

تدوین کد محاسبات تریم بالگرد مبتنی بر تئوری المانی پره

محمد علی سواد^۱، افشین منوچهری فر^۲

شرکت صنایع هواپیماسازی ایران (هسا)، صنعت بالسا - اصفهان، شاهین شهر

چکیده

در مقاله حاضر، الگوریتم جدیدی برای محاسبه شرایط تریم بالگرد معرفی شده است. در این الگوریتم پیشنهادی پره ها بصورت صلب در نظر گرفته شده و از ترکیب تئوری المانی پره و تئوری مومنتم در انجام محاسبات آیرودینامیک روتور استفاده شده است. همینطور خصوصیات از جمله؛ دخالت همزمان اثرات معادلات طولی و عرضی-سمتی بر یکدیگر، نقش اجزاء تاثیرگذار بالگرد بر تعادل استاتیکی بالگرد نظیر ملخ اصلی، ملخ دمی، دم افقی، دم عمودی و بدنه بالگرد در نظر گرفته شده است. یکپارچه شدن خصوصیات مذکور در الگوریتم حاضر، موجب دستیابی به دقت بالای محاسبات همراه با قابلیت استفاده برای تمامی بالگردهای متداول با هر نوع پیکربندی روتور اصلی شده است.

واژه های کلیدی (نازنین ۱۰ پرننگ): الگوریتم تریم- تئوری المانی پره - تعادل استاتیکی بالگرد.

مقدمه

آنالیز تریم (تعادل استاتیکی) موضوعی مهم در بحث دینامیک پرواز بالگرد بوده و از ملزومات ورود به دیگر موضوعات کلیدی است. در مباحث طراحی آیرودینامیکی و عملکرد، اساس تمامی محاسبات و تحلیل ها، آنالیز تریم است. در بحث آنالیز کنترل پایداری، استخراج مشتقات بکمک نتایج آنالیز تریم میسر است. فرآیندهای شبیه سازی نیز معمولاً از یک حالت تریم آغاز می شود. این دلایل موجب گردید تا تلاشی به منظور تهیه الگوریتم مربوطه و نهایتاً تدوین کد تریم بالگرد صورت پذیرد. مقایسه نتایج بدست آمده از الگوریتم حاضر و نتایج ارائه شده در مراجع و نیز نتایج تست های پروازی در دسترس همگی حاکی از دقت بالای نتایج بدست آمده در کنار پایداری حل و سادگی الگوریتم ارائه شده می باشد. در ادامه کلیات روابط و مبانی محاسباتی این الگوریتم بیان می گردد.

فرضیات و مبانی محاسبات

به طور کلی منظور از شرایط تریم یک بالگرد، وضعیت پروازی است که در آن نرخ تغییرات متغیرهای حرکتی صفر باشند. لذا کلی ترین حالت پروازی یک بالگرد در حالت تریم را میتوان مانور اسپین دانست. لیکن از آنجایی که مدل سازی دقیق چنین مانوری چندان میسر نیست، شرایط تریم مورد بررسی، به شرایط پرواز مستقیم الخط بالگرد همراه با نرخ صعود یا نزول مشخص، در حضور باد جانبی معطوف می گردد.

اساس الگوریتم مذکور، فرض بالگرد بعنوان یک جسم صلب شش درجه آزادی، و مدل سازی اثرات نیرویی-گشتاوری اجزاء مختلف، بر تعادل آن می باشد. که فرآیند مدل سازی مذکور با استفاده از سیستم مختصات ویژه (همراستا با سیستم مختصات زمین)، سیستم مختصات بدنه، سیستم مختصات هاب روتور اصلی، سیستم مختصات پره، سیستم مختصات روتور دمی انجام می پذیرد.

معادلات حرکت جسم با شش درجه آزادی را می توان بصورت زیر در نظر گرفت:

$$\dot{u} = -(w.q - v.r) + \frac{X}{m} - g.\sin(\theta)$$

$$\dot{v} = -(u.r - w.p) + \frac{Y}{m} + g.\cos(\theta).\sin(\phi)$$

$$\dot{w} = -(v.p - u.q) + \frac{Z}{m} + g.\cos(\theta).\cos(\phi)$$

$$I_{xx}.\dot{p} = -(I_{yy} - I_{zz}).q.r + I_{xz}.\left(\dot{r} + p.q\right) + L$$

$$I_{yy}.\dot{q} = -(I_{zz} - I_{xx}).r.p + I_{xz}.\left(r^2 - p^2\right) + M$$

$$I_{zz}.\dot{r} = -(I_{xx} - I_{yy}).p.q + I_{xz}.\left(\dot{p} + q.r\right) + N$$

در ادامه با فرض پیکره ای صلب برای بالگرد، از اثرات تغییر جرم و اثرات ناشی از جابجایی سوخت درون مخازن بالگرد صرفنظر می گردد.

