



بررسی تأثیر مدل دینامیکی سرعت القایی روتور اصلی بر پاسخ‌های دینامیکی بالگرد

فرید شاهمیری*، یاسین سرافراز

مجتمع دانشگاهی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۲۳ اسفند ۱۳۹۴
بازنگری: ۴ مرداد ۱۳۹۵
پذیرش: ۲ آبان ۱۳۹۵
ارائه آنلاین: ۱۹ آبان ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

بالگرد
روتور اصلی
مدل دینامیکی سرعت القایی
شبیه‌سازی دینامیکی

چکیده: در این مقاله، پاسخ‌های دینامیکی مستقیم و غیر مستقیم بالگرد با استفاده از مدل دینامیکی سرعت القایی روتور اصلی بررسی می‌شود. مدل دینامیکی سرعت القایی، یک مدل متشکل از حاصل ضرب یک‌چند جمله‌ای لژاندر کانونی در یک تابع مثلثاتی با تعداد هارمونیک دلخواه و با ضرایب وابسته به زمان است. علت انتخاب این مدل تطابق آن با جواب‌های کلی معادله دیفرانسیل پاره‌ای لاپلاس فشار در دستگاه مختصات بیضوی برای جریان تراکم‌ناپذیر است که پیشتر با استفاده از روش جداسازی متغیرها و شرط گسستگی فشار در سطح روتور اصلی و فرض جریان استوانه‌ای در پایین دست روتور اصلی محاسبه گردید. اما نوآوری این تحقیق در انتخاب این مدل دینامیکی برای محاسبه سرعت القایی و الصاق آن به معادلات دینامیکی بدون نیاز به گسسته‌سازی در حوزه زمان است. با استفاده از این مدل محاسبه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک پره‌های روتور اصلی بدون نیاز به معادلات آیرودینامیک غیردائم میسر است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی دینامیکی بالگرد با مدل مذکور با فرض چند جمله‌ای درجه شش و تابع مثلثاتی با چهار هارمونیک که منجر به ۲۸ معادله دیفرانسیل مرتبه اول شد در مقایسه با نتایج تست پرواز موجود متضمن بهبود کیفی و کمی در پیش‌بینی پاسخ‌های دینامیکی مستقیم و غیر مستقیم بالگرد در پرواز کروز است.

۱- مقدمه

به‌طور کلی در حوزه علوم هوایی فرآیند شبیه‌سازی سامانه‌های دینامیکی یک سازوکار مناسب در راستای جهت‌دهی به توسعه ساختار محصولات هوایی است. این مسأله تا آنجا اهمیت یافته که امروزه دستیابی به مدل‌های ریاضی پیشرفته بالگرد با دقت بالا برای تحقق الزامات در آیین‌نامه‌های پروازی و به‌عنوان یک نیاز جدی در صنایع هوایی مطرح است. جدای از کاربرد شبیه‌ساز در مقوله طراحی بالگرد، موضوعاتی نظیر تحلیل پایداری آیروالاستیک، تحلیل آیروکوستیک، آنالیز ارتعاشات، رفع نارسایی‌های مکانیکی، بررسی سوانح پروازی و تحلیل خوش‌دستی پرواز از زمینه‌های کاربرد شبیه‌سازی سامانه‌های دینامیکی بالگرد بوده و دلایل موجه برای پیاده‌سازی و اجرای این فرآیند است؛ اما آن‌چه اهمیت دارد آن است که اساساً تمام شبیه‌سازهای دینامیک پرواز بالگرد دچار یک چالش اساسی و نقص ذاتی در پیش‌بینی صحیح پاسخ‌های دینامیکی غیرمستقیم به ورودی‌های کنترلی مستقیم از سوی خلبان، هستند [۸-۱]. بر این اساس بحث افزایش دقت مدل‌سازی از موضوعات روز است که اصولاً بر محور بهبود و اصلاح پاسخ‌های دینامیکی بالگرد متمرکز می‌شود. مطالعه مراجع و مقایسه تطبیقی آن‌ها نشان می‌دهد که با وجود تفسیرهای متعدد در شاخه‌های علمی مختلف برای توجیه این مسأله، موضوع آیرودینامیک روتور اصلی بیشترین و بالاترین سهم توجیه را به خود اختصاص داده است [۸-۴]. اما درک غیر دقیق از شرایط آیرودینامیکی پیرامون بالگرد و بالاخص روتور اصلی آن و محدودیت

روش‌های آیرودینامیک نظری (آیرودینامیک خطی) احتمالاً عامل اصلی در ماندگاری این نارسایی است.

در تحقیق حاضر به عنوان ادامه بررسی‌ها در مرجع [۹] برای تخمین توزیع سرعت القایی روتور اصلی از یک چند جمله‌ای لژاندر کانونی و تابع مثلثاتی با چهار هارمونیک استفاده می‌شود. مراجع [۱۲-۱۰] مصداق‌های بارز از کاربرد مدل سرعت القایی با متغیرهای حالت محدود برای بالگردهای با پیکره‌بندی مختلف را نشان می‌دهد. این مدل سرعت القایی براساس تعریف پتانسیل شتاب و با فرض این که میدان جریان در پایین دست روتور اصلی استوانه‌ای در هم تنیده است، انتخاب شده است. وجه تمایز این مدل با مدل مرجع [۹] اولاً در تعداد معادلات دیفرانسیل (۳ متغیر حالت) و ثانیاً سازگاری مدل حاضر با روابط آیرودینامیک شبه‌دائم است که برای تعیین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک پره‌های روتور اصلی در پرواز کروز استفاده می‌شود. چون در مدل مرجع [۹] از اثرات گردش جریان حول ایرفویل و اثرات پرتاب‌شدن گردابه‌ها به پایین دست روتور اصلی صرف‌نظر می‌شود؛ اما برای رسیدن به نتایج واقعی‌تر حتماً باید از روابط آیرودینامیک غیردائم برای محاسبه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک ایرفویل پره‌ها استفاده شود که البته مسأله شبیه‌سازی پرواز بسیار دشوار و زمان‌بر است [۱۲].

