epsilon_j] M_{ij} \end{aligned} \quad (9)$$

پایداری و کنترل هواپیمای MLE نمی‌توان نادیده گرفت [۶]. در مرجع [۸] معادلات پرواز یک بال پرندانه انعطاف‌پذیر با نسبت منظری بالا با استفاده از رابطه لاگرانژ استخراج شده است. مقاله حاضر در ادامه مرجع فوق بوده و به بررسی دقیق‌تر اثرات آئروالاستیسیته بر روی تغییر شکل‌های بال و دینامیک پرواز هواپیما می‌پردازد. در این مقاله نشان خواهیم داد که دینامیک پرواز اینگونه هواپیماها با حالت صلب کاملاً متفاوت است.

معادلات حرکت

با توجه به اینکه تنها ارتعاش خمشی در جهت محور x (رو به جلو) و z (رو به پایین) و ارتعاش پیچشی حول محور y مدنظر می‌باشد و ارتعاش محوری این بال پرندانه مدل نمی‌شود، بردار تغییر شکل الاستیک المان نسبت به حالت اولیه در دستگاه بدنی را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\bar{e} = \begin{pmatrix} e_x(y,t) \\ e_y(y,t) \\ e_z(y,t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^l \eta_i(t) \phi_{x_i}(y) \\ 0 \\ \sum_{j=1}^m \epsilon_j(t) \phi_{z_j}(y) - x \sum_{k=1}^n \lambda_k(t) \phi_{\theta_k}(y) \end{pmatrix} \quad (1)$$

در رابطه فوق، \bar{e} بردار تغییر شکل المان، ϕ_x ، ϕ_z و ϕ_y به ترتیب شکل مدهای خمشی در جهت محورهای x و z و پیچش حول محور y و l, m, n تعداد شکل مدهای فرض شده می‌باشد. $\eta_i, \epsilon_j, \lambda_k$ نیز ضرایب بسط می‌باشند. در بررسی حاضر چون اثرات دینامیکی نیز در نظر گرفته شده است لذا تغییر شکلها تابعی از زمان نیز می‌باشند. بدین ترتیب ضرایب بسط باید در هر لحظه از زمان بدست آیند. توابع ϕ توابعی ثابت هستند که اگر به نحو مناسبی بدست آیند، می‌توانند تغییر شکل بال را بصورت دقیق‌تر و با تعداد جملات بسط کمتری مدل کنند. به این روش بررسی تغییر شکلها، روش مدهای فرض شده گفته می‌شود. با توجه به اینکه این بال پرندانه شبیه به یک تیر دو سر آزاد می‌باشد لذا برای بررسی آئروالاستیک این هواپیما می‌توان فرض کرد که این بال مانند یک تیر در مد خمشی و پیچشی ارتعاش می‌کند و نیروی آئرودینامیک بعنوان نیروی خارجی وارد بر تیر فرض می‌شود. توزیع نیروی آئرودینامیک روی هواپیما در هر لحظه نیز با توجه به تغییر شکل هواپیما در هر مقطع و با استفاده از اطلاعات تجربی آئرودینامیک حاصل خواهند شد. شکل مد خمشی و پیچشی یک تیر دو سر آزاد به صورت زیر می‌باشد [۶].

بدست خواهد آمد. توجه کنید که راستای این نیروها برای تمام قسمت‌ها یکسان نخواهد بود و این بستگی به زاویه حمله آن قسمت دارد. با تصویر این نیروها در جهت محورهای دستگاه بدنی و گشتاورگیری از آنها حول این محورها می‌توان تمامی نیروها و گشتاورهای آئرو دینامیکی وارد به هواپیما را در جهت محورهای دستگاه مختصات بدنی بدست آورد. به دلیل تغییر شکل خمشی و پیچشی بال، زاویه حمله محلی هر قسمت از رابطه شبه استاتیک زیر بدست می‌آید:

$$\alpha(y,t) = \tan^{-1} \left(\frac{W_\infty}{U_\infty} \right) + \frac{\dot{e}_z(y,t)}{U_\infty} + \frac{Py}{U_\infty} + e_\theta(y,t). \quad (15)$$