الگوریتم عمومی تریم

با در نظر گرفتن سیستم مختصات بدنه و دخالت شرایط پروازی مورد بررسی (صفر بودن پارامترهای p و q و r) معادلات مذکور جهت اجرای الگوریتم عمومی تریم (شکل ۱) با استفاده از فرآیند تکرار (Iteration) شروع می گردد. ابتدا با فرض مشخص بودن پارامترهای پروازی و مشخصات پیکربندی بالگرد و دخالت تغییرات جریان ناشی از اثرات دیگر اجزاء بالگرد، مدل سازی نیروها و گشتاورهای سطوح آیرودینامیکی (بدنه، دم افقی و دم عمودی) توسط یک مدل تلفیقی و نسبتاً ساده، از مراجع [2] و [3] انجام می شود. سپس با توجه به معادلات تقلیل یافته زیر، فرآیند حل تریم اولیه طولی بالگرد انجام می شود:

$$\dot{w} = 0 \Rightarrow \sum F_z - g.\cos(\theta).\cos(\phi) = 0 \Rightarrow (MainRotorTrust)$$

$$\dot{q} = 0 \Rightarrow \sum M = 0 \Rightarrow \beta_{lc}(LonitudinalFlapping)$$

$$\dot{u} = 0 \Rightarrow \sum F_x - m.g.\sin(\theta) = 0 \Rightarrow \theta_{Body}(EulerPitch Angle)$$

که حاصل آن، مشخص شدن مقادیر متغیرهای تراست مورد نیاز از روتور اصلی، زاویه پیچ بدنه و زاویه فلپینگ طولی روتور اصلی است.

در گام بعدی با توجه به معادلات تقلیل یافته زیر، فرآیند حل تریم اولیه عرضی-سمتی بالگرد انجام می شود:

$$\dot{r} = 0 \Rightarrow \sum N = 0 \Rightarrow (TailRotorTrust)$$

$$\dot{p} = 0 \Rightarrow \sum L = 0 \Rightarrow \beta_{ls}(LateralFlapping)$$

$$\dot{v} = 0 \Rightarrow \sum F_y - g.\cos(\theta).\sin(\phi) = 0 \Rightarrow \phi_{Body}(EulerRoll Angle)$$

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد دینامیک و کنترل پرواز - کارشناس ارشد عملکرد بالگرد، ali.savadi@ut.ac.ir (نویسنده مخاطب).

۲- دکترای هوافضا - استادیار دانشگاه آزاد اسلامی واحد خمینی شهر، مشاور مرکز طراحی بالگرد.

$$\lambda_0 = \left(\frac{v_i \text{HeightFF}}{\Omega.R} \right)$$

$$\lambda_{1c} = \frac{1}{1 + \frac{a_{0.s}}{8.\mu}} a_{0.s} / 8.\mu (\theta_{1s} + \beta_{1c})$$

$$\lambda_{1s} = \frac{1}{1 + \frac{a_{0.s}}{8.\mu}} a_{0.s} / 8.\mu (\theta_{1c} - \beta_{1s})$$

محاسبات روتور اصلی، در ابتدا با توجه به پارامترهای وضعیتی مورد انتظار از آن جهت تامین تعادل استاتیکی بالگرد (شامل وضعیت اولیه متغیرهای کنترلی)، بکمک معادلات فرم بسته انجام شده و سپس محاسبات آیرودینامیک آن (تعیین متغیرهای عملکردی و تصحیح متغیرهای کنترلی تخمین زده شده) با استفاده از تئوری المانی پره جهت دستیابی به وضعیت دینامیکی مورد انتظار و وضعیت عملکردی روتور، صورت می پذیرد.

لذا به منظور دستیابی به دقت کافی، وضعیت هر المان از پره، در آزمون های مختلف محاسبه و نهایتاً به منظور دستیابی به وضعیت کل دیسک، در طول پره و سطح دیسک، انتگرال گیری می گردد. مولفه های سرعت افقی و عمودی موجود در هر المان از پره، براساس روابط زیر محاسبه می گردند:

$$U_T(r, \psi) = \Omega.R \left(\frac{r}{R} + \mu_x \cdot \sin(\psi) \right)$$

$$U_P(r, \psi) = \left[\Omega.R (\lambda_{r,\psi} - \mu_z - \mu_x \cdot \beta_{0c} \cdot \cos(\psi) + \mu_x \cdot \sin(\psi)) \right]$$

$$+ r \cdot \Omega (\beta_{1s} \cdot \cos(\psi) - \beta_{1c} \cdot \sin(\psi))$$

و با توجه به زاویه حمله و عدد رینولدز مبتنی بر مولفه های فوق، با استفاده از بانک اطلاعات ضرائب آیرودینامیکی مقطع پره، مقادیر ضرائب آیرودینامیکی المان مذکور، استخراج میگردد. که نهایتاً مولفه های نیروی عمودی، افقی و شعاعی در محل المان مورد نظر، بکمک روابط زیر، محاسبه می گردند.

