

## مقایسه عملکرد بالگردهای یک روتور اصلی با روتورگردهای شبه بالگرد در فاز کروز

احمدرضا زمانی<sup>۱\*</sup>، فرید شاهمیری<sup>۲</sup>

۱- کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، پردیس تهران، zamani.co220@gmail.com

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، پردیس تهران، prof.shahmiri@gmail.com

\*نویسنده مخاطب

### چکیده

به طور کلی بالگردهای مرکب به نوع مرکب لیفت، مرکب تراست و مرکب کامل (لیفت و تراست همزمان) تقسیم بندی می شوند. در بالگردهای مرکب لیفت، علاوه بر روتور اصلی از یک بال با اندازه مشخص برای تولید لیفت استفاده می شود. در بالگردهای مرکب تراست از یک یا دو موتور برای تولید نیروی پیشران کمکی (یا هر دو) پشتیبانی می شود. در اینجا مدل سازی مقایسه شامل؛ مدل سازی پیشرفته بالگردهای متعارف (بدون بال) و بالگرد مرکب با کمترین فرضیات ساده کننده، حل عددی معادلات ترمیم و نهایتاً تحلیل عملکرد بالگردها در پرواز کروز است. نتایج حاصل از تحقیق نشان می دهد که در سرعت های کروز متوسط، افزودن بال موجب کاهش بار روتور اصلی در تأمین لیفت، کاهش ۴ درصدی توان مورد نیاز، افزایش ۳.۸۵٪ نسبت لیفت به درگ، افزایش ۳.۸۱٪ مداومت و افزایش ۳.۴۶٪ شعاع عملیاتی روتور گرد خواهد شد.

هدف از این مقاله مدل سازی ریاضی و مقایسه عملکرد بالگردهای یک روتور اصلی با روتورگردهای شبه بالگرد (بالگرد مرکب) در فاز کروز است. منظور از بالگرد مرکب، بالگردی است که عملکرد روتور اصلی با افزودن بال یا سیستم پیشران کمکی (یا هر دو) پشتیبانی می شود. در اینجا مدل سازی مقایسه شامل؛ مدل سازی پیشرفته بالگردهای متعارف (بدون بال) و بالگرد مرکب با کمترین فرضیات ساده کننده، حل عددی معادلات ترمیم و نهایتاً تحلیل عملکرد بالگردها در پرواز کروز است. نتایج حاصل از تحقیق نشان می دهد که در سرعت های کروز متوسط، افزودن بال موجب کاهش بار روتور اصلی در تأمین لیفت، کاهش ۴ درصدی توان مورد نیاز، افزایش ۳.۸۵٪ نسبت لیفت به درگ، افزایش ۳.۸۱٪ مداومت و افزایش ۳.۴۶٪ شعاع عملیاتی روتور گرد خواهد شد.

**واژه های کلیدی:** بالگرد یک روتور اصلی - بالگرد مرکب - مدل سازی - عملکرد

### ۱- مقدمه

مطالعات و بررسی ها نشان می دهد که اساساً بالگردها یک وسیله حمل و نقل ضروری برای عملیات های نظامی و تجاری هستند. اما به دلیل داشتن محدودیت در حداکثر سرعت و برد، لازم است پاکت پروازی آن ها جهت برآوردن نیازهای نوظهور آینده گسترش یابد [۱].

مطابق با بررسی ها، محدود شدن حداکثر سرعت کروز در بالگردها به سرعت کمتر از ۳۷۰ کیلومتر بر ساعت به عوامل مختلفی بستگی دارد. از دیدگاه آئرو دینامیک، مهم ترین عوامل، واماندگی پره ها در وجه پسرو و تراکم پذیری جریان یا به تعبیری ورود به رژیم گذر صوتی در وجه پیشرو روتور اصلی با افزایش سرعت کروز است [۲]. واماندگی در وجه پسرو از مشاهده زاوای حمله بالا در سرعت های نسبی پایین ناشی می شود که به دنبال آن باید به اندازه کافی نیروی لیفت تولید کند. این شرایط منجر به کاهش عملکرد، افزایش لرزش، اختلاف فشار دینامیکی محلی و ممان غلت بزرگ در بالگرد و به تبع آن نیاز به برآوردن الزامات ترمیم می شود. اگرچه تاکنون سازوکارهای متعددی برای حذف یا به تأخیر انداختن این دو پدیده ارائه شده، اما شواهد حاکی از آن است که مشکل واماندگی و تراکم پذیری روتورهای اصلی هنوز به قوه خود پابرجاست.

بررسی ها نشان می دهد که یک راهکار، طراحی پیکربندی های مرکب است که نتیجه آن گسترش پاکت پروازی بالگردها خواهد بود. علاوه بر این، با توجه به اینکه تقاضا به دلیل چند برابر شدن حمل و نقل هوایی افزایش یافته است، می توان یک مورد منطقی ایجاد کرد که بالگرد مرکب ترجیحی برای مأموریت های سرعت متوسط است و می تواند مکمل مناسبی برای بالگرد متعارف و تیلت روتور باشد [۳].