در تحقیق حاضر بارهای آیرودینامیک روتور اصلی با استفاده از ۲۸ متغیر حالت یا (مد جریان) برای روتور اصلی محاسبه می‌شود. در این مدل سرعت القایی با استفاده از چند جمله‌ای لژاندر کانونی در تابع مثلثاتی با شش هارمونیک و با ضرایب وابسته به زمان تقریب زده می‌شود. یک دلیل

دستگاه مختصات متحرک پره (i_R, j_R, k_R)

ψ : موقعیت زاویه‌ای پره در صفحه روتور اصلی

t : زمان (بدون بعد)

α_j^r, β_j^r : متغیرهای حالت سرعت القایی روتور اصلی

r : توان چند جمله‌ای (جدول ۱)

R : بردار موقعیت نقطه دلخواه روی پره تغییر شکل یافته (پره الاستیک)

در دستگاه مختصات متحرک روتور اصلی

بنابراین؛

$$\hat{x} = \sqrt{R_x^2 + R_y^2}, \quad \hat{\psi} = \psi + \tan^{-1}(R_y / R_x)$$

$$R = R_x i_R + R_y j_R + R_z k_R$$

در معادله (۱) ضرایب و یا متغیرهای حالت جریان α_j^r و β_j^r از حل

معادلات دیفرانسیل مرتبه اول زیر به دست می‌آیند؛

$$\begin{bmatrix} \ddots & & & \\ & K_n^m & & \\ & & \ddots & \\ & & & K_n^m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_j^r \\ \dot{\beta}_j^r \end{bmatrix} + 2\hat{V} \begin{bmatrix} \hat{L}_{jn}^{mc} \\ \hat{L}_{jn}^{ms} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \alpha_j^r \\ \beta_j^r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_n^{mc} \\ \tau_n^{ms} \end{bmatrix} \quad (3)$$

که در آن ماتریس قطری K_n^m برابر است با؛

$$K_n^m = \frac{4}{\pi} \frac{H_n^m}{n}$$

دستگاه معادلات دیفرانسیل (۳)، معادلات سرعت القایی روتور اصلی در

حوزه زمان است. این معادلات ارتباط ضرایب فشار کسینوسی و سینوسی

τ_n^{ms} و τ_n^{mc} را با متغیرهای حالت سرعت القایی α_j^r و β_j^r را نشان می‌دهند.

علاوه بر این، در معادلات فوق، ماتریس $[K_n^m]$ ماتریس قطری جرم و

ماتریس‌های $[\hat{L}_{jn}^{mc}]$ و $[\hat{L}_{jn}^{ms}]$ به ترتیب ماتریس‌های میرایی هستند. این

ماتریس‌ها ارتباط چندجمله‌ای سرعت القایی (مرتبه n با هارمونیک r) با توزیع

فشار (مرتبه n با هارمونیک m) را نشان می‌دهند.

ماتریس‌های میرایی تابعی از میزان انحراف جریان گردابی پره‌های روتور

اصلی χ بوده و برابرند با [۴]؛

$$\begin{aligned} [\hat{L}_{jn}^{mc}] &= (E)^m [\Gamma_{jn}^{rm}] \\ [\hat{L}_{jn}^{mc}] &= (E)^{|m-r|} + (-1)^s E^{|m+r|} [\Gamma_{jn}^{rm}] \\ [\hat{L}_{jn}^{ms}] &= (E)^{|m-r|} - (-1)^s E^{|m+r|} [\Gamma_{jn}^{rm}] \end{aligned} \quad (4)$$

که در آن $s = \min(r, m)$ است و؛

$$E = \tan|\chi/2| \quad (0 \leq \chi \leq \frac{\pi}{2}) \quad (5)$$

برای محاسبه مقدار Γ ، هرگاه حاصل $r+m$ زوج باشد؛

واضح برای انتخاب این مدل، تطابق چند جمله‌ای با پاسخ معادله دیفرانسیل

پاره‌ای لاپلاس است که برای توزیع فشار در جریان تراکم ناپذیر و پس از

اعمال نظریه اغتشاشات جزئی حاصل می‌شود. در فضای حالت با ۲۸ متغیر

حالت استفاده می‌شود. به این ترتیب، توزیع سرعت القایی در راستای طولی

و عرضی صفحه روتور اصلی در پرواز کروز با استفاده از یک چند جمله‌ای

لژاندر کانونی که در مقایسه با مدل‌های پیشین از دقت بالایی برخوردار

است، حاصل می‌گردد. در این مدل اثرات غیردائم جریان گردابی، رهاشدن

گردابه‌ها از پره‌های روتور اصلی و اثر اتلاف نیروی برآ در نوک پره‌های

روتور در قالب یک ساختار سه بعدی در معادلات ریاضی لحاظ می‌شود.

اثرات دینامیکی در این مدل همان تأخیر زمان در تولید سرعت‌های القایی

است که به دلیل رهاشدن گردابه‌های پره و حرکت آن‌ها به پایین دست جریان

اتفاق می‌افتد. مزیت این روش در مقایسه با روش‌های حل عددی که اساساً

مبتنی بر دینامیک سیالات محاسباتی است، کاهش زمان محاسبات، کاهش

فضای ذخیره‌سازی اطلاعات و امکان الصاق سریع معادلات به شبیه‌سازها در

حوزه زمان است. نظیر هر مدل ریاضی، این مدل دینامیکی جریان نیز دارای

محدودیت‌های کاربردی است. اولاً به دلیل آن که معادلات این مدل با فرض

جریان تراکم ناپذیر و پس از اعمال نظریه اغتشاشات جزئی (معادله بقای

جرم و ممنتوم) در دستگاه مختصات بیضوی استخراج می‌گردد. ثانیاً مدل‌های

دینامیکی روتور اصلی با پره‌های الاستیک با فرض اغتشاشات کوچک در

دسترس هستند که در شرایطی که تغییرشکل‌های الاستیک پره بزرگ باشد،

مدل دینامیکی بالگرد از دقت مطلوب برخوردار نخواهد شد. شاید با فرض

تغییرشکل‌های الاستیک کوچک در این تحقیق در نهایت اعتبار مدل پس

از الحاق آن به معادلات حرکت ۶ درجه آزادی بالگرد کامل [۸]، بررسی و

مقایسه نتایج با داده‌های پرواز برای سایر مدل‌ها بررسی می‌شود.

۲- مدل دینامیکی سرعت القایی روتور اصلی

مطابق آنچه در بخش مقدمه بیان شد، می‌توان نشان داد که سرعت

القایی روتور اصلی در پرواز با استفاده از رابطه زیر قابل محاسبه است [۱۳]؛

$$V_i(x, \psi, t) = \sum_{r=0}^{\infty} \sum_{j=r+1, r+3, \dots}^{\infty} \varphi_j^r(x) [\alpha_j^r(t) \cos(r\psi) + \beta_j^r(t) \sin(r\psi)] \quad (1)$$

که در آن، $\varphi_m^n(x)$ برابر است با؛

$$\begin{aligned} \varphi_m^n(x) &= \sqrt{(2n+1)H_n^m} \sum_{q=m, m+2, \dots}^{n-1} x^q (-1)^{\frac{q-m}{2}} B \\ B &= \frac{(m+q)!!}{(q-m)!!(q+m)!!(m-q-1)!!} \\ H_n^m &= \frac{(n+m-1)!!(n-m-1)!!}{(n+m)!!(n-m)!!} \end{aligned} \quad (2)$$