$$f_z = C_l \cdot \cos(\phi) - C_d \cdot \sin(\phi)$$

$$f_x = C_d \cdot \cos(\phi) + C_l \cdot \sin(\phi)$$

$$f_r = -\beta \cdot f_z + c_d \text{ radial}$$

سیس با انتگرال گیری نیروهای مذکور در طول پره، ضرائب تراست، گشتاور، نیروهای افقی طولی و عرضی وارده بر هاب بدست می آید.

$$\Delta CT_{\psi i} = \int_{x_0}^B N_b \cdot c / 2\pi.R \left(\frac{u_t}{\Omega.R} \right)^2 \cdot \frac{dr}{R} \cdot f_z$$

$$\Delta CQ_{\psi i} = \int_0^1 N_b \cdot c / 2\pi.R \left(\frac{u_t}{\Omega.R} \right)^2 \cdot \frac{r}{R} \cdot \frac{dr}{R} \cdot f_x$$

$$\Delta CH_{\psi i} = \int_0^1 N_b \cdot c / 2\pi.R \left(\frac{u_t}{\Omega.R} \right)^2 \cdot (f_x \cdot \sin(\psi) + f_r \cdot \cos(\psi))$$

$$\Delta CY_{\psi i} = \int_0^1 N_b \cdot c / 2\pi.R \left(\frac{u_t}{\Omega.R} \right)^2 \cdot (-f_x \cdot \cos(\psi) + f_r \cdot \sin(\psi))$$

همانطور که مشاهده می شود در محاسبه تراست اثر تلفات نوک پره (B) در نظر گرفته می شود. نهایتاً با انتگرال گیری در سطح دیسک روتور، مقادیر نیرویی و گشتاوری حاصل از روتور در مختصات هاب، قابل دستیابی است. با انتقال مولفه های مذکور از مختصات هاب روتور به مختصات بدنه، مقادیر نیرویی و گشتاوری وارده بر بالگرد از طرف روتور اصلی، تعیین میگردد. تصویر کلی الگوریتم محاسبات ذکر شده، در شکل ۲، ارائه گردیده است.

که منجر به تعیین مقدار پارامترهای تراست موردنیاز از روتور دمی، زاویه غلت بدنه، و سایکلیک عرضی بدنه خواهد شد. سپس محاسبات روتور دمی با استفاده از معادلات فرم بسته دینامیک پره و معادلات مبتنی بر ترکیب تئوری های المانی و مونتوم جهت تعیین پارامترهای کنترلی و دخالت اثر نیرویی و گشتاوری آن بر بالگرد انجام می شود.

نهایتاً با توجه به تاثیر پذیری پارامترهای معادلات طولی بر عرضی-سمتی و بلعکس؛ فرآیند حل آنقدر ادامه و تکرار میابد تا مقدار متغیرهای شش گانه حاصل از معادلات حرکت (زوایای پیچ و غلت بدنه، زوایای فلپینگ طولی و عرضی و تراست مورد نیاز روتور اصلی و دمی) همگرا شوند. از این رو پارامتر فلپینگ طولی و عرضی روتور اصلی بعنوان معیار همگرایی حل طولی و حل عرضی-سمتی، و نهایتاً توان مصرفی محاسباتی کل بعنوان معیار همگرایی حل نهایی تریم، انتخاب گردیده اند. در هنگام حل معادلات تریم طولی، محاسبات روتور اصلی در الگوریتمی مجزا و همچنین محاسبات روتور دمی در زیر برنامه ای جداگانه انجام می گیرد.

مدل سازی روتور اصلی

مدل سازی روتور اصلی، با فرض وجود دو درجه آزادی فدرینگ و فلپینگ و صرفنظر از درجه آزادی لگینگ آنها (به دلیل عدم ایفای نقش قابل توجه در دینامیک پرواز بالگرد) انجام می گیرد که زاویه فدرینگ پره به صورت زیر:

$$\theta(\psi, r) = \theta_0 + \theta_{rw} \cdot \frac{r}{R} + \theta_{1c} \cdot \cos(\psi) + \theta_{1s} \cdot \sin(\psi)$$

و زاویه فلپینگ پره ها، نیز به شکل زیر در نظر گرفته می شود.