از آنجایی که بال (بسته به مقدار نسبت منطری) به لحاظ آیرودینامیک و خلق نیروی لیفت کارآمدتر از روتور اصلی است، بنابراین در بالگردهای مرکب در مقایسه با بالگردهای متعارف توان مورد نیاز روتور اصلی کمتر و در نتیجه پرواز در سرعت پیشروی بالاتری عاید خواهد شد. البته ذکر این نکته ضروری است که با اضافه شدن بال، وزن سازه افزایش یافته و از بار مفید کاسته می شود.

فرگوسن (Ferguson) و تامسون (Thomson)، اثر افزودن سیستم پیشران و بال را بر عملکرد بالگرد بررسی کردند [۴]. نتایج پیکربندی مرکب کامل نشان داد که افزودن بال با موفقیت روتور اصلی را در سرعت های بالا تخلیه می کند و می توان کاهش قابل توجهی در زمان مأموریت به دست آورد. اما برای غلبه بر نیروی درگ بدنه، ملخ ها به نیروی پیشران قابل توجهی نیاز دارند؛ که این با مصرف سوخت بیشتر همراه است. بررسی اثرات سهم نیروی لیفت و نیروی پیشران بر عملکرد پرواز توسط کلونگ (Kelong) و همکاران برای یک بالگرد مرکب مشتق شده انجام گرفت [۱]. مطالعه نشان داد که در سرعت کمتر از ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت، نسبت لیفت به درگ بالگرد مرکب زمانی بهبود می یابد که بال ۲۰.۲ درصد وزن برخاست را تأمین کند. همچنین حداکثر لیفت به درگ با کاهش پیچش پره روتور اصلی افزایش خواهد یافت. در مطالعه راج (Roche) ویژگی های عملکرد نسبی بالگرد مرکب با پیکربندی های مختلف، از جمله پتانسیل آن ها برای برآورده کردن الزامات چندین پروفیل مأموریت چالش برانگیز، مورد بررسی قرار گرفت [۵]. همچنین مقایسه عملکرد بالگردهای مرکب نسبت به یک بالگرد متعارف و همچنین یک تیلت روتور انجام شده است. از نتایج این مطالعه می توان به داشتن بهترین مداومت پروازی برای بالگرد مرکب لیفت اشاره کرد.

بررسی پتانسیل عملکرد روتورگردهای پیشرفته توسط هیونسو (Hyeonsoo) انجام شده است [۶]. در این بررسی، اثرات روش های مختلف پیکربندی مرکب، سهم نیروی لیفت بین روتور و بال، سرعت چرخش روتور، پیچش پره، درگ و تداخل بین روتور و بال بر عملکرد بالگرد، ارائه شده اند. نتایج این مطالعه نشان می دهد که پیکربندی مرکب لیفت، حداکثر نسبت

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (5)$$

که  $C_{D0}$  ضریب درگ در زاویه حمله صفر،  $e$  ضریب بازدهی اسوالد و  $AR$  نسبت منطری است. بنابراین نیروی درگ برابر خواهد بود با؛

$$D = q C_D S \quad (6)$$

برای تعیین نیروی لیفت و درگ بال نیز از معادلات (۳) و (۵) استفاده می‌شود، با این تفاوت که ضریب لیفت بال از تئوری بال سه بعدی به دست می‌آید. بنابراین، شیب منحنی لیفت برای بال سه بعدی برابر می‌شود با؛

$$C_{L\alpha wing} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{\frac{AR^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{\beta^2}\right) + 4}} \quad (7)$$

در این رابطه  $\beta = \sqrt{1 - M^2}$  ضریب پرنتل-گلاورت (تابع عدد ماخ)،  $\Lambda_{c/2}$  زاویه عقبگرد برای خط یک دوم وتر و  $k$  ضریب تصحیح شیب منحنی لیفت برای ایرفویل است. در نهایت ضریب لیفت بال برای زاویه حمله متناظر ( $\alpha$ ) برابر خواهد بود با؛

$$C_{Lwing} = C_{L\alpha wing} \alpha \quad (8)$$

#### ۲-۱- فرایند حل معادلات تریم بالگرد مرکب

برای حل معادلات تریم روتورگرد مرکب، از پارامترهای طراحی و محیطی به عنوان ورودی مسئله استفاده می‌شود. در اینجا فرایند تریم بر مبنای روتور اصلی است و در چهار مرحله صورت می‌گیرد؛ که خلاصه فرایند آن در شکل ۱ آورده شده است. مطابق با شکل ۱ در مرحله اول پارامترهای مورد نیاز محاسبه خواهند شد. در مرحله بعدی، برای درگ روتور، گام پره و محل برابند بردار تراست مقدار یا حدس اولیه مناسب زده می‌شود. در این بررسی فرض می‌شود که زاویه گام پره در هر موقعیت زاویه آزمون ( $\psi$ ) به صورت زیر محاسبه می‌شود؛

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos(\psi) + \theta_{1s} \sin(\psi) \quad (9)$$

در این رابطه زاویه گام کالکتیو  $\theta_0$ ، سایکلک عرضی  $\theta_{1c}$  و سایکلک طولی  $\theta_{1s}$  است.