که W_∞ و U_∞ مولفه‌های سرعت هواپیما نسبت به هوا در دستگاه بدنی و e_θ پیچش مقطع بال می‌باشد. نیرو و ممانهای آئرو دینامیکی وارد بر هر مقطع به صورت زیر می‌باشد:

$$f_i = q_\infty S_i \bar{C}_f, \quad (16)$$

$$m_i = q_\infty S_i L_{ref} \bar{C}_m, \quad (17)$$

که S_i مساحت هر مقطع بال، \bar{C}_f و \bar{C}_m ضرایب نیرو و ممان آئرو دینامیکی و L_{ref} طول مرجع (کرد بال) می‌باشد.

هدایت و کنترل

معادلات حرکت به همراه الگوریتمهای هدایت و کنترل (که در ادامه می‌آید) مجموعاً در یک برنامه شبیه‌سازی پیاده سازی شده‌اند. برای هدایت اینگونه هواپیماها معمولاً از یک برنامه از پیش تنظیم شده (که در کامپیوتر پرواز هواپیما قرار دارد) استفاده می‌شود. کنترل طولی هواپیما نیز با استفاده از یکسری الویتور که در انتهای بال قرار دارد انجام می‌شود در حالیکه برای کنترل سمت از اختلاف تراست موتورهای انتهایی دو سر بال به صورت زیر استفاده می‌شود:

$$Thrust_1 = (0.75 + 2\psi + 55\psi^2) T_{max}, \quad (18)$$

$$Thrust_8 = (0.75 - 2\psi - 55\psi^2) T_{max}, \quad (19)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{(I_y + \sum_i \eta_i^2 M_i + \sum_j \zeta_j^2 M_j + \sum_k \lambda_k^2 M_k - 2 \sum_{j,k} \zeta_j \lambda_k M_{jk})} [M_y - I_{xz} (P^2 - R^2) + PR(I_x - I_z) - \sum_j (2Q\zeta_j \dot{\zeta}_j + PR\zeta_j^2) M_j - \sum_i (2Q\eta_i \dot{\eta}_i - PR\eta_i^2) M_i + \sum_{j,k} [2Q(\zeta_j \dot{\lambda}_k + \zeta_j \dot{\lambda}_k) + 2PR\zeta_j \lambda_k] M_{jk} - \sum_{i,k} [(R^2 - P^2)\eta_i \dot{\lambda}_k - (\dot{\eta}_i \lambda_k - \eta_i \dot{\lambda}_k)] M_{ik} - \sum_k (2Q\lambda_k \dot{\lambda}_k + PR\lambda_k^2) M_k - \sum_{i,j} [(P^2 - R^2)\eta_i \dot{\zeta}_j + (\dot{\eta}_i \zeta_j - \eta_i \dot{\zeta}_j)] M_{ij}] \quad (10)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{(I_z + \sum_i \eta_i^2 M_i)} [M_z + I_{xz} (\dot{P} - QR) + PQ(I_x - I_y) - \sum_i (2R\eta_i \dot{\eta}_i + PQ\eta_i^2) M_i - \sum_{i,j} [(QR - \dot{P})\eta_i \zeta_j - 2P\eta_i \dot{\zeta}_j] M_{ij} - \sum_{i,k} [2P\eta_i \dot{\lambda}_k + (\dot{P} - QR)\eta_i \lambda_k] M_{ik}] \quad (11)$$

$$\dot{\eta}_i = \frac{1}{M_i} [Q\eta_i + (Q^2 + R^2)\eta_i M_i - K_i \eta_i - c_{\eta_i} \dot{\eta}_i M_i + \sum_k [(\dot{Q} + PR)\lambda_k + 2Q\dot{\lambda}_k] M_{ik} - \sum_j [2Q\dot{\zeta}_j + (\dot{Q} + PR)\zeta_j] M_{ij}] \quad (12)$$

$$\dot{\zeta}_j = \frac{1}{M_j} [Q\zeta_j + (P^2 + Q^2)(\zeta_j M_j - \sum_{k=1}^n \lambda_k M_{jk}) - K_j \zeta_j - c_{\zeta_j} \dot{\zeta}_j M_j - \sum_{i=1}^l [-2Q\dot{\eta}_i + (PR - \dot{Q})\eta_i] M_{ij} + \sum_{k=1}^n \dot{\lambda}_k M_{jk} + c_{\zeta_j} \sum_{k=1}^n \lambda_k M_{jk}] \quad (13)$$