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \beta_{1c} \cdot \cos(\psi) + \beta_{1s} \cdot \sin(\psi)$$

لازم به ذکر است که به دلیل استفاده از مدل هاب الاستیک با خروج از مرکزیت (Offset Hinged with Hinge Spring) در حل دینامیک روتور اصلی، و دخالت تاثیرپذیری دینامیک بر آیرودینامیک آن و بلعکس، امکان حل برای کلیه بالگردهای متداول را با پیچربندی های مختلف روتور اصلی میسر نموده است.

همچنین توزیع جریان القایی در سطح دیسک نیز به صورت غیر یکنواخت، به شکل زیر تعریف گردید:

$$\lambda(\psi, r) = \lambda_0 + \frac{r}{R} (\lambda_{1c} \cdot \cos(\psi) + \lambda_{1s} \cdot \sin(\psi))$$

که بسته به شرایط پروازی، ضرائب رابطه، متغیر خواهند بود. بعنوان مثال، در پرواز ایستا، محاسبه توزیع جریان القایی دیسک، مبتنی بر رابطه گلاوورت (Glauert) بوده بنابراین ضرائب λ_0 , λ_{1c} , λ_{1s} بصورت زیر خواهند بود:

$$\lambda_0 = \frac{a_0 \cdot N_b \cdot c / R}{16.\pi} \left[-1 + \sqrt{1 + \frac{32.\pi.\theta.r/R}{a_0 \cdot N_b \cdot c / R}} \right]$$

$$\lambda_{1c}, \lambda_{1s} = 0$$

در شرایط پرواز رو به جلو با سرعت بالا، نیز با توجه به تغییرات توزیع جریان القایی ناشی از سرعت، ضرائب λ_0 , λ_{1c} , λ_{1s} از روابط زیر بدست می آیند:

$$M_{fuslage} = 0.5\rho V_f^2 \cdot S_f \cdot l_f \cdot C_{m_f}(\alpha_{fus}, \beta_{fus}) + [X_{fuslage} z_{cg}] + [Z_{fuslage} x_{cg}]$$

$$L_{fuslage} = 0.5\rho V_f^2 \cdot S_f \cdot l_f \cdot C_{l_f}(\alpha_{fus}, \beta_{fus}) - [Y_{fuslage} z_{cg}]$$

$$N_{fuslage} = 0.5\rho V_f^2 \cdot S_f \cdot l_f \cdot C_{n_f}(\alpha_{fus}, \beta_{fus}) + [Y_{fuslage} x_{cg}]$$

در روابط بالا، ضرائب نیرو و گشتاور از نتایج شبیه سازی عددی دینامیک سیالات محاسباتی بدنه، و یا نتایج تست های تونل باد موجود از بدنه های مشابه، استخراج می گردند.

مدل سازی دم افقی

محاسبات دم افقی، نیز با تلفیقی از سادگی روابط مرجع [2] و پیچیدگی روابط مرجع [3]، به منظور دستیابی به دقت کافی، انجام می گیرد. مقادیر نیروهای برآ و پسای تولیدی توسط سطوح دم افقی توسط روابط زیر تخمین زده می شوند.

$$lift_{HT} = \left(\frac{q}{q_{HT}}\right) \cdot (0.5\rho V_f^2) S_{HT} \cdot CL_{HT}$$

$$Drag_{HT} = \left(\frac{q}{q_{HT}}\right) \cdot (0.5\rho V_f^2) S_{HT} \cdot (cd_0 + cd_k \cdot CL_{HT}^2)_{HT}$$

که در این روابط، پارامتر (q/q_{HT}) بیانگر میزان تفاوت فشار دینامیک جلوی بالگرد و فشار دینامیک در موقعیت دم افقی، ناشی از سهم فروزش روتور اصلی و اغتشاشات پشت بدنه بوده و مقدار نیروی برآی آن نیز بر اساس زاویه حمله محلی دم افقی محاسبه می گردد. از این رو، مقادیر نیرویی و گشتاوری تولیدی توسط دم افقی، به شرح زیر خواهند بود:

$$X_{HT} = -lift_{HT} \cdot \sin(\alpha_{HT} - i_{HT}) + Drag_{HT} \cdot \cos(\alpha_{HT} - i_{HT})$$

$$Z_{HT} = lift_{HT} \cdot \cos(\alpha_{HT} - i_{HT}) + Drag_{HT} \cdot \sin(\alpha_{HT} - i_{HT})$$

$$M_{HT} = -Z_{HT} \cdot (l_{HT} + x_{cg}) + X_{HT} \cdot (h_{HT} + z_{cg})$$

که در آنها، پارامتر i_{HT} ، زاویه وضعیت دم افقی است که در برخی بالگردها می تواند متغیر و تابعی از زاویه پیتچ بدنه و یا سایکلک طولی اعمالی به روتور اصلی باشد.