در مرحله سوم روتور با استفاده از تئوری المان پره تریم شده و زوایای گام سایکلک و کالکتیو محاسبه می‌شوند. بر مبنای تئوری المان پره، زاویه حمله محلی برای هر المان پره جداگانه محاسبه می‌شود که بر اساس آن ضرایب لیفت و درگ هر المان به دست می‌آیند. علاوه بر این، در این تئوری سرعت وارد بر هر المان پره ( $U$ )، برابند مؤلفه سرعت عمودی ( $u_p$ )، مؤلفه سرعت شعاعی ( $u_r$ ) و مؤلفه سرعت مماسی ( $u_t$ ) در نظر گرفته شده است. به طوری که؛

$$U = \sqrt{u_t^2 + u_p^2 + u_r^2} \quad (10)$$

ذکر این نکته ضروری است که علاوه بر تقسیم پره به المان‌های کوچک، دیسک روتور نیز بر حسب زاویه آزمون به نواحی مساوی تقسیم‌بندی می‌شود. در نتیجه مقادیر محاسبه شده برای هر نقطه از صفحه روتور مشخص هستند.

در مرحله پایانی، درگ روتور و محل برابند بردار تراست از نتایج تریم محاسبه می‌شوند. در اینجا اگر این دو پارامتر شرط همگرایی را ارضا کنند، تریم انجام شده مورد تأیید است. شرط همگرایی زمانی حاصل می‌شود که اختلاف مقادیر جدید درگ روتور و محل برابند بردار تراست با مقدار قبلی آن‌ها، از یک دقت مشخص کوچک‌تر باشد. در غیر اینصورت، با جایگزینی مقادیر مرحله پایانی به عنوان مقادیر حدس اولیه، تریم روتور دوباره انجام

لیفت به درگ را بهبود می‌بخشد. در حالی که پیکربندی مرکب تراست، موجب بهبود نسبت لیفت به درگ بالگرد در سرعت‌های بالا است. پیکربندی مرکب کامل نیز از مزیت دو پیکربندی دیگر به صورت همزمان بهره می‌گیرد.

#### ۲- مدل‌سازی ریاضی و معادلات تریم بالگرد مرکب

طبق تعریف، معادلات حرکت تریم بالگرد شامل معادلات نیرو و گشتاور در دستگاه مختصات ثابت بدنه عبارتند از؛

$$\begin{aligned} \frac{X_e}{m} - g \sin \theta_e - (w_e q_e - v_e r_e) &= 0 \\ \frac{Y_e}{m} + g \cos \theta_e \sin \phi_e - (u_e r_e - w_e p_e) &= 0 \\ \frac{Z_e}{m} + g \cos \theta_e \cos \phi_e - (v_e p_e - u_e q_e) &= 0 \\ L_e + I_{xz} p_e q_e + (I_{yy} - I_{zz}) q_e r_e &= 0 \\ M_e + I_{xz} (r_e^2 - p_e^2) + (I_{zz} - I_{xx}) r_e p_e &= 0 \\ N_e + I_{xz} q_e r_e + (I_{xx} - I_{yy}) p_e q_e &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

که در آن نیروها ( $X_e, Y_e, Z_e$ ) و گشتاورها ( $L_e, M_e, N_e$ ) عبارتند از [۷]؛

$$\begin{aligned} X_e &= X_{MR} + X_{TR} + X_{fus} + X_{HT} + X_{VT} + X_{wing} \\ Y_e &= Y_{MR} + Y_{TR} + Y_{fus} + Y_{HT} + Y_{VT} + Y_{wing} \\ Z_e &= Z_{MR} + Z_{TR} + Z_{fus} + Z_{HT} + Z_{VT} + Z_{wing} \\ L_e &= L_{MR} + L_{TR} + L_{fus} + L_{HT} + L_{VT} + L_{wing} \\ M_e &= M_{MR} + M_{TR} + M_{fus} + M_{HT} + M_{VT} + M_{wing} \\ N_e &= N_{MR} + N_{TR} + N_{fus} + N_{HT} + N_{VT} + N_{wing} \end{aligned} \quad (2)$$

در روابط بالا، زیر نویس‌های  $MR$  روتور اصلی،  $TR$  روتور دم،  $fus$  بدنه،  $HT$  دم افقی،  $VT$  دم عمودی و زیر نویس  $wing$  بال است. ( $\phi_e, \theta_e, \psi_e$ ) زوایای اویلر،  $m$  جرم بالگرد،  $g$  شتاب جاذبه زمین، ( $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$ ) ممان اینرسی بالگرد و  $I_{xz}$  حاصل ضرب اینرسی است. لازم به ذکر است که زیر نویس  $e$  به شرایط نقطه تعادل اشاره دارد. بنابراین برای تقریب مرتبه اول، فرض می‌شود که نیروها و گشتاورهای اعمال شده تابعی از سرعت‌های انتقالی ( $u, v, w$ ) و سرعت‌های زاویه‌ای ( $p, q, r$ ) هستند.