در حالتی که n زوج باشد، برابر $n!! = n(n-2)(n-4)\dots(2)$ و در حالتی که

n فرد باشد، $n!! = n(n-2)(n-4)\dots(2)$ است. در معادله (۱)؛

x : موقعیت شعاعی نقطه روی محور الاستیک پره تغییر شکل یافته در

بالگرد بستگی دارد. برای ارزیابی وضعیت بارهای ارتعاشی روتور اصلی معمولاً لازم است تعداد متغیرهای حالت تا سقف ۴۵ و بعضاً بالاتر نیز افزایش داده شود تا رزولوشن موردنظر حاصل گردد. تابع L_i در معادله (۹) مطابق [۴] برابر است با:

$$L_i = \begin{bmatrix} \cos(\cos \beta_{1c} + \sin \beta_{1s}) \\ 0 \\ \sin(\cos \beta_{1c} + \sin \beta_{1s}) \end{bmatrix} (F_A)^U \quad (9)$$

که در آن، β_{1c} و β_{1s} زوایای فلیپینگ روتور اصلی در راستای طولی و عرضی و F_A بردار نیروی آئرودینامیک در دستگاه مختصات پره تغییر شکل نیافته است [۱۲]. مطابق شکل ۱:

$$(F_A)^L = \frac{1}{2} \rho c v \begin{bmatrix} C_d v_1 - C_l v_2 \cos \gamma_l \\ C_l v_1 + C_d v_2 \cos \gamma_l \\ \frac{C_l v_2 v_3 \cos \gamma_l + C_d v_3}{v_1} \end{bmatrix} \quad (10)$$

در معادلات بالا، $v = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 + v_3^2}$ اندازه بردار سرعت ایرفویل، c طول وتر پره، ρ چگالی هوا و $C_d(\alpha, M)$ و $C_l(\alpha, M)$ به ترتیب ضرایب برآ و پسای ایرفویل تابعی از زاویه حمله و عدد ماخ محلی ایرفویل است. همچنین:

$$\gamma_l = \cos^{-1} \frac{v_3}{\sqrt{u_3^2 + v_1^2}} \quad (11)$$

که در آن مطابق شکل ۱:

v_1 : مؤلفه سرعت شعاعی ایرفویل محلی

v_2 : مؤلفه سرعت عمودی ایرفویل محلی

v_3 : مؤلفه سرعت مماسی ایرفویل محلی

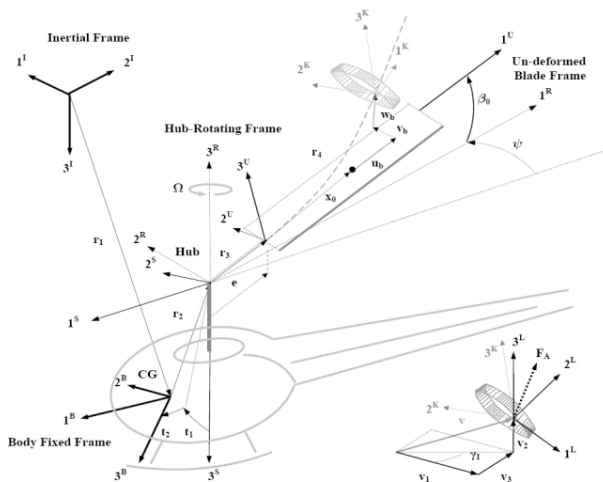


Fig. 1. Velocity vector representation for an elastic airfoil.

شکل ۱: نمایش بردار سرعت در مرکز الاستیک ایرفویل

$$\Gamma_{jn}^{rm} = \frac{(-1)^{(n+j-2r)/2} \sqrt{(j+n+1)(j-n)}}{\sqrt{H_n^m H_j^r} [(j+n)(j+n+2)(j-n)^2 - 1]} \quad (6)$$

در غیر این صورت اگر حاصل $r+m$ فرد و $j=n \pm 1$ باشد:

$$\Gamma_{jn}^{rm} = \frac{\pi}{2\sqrt{H_n^m H_j^r}} \frac{(r-m)}{\sqrt{(2n+1)(2j+1)}} \quad (7)$$

در صورتی که حاصل $r+m$ فرد و $j \neq n \pm 1$ باشد، $\Gamma_{jn}^{rm} = 0$ است. برای محاسبه ضرایب فشار τ در سمت راست معادله (۳) می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \tau_n^{0c} &= \frac{1}{2\pi} \sum_{i=1}^N \left[\int_e^1 L_i \phi_n^0(\hat{x}) d\hat{x} \right] \\ \tau_n^{mc} &= \frac{1}{\pi} \sum_{i=1}^N \left[\int_e^1 L_i \phi_n^m(\hat{x}) \cos(m\psi_i) d\hat{x} \right] \\ \tau_n^{ms} &= \frac{1}{\pi} \sum_{i=1}^N \left[\int_e^1 L_i \phi_n^m(\hat{x}) \sin(m\psi_i) d\hat{x} \right] \end{aligned} \quad (8)$$

که در آن N تعداد پره‌های روتور اصلی، e میزان خروج از مرکزیت لولای پره و L_i نیروی برای ناشی از گردش جریان حول ایرفویل است. با توجه به اهمیت انتخاب تعداد هارمونیک‌ها و توان چندجمله‌ای لژاندر برای محاسبه سرعت القایی، معادله (۱)، ارتباط هر یک از این دو متغیر با تعداد متغیرهای حالت در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱: نمایش تعداد هارمونیک‌ها بر حسب توان چند جمله‌ای

Table 1. Number of shape functions per harmonics.

متغیرهای حالت	تعداد هارمونیک m								
	۰	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸
۱	۰	۱							
۳	۱	۱	۱						
۵	۲	۲	۱	۱					
۱۰	۳	۲	۲	۱	۱				
۱۵	۴	۳	۲	۲	۱	۱			
۲۱	۵	۳	۳	۲	۲	۱	۱		
۲۸	۶	۴	۳	۳	۲	۲	۱	۱	
۳۶	۷	۴	۴	۳	۳	۲	۲	۱	
۴۵	۸	۵	۴	۴	۳	۳	۲	۲	۱

مطابق جدول ۱ چنانچه تعداد هارمونیک‌ها برابر چهار باشد آنگاه حداکثر توان چندجمله‌ای برابر ۶ است؛ بنابراین تعداد متغیرهای حالت سرعت القایی برابر ۲۸ خواهد شد. این بدان معناست که ۲۸ معادله دیفرانسیل به سیکل محاسبات شبیه‌سازی حرکت بالگرد افزوده می‌شود. انتخاب تعداد متغیرها اساساً بسته به نوع و دقت مسأله مورد تحقیق در فرایند شبیه‌سازی دینامیکی

اول پره براساس تحلیل اجزا محدود محاسبه شده است. تعداد اجزا محدود برای محاسبه مدهای حرکتی پره برابر ۵ و هر جزء متشکل از ۱۱ درجه آزادی است. توزیع جرم و سختی پره‌های روتور اصلی از طریق جداول داده‌ها در محاسبات لحاظ شده‌اند. بسامدهای طبیعی متناظر با شش مد حرکتی اول پره به ترتیب، برابر؛ ۰/۲۶، ۱/۰۳، ۲/۷۸، ۴/۸۵، ۵/۶۷ و ۸/۱۲ بر دور گردش روتور اصلی است. این مدها با فرض آن که زاویه پیچش هندسی در ریشه پره برابر صفر و مراکز جرم و برش در یک چهارم وتر واقع شده و بر هم منطبق است، محاسبه شدند [۸].