مدل سازی دم عمودی

روابط مبنای محاسبات دم عمودی نیز همچون دم افقی انجام گرفت. لذا مولفه های برآ و پسای دم عمودی نیز با لحاظ کردن سهم روتور دمی در ایجاد زاویه کناروزش و همچنین تاثیر متفاوت بودن فشار دینامیک جریان در محل دم عمودی، توسط روابط زیر تخمین زده می شود.

$$lift_{VT} = \left(\frac{q}{q_{VT}}\right) \cdot (0.5\rho V_f^2) S_{VT} \cdot CL_{VT}$$

$$Drag_{VT} = \left(\frac{q}{q_{VT}}\right) \cdot (0.5\rho V_f^2) S_{VT} \cdot (cd_0 + cd_k \cdot CL_{VT}^2)_{VT}$$

و به دنبال آن، نیروها و گشتاورهای وارده بر بالگرد در مختصات بدنه، به شرح زیر خواهند بود:

$$X_{VT} = Drag_{VT} \cdot \cos(\beta_{flight}) + lift_{VT} \cdot \sin(\beta_{flight})$$

$$Y_{VT} = lift_{VT} \cdot \cos(\beta_{flight}) - Drag_{VT} \cdot \sin(\beta_{flight})$$

$$L_{VT} = -Y_{VT} \cdot (h_{VT} + z_{VT})$$

$$M_{VT} = X_{VT} \cdot (h_{VT} + z_{VT})$$

مدل سازی روتور دمی

محاسبات روتور دمی که در مختصاب هاب روتور دمی، و با صرف نظر از جریانات غیر یکنواخت و نیروهای غیر عمود بر دیسک روتور، انجام می پذیرد، که میتنی بر روابط فرم بسته حاصل از ترکیب تئوری مومنوم و المانی پره می باشد. لذا اگر ضریب تراست مورد انتظار از روتور دمی جهت ایجاد تعادل سمتی بالگرد به شکل زیر تعریف شود:

$$CT_t = \frac{T_{TR}}{\rho \cdot (R \cdot \Omega)^2 \cdot A_t \cdot F_t}$$

که در آن پارامتر F_t ، بیانگر اثر سطح پایدار کننده عمودی بر عملکرد روتور دمی می باشد و بصورت زیر تعریف می شود:

$$F_t = 1 - 0.75 \frac{S_{VT}}{A_t}$$

آنگاه، مقدار زاویه گام کلکتیو مورد نیاز، از رابطه زیر:

$$\theta_{or} = \left\{ \frac{6 \cdot CT / a_{0 \cdot s} + \lambda + \mu \cdot \beta_{1s} \cdot \tan \delta_3 - (0.5 + 0.5 \mu^2) \theta_{tw}}{(2/3 + \mu^2)} + \beta_0 \cdot \tan \delta_3 \right\}$$

و به دنبال آن، ضرائب گشتاور چرخشی و نیروی افقی طولی وارده بر هاب آن، به فرم زیر محاسبه می گردند:

$$CQ = \left[\frac{cd}{8} (1 + 3\mu^2) + \lambda \frac{C_T}{s} + \mu \frac{CH}{s} \right]_r$$

$$CH = \left\{ \frac{cd \cdot \mu}{4} - a_0 / 4 \left[\frac{\mu \cdot (\lambda + \mu \beta_{1s})}{1 + 1.5 \mu^2} \right] \right. \\ \left. \left[(\theta_0 + \beta_0 \tan \delta_3) \left(-\frac{1}{3} + 1.5 \mu^2 \right) + \frac{\theta_{tw}}{2} (-1 + 1.5 \mu^2) - (\lambda + \mu \beta_{1s}) \right] \right\}_r$$

نهایتا با انتقال مولفه های مذکور از مختصاب هاب روتور دمی به مختصات بدنه، مقادیر نیرویی و گشتاوری وارده بر بالگرد از طرف روتور دمی، به فرم زیر خواهند بود.

$$X_{TR} = \rho \cdot (\Omega \cdot R)_t^2 \cdot A_t \cdot CH_t$$

$$Y_{TR} = Trust_t$$

$$L_{TR} = -Y_{TR} \cdot (h_{tr} + z_{cg})$$

$$M_{TR} = \rho \cdot (\Omega \cdot R)_t^2 \cdot A_t \cdot CQ_t \cdot (ccw)$$

$$N_{TR} = Y_{TR} \cdot (l_{tr} + x_{cg})$$

که در این روابط، عبارت CCW، معرف جهت دوران روتور دمی است که میتواند گشتاور پیچ مثبت یا منفی به بدنه اعمال نماید.