در اینجا محاسبه نیروها ( $X_{MR}, Y_{MR}, Z_{MR}$ ) و گشتاورهای روتور اصلی ( $L_{MR}, M_{MR}, N_{MR}$ ) با فرض درجات آزادی فلپینگ و فدرینگ برای پره‌های روتور اصلی و فرض سرعت القایی غیر یکنواخت روتور اصلی انجام می‌شود. همچنین از اثر گردابه‌های روتور اصلی صرف نظر می‌شود، بنابراین در ترم مربوط به گشتاور القایی، فاکتور تصحیح  $k = 1.15$  ضرب خواهد شد. نکته مهم‌تر اینکه نیروها و گشتاورهای روتور اصلی با المان‌بندی پره و با احتساب اثرات اتلاف نیروی لیفت در نوک پره‌ها و با استفاده از روش عددی محاسبه می‌شوند.

نیروی لیفت و درگ دم افقی و دم عمودی با استفاده از تئوری دو بعدی محاسبه شده و در معادلات تریم لحاظ می‌شوند. به طوری که نیروی لیفت عبارت است از؛

$$L = q C_L S \quad (3)$$

در رابطه (۳)،  $S$  مساحت،  $C_L$  ضریب لیفت در زاویه حمله متناظر و  $q$  فشار دینامیکی است که از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (4)$$

در رابطه (۴)،  $\rho$  چگالی هوا و  $V_\infty$  سرعت جریان آزاد است. در نهایت، ضریب درگ به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$P_{tr} = 0.05P_{rotor} \quad (13)$$

با تعیین توان مورد نیاز پرنده برای پرواز، می توان مقادیر مداومت و برد را تخمین زد [۸]. رابطه برد عبارت است از:

$$R = \frac{W_F V_{\infty}}{P SFC} \quad (14)$$

در رابطه (۱۴)،  $W_F$  وزن سوخت،  $V_{\infty}$  سرعت کروز،  $P$  توان کل مورد نیاز در سرعت کروز مربوطه و  $SFC$  مصرف سوخت ویژه است. مداومت پروازی بر حسب ساعت نیز از رابطه (۱۵) بدست می آید.

$$E = \frac{W_F}{P SFC} \quad (15)$$

معمولاً بازدهی پرواز کروز با نسبت لیفت به درگ تعریف می شود. در پرواز کروز فرض می شود که نیروی لیفت برابر با وزن بالگرد است. بنابراین خواهیم داشت:

$$\frac{L}{D} = \frac{W}{D_{total}} \quad (16)$$

که  $W$  وزن کل بالگرد و  $D_{total}$  درگ کل است.

### ۳- نتایج

در بررسی این مقاله، از بالگرد متعارف UH-60A و بالگرد مرکب S-67 استفاده می شود. نمایی از این دو بالگرد مذکور در شکل ۲ آورده شده است. پارامترهای طراحی و مشخصات لازم این بالگردها جهت حل مسئله از گزارشات فنی گرفته شده اند. بنابراین برای مشخصات بالگرد UH-60A از مرجع [۹] و برای بالگرد S-67 از مرجع [۱۰] استفاده شد. مشخصات دو بالگرد مذکور به طور خلاصه در جدول ۱ جمع آوری شده است.



