

بهینه‌سازی عملکرد روتور اصلی بالگرد در مانور عرضی با استفاده از شبیه‌سازی معکوس

حمیدرضا جعفری بوانلو^۱، فرید شاهمیری^۲، یوسف عباسی^۳

۱- دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۹/۰۴ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۱/۲۱)

چکیده

در این مقاله نتایج طراحی روتور اصلی بهینه با هدف دستیابی به توان مورد نیاز کمینه، نسبت برآ به پسای و چالاکی بیشینه با استفاده از تکنیک بهینه‌سازی عددی برای بالگرد با یک روتور اصلی در مانور مارپیچ ارائه می‌شود. فرآیند بهینه‌سازی اساساً مبتنی بر روش پاسخ سطح، طراحی آزمایش به روش بهینه I، شبیه‌سازی معکوس بالگرد، توسعه مدل ریاضی عملکرد، تبدیل مساله بهینه‌سازی چند هدفه به مساله تک هدفه با استفاده از تابع مطلوبیت و نهایتاً یافتن حل عددی بهینه است. تاثیر پارامترهای طراحی شامل وزن بالگرد و مشخصات هندسی پره‌های روتور اصلی (وتر پره، نسبت باریک‌شوندگی پره، نقطه شروع باریک‌شوندگی روی پره و پیچش پره) بر کارایی و خوش‌دستی بالگرد مورد بررسی قرار می‌گیرد. پاسخ‌های سیستم از طریق شبیه‌سازی معکوس شش درجه آزادی (غیرخطی) با مدل آیرودینامیک شبه دائم روتور اصلی استخراج می‌شود. بدیهی است با فرایند مطرح در این تحقیق، تحلیل و بررسی دقیق پارامترهای طراحی روتور اصلی و اثرات متقابل آن‌ها بر پاسخ‌های عملکردی بالگردها امکان‌پذیر شده و این موجب کاهش زمان و هزینه طراحی پره‌های مدرن برای روتور اصلی می‌شود. نتایج حاصل نشان می‌دهد که پره بهینه با مشخصات هندسی مشخص، توان مورد نیاز بالگرد در مانور مارپیچ را در حدود ۷ درصد کاهش داده و نسبت برآ به پسا و تندی رول بالگرد را به ترتیب ۱۰ و ۳۶ درصد نسبت به بالگرد با پره مستطیلی با ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ افزایش می‌دهد که این نشانگر بهبود قابل‌ملاحظه در طراحی پره‌های روتور اصلی محسوب می‌شود.

واژه‌های کلیدی: بالگرد، طراحی آزمایش، شبیه‌سازی معکوس، بهینه‌سازی

Performance Optimization of Helicopter Main Rotor in Maneuver Using Inverse Simulation

Abstract

An investigation has been conducted to determine the optimum blade planform required to minimize the rotor power, maximize the lift-to-drag ratio, and maximize roll attitude quickness of the helicopter using numerical optimization techniques. The optimization process is based on response surface method, I-optimal design experiment, and helicopter inverse simulation program (HISP), developing mathematical model of performance, and turning a multi-objective optimization problem into a one-objective problem using Desirability Approach that the optimal numerical solution will eventually be calculated. The effects of helicopter weight and blade platform parameters (i.e., root chord, taper ratio, the taper starting point on the blade, and blade twist) on the performance and handling quality of the helicopter are therefore investigated. Responses of helicopter were obtained through a HISP developed for rotors with quasi-steady aerodynamic formulations. The resulting system provides a systematic evaluation to examine the rotor blade design variables and their interactions, thus reducing the time and cost of designing rotor blades. The results also confirm that the optimum tapered blade lowers the power required by about 7%, and enhances the lift-to-drag ratio and roll attitude quickness up to 10% and 36% with a satisfactory improvement relative to the helicopter with rectangular platform a NACA 0012 cross-section in slalom maneuver, which is a good improvement for rotor blade design.

Key words: Helicopter, Experimental design, Inverse simulation, Optimization

مقدمه

در حوزه طراحی بالگرد موضوع بهینه‌سازی پره‌های روتور اصلی با هدف بهبود عملکرد آیرودینامیکی [۱]، بهبود آئرواکوستیک [۲، ۳]، پایداری آئروالاستیک و کاهش بارهای ارتعاشی [۴] و در نهایت ارتقا مشخصه‌های خوش‌دستی بالگرد [۵]، یکی از جدی‌ترین و بروزترین موضوعات تحقیقاتی حال حاضر دنیا محسوب می‌شود.