به این ترتیب، با این فرض شدت وابستگی درجات آزادی فلپ، لگ و پیچش پره تا حد زیادی تقلیل یافته است. از طرف دیگر، به دلیل کوچک بودن مقدار زاویه پیچش پره (ملاحظات ساخت)، اثر این پیچش بر کوپلینگ درجات آزادی فلپ و لگ ناچیز است.

اما در خصوص معادلات حرکت بدنه، این معادلات شامل، معادلات دیفرانسیل غیرخطی مرتبه اول برای نمایش حرکت بدنه صلب با شش درجه آزادی است. در این معادلات، آئروپنایمیک بدنه، روتور دم، دم عمودی و افقی از طریق جداول داده در فرآیند محاسبات لحاظ شده‌اند. در این جداول ضرایب آئروپنایمیک بدنه برحسب زوایای حمله و جانبی ارائه شده و محدوده گسترده‌ای از زوایای بدنه را شامل می‌شود. علاوه بر این، با استفاده از سه معادله دیفرانسیل تغییرات زوایای اوایلر برحسب تغییرات سرعت زاویه‌ای رول، پیچ و یاو بدنه مرتبط بیان شده است. مطابق شکل ۳، مدل حاضر محدود مقادیر سرعت القایی در دو موقعیت زاویه‌ای صفر تا ۱۸۰ درجه به ترتیب مبین موقعیت لبه حمله و لبه فرار دیسک روتور اصلی بالگرد را با دقت خوبی ارائه می‌دهد. در ارتباط با نقاط میانی $x/R=0/2-0/3$ به واسطه کمبود اطلاعات تجربی موجود و با توجه به صحت نتایج در دو بخش لبه حمله و لبه فرار می‌توان تصور کرد که نتایج از دقت قابل قبول برخوردار است.

۳-۱- تأثیر تعداد متغیرهای حالت و سرعت

در این قسمت اثر تعداد متغیرهای حالت و سرعت پیشروی بالگرد در میزان بهبود و اصلاح نتایج ارائه شده است. شکل ۲ توزیع سرعت القایی بدون بعد $(V_i/\Omega R)$ در راستای طولی دیسک روتور اصلی (x/R) در ارتفاع ۰/۱ شعاع پره $(0.1R)$ بالای دیسک روتور اصلی در شرایطی که نسبت پیشروی بالگرد $0/11$ ($mu=0/11$) و با فرض ۲۸ متغیر حالت $(N_s=28)$ و چهار هارمونیک $(M_h=4)$ است، نشان داده شده است. Ω سرعت دوران روتور اصلی بر حسب رادیان بر ثانیه است $(\Omega=27 \text{ rad/s})$

در ادامه توزیع سرعت القایی در راستای طولی و عرضی دیسک روتور به ازای نسبت پیشروی ۰/۲ با چهار هارمونیک و ۳۶ متغیر حالت به ترتیب در شکل ۴ و شکل ۵ نشان داده شده است. مقایسه شکل ۲ و شکل ۴ نشان می‌دهد که با افزایش سرعت پیشروی بالگرد از ۰/۱۱ به ۰/۲، متوسط سرعت القایی روتور اصلی کاهش می‌یابد، در این وضعیت اثر اغتشاشات بدنه در شکل‌گیری الگوی سرعت القایی روتور مؤثر و غالب است. با وجودی

با توجه به شکل ۱، می‌توان نشان داد که نیروهای آئروپنایمیک روتور اصلی (F_A) در دستگاه پره بدون تغییر شکل یا $(\dots)^U$ به فرم زیر قابل نمایش است:

$$(F_A)^U = T_L^U (F_A)^L \quad (12)$$

که رابطه (۱۲) ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات L به دستگاه U برابر است با:

$$T_L^U = \begin{pmatrix} -\sin \zeta_b & \cos \zeta_b \sin \beta_b & -\cos \zeta_b \cos \beta_b \\ \cos \zeta_b & \sin \beta_b \sin \zeta_b & -\cos \beta_b \sin \zeta_b \\ 0 & -\cos \beta_b & -\sin \beta_b \end{pmatrix} \quad (13)$$

و

$$\beta_b = \frac{\partial w_b}{\partial x}, \quad \zeta_b = \frac{\partial v_b}{\partial x} \quad (14)$$

که در آن:

w_b : تغییر مکان الاستیک نقطه روی پره در امتداد k_R

v_b : تغییر مکان الاستیک نقطه روی پره در امتداد j_R

در معادله (۳) مقدار سرعت تصحیح یافته برابر است با:

$$\hat{V} = \frac{\mu^2 + (\lambda + \lambda_m)\lambda}{\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \quad (15)$$

که در آن مطابق شکل ۲، مقادیر λ و μ به ترتیب برابر است با:

$$\lambda = (\lambda_y = -\mu_z) + (\lambda_m = \sqrt{3}\alpha_1^0) \quad (16)$$

$$\mu = \sqrt{\mu_x^2 + \mu_y^2}$$

در معادله فوق، μ_x و μ_y به ترتیب مؤلفه‌های بردار سرعت روتور اصلی در دستگاه مختصات صفحه نوک پره است. این مؤلفه‌های سرعت اساساً پس از چند تبدیل متوالی بردار سرعت بالگرد از دستگاه مختصات ثابت بدنه واقع در مرکز ثقل بالگرد به دستگاه مذکور حاصل می‌شوند.

۳-۲ نتایج و بحث

در این قسمت نتایج شبیه‌سازی برای بالگرد UH-60A بدون سامانه کنترل پرواز خودکار در مقایسه با نتایج آزمون پرواز ارائه شده است [۱]. این بالگرد دارای یک روتور اصلی از نوع لولایی بوده که فاصله لولا تا مرکز روتور اصلی آن حدود ۴/۷ درصد طول پره است. این فاصله باعث شده که بالگرد مذکور از قدرت کنترلی بالا برخوردار و اساساً جز خانواده بالگردهای با مانورپذیری بالا باشد. از طرف دیگر، فاصله نسبتاً زیاد لولا تا مرکز روتور اصلی شدت وابستگی دینامیک طولی و سمتی-جهتی بالگرد را به نسبت سایر پیکره بندی‌های موجود افزایش داده است [۸، ۱۴ و ۱۵].