UH-60A



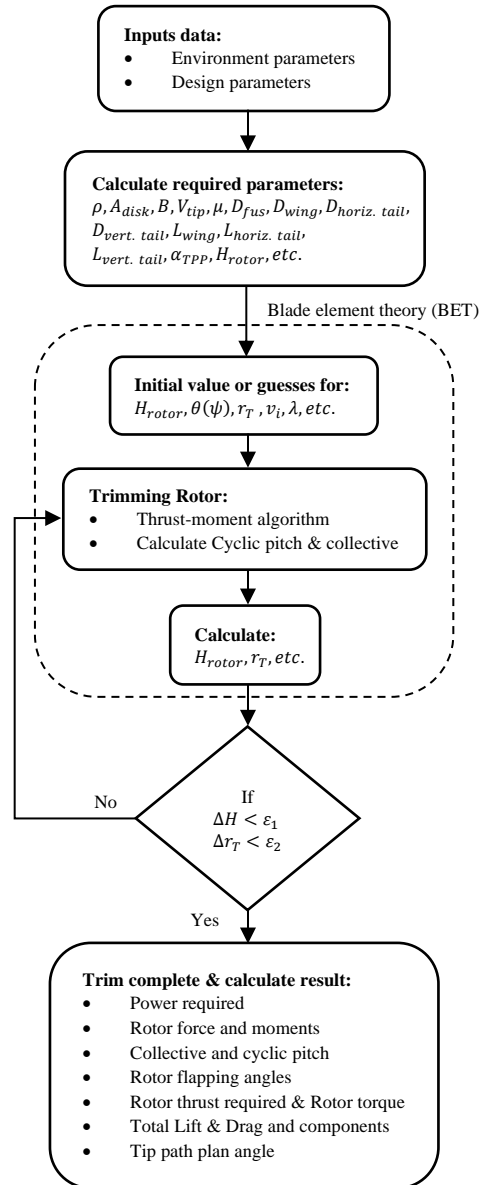
S-67

شکل ۲- تصویر بالگردهای مورد مطالعه

جدول ۱- خلاصه مشخصات بالگردهای مورد مطالعه

UH-60A	S-67	نماد (واحد)	روتور اصلی
۸.۱۷۹	۹.۴۴۸	$R$ (m)	شعاع روتور
۲۵۷.۸۳	۲۱۱.۳۱	$\Omega$ (rpm)	سرعت چرخش روتور
۴	۵	$b$	تعداد پره ها
۰.۵۳۳۴	۰.۴۶۲۳	$c$ (m)	طول وتر پره
-۱۸	-۴	$\theta_{tw}$ (deg)	پیش پره
SC 1095	NACA 0012	-	ایرفویل

می شود. در نتیجه این حلقه تا حصول شرط همگرایی تکرار خواهد شد. در پیکربندی مرکب با محاسبه مقدار لیفت و درگ تولید شده توسط بال، نیروی مناسبی که باید توسط روتور ایجاد شود تعیین می گردد. در نتیجه با انجام الگوریتم تکرار، مقدار زاویه  $TPP$  برای این حالت بدست می آید.



شکل ۱- خلاصه فرایند تریم بالگرد

### ۲-۲- تحلیل عملکرد بالگرد مرکب

ارزیابی عملکرد بالگرد مبتنی بر توان مورد نیاز است که از نتایج تریم بدست می آید. بنابراین با داشتن گشتاور روتور، توان روتور برابر خواهد بود با:

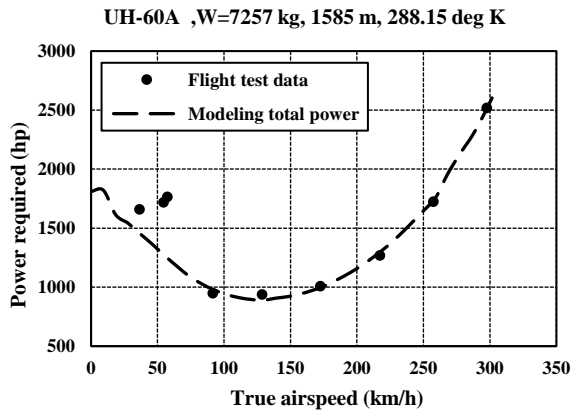
$$P_{rotor} = Q_{rotor} \Omega \quad (11)$$

که  $\Omega$  سرعت چرخش روتور و  $Q_{rotor}$  گشتاور روتور است. بنابراین توان کل مورد نیاز برای بالگرد به صورت زیر است:

$$P_{total} = P_{rotor} + P_{tr} \quad (12)$$

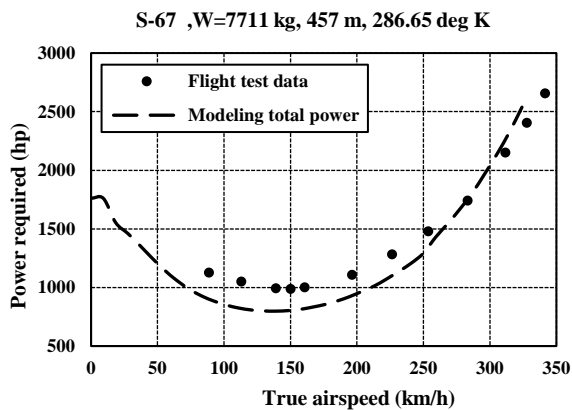
معمولاً توان روتور دم ( $P_{tr}$ ) حدود ۵٪ توان روتور اصلی در رابطه (۱۱) در نظر گرفته می شود. یعنی:

بنابراین اندازه‌گیری توان روتور خود دارای عدم قطعیت بیشتری است. بنابراین این تفاوت با داده‌های آزمایش پرواز قابل انتظار است.



شکل ۳- مقایسه توان مورد نیاز شبیه‌سازی و داده‌های آزمایش پرواز برای بالگرد متعارف UH-60A

داده‌های آزمایش پرواز برای بالگرد مرکب S-67 در مرجع [۱۰] آمده است. این داده‌ها حاصل از آزمایش پرواز در ارتفاع ۴۵۷ متر، وزن برخاست ۷۷۱۱ کیلوگرم و دمای ۲۸۶.۶۵ درجه کلون است. بنابراین با اعمال این شرایط، شبیه‌سازی عملکرد و مقایسه با نتایج آزمایش پرواز در شکل ۴ قابل مشاهده است. میانگین خطا بین داده‌های آزمایش پرواز و منحنی حاصل از مدل‌سازی در بالگرد مرکب لیفت، کمتر از ۱۲ درصد است.