تحقیقات نشان می‌دهد روش‌های بهینه‌سازی پره‌های روتور اصلی مبتنی بر دینامیک سیالات محاسباتی^۱ نتایج نسبتاً خوبی دارند [۶، ۷]. اما به دلیل پیچیدگی، اغلب مسایل بهینه‌سازی مبتنی بر دینامیک سیالات محاسباتی در حوزه بالگردها و در پرواز ایستا، تنها به انتخاب یک متغیر طراحی (نرخ پیچش پره) محدود شده‌اند. در مرجع [۸] آقای درویش، برای حل یک مساله بهینه‌سازی چندمنظوره روتور اصلی در پرواز ایستا از تلفیق الگوریتم ژنتیک، دینامیک سیالات محاسباتی و برنامه تحلیل عملکرد روتور استفاده کرد. اما تکنیک الگوریتم ژنتیک در تلفیق با دینامیک سیالات محاسباتی، ترکیبی زمان‌بر است و مناسب محاسبات طراحی مفهومی بالگرد نیست.

بررسی‌ها نشان می‌دهد که با افزایش تعداد متغیرهای طراحی در پرواز ایستا، تبدیل شرایط پرواز از حالت ایستا به روبه‌جلو و همچنین استفاده از تئوری آیرودینامیک غیردائم، محاسبات آیرودینامیک روتور اصلی بالگرد، زمان‌بر شده و امکان شبیه‌سازی بلادرنگ وجود نخواهد داشت [۹]. علاوه بر این، در مسایل بهینه‌سازی با کمک دینامیک سیالات محاسباتی، قابلیت بررسی اثرات متقابل متغیرهای طراحی بر پاسخ سیستم امکان‌پذیر نیست و تحلیل جامع و بررسی تاثیر متغیرهای مختلف طراحی پره بر عملکرد روتور اصلی و بالگرد با چالش جدی روبرو خواهد بود.

یک فرایند بهینه برای بهینه‌سازی عملکرد روتور اصلی در پرواز استفاده از روش پاسخ سطح^۲ و بهینه‌سازی چند هدفه است [۱۰]. بررسی‌ها نشان می‌دهد که پاسخ‌های سطح عمدتاً مبتنی بر طراحی آزمایش بوده و داده‌برداری از طریق شبیه‌ساز دینامیکی معتبر انجام می‌شود. نکته مهم در استفاده از این روش مربوط به طراحی آزمایش‌ها بوده که با به‌کارگیری روش بهینه، تعداد آزمایش‌ها در فرآیند بهینه‌سازی برخلاف تکنیک‌های گرادیانی و الگوریتم ژنتیک کاسته شده و به تبع

آن زمان اجرا و حل نیز کاهش خواهد یافت، همچنین به کمک این روش، اثرات متقابل متغیرهای طراحی بر پاسخ‌های سیستم نیز قابل بررسی خواهد بود [۱۱، ۱۲].

مطالعات نشان می‌دهد که با وجود فرایند پیشنهادی فوق اما بررسی مانورهای پروازی به دلیل محدودیت‌ها و فرضیات حاکم در شبیه‌سازی مستقیم با مشکل مواجه می‌شود و بهینه‌سازی‌ها به طور عمده بر بهبود عملکرد آیرودینامیکی روتور اصلی در پرواز ایستا یا رو به جلو محدود می‌گردد. به عنوان مثال؛ فوساتو و سلی [۵]، با استفاده از شبیه‌سازی مستقیم مشخصه‌های خوش‌دستی بالگرد در پرواز کروز را بررسی کردند. از طرفی چون مشخصه‌های خوش‌دستی پرواز وابسته به مانور و حرکات ترکیبی بالگرد است، بنابراین نتایج مرجع فوق چندان راهگشا نیست.