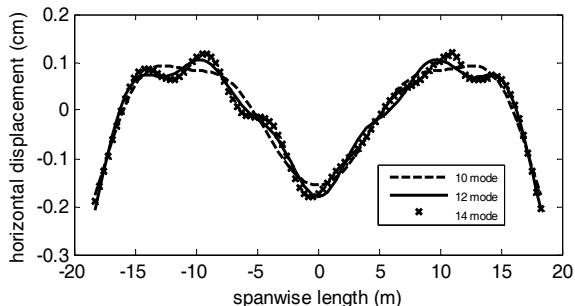
$$\dot{\lambda}_k = \frac{1}{M_k} [Q\lambda_k + (P^2 + Q^2)(\lambda_k M_k - \sum_j \zeta_j M_{jk}) - K_k \lambda_k - c_{\lambda_k} \dot{\lambda}_k M_k - \sum_i [2Q\dot{\eta}_i + (\dot{Q} - PR)\eta_i] M_{ik} + \sum_j \zeta_j \dot{M}_{jk} + c_{\lambda_k} \sum_j \zeta_j M_{jk}] \quad (14)$$

به منظور بررسی پایداری هواپیما می‌توان معادلات فوق را حول شرایط نامی خطی سازی کرد و شرایط پروازی که در آن ناپایداری آئروالاستیسیته رخ می‌دهد را بدست آورد. در اینجا به منظور بررسی پایداری و بدست آوردن تغییر شکل‌های بال، این معادلات به صورت عددی حل می‌شوند.

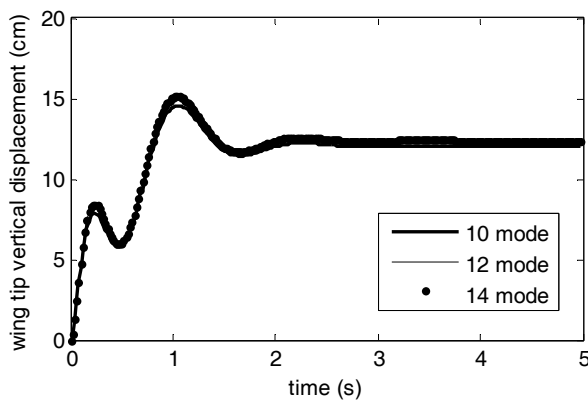
نیروهای وارد به هواپیما

برای حل این معادلات لازم است نیروها و گشتاورهای خارجی وارد به هواپیما تعیین شوند. این نیروها شامل نیروی جاذبه، تراست موتورها و بارهای آئرو دینامیکی است. نیروی جاذبه برای مدل بیضوی زمین به صورت تابعی از موقعیت بدست آمده است. نیروی تراست موتورها نیز به سادگی با در نظر گرفتن جابجایی بردار تراست در نتیجه تغییر شکل موضعی بال در هر لحظه در دستگاه بدنی بدست می‌آید. به دلیل تغییر شکل‌های الاستیک موضعی بال، ضرایب آئرو دینامیکی کلی تابعی از شکل هندسی لحظه‌ای و لذا تابعی از زمان خواهد بود برای حل این مشکل از ضرایب لیفت و درگ مقطع بال با لحاظ کردن لیفت بیضوی به دلیل اثرات سه بعدی استفاده شده است. بدین منظور کل بال به چندین قسمت تقسیم شده و نیروی لیفت و درگ هر قسمت با توجه به زاویه حمله لحظه‌ای آن قسمت

تغییر شکل نوک بال در جهت محور Z در طول زمان نشان داده شده است. همانطور که از این دو شکل بر می آید انتخاب ۱۲ مد برای خمش در جهت محور Z و ۱۴ مد برای خمش در جهت محور X کافی است.



شکل (۳): تاثیر تعداد مد در تغییر شکل در جهت محور X .