در این جا برای نمایش میزان انعطاف‌پذیری روتور اصلی، شش مد طبیعی

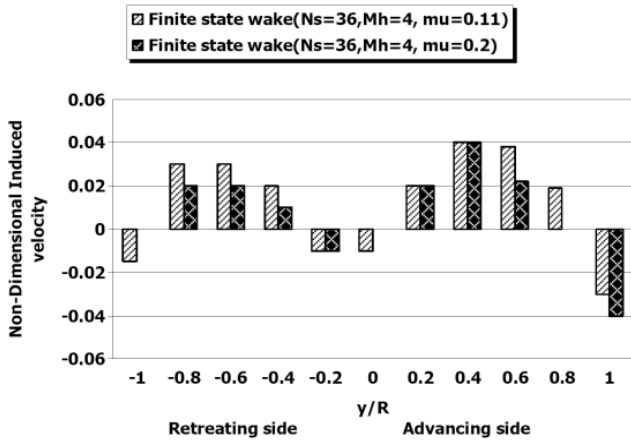


Fig. 5. Comparison of Lateral inflow across the main rotor disk.

شکل ۵: مقایسه سرعت القایی بدون بعد در راستای عرضی روتور اصلی

مطابق شکل ۵ توزیع عرضی سرعت القایی روتور اصلی نسبت به راستای طولی یکنواخت بوده و مقادیر به دست آمده در لبه فرار و لبه حمله دیسک روتور از دقت مناسب برخوردار است.

در ادامه بحث به منظور بررسی تأثیر تعداد متغیرهای حالت بر توزیع سرعت، نتایج به ازای ۲۸ متغیر حالت جریان ارائه شده است. در شکل ۶ و شکل ۷ به ترتیب الگوی سرعت القایی در راستای طولی و عرضی دیسک روتور اصلی در سرعت پیشروی ۰/۲ با چهار هارمونیک و ۲۸ متغیر حالت را نشان می‌دهند. همان گونه که مشاهده می‌شود، کاهش عده متغیرهای حالت در مدل سرعت القایی منجر به افزایش اختلاف نتایج شبیه‌سازی در مقایسه با داده‌های تجربی در دو منطقه لبه فرار و لبه حمله دیسک می‌گردد؛ بنابراین می‌توان این گونه نتیجه گرفت که اساساً تعداد متغیرهای حالت عاملی مؤثر بر مقدار سرعت القایی در صفحه دیسک روتور اصلی است و افزایش آن منجر به افزایش کارآمدی مدل جریان القایی می‌شود. این نتیجه به توزیع سرعت در راستای عرضی نیز قابل تعمیم است.

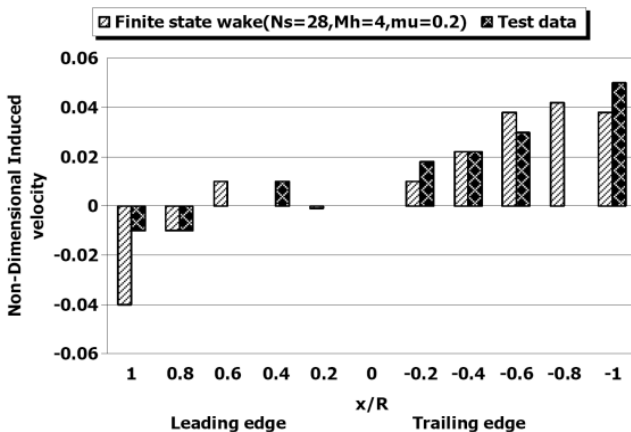


Fig. 6. Longitudinal inflow across the main rotor disk in forward flight.

شکل ۶: سرعت القایی بدون بعد در راستای طولی صفحه روتور اصلی

که انتظار می‌رود با افزایش نسبت پیشروی بالگرد اثر اغتشاشات هاب روتور اصلی و بدنه باعث پراکندگی نتایج شود؛ اما نتایج حاصل اساساً از دقت مناسب برخوردار است.

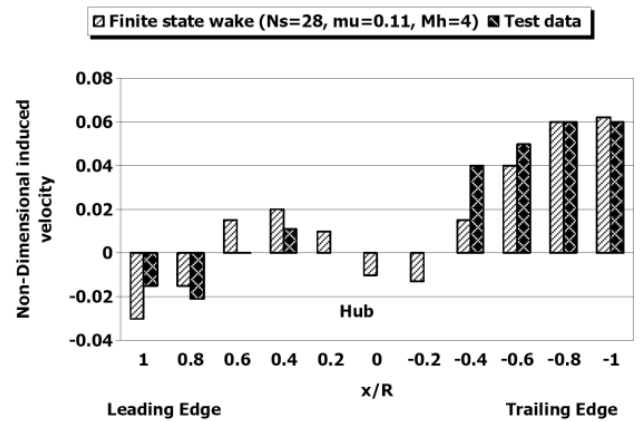


Fig. 2. Longitudinal inflow across the main rotor disk.

شکل ۲: سرعت القایی بدون بعد در راستای طولی صفحه روتور اصلی

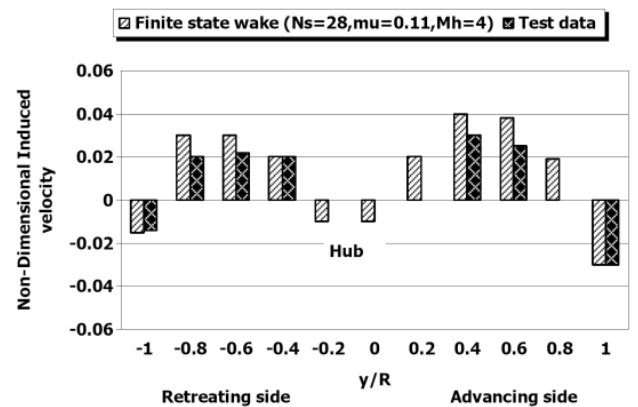


Fig. 3. Lateral inflow across the main rotor disk.