بردلی و تامسون [۱۳]، شبیه‌سازی معکوس^۳ را به‌عنوان یک ابزار کارآمد برای ارزیابی کمی مشخصه‌های خوش‌دستی و تعیین عملکرد بالگرد پیشنهاد دادند که امکان ارزیابی انواع مانور استاندارد، توسط آن میسر است. همچنین سلی [۱۴]، از شبیه‌سازی معکوس برای یافتن مسیر بهینه بالگرد در مانور استفاده کرد. متغیرهای شامل؛ مشخصات مسیر و ورودی‌های کنترل و تابع هدف حداکثر سرعت در نظر گرفته شد. به عبارتی مساله بهینه‌سازی به یافتن مسیر بهینه برای یک پیکربندی خاص محدود شد و از تکنیک بهینه‌سازی گرادیانی در تلفیق با نرم‌افزار شبیه‌ساز معکوس برای بهبود یک متغیر عملکردی بالگرد استفاده گردید. با وجود تلاش‌های صورت گرفته، در روش سلی بهبود درخور توجه در مشخصه‌های خوش‌دستی مشاهده نشد.

در مقاله حاضر ضمن تدوین و اعتبارسنجی کد شبیه‌سازی معکوس برای بالگردهای دارای یک روتور اصلی و مجهز به هاب لولایی با پره‌های دارای درجه آزادی فلیپینگ و فدرینگ داده‌برداری مبتنی بر طراحی آزمایش به روش بهینه I^۴، انجام شده است. طراحی به روش بهینه I منجر به داده‌برداری هوشمند با کمترین تعداد داده شده و مدل‌های عملکردی یا پاسخ سطح (شامل؛ ضریب تراست، ضریب توان، نسبت برا به پسا و چالاکی رول) برای مانور خاص تحت عنوان مانور مارپیچ^۵ توسعه داده می‌شوند. به این ترتیب، برای نخستین بار موضوع بهینه‌سازی روتور اصلی بالگرد در مانور خاص و پیچیده در عوارض زمین مورد بررسی قرار گرفته است.

عملکرد و خوش‌دستی بالگرد در اجراهای مختلف را امکان‌پذیر می‌نماید. پس از آنکه پاسخ‌ها در تمامی آزمایش‌ها محاسبه شد به کمک روش حداقل مربعات غیرخطی، مدل ریاضی پاسخ‌های سیستم برحسب متغیرهای طراحی، برازش و محاسبه می‌شود. همچنین درجه اعتبار مدل‌های ریاضی با تحلیل واریانس مشخص می‌شود. در نهایت مسئله بهینه‌سازی چند معیاره با به‌کارگیری روش تابع مطلوبیت^۶ و اعمال روش حل غیرگرادیانی (جستجوی مستقیم با الگوریتم نلدر-مید^۷)، حل می‌شود تا هندسه پره و وزن بهینه بالگرد به منظور دستیابی به بهترین عملکرد و مشخصه خوش‌دستی در مانور مارپیچ تعیین شود.

پارامترهای طراحی

بررسی‌ها نشان می‌دهد که طراحان در مسائل بهینه‌سازی، تاثیر پارامترهای مختلف هندسی پره و در مواردی تاثیر شکل ایرفویل بر عملکرد پره‌های روتور و بالگرد بررسی کرده‌اند [۸]. از میان متغیرهای مختلف طراحی پره، وتر ریشه، نسبت باریک‌شوندگی پره، نقطه شروع باریک‌شوندگی در امتداد شعاع روتور و پیچش پره تاثیر بسزای در عملکرد دارند که به عنوان متغیرهای طراحی انتخاب می‌شوند. علاوه بر آنها برای اولین بار وزن بالگرد نیز به‌عنوان متغیر پنجم در نظر گرفته شده است تا بتوان قابلیت و سهم هندسه روتور را در افزایش تراست مورد بررسی قرار داد. حدود متغیرهای طراحی و مقادیر مربوط به بالگرد پایه (وستلند S-58) در جدول ۱ نشان داده شده است.