شکل (۴): تاثیر تعداد مد در تغییر شکل نوک بال در جهت محور Z .

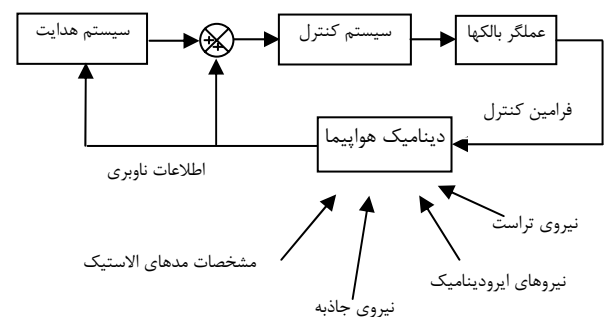
بررسی‌های مشابه نشان می‌دهد که انتخاب ۱۰ مد برای پیش‌چس حول محور Y نیز کافیتست. باید توجه داشت که هرچه از شکل مدهای بالاتری استفاده شود با توجه به فرکانس بالاتر آنها باید بازه انتگرال‌گیری معادلات را کاهش دهیم. شرایط پرواز تریم به عنوان شرایط اولیه حل معادلات حرکت انتخاب شده است. بدین ترتیب در شرایط اولیه، بال دارای تغییر شکل الاستیک نیست. در شکل ۴ همانطور که ملاحظه می‌شود بال در حدود ۲ ثانیه بعد از پرواز به شرایط نامی خود رسیده و نوک بال در حدود ۱۲ سانتیمتر نسبت به مرکز جرم بالا رفته است که این جابجایی در شکل ۵ نیز نشان داده شده است. در این شکل مرکز بال نسبت به مرکز جرم آن حدود ۴/۸ سانتیمتر پایین رفته است. در شرایط تریم، لیفت کل با وزن بال و موتورها برابر است لذا شکل بال در پرواز کروز

$$Thrust_{2,\dots,7} = 0.75T_{max} \quad (20)$$

به دلیل زاویه دایهدرال که هواپیما در طول پرواز به خود می‌گیرد، این هواپیما در مد عرضی ذاتاً پایدار است.

شبیه‌سازی عددی

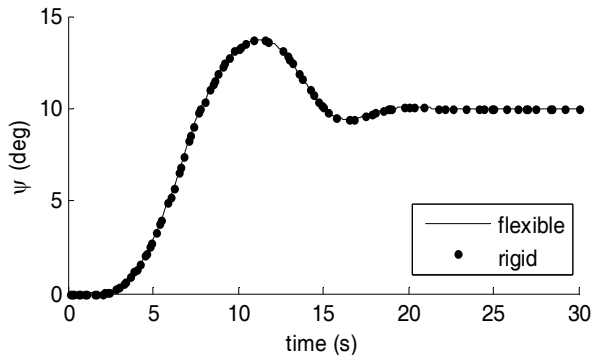
در شکل ۲ دیاگرام شماتیک شبیه‌سازی آئروالاستیک هواپیما نشان داده شده است. همانطور که در این شکل نشان داده شده است معادلات حرکت در بلاک دینامیک هواپیما قرار دارد در حالیکه پدیده آئروالاستیک در تقابل نیروهای اینرسی، الاستیک، آئرو دینامیک، تراست و نیروهای کنترلی بوجود می‌آید.



شکل (۲): دیاگرام شماتیک برای شبیه‌سازی آئروالاستیک.