شکل ۳: سرعت القایی بدون بعد در راستای عرضی صفحه روتور اصلی

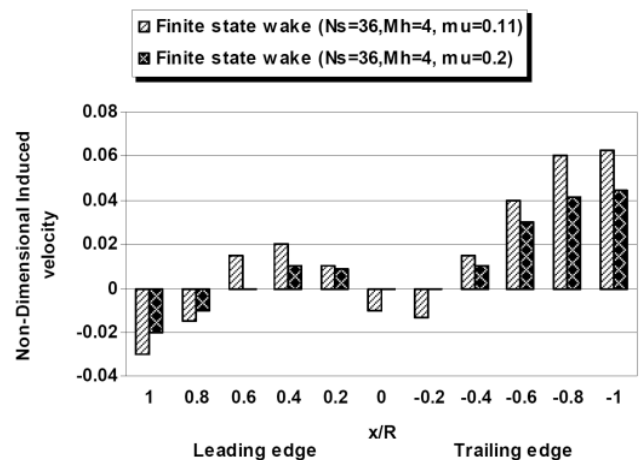


Fig. 4. Comparison of the Longitudinal inflow across the main rotor disk.

شکل ۴: مقایسه سرعت القایی بدون بعد در راستای طولی روتور اصلی

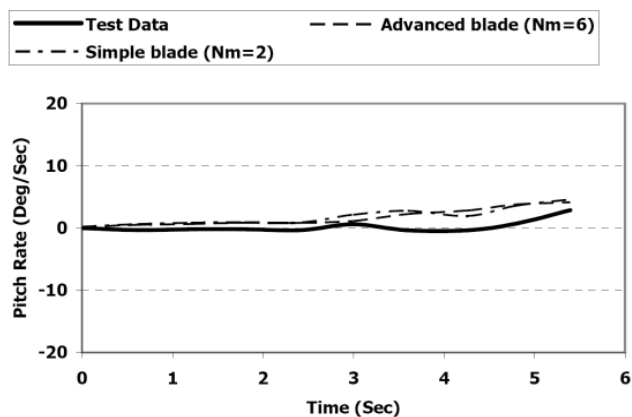


Fig. 9. Off-axis pitch response to lateral cyclic step input in hover.

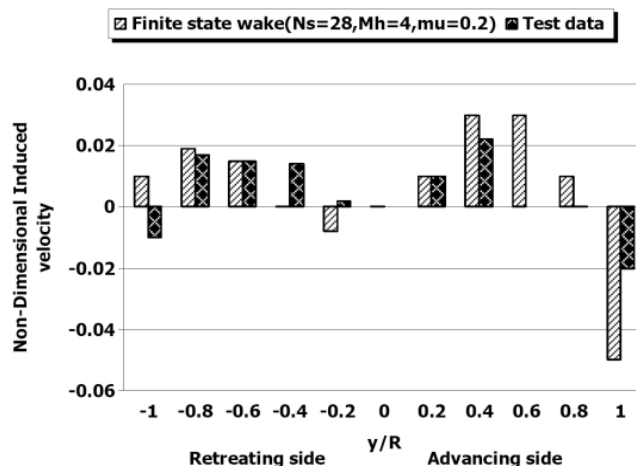


Fig. 7. Lateral inflow across the main rotor disk in forward flight.

شکل ۷: سرعت القایی بدون بعد در راستای عرضی صفحه روتور اصلی

شکل ۹: پاسخ دینامیکی غیر مستقیم پیچ به ورودی سایکلک عرضی پله، پرواز ایستا

دینامیکی بالگرد در این جا نتایج حاصل از شبیه سازی با مدل جریان القایی دنباله متغیر محدود شامل انتخاب ۴ هارمونیک و ۲۸ متغیر حالت جریان، (جدول ۱)، با مدل جریان القایی مرجع [۹]، شامل هارمونیک اول و سه متغیر حالت ارائه می گردد. نتایج حاصل از شبیه سازی برای این دو مدل با داده های آزمون پرواز برای بررسی پاسخ های دینامیکی مستقیم و غیرمستقیم بالگرد در شکل ۱۰ و شکل ۱۱ نشان داده شده است. مطابق شکل ۱۰ پاسخ دینامیکی مستقیم توسط هر دو مدل از دقت مناسب برخوردار است. با این حال مدل متغیر محدود دارای برتری جزئی است. این برتری اساساً به دلیل هارمونیک های بالاتر و متغیرهای حالت بیشتر در این مدل سازی بوده که قادر است میدان سرعت را با حساسیت بالاتری مدل سازی نماید.

از طرفی بررسی پاسخ دینامیکی غیرمستقیم پیچ بالگرد نشان می دهد که هر دو مدل دارای علامت مخالف با داده های آزمون پرواز هستند. با وجود تغییر علامت، مدل جریان القایی متغیر محدود در پیش بینی پاسخ دارای برتری نسبی است؛ اما نکته قابل توجه این است که پاسخ دینامیکی غیرمستقیم تا قبل از اعمال ورودی پله عرضی تقریباً هم راستای داده های

۳-۲- تأثیر مدل سازه پره و مدل جریان القایی

در این جا به منظور بررسی اثرات مدل سازه پره و یا به عبارتی بررسی میزان انعطاف پذیری پره در پیش بینی پاسخ های دینامیکی بالگرد نتایج شبیه سازی برای دو مدل سازه، به ترتیب، شامل ۲ و ۶ مد حرکتی متناظر با کوچک ترین بسامدهای طبیعی ارتعاش پره ارائه شده است. مطابق شکل ۸ و شکل ۹ در پرواز ایستا افزایش مدهای حرکتی سازه پره تأثیر ناچیزی در نتایج پاسخ های دینامیکی مستقیم و غیر مستقیم بالگرد داشته و به عبارت دیگر پاسخ های دینامیکی بالگرد در واکنش به ورودی سایکلک عرضی پله مستقل از میزان انعطاف پذیری پره های روتور اصلی بالگرد است.

چون اساساً پرواز ایستا بحرانی ترین حالت پرواز بالگرد محسوب می شود، به تعبیری شدت بارگذاری روتور اصلی در بالاترین وضعیت ممکن است؛ بنابراین این نتیجه قابل تعمیم به سایر حالت های پروازی بالگرد از جمله پرواز کروز نیز خواهد شد. طبیعی است که در پرواز کروز نتایج پاسخ های دینامیکی مستقل از نتایج مدل سازی سازه پره باشد.

اما به منظور بررسی تأثیر مدل جریان القایی روتور اصلی بر رفتار پاسخ های

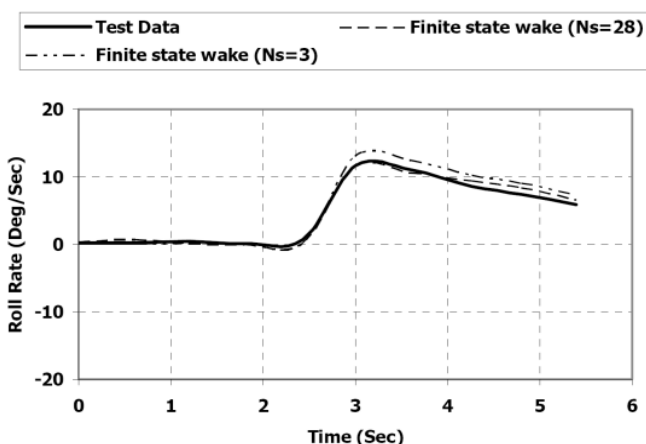


Fig. 10. On-axis roll response to lateral cyclic step input in hover.