جدول ۱- پارامترهای طراحی روتور اصلی

پارامتر	حد پایین	مقدار پایه	حد بالا
وزن (کیلوگرم)	۵۷۸۰	۵۷۸۳	۶۰۰۰
وتر ریشه (متر)	۰/۴	۰/۴۱۸	۰/۶
نسبت باریکی	۱/۶	۱	۳/۳
نقطه شروع باریکی	۰/۶	۰	۰/۹
پیچش پره (درجه)	-۵	-۵/۵	-۲۰

نسبت باریک‌شوندگی برابر نسبت طول وتر در ریشه به طول وتر در نوک پره است. نقطه شروع باریک‌شوندگی مضرب شعاع پره بوده و با تقسیم نقطه شروع آن بر شعاع روتور تعریف می‌شود. در اینجا نسبت باریک‌شوندگی پره‌های روتور اصلی بین ۱/۶ تا ۳/۳ محدود شده تا پره‌ی روتور اصلی در وجه

بر این اساس با توجه به کاهش تعداد و زمان آزمایشات و همچنین امکان بررسی مانورهای پیچیده به کمک شبیه‌سازی معکوس، این مقاله فرآیند مناسبی برای بهبود هم‌زمان عملکرد و خوش‌دستی بالگرد مطابق استاندارد در فازهای اولیه طراحی بالگرد، پیشنهاد می‌دهد.

فرآیند کلی طراحی روتور اصلی بهینه و بهبود مشخصه‌های خوش‌دستی بالگرد در شکل ۱ نشان داده شده است. در گام اول شرایط پروازی، مشخصات فنی بالگرد پایه و محدوده متغیرهای طراحی به برنامه داده می‌شود. از اینجا به بعد روش پاسخ سطح، شروع خواهد شد.



شکل ۱- فرآیند بهینه‌سازی بالگرد با یک روتور اصلی

در گام اول، با استفاده از روش بهینه I، تعداد اجراهای بهینه لازم بر اساس محدوده متغیرهای طراحی، مشخص خواهند شد. هریک از این اجراها، در واقع یک آزمایش شبیه‌سازی محسوب شده و به کمک برنامه شبیه‌سازی معکوس، پاسخ‌های بالگرد برای هریک از آنها، محاسبه خواهد شد. لازم به ذکر است که در هر اجرا، مسیر منحصر به فرد مانور مارپیچ، مطابق استاندارد مشخصه‌های خوش‌دستی بالگرد (ADS-33) [۱۵] تعریف شده و به عنوان ورودی شبیه‌سازی معکوس در نظر گرفته شده است. مسیر واحد، امکان مقایسه

$$Q_R = p_{pk} / \Delta \phi_{pk} \quad (1)$$

p_{pk} نرخ رول حداکثر و $\Delta \phi_{pk}$ نمو زاویه رول متناظر با آن است. از مقایسه تندی رول محاسبه شده با نمودارهای موجود در استاندارد، سطح خوش‌دستی بالگرد در مانور مشخص خواهد شد.

مدل دینامیکی بالگرد

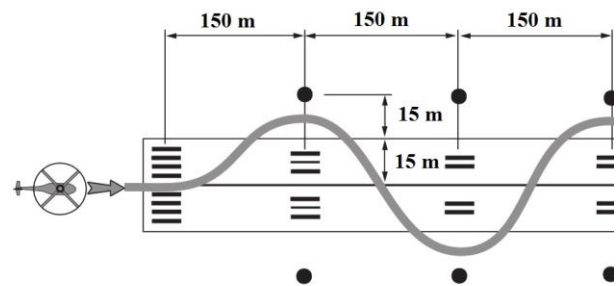
برنامه شبیه‌سازی دینامیکی بالگرد پیشتر توسط نویسندگان این مقاله، تدوین و توسعه داده شد. مدل دینامیکی ۶ درجه آزادی و غیرخطی بالگرد با تجمیع مدل دینامیکی روتور اصلی، بدنه، روتور دم، دم افقی، دم عمودی، سیستم کنترل پرواز و سیستم افزایش دهنده پایداری تدوین گردید. در این مدل دینامیکی، مدل آیرودینامیک روتور اصلی بالگرد از نوع مدل شبه دایم (تغییرات زمانی زاویه حمله و زاویه گام در محاسبات نیرو و گشتاور پره‌های روتور اصلی لحاظ گردید) مبتنی بر فرض پره‌های صلب با دو درجه آزادی فلپینگ و فدرینگ برای روتور با هاب لولایی استخراج شد. همچنین مدل آیرودینامیک روتور اصلی با فرض سرعت القایی یکنواخت (مناسب پرواز ایستا و کروز سرعت پایین) برای روتور اصلی با احتساب اتلاف نیروی برآ در نوک پره‌های روتور اصلی محاسبه گردید.