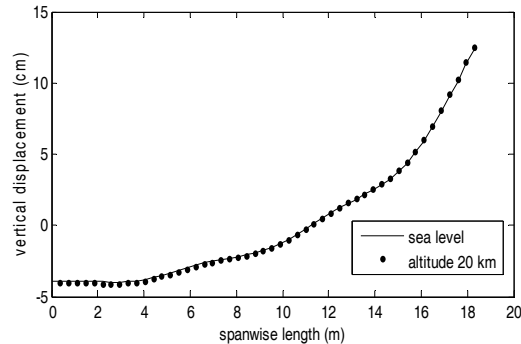
برنامه شبیه‌سازی کامل پرواز هواپیما در محیط برنامه‌نویسی Matlab نوشته شده و معادلات غیر خطی حرکت با استفاده از الگوریتم رانژ کوتای مرتبه ۴ حل گردید. در این مقاله از مشخصات سختی سازه‌های و دانسیته یکنواخت در طول بال استفاده شده است. و همانطور که قبلاً گفته شد بال به ۱۰۰ قسمت مساوی برای انتگرال‌گیری نیروها و ممانها تقسیم شد. در روش مدهای فرض شده انتخاب تعداد مدها بسیار مهم می‌باشد و به تلفیقی از تئوری و تجربه نیازمند است. هرچه شکل مدهای انتخابی، به شکل مدهای واقعی سازه نزدیکتر باشد می‌توان از تعداد شکل مد کمتری برای تحلیل استفاده کرد. تعداد شکل مدها باید به اندازه‌ای باشد که بیشتر از آن تغییری در نتایج ایجاد نکند. بررسیهای Flotow نشان داد که استفاده از ۸ مد خمشی برای چنین هواپیماهایی کفایت می‌کند [۱]. در نمودار ۳، شکل تغییر یافته بال در حالت تریم با انتخاب ۱۰، ۱۲ و ۱۴ مد رسم شده است. در شکل ۴ نیز

شکل نشان می‌دهد که نوک بال بعد از گذشت مدت کوتاهی در موقعیت -0.2cm نسبت به موقعیت اولیه خود قرار می‌گیرد که این امر شکل ۳ را نیز تایید می‌کند.

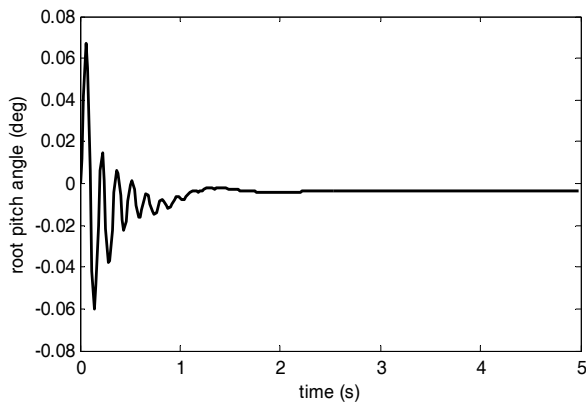


شکل (۷): تغییرات زاویه سمت در هنگام مانور.

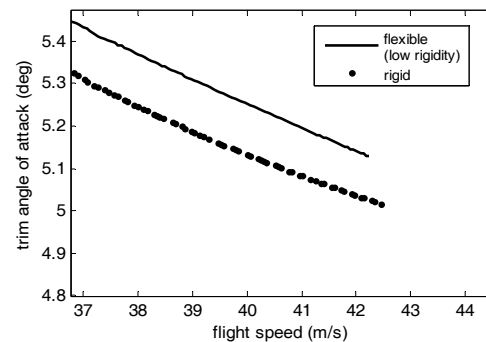
همواره منحنی خواهد بود. همانطوریکه در این شکل نشان داده شده است، ارتفاع پروازی و تغییر دانسیته تأثیری بر تغییر شکل دائم بال ندارد.



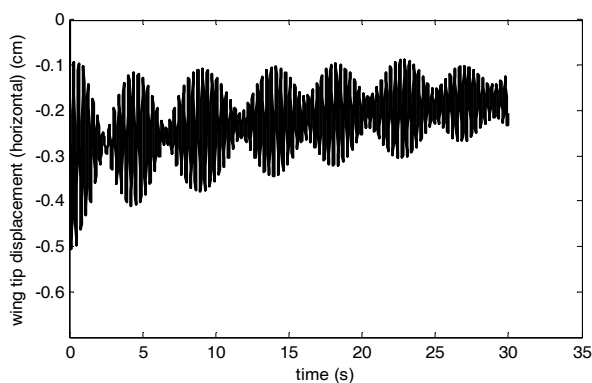
شکل (۵): جابجایی عمودی بال.



شکل (۸): تغییرات زاویه الاستیک قسمت مرکزی بال.