شکل ۱۰: پاسخ دینامیکی مستقیم رول به ورودی سایکلک عرضی پله، پرواز ایستا

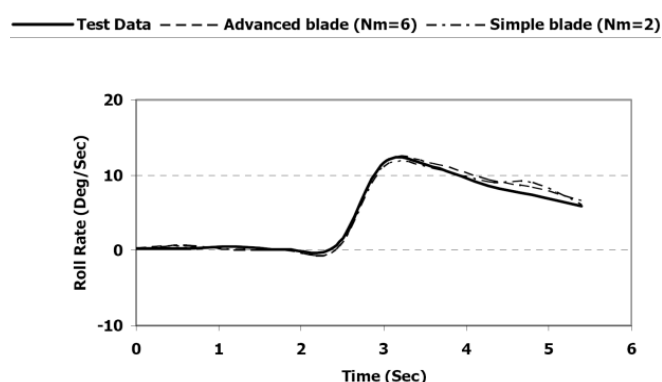


Fig. 8. On-axis roll response to lateral cyclic step input in hover.

شکل ۸: پاسخ دینامیکی مستقیم رول به ورودی سایکلک عرضی پله، پرواز ایستا

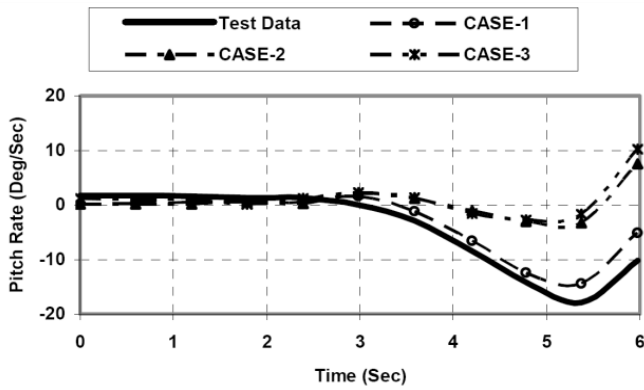


Fig. 12. Off-axis pitch response to pedal input in forward flight.

شکل ۱۲: پاسخ غیرمستقیم پیچ به ورودی پدال در پرواز کروز

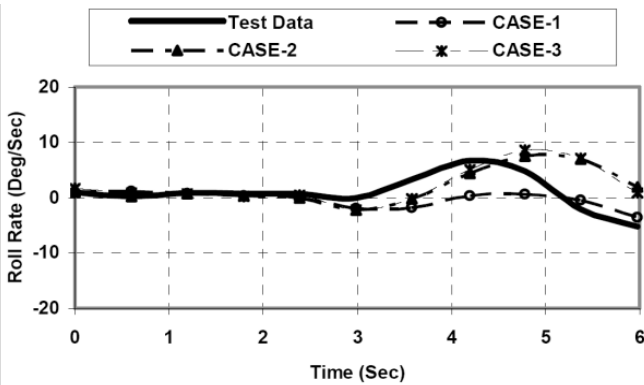


Fig. 13. on-axis roll response to pedal input in forward flight.

شکل ۱۳: پاسخ مستقیم رول به ورودی پدال در پرواز کروز

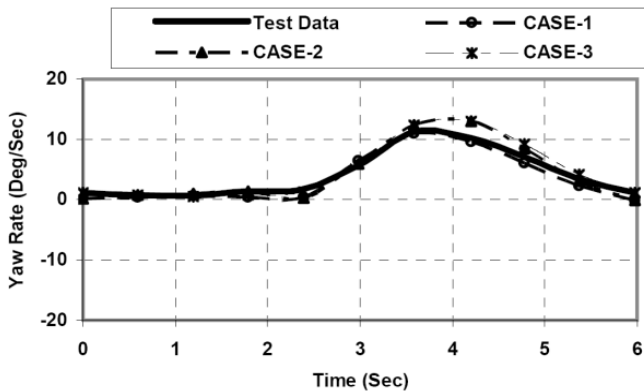


Fig. 14. on-axis yaw response to pedal input in forward flight.

شکل ۱۴: پاسخ مستقیم یابو به ورودی پدال در پرواز کروز

جدول ۲: مشخصات کلی مدل‌های دینامیکی سرعت القایی.

Table 2. Specifications of rotor induced inflow models.

تعداد هارمونیک	تعداد متغیر حالت	مدل آیرودینامیک	مدل سرعت القایی
۴	۲۸	شبه دائم	CASE-1
۱	۳	شبه دائم	CASE-2
۱	۳	غیر دائم	CASE-3

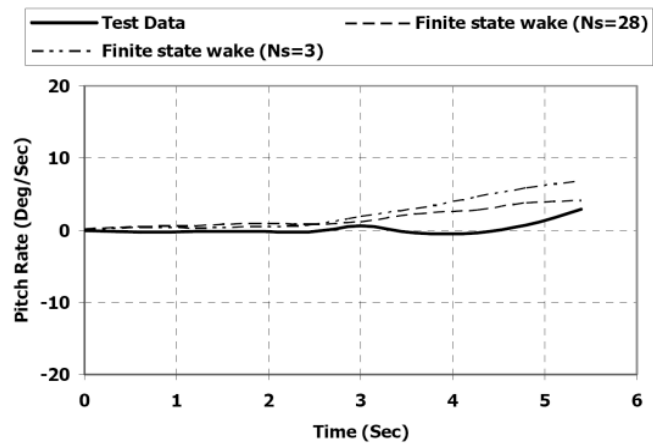


Fig. 11. On-axis roll response to lateral cyclic step input in hover.

شکل ۱۱: پاسخ دینامیکی غیر مستقیم رول به ورودی سایکلک عرضی پله، پرواز ایستا

آزمون پرواز بوده و این مسأله به منفی شدن مقدار کنترل سایکلک طولی در این بازه زمانی مرتبط است. مطالعه نتایج آزمون پرواز نشان می‌دهد که اساساً دامنه حرکات پاسخ‌های دینامیکی مستقیم و غیرمستقیم بالگرد در پرواز ایستا کوچک است. این دامنه در پاسخ دینامیکی مستقیم برابر ۱۰ درجه بر ثانیه و در پاسخ غیرمستقیم، ۲ درجه بر ثانیه است. بدیهی است که در حرکات با دامنه کوچک تداخل آیرودینامیک روتور اصلی و بدنه به‌عنوان یک عامل مزاحم در پیش‌بینی پاسخ‌های دینامیکی بالگرد از جمله عوامل تولید خطای محاسباتی محسوب می‌شود. این اثرات در پیش‌بینی پاسخ‌های دینامیکی غیرمستقیم نیز نقش زیادی دارد.