در اینجا همچنین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی بدنه دم افقی و دم عمودی بر اساس داده‌های تجربی استخراج شده است. در این فرایند، اثرات جریان پایین دست روتور اصلی نیز در محاسبات بدنه، روتور دم و دم افقی و عمودی لحاظ شده است. برای اثبات اعتبار مدل ریاضی بالگرد، نتایج شبیه‌سازی و تست پروازی حلقه بسته برای بالگرد وستلند S-58 [۱۷] به ازای ورودی‌های پله سایکلک در شکل‌های ۳ الی ۶ نشان داده شده است. در شکل‌های ۳ و ۴ به ترتیب زاویه پیچ و شتاب نرمال بالگرد به‌ازای ورودی پله سایکلک طولی محاسبه شده و نتایج شبیه‌سازی با نتایج تست تجربی [۱۷] مقایسه شده‌اند. تطابق پاسخ‌های بالگرد در شبیه‌سازی و تست‌های تجربی حاکی از دقت مدل ریاضی در توصیف حرکت طولی بالگرد است.

پس‌رونده دیسک روتور، دچار واماندگی نشود. میزان تاثیر هندسه پره بر ماکزیمم نیروی تراست به صورت صریح قابل محاسبه نیست از این رو در این تحقیق وزن بالگرد از وزن پایه ۵۷۸۰ تا ۶۰۰۰ کیلوگرم محدود شده تا بتوان قابلیت و سهم هندسه روتور را در افزایش تراست مورد بررسی قرار داد.

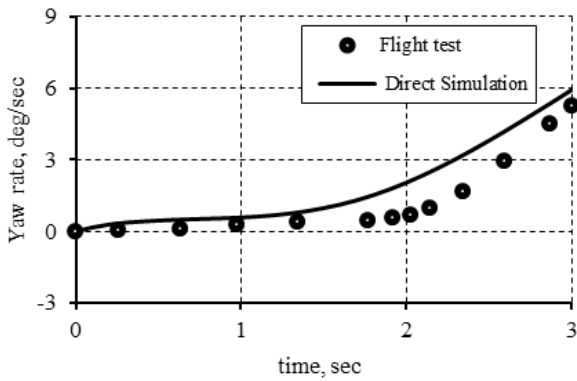
تعریف مانور و پارامتر خوش‌دستی

یکی از قابلیت‌های کلیدی بالگردها پرواز در نزدیکی عوارض زمین است. مطابق استاندارد خوش‌دستی بالگرد، مطالعه عملکرد و تعیین کیفیت پرواز در نزدیکی عوارض زمین امری ضروری است. یکی از پیچیده‌ترین مانورهای بالگرد، مانور ماریچج است که قابلیت بالگرد برای پرواز سریع در نزدیکی موانع و سطح زمین با آن ارزیابی می‌شود. نمای شماتیک این مانور در شکل ۲، نشان داده شده است. در این مانور، بالگرد می‌بایست در شرایط تریم بوده و در فاصله ۱۵ الی ۳۰ متری از خط مرکزی، چرخش‌های متوالی در فواصل ۱۵۰ متری را با حفظ ارتفاع به انجام رساند. نیازمندی‌های عملکرد مطلوب این است که سرعت هوایی در حدود ۶۰ نات بوده و پرواز در ارتفاع زیر ۳۰ متری به انجام رسد.

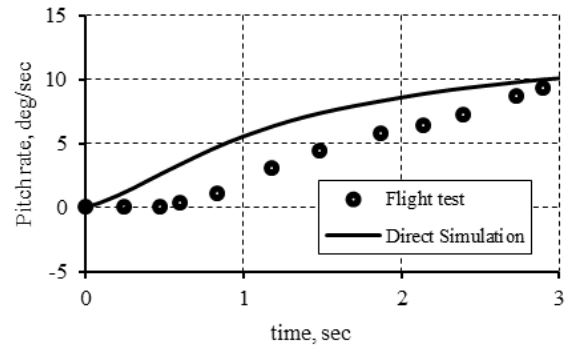


شکل ۲- مشخصات مانور ماریچج بر اساس استاندارد ADS-33C [۱۵]