شکل ۴- مقایسه توان مورد نیاز شبیه‌سازی و داده‌های آزمایش پرواز برای بالگرد مرکب S-67

با توجه به نتایج به‌دست آمده می‌توان نتیجه گرفت که مدل‌سازی انجام شده برای بالگرد متعارف و مرکب دارای دقت کافی جهت ارزیابی و تجزیه و تحلیل مسائل تریم و عملکرد خواهد بود. حتی با وجود عدم دقت کافی در محدوده پرواز ایستا و فاز انتقالی، صحت مدل‌سازی انجام شده برای این مطالعه مورد تأیید است. چراکه تمرکز اصلی مطالعه برای سرعت‌های هوایی متوسط و بالا بوده که دقت آن بسیار مطلوب است.

### ۳-۱- مقایسه عملکردی پیکربندی متعارف و مرکب

بالگرد UH-60A به‌عنوان مبنای اصلی جهت مقایسه عملکرد بالگرد متعارف و بالگرد مرکب لیفت در نظر گرفته شد. به‌طوری که با نصب بال برای بالگرد

روتور دم			
۱.۶۷۶۴	۱.۵۲۴	$R$ (m)	شعاع روتور
۱۲۰.۱۷۸	۱۳۳۶.۹	$\Omega$ (rpm)	سرعت چرخش روتور
۴	۵	$b$	تعداد پره‌ها
۰.۲۴۶۸	۰.۱۸۶	$c$ (m)	طول وتر پره
-۱۸	۰	$\theta_{tw}$ (deg)	پیش‌پره
SC 1095	NACA 0012	-	ایرفویل
دم افقی			
۴.۱۸۰۶	۴.۶۴۵۲	$S$ (m <sup>2</sup> )	مساحت
۴.۳۸۳	۴.۵۷۲	$b$ (m)	دهانه
NACA 0014	NACA 0015 NACA 0012	-	ایرفویل (ریشه) ایرفویل (نوک)
دم عمودی			
۳	۶.۳۸۲۴	$S$ (m <sup>2</sup> )	مساحت
۲.۷۸۹۳	۴.۱۱۴۸	$b$ (m)	دهانه
NACA 0021	NACA 4415	-	ایرفویل
بال			
-	۵.۳۸۸۴	$S$ (m <sup>2</sup> )	مساحت
-	۸.۲۲۹۶	$b$ (m)	دهانه
-	۸	$i$ (deg)	زاویه نصب
-	NACA 4415 NACA 4412	-	ایرفویل (ریشه) ایرفویل (نوک)

اولین گام در بکارگیری مدل‌سازی بالگرد متعارف و مرکب انجام شده، اعتبارسنجی مدل ریاضی آن‌ها است. همان‌طور که گفته شد، مدل عملکرد بر مبنای توان مورد نیاز است. از نمودارهای توان، بسیاری از ویژگی‌های عملکرد بالگرد، از جمله اثرات وزن، سرعت هوا و ارتفاع یا چگالی را می‌توان به‌دست آورد. کما اینکه از این نمودارها میزان بیشترین مداومت و برد نیز استخراج می‌شوند.

برای اعتبارسنجی این مدل‌ها، داده‌های توان مورد نیاز در آزمایش پرواز لازم است. ولی چنین داده‌هایی که در دسترس باشند، بسیار محدود است. با این وجود، نتایجی برای بالگرد UH\_60A و همچنین بالگرد مرکب S-67 وجود دارند که می‌توانند برای اعتبارسنجی استفاده شوند. بنابراین، اولین هدف این بخش مقایسه نتایج حاصل از مدل‌ها با داده‌های آزمایش پرواز موجود و تعیین اعتبار مدل‌ها تا حدی است که بتوان از آن‌ها با اطمینان برای مطالعات بعدی استفاده کرد.

اعتبارسنجی مدل عملکرد در بالگرد UH\_60A با داده‌های آزمایش پرواز که در مرجع [۱۱] یا [۱۲] موجود هستند، انجام شد. در این مراجع شرایط آزمایش برای ارتفاع ۱۵۸۵ متر از سطح دریا، وزن برخاست ۷۲۵۷ کیلوگرم و دمای ۲۸۸.۱۵ درجه کلون است. مقایسه نمودار توان بر حسب سرعت حاصل از شبیه‌سازی و آزمایش پرواز در شکل ۳ آورده شده است. با توجه به این شکل، منحنی حاصل از شبیه‌سازی بسیار نزدیک به داده‌های پرواز است، به‌طوری که میانگین خطای بین آن‌ها کمتر از ۶ درصد است. اما در سرعت‌های هوایی پایین، اختلاف بالایی ظاهر می‌شود. این ناحیه مربوط به پرواز انتقالی و ایستا است که از نظر شبیه‌سازی پیچیده‌ترین ناحیه به حساب می‌آید. در این ناحیه، بارهای وارد بر روتور ناپایدارتر هستند و