به‌طور کلی برای تفسیر انحراف پاسخ دینامیکی غیرمستقیم موارد زیر قابل طرح است. وابستگی درجات آزادی طولی و عرضی بالگرد، صرف محاسبه مؤلفه‌های نرمال سرعت القایی روتور اصلی و عدم توانمندی در کنترل رفتار در راستای عرضی با مؤلفه نرمال، زاویه پس‌گرایی نوک پره‌های روتور اصلی، تشدید وابستگی درجات آزادی فلپ و پیچ بالگرد و تداخل آیرودینامیکی روتور اصلی - بدنه همگی از عوامل اصلی انحراف نتایج محسوب می‌شوند. علاوه بر موارد مذکور اضافه شدن درجه آزادی پیش‌پیچی پره نیز در تشدید این پراکندگی نقش به‌سزا دارد.

در یک نگاه کلی، در شکل ۱۲، شکل ۱۳ و شکل ۱۴ مقایسه نتایج حاصل از اجرای برنامه شبیه‌سازی در پاسخ به ورودی پدال برای پرواز کروز با سرعت ۹۰ کیلومتر بر ساعت نشان می‌دهند که پاسخ‌های دینامیکی در ازای استفاده از مدل سرعت القایی با ۲۸ متغیر حالت CASE-1 به لحاظ کیفی و کمی نسبت به مدل‌های سنتی با سه متغیر حالت CASE-2 و مدل CASE-3 در مرجع [۳] بهبود یافته است (جدول ۲ ملاحظه شود).

مطابق اشکال ۱۲، ۱۳ و ۱۴ پاسخ غیرمستقیم و مستقیم پیچ به ورودی پدال در مدل حاضر منجر به اصلاح میرایی مدل‌های القایی سنتی شده است. دلیل اصلی این مسأله رزولوشن بالا و دقت مناسب این مدل در محاسبه اثرات دینامیکی گردابه‌های پره روتور اصلی است.

۴- نتیجه گیری

این مقاله مدل ریاضی سرعت القایی روتور اصلی با تلفیق چند جمله‌ای لژاندر کانونی و یک تابع مثلثاتی برای بالگرد با پره‌های الاستیک با تغییر مکان کوچک استخراج شد. ضرایب این مدل با فرض چهار هارمونیک و ۲۸ متغیر حالت مطابق جدول ۱ از طریق حل دستگاه معادلات دیفرانسیل سرعت القایی محاسبه شدند. این مدل کاملاً متمایز و برتر از سایر مدل‌های دینامیکی روتور اصلی با سه متغیر حالت است چرا که علاوه بر تعداد متغیرهای حالت بالاتر، اثرات جریان غیردائم بدون نیاز به روابط آیرودینامیک غیردائم برای ایرفویل در پرواز کروز در فرایند مدل‌سازی لحاظ گردید. نتایج حاصل از حل معادلات سرعت القایی در کنار معادلات حرکت ۶ درجه آزادی بدنه بالگرد برای پرواز کروز در سرعت‌های مختلف نشان داد که با استفاده از این مدل بهبود پاسخ‌های دینامیکی غیرمستقیم کاملاً مشهود و نتایج بهبود برای پاسخ‌های مستقیم نسبتاً ناچیز است.

منابع

- of the 31st European Rotorcraft Forum, Firenze, Italy (2005).
- [6] J. G. Leishman, Indicial Lift Approximations for Two-Dimensional Subsonic Flow as Obtained from Oscillatory Measurements, *Journal of Aircraft*, 30(3) (2003) 340–351.
- [7] H. Lomax, H., M. A. Heaslet, F. B. Fuller, L. Sluder, Two and Three Dimensional Unsteady Lift Problems in High Speed Flight, *NACA Report 1077* (1988).
- [8] F. Shahmiri, F. Saghafi, Improvement of Dynamic Response Prediction of Helicopters, *Journal of Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 79(76) (2007) 579-592.
- [9] D. M. Pitt, D.A. Peters, (1981), Theoretical Prediction of Dynamic Inflow Derivatives, *Vertica*, 5(1) (1981) 21-34.
- [10] M. Gennaretti, R. Gori, J. Serafini, G. Bernardini, and F. Cardito, Rotor Dynamic Wake Inflow Finite State Modelling, *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Dallas (2015).
- [11] J. Serafini, M. Molica Colella, and M. Gennaretti, A finite-state aeroelastic model for rotorcraft-pilot coupling analysis, *CEAS Aeronautical Journal*, (2013) 1–11.
- [12] R. Gori, F. Pausilli, M. D. Pavel, State-space rotor aeroelastic modeling for real-time helicopter flight simulation, *Advanced Material Research*, 10(16) (2014) 451–459.
- [13] Zhao, Jinggen, He, Chengjian, A Finite State Dynamic Wake Model Enhanced with Vortex Particle Method-Derived Modeling Parameters for Coaxial Rotor Simulation and Analysis, 61(2)(2016) 1-9.
- [14] M. G. Ballin, M. A. Dalang-Secretan, Validation of the Dynamic Response of a Blade-Element UH-60 Simulation Model in Hovering Flight, *Proceedings of the American Helicopter Society 46th Annual Forum*, Washington D.C. (1990).
- [15] F. Shahmiri, fundamental of helicopter flight mechanics, *Pishro Ghaed Publication*, (1) (1391) (In Persian).
- [1] J. H. Zhao, *Dynamic Wake Distortion Model for Helicopter Maneuvering Flight*, Ph.D. thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia (2005).
- [2] J. Zhao, J. V. R. Prasad, D. A. Peters Rotor Dynamic Wake Distortion Model for Helicopter Maneuvering Flight, *Journal of the American Helicopter Society*, 49(4) (2004) 414–424.
- [3] M. Ribera, R. Celi, Time Marching Simulation Modeling in Axial Descending Flight Through the Vortex Ring State, *Proceedings of the 63rd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Virginia Beach, VA. (2007).
- [4] D. Fusato, R. Celi, Multidisciplinary Design Optimization for Helicopter Aeromechanics and Handling Qualities, *Journal of Aircraft*, 43(1) (2006) 241-252.
- [5] M. Ribera, M., R. Celi, Simulation Modeling in Steady Turning Flight with Refined Aerodynamic, *Proceedings*

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

F. Shahmiri and Y. Sarafraz, Examination of Helicopter Dynamic Response Using Dynamic Inflow Model, *Amirkabir J.*

Mech. Eng., 50(1) (2018) 189-196.

DOI: 10.22060/mej.2016.806