شکل (۶): تغییرات زاویه حمله تریم با سرعت پروازی.



شکل (۹): جابجایی نوک بال در جهت افقی.

در شکل ۶ تغییرات زاویه حمله تریم با سرعت نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود زاویه حمله تریم برای بال انعطاف‌پذیر در شرایط یکسان بیشتر از حالت صلب است. دلیل این امر این است که نیروی لیفت عمود بر جهت جریان است و در بال خمیده جهت این نیرو در جهت عمودی نیست و لذا مقدار لیفت بال خمیده کمتر خواهد بود و لذا نیاز به یک زاویه حمله بیشتر است.

در شکل ۷ تغییرات زاویه سمت هواپیما در هنگام انجام یک مانور سمت نشان داده شده است. با توجه به این شکل ملاحظه می‌شود که الاستیسیته هواپیما تأثیری بر روی مانور سمت ندارد. شکل ۸ تغییرات زاویه پیش‌الاستیک را در قسمت مرکزی بال بر حسب درجه نشان می‌دهد. به طوریکه ملاحظه می‌شود نوسانات این زاویه بعد از مدت کوتاهی میرا شده و این زاویه در حدود صفر قرار می‌گیرد. شکل ۹ جابجایی نوک بال را در جهت افقی در طول زمان نشان می‌دهد. این

نتیجه‌گیری

در این مقاله دینامیک پرواز یک هواپیمای انعطاف‌پذیر با نسبت منطقی بالا مورد بررسی قرار گرفت. معادلات کوپل شده غیر

Control and Dynamics, Vol. 18, No.1, pp. 73-81, 1995.

۸- رثوف، ناصر و پورتاکدوست، سید حسین، شبیه‌سازی آنروالاستیک یک سکوی استراتوسفیری (پهپاد خورشیدی)، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۸۳.

خطی کامل هواپیمای الاستیک ارائه شد. در این مقاله مدل‌سازی الاستیسیته با استفاده از روش مدهای فرض شده انجام شد و معادلات کامل حرکت به همراه معادلات هدایتی و کنترلی در محیط برنامه نویسی پیاده سازی شد. برنامه نوشته شده قادر به شبیه‌سازی پرواز هواپیما در شرایط مختلف از جمله مانور، پرواز در ارتفاعات مختلف و غیره را دارد.

در این مقاله برای نمونه تاثیر ارتفاع پروازی (تغییر دانسیته) بر روی تغییر شکل هواپیما بررسی شد. همچنین نشان داده شد که الاستیسیته تأثیری در مانور دور ندارد در حالیکه انعطاف‌پذیری هواپیما باعث می‌شود که هواپیما یک شکل خمیده در طول پرواز دائم به خود بگیرد. نتایج نشان می‌دهد که زاویه حمله هواپیمای الاستیک در شرایط یکسان پروازی (سرعت و ارتفاع) بیشتر از حالت صلب است.

مراجع

- 1- Van Schoor, M. C. and Von Flotow, A. H., "Aeroelastic Characteristics of a Highly Flexible Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 10, pp. 901 – 908, 1990.
- 2- Patil, M.J. and Dewey H. Hodges, "Flight Dynamics of Highly Flexible Flying Wings," In Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Munich, Germany, June 2005.
- 3-Raghavan, B. and Patil, M.J., "Flight Dynamics of High Aspect-Ratio Flying Wings," In Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, August 2006.
- 4- Pendaries, C., "From the HALE Gnopter to the Ornithopter - or How to Take Advantage of Aircraft Flexibility," In Proceedings of the 21st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Melbourne, Australia, A98 – 31715, Sept. 13- 18, 1998.
- 5- Fung, Y.C., "An Introduction to the Theory of Aeroelasticity", Dover Publication, New York, 1969.
- 6- Zerweckh, S.H., Von Flotow, A.H., and Murray, J.E., "Flight Testing a Highly Flexible Aircraft; Case Study on the MIT Light Eagle", Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA, Washington, DC, pp. 405-414, 1988.
- 7- Bilimoria, K.D. and Schmidt, D.K., "Integrated Development of the Equations of Motion for Elastic Hypersonic Flight Vehicle", *Journal of Guidance*,