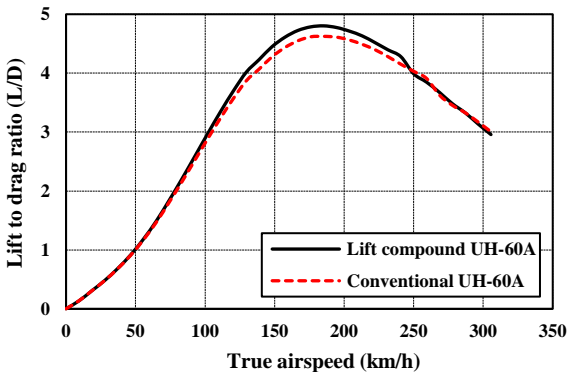
مقایسه بیشترین برد و مداومت برای بالگرد مرکب و متعارف در جدول ۲ آمده است. نتایج این جدول با فرض مصرف سوخت ویژه ۰.۲۵ kg/hp.hr و حمل ۱۱۱۰ کیلوگرم سوخت است. نتایج نشان می‌دهد که نصب بال موجب افزایش ۳.۸۱٪ مداومت و افزایش ۳.۴۶٪ در برد خواهد شد.

جدول ۲- سرعت و توان مورد نیاز در بهترین برد و مداومت برای هر پیکربندی

واحد	بالگرد متعارف	بالگرد مرکب
بهترین مداومت hr	۴.۹۸	۵.۱۸
سرعت Km/h	۱۲۹.۶۴	۱۲۹.۶۴
توان hp	۸۸۹.۹۱	۸۵۷.۲۳
بهترین برد km	۷۷۲.۸۵	۷۹۹.۶
سرعت Km/h	۱۸۴.۸۸	۱۸۲.۷۹
توان hp	۱۰۶۲.۱۵	۱۰۱۵

تأثیر بال بر عملکرد بالگرد را می‌توان با مقایسه نسبت لیفت به درگ نیز بررسی کرد. مطابق با شکل ۷ نسبت لیفت به درگ ابتدا با سرعت افزایش می‌یابد تا زمانی که به حداکثر مقدار خود برسد و سپس به سرعت کاهش پیدا می‌کند. از شکل مشاهده می‌شود که بالگرد مرکب لیفت، نسبت لیفت به درگ بیشتری در مقایسه با بالگرد متعارف دارد. همچنین سرعت متناظر با بهترین نسبت لیفت به درگ در بالگرد متعارف کمی بیشتر از بالگرد مرکب لیفت است که این نتیجه از جدول ۲ نیز مشاهده شد.

W=7257 kg, 1585 m, 288.15 deg K



شکل ۷- مقایسه نسبت لیفت به درگ برای بالگرد متعارف و مرکب لیفت

#### ۴- نتیجه‌گیری

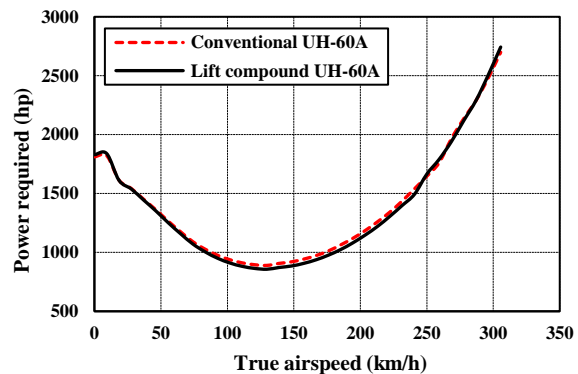
در مطالعه حاضر تأثیر افزودن بال در عملکرد بالگرد مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. مهم‌ترین نتایج این مقاله شامل موارد زیر است:

- در سرعت‌های متوسط، افزودن بال به بالگرد موجب بهبود اندکی در عملکرد از جمله کاهش توان مورد نیاز خواهد شد. با این حال، در پرواز ایستا، گردابه‌های روتور اصلی نیروی رو به پایینی در بال ایجاد می‌کند که منجر به نیاز به توان بالاتر می‌شود. علاوه بر این، عملکرد پرواز بالگرد مرکب لیفت در دستیابی به سرعت بالا می‌تواند توسط بال محدود شود.

UH-60A، پیکربندی مرکب نیز ایجاد گردید. در واقع مشخصات بال مورد استفاده برای پیکربندی مرکب، همان مشخصات بال در بالگرد S-67 است. دلیل این انتخاب، مقایسه شفاف‌تر و نتیجه‌گیری بهتر برای موضوع مورد مطالعه است.

شبه‌سازی عملکرد بالگرد متعارف و مرکب UH-60A در ارتفاع ۱۵۸۵ متر از سطح دریا، وزن برخاست ۷۲۵۷ کیلوگرم و دمای ۲۸۸.۱۵ درجه کلونین انجام گرفت. نمودار توان بر حسب سرعت در شکل ۵ آورده شده است. مقایسه منحنی بالگرد مرکب و متعارف نشان می‌دهد که با نصب بال حداکثر حدود ۴٪ از توان مورد نیاز کاسته می‌شود. نصب بال برای سرعت‌های ۲۷ تا ۲۴۰ کیلومتر بر ساعت اثر مثبت داشته و موجب کاهش توان مورد نیاز است. اما در باقی سرعت‌ها اثر منفی دارد و توان بیشتری مورد نیاز خواهد بود.