مدل سازی بدنه

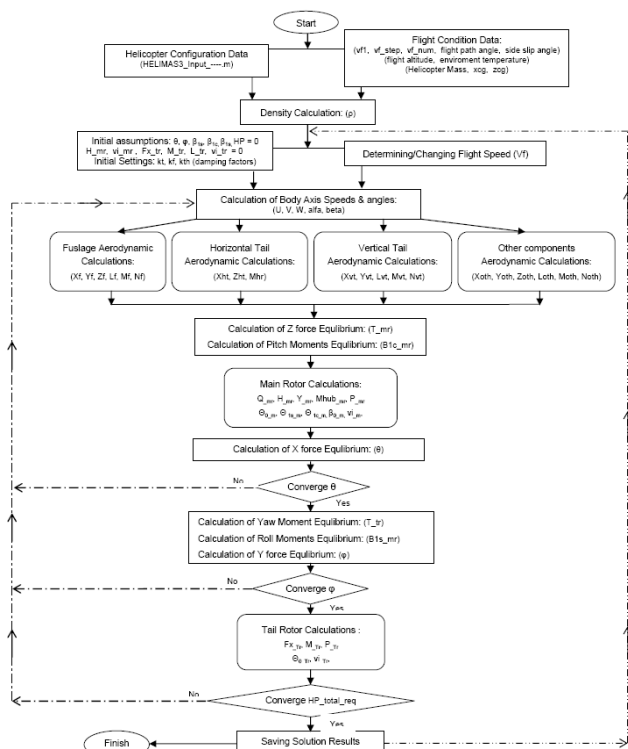
با در نظر گرفتن بدنه بالگرد بعنوان یک جسم آیرودینامیک و مشخص بودن ضرائب نیرویی و گشتاوری آن بر حسب زوایای حمله و سرش جانی، مدل سازی سهم بدنه در تعادل و دینامیک بالگرد، لحاظ می گردد. بنابراین نیروها و گشتاور های وارده بر بدنه را میتوان به فرم زیر در نظر گرفت.

$$X_{fuslage} = 0.5\rho V_f^2 \cdot S_f \cdot Cx_f(\alpha_{fus}, \beta_{fus})$$

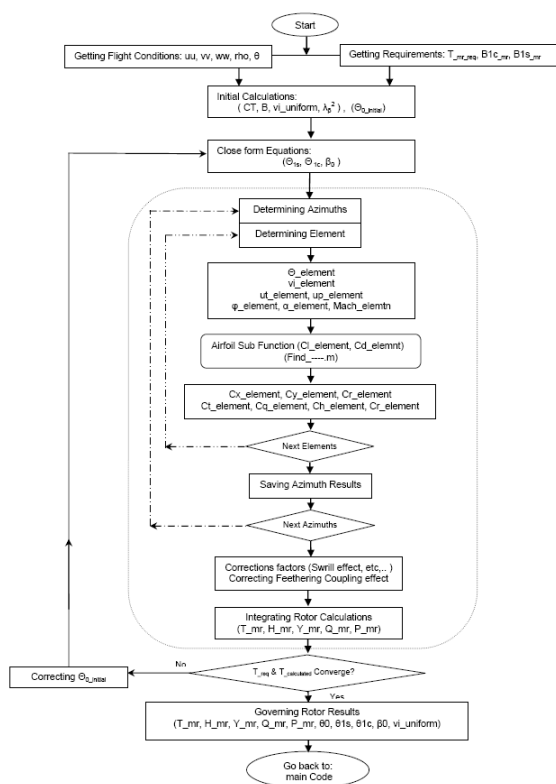
$$Y_{fuslage} = 0.5\rho V_f^2 \cdot S_f \cdot Cy_f(\alpha_{fus}, \beta_{fus})$$

$$Z_{fuslage} = 0.5\rho V_f^2 \cdot S_f \cdot Cz_f(\alpha_{fus}, \beta_{fus})$$

شکل‌ها و نمودارها



شکل ۱- الگوریتم عمومی محاسبه شرایط تریم HelimAS3



شکل ۲- الگوریتم محاسبه عملکرد روتور اصلی کد HelimAS3

$$N_{VT} = Y_{VT} \cdot (l_{VT} + x_{VT})$$

که در صورت وجود زاویه سرش جانبی، بسته به شرایط پروازی، سهم آن در پارامتر β_{night} بروز می‌یابد.