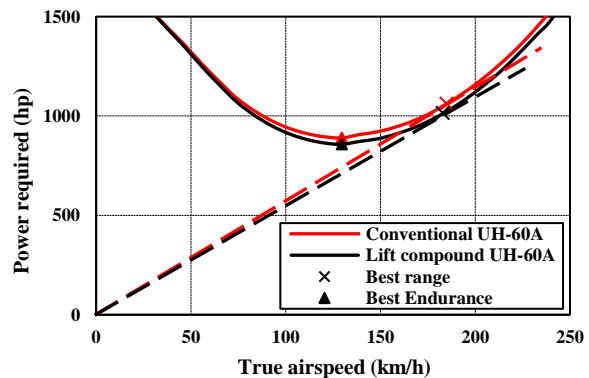
W=7257 kg, 1585 m, 288.15 deg K



شکل ۵- مقایسه توان مورد نیاز برای بالگرد متعارف و مرکب لیفت

مطابق با شکل ۶ سرعت کروز برای بهترین مداومت، سرعت متناظر در نقطه حداقل توان مورد نیاز (با فرض ثابت بودن SFC) است. بهترین برد در سرعت بیشترین نسبت لیفت به درگ اتفاق می‌افتد. محل این سرعت با خط مماس بر منحنی توان که از مبدأ نمودار شروع می‌شود، متناظر است. نتیجه اندازه‌گیری سرعت‌های نام برده، در جدول ۲ آورده شده است.

W=7257 kg, 1585 m, 288.15 deg K



شکل ۶- مقایسه سرعت کروز در بهترین برد و مداومت برای دو بالگرد

[12] J. G. Leishman, "Principles of helicopter aerodynamics," 2th Ed. Cambridge, Cambridge university press, 2006, pp. 227-228.

۲. بالگرد مرکب لیفت، برد و مداومت بیشتری نسبت به بالگرد متعارف مشابه دارد. بنابراین این پیکربندی ممکن است راه‌حلی برای پروفیل‌های مأموریتی باشد که به زمان پرواز نسبتاً طولانی نیاز دارند. کما اینکه با افزودن بال می‌توان سوخت بیشتری حمل کرد.
۳. کاهش توان مورد نیاز باعث می‌شود تا سوخت کمتری نیز سوزانده شود. بنابراین ملاحظات زیست محیطی ممکن است هدایت‌گر طراحی روتورگردهای آینده باشند. به عنوان نمونه اگر میزان انتشار دی‌اکسید کربن معیار مورد استفاده باشد، مصرف سوخت اهمیت بیشتری پیدا می‌کند.
۴. افزودن بال، بازدهی یا همان نسبت لیفت به درگ را در بیشترین حالت حدود ۴٪ افزایش می‌دهد.
۵. از آنجایی که بال مورد استفاده در بالگرد مرکب برای این پیکربندی طراحی نشده است، می‌توان با طراحی بهینه بال، انتظار بهبود بیشتری در عملکرد بالگرد داشت.

#### ۵- مراجع

- [1] Y. Kelong, H. Dong & S. Qipeng, "Study on the lift and propulsive force shares to improve the flight performance of a compound helicopter," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 35, no. 1, 2022, pp. 365-375.
- [۲] ف. شاهمیری، «اصول و مبانی مکانیک پرواز بالگردها»، ویرایش اول، تهران، شرکت پیشرو فناوری قائد، ۱۳۹۱، ص ۴۴-۴۵.
- [3] R. A. Ormiston, "Revitalising advanced rotorcraft research—and the compound helicopter," *The Aeronautical Journal*, vol. 120, no. 1223, 2016, pp. 83-129.
- [4] K. Ferguson and D. Thomson, "Performance comparison between a conventional helicopter and compound helicopter configurations," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 13, 2015, pp. 2441-2456.
- [5] J. Roche, "Aerodynamic trade study of compound helicopter concepts," M.S. thesis, Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, Florida, 2015.
- [6] Y. Hyeonsoo, "Design and aeromechanics investigation of compound helicopters," *Aerospace Science and Technology*, vol. 88, no. 1, 2019, pp. 158-173.
- [7] E. K. Garay and E. Kisielowski, "Stability and control handbook for compound helicopters," Dynasciences Corp Blue Bell PA, Pennsylvania, United States, DCR-314, 1971.
- [8] J. G. Leishman, "Principles of helicopter aerodynamics," 2th Ed. Cambridge, Cambridge university press, 2006, pp. 233-236.
- [9] J. J. Howlett, "UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program. Volume 1: Mathematical Model," NASA, United States, NASA-CR-166309, 1981.
- [10] G. M. Yamakawa, "Attack Helicopter Evaluation, Blackhawk S-67 Helicopter," US Army Aviation Systems Test Activity Edwards Air Force Base, California, United States, AD-0771161, 1972.
- [11] T. Kaplita, "UH-60 Black Hawk engineering simulation model validation and proposed modifications," Sikorsky Aircraft Stratford, CT, United States, USAAVSCOM-TR-85-A-2, 1985.