ارزیابی کد محاسباتی

با توجه به قابلیت کد محاسباتی مذکور جهت استفاده برای تمامی بالگردهای متداول، آنالیز تریم توسط کد مذکور انجام و ارزیابی دقت محاسباتی متغیرهای وضعیتی، کنترلی و عملکردی، برای بالگردهایی با روتور الاکنگی، روتور تمام مفصلی، روتور فاقد لولا انجام پذیرفت و با نتایج موجود در مراجع [2] و [5] و [6] و [7] مقایسه گردید.

در اشکال ۴ و ۵ نتایج تخمین عملکرد روتور بالگرد Bell214A با نتایج تست های پروازی و مقادیر موجود در کتب پروازی بالگرد، در شرایط وزنی مختلف، مقایسه شده است. نتایج نشان می دهد تخمین عملکرد روتور با الگوریتم ارائه شده از دقت بسیار خوبی برخوردار می باشد. در شکل ۶، وضعیت رفتار متغیرهای طولی بالگرد، شامل زاویه وضعیت طولی بالگرد، زوایای سایکلینگ و فلپینگ طولی روتور اصلی، نسبت به سرعت پروازی در یک پرواز مستقیم الخط ارائه گردیده است. در شکل ۷ نیز، وضعیت رفتار متغیرهای عرضی بالگرد، شامل زاویه غلت بدنه بالگرد، زوایای سایکلینگ و فلپینگ عرضی روتور اصلی، نسبت به سرعت پروازی در یک پرواز مستقیم الخط ارائه گردیده است.

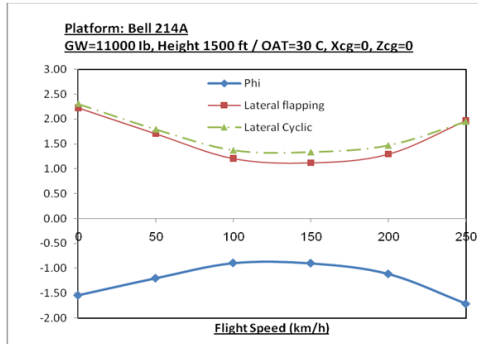
در شکل ۸، نتایج محاسبات میزان کلکتیو مورد نیاز اعمالی به روتور اصلی و دمی، جهت ایجاد شرایط تعادل استاتیکی بالگرد در پرواز مستقیم الخط مورد نظر بر حسب سرعت پروازی، و همچنین میزان زاویه مخروطی پره های دیسک روتور اصلی، ارائه شده است.

نهایتا در شکل ۹، میزان توان مورد نیاز مصرفی روتور اصلی و دمی، و همچنین میزان توان مصرفی مورد نیاز کل بالگرد با در نظر گرفتن افت‌های توان سامانه انتقال قدرت، در شرایط پروازی مورد نظر، بر حسب سرعت، موجود است.

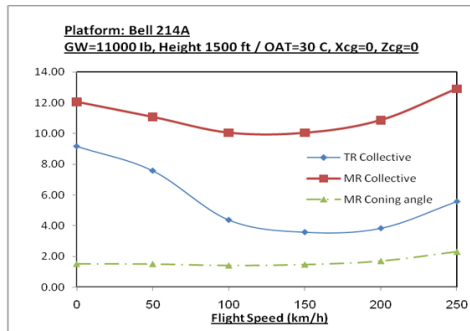
ارزیابی های صورت گرفته نشان میدهد الگوریتم ارائه شده علاوه بر دارا بودن صحت محاسباتی قابل قبول در رژیم های پروازی ایستا و روبه جلو، از دقت نسبتا خوبی نیز در محاسبه متغیرهای وضعیتی و کنترلی برخوردار است.

نتیجه گیری

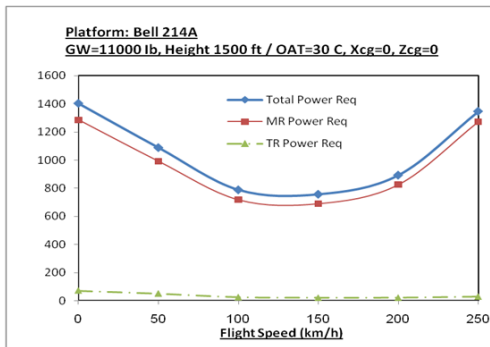
در یک جمع بندی اجمالی میتوان گفت، الگوریتم تریم ارائه شده در حالی که بسیار جامع و ساده می باشد، به دلیل بهره مندی از روش محاسبات آیرودینامیکی نسبتا دقیق، نتایج بسیار دقیقی را ارائه می کند و برای تخمین و ارزیابی عملکرد روتور و بالگرد، هم در مرحله طراحی مقدماتی و هم در مرحله طراحی جزئیات مناسب است. علاوه بر آن به دلیل پایداری و عدم واگرایی در الگوریتم حاضر می توان از آن در برنامه های شبیه سازی نیز استفاده نمود.



شکل ۷- تغییرات متغیرهای طولی موثر در دینامیک بالگرد، بر حسب سرعت پروازی در شرایط پرواز مستقیم الخط رو به جلو.



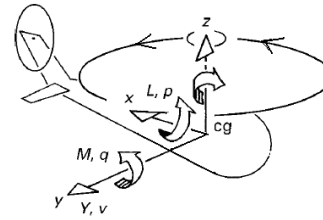
شکل ۸- تغییرات زوایای کلکتیو مورد نیاز روتور اصلی و دمی و همچنین زاویه مخروطی دیسک روتور اصلی، بر حسب سرعت پروازی در شرایط پرواز مستقیم الخط رو به جلو.



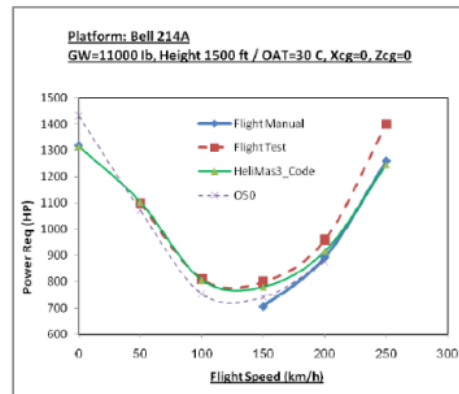
شکل ۹- تغییرات توان مصرفی مورد نیاز کل و روتور اصلی و دمی، بر حسب سرعت پروازی در شرایط پرواز مستقیم الخط رو به جلو.

مراجع

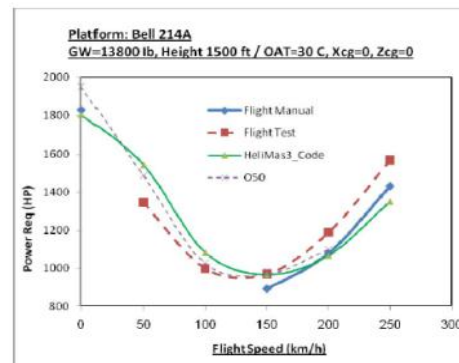
1. Johnson W, "Helicopter Theory". Dover Publications Inc.
2. Padfield G.D, "Helicopter Flight Dynamics", Blackwell Publishing, 2007.
3. Prouty R. W, "Helicopter Performance Stability & Control", PWS Publisher, 1986.
4. Roskam J.D, "Airplane Flight Dynamics & Automatic Flight Control", Vol1, Roskam Aviation and Engineering Co.
5. "Bell214 Operator Manual", ITM 55-1520-231-10, BHT.
6. "In Flight Measurements of Flight Characteristics of HH1 Helicopter", FTR-HH1-018, Iran aircraft manufacturing Ind.
7. منوچهری فر افشین، نصیری مصطفی، "الگوریتم تریم هلیکوپتر"، مجموعه مقالات دومین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۲.



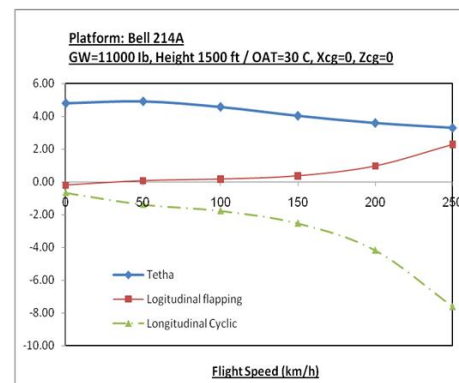
شکل ۳: دستگاه مختصات بدنه



شکل ۴- مقایسه میزان دقت محاسبه توان مورد نیاز بالگرد توسط کد HelimAS3 با مدارک پروازی و نتایج تست های پروازی. (شرایط حداکثر وزن برخاست ۱۳۸۰۰ پوند)



شکل ۵- مقایسه میزان دقت محاسبه توان مورد نیاز بالگرد توسط کد HelimAS3 با مدارک پروازی و نتایج تست های پروازی. (شرایط وزن برخاست ۱۱۰۰۰ پوند)



شکل ۶- تغییرات متغیرهای طولی موثر در دینامیک بالگرد، بر حسب سرعت پروازی در شرایط پرواز مستقیم الخط رو به جلو.