به منظور بررسی سطح خوش‌دستی بالگرد در مانور ماریچج، پارامتر تندی رول^۸ به عنوان یکی از پاسخ‌های سیستم در نظر گرفته شده است. شبیه‌سازی معکوس این امکان را فراهم می‌کند که بتوان در زمان نسبتاً کوتاهی این الزامات را در برنامه نرم‌افزاری، بررسی و سطوح ۱ الی ۳ خوش‌دستی بالگرد را تعیین نمود. پارامتر تندی رول مطابق رابطه (۱) محاسبه می‌شود [۱۵]:



شکل ۶ - زاویه یاء بالگرد با اعمال ورودی پله سایکلک عرضی

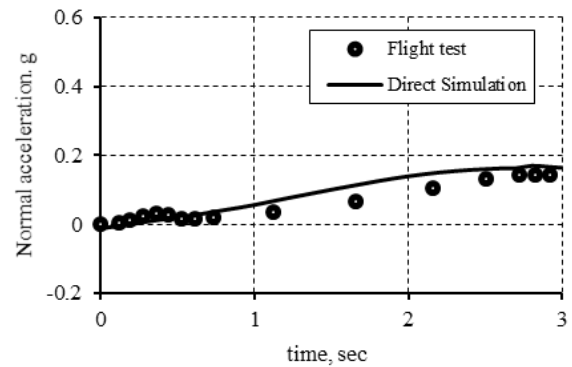


شکل ۳ - زاویه پیچ بالگرد با اعمال ورودی پله سایکلک طولی

شبیه‌سازی دینامیکی معکوس بالگرد

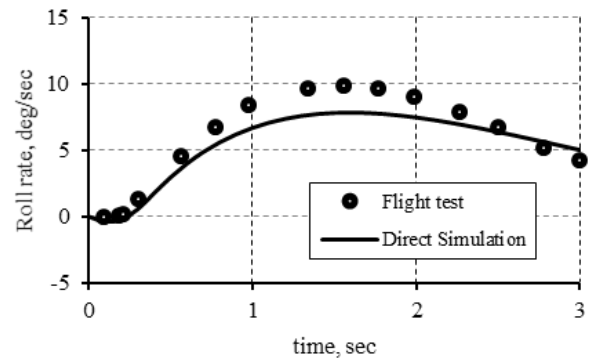
در شبیه‌سازی دینامیکی معکوس بر خلاف شبیه‌سازی مستقیم، مسیر پرواز بالگرد (مانور) ورودی است و خروجی شبیه‌سازی ورودی‌های کنترلی خلبان هستند. مزیت شبیه‌سازی دینامیکی معکوس نسبت به شبیه‌سازی مستقیم تکرارپذیری مسیر (مانور) بوده و عدم نیاز به طراحی کنترلر برای طی مسیر است. در شبیه‌سازی مستقیم وجود ندارد که به ازای ورودی‌های خلبان مسیر پرواز یکسانی حاصل شود، بنابراین تکرارپذیری مستلزم طراحی کنترلر برای باگرد است که البته با تغییر مشخصات بالگرد دایما باید باز طراحی صورت گیرد.

بررسی‌ها نشان می‌دهد که شبیه‌سازی معکوس به چهار روش امکان‌پذیر است: (۱) روش دیفرانسیلی [۱۸-۲۲]، (۲) روش انگرالی [۲۳-۲۷]، (۳) روش‌های بهینه‌سازی مبتنی بر جستجو [۲۸] (۴) روش‌های مبتنی بر معادلات جبری دیفرانسیلی [۲۹-۳۲]. دقت هر یک از این روش‌ها به دقت به مدل دینامیکی بالگرد و الگوریتم حل بستگی دارد، با افزایش مطلوبیت مدل دینامیکی، دقت تحلیل‌های پروازی نیز بهبود می‌یابد. از میان روش‌های فوق، روش دیفرانسیلی به دلیل سرعت بالا، به عنوان روش شبیه‌سازی معکوس انتخاب شده است. همچنین برای پوشش ضعف روش نیوتن در همگرایی کلی الگوریتم حل که در مرجع [۳۳] به آن اشاره شده است در تحقیق حاضر برای تضمین همگرایی کلی، از روش حداقل مربعات لونیبرگ-مارکوارت^۴ در الگوریتم شبیه‌سازی معکوس استفاده شده است. به این منظور، مدل ریاضی بالگرد که در بخش قبل تشریح شد به صورت رابطه (۲) بیان می‌شود:



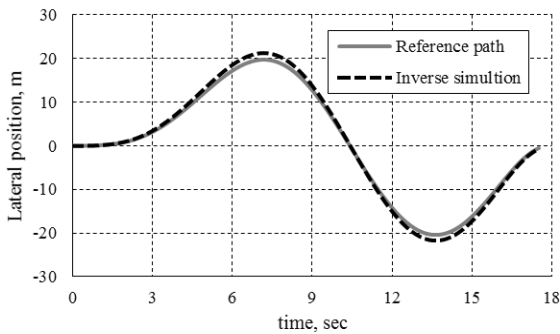
شکل ۴ - شتاب نرمال بالگرد با اعمال ورودی پله سایکلک طولی

در شکل‌های ۵ و ۶ به ترتیب زوایای رول و یاء بالگرد به‌ازای ورودی سایکلک عرضی در شبیه‌سازی نشان داده شده و با نتایج تست تجربی [۱۷]، مقایسه شده است. تطابق میان شبیه‌سازی و تست‌های تجربی حاکی از دقت بالای مدل ریاضی بالگرد در بیان حرکات عرضی آن است.

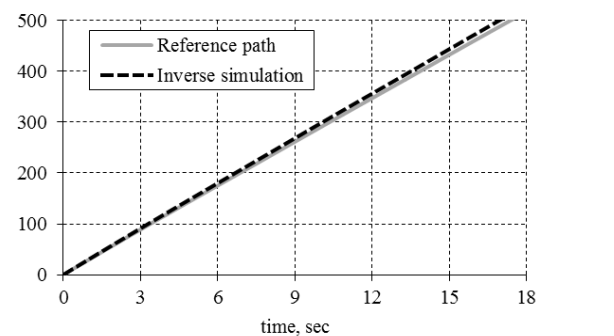
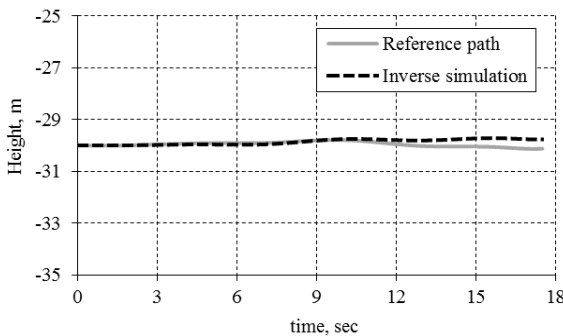


شکل ۵ - زاویه رول بالگرد با اعمال ورودی پله سایکلک عرضی

در شبیه‌سازی مستقیم با مسیر مبنا مقایسه شد. نتایج مربوط در شکل ۷ و ۸ ترسیم شده و همان‌گونه که مشاهده می‌شود تطابق بالایی در موقعیت طولی و سمتی و ارتفاع پرند با مسیر مبنا وجود دارد که حاکی از صحت عملکرد شبیه‌سازی معکوس در محاسبه فرمان‌های کنترلی بالگرد است. مسیر مانور تعریف شده در شکل‌های ۷ و ۸، به عنوان ورودی برنامه شبیه‌سازی معکوس در فرآیند بهینه‌سازی بالگرد در نظر گرفته شد و به کمک برنامه شبیه‌سازی معکوس، تنظیمات کنترلی بالگرد در هر گام زمانی پرواز شامل: پدال، سایکلک و کالکتیو بالگرد و پاسخ‌های بالگرد برای حرکت روی مسیر مانور مارپیچ محاسبه شد.



شکل ۷- مقایسه موقعیت عرضی مسیر حاصل از شبیه‌سازی معکوس با مسیر مبنا



شکل ۸- مقایسه موقعیت طولی و ارتفاع مسیر حاصل از شبیه‌سازی معکوس با مسیر مبنا

$$\begin{aligned} \dot{x}(kT) &= f(x, u) \\ y(kT) &= g(x) \end{aligned} \quad (2)$$

که در آن، y بردار خروجی و u بردار کنترل است. در اینجا متغیرهای حالت بالگرد به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$x = [x_e \dot{x}_e y_e \dot{y}_e z_e \dot{z}_e \varphi \theta \psi p q r]^T \quad (3)$$

همچنین بردار فرمان‌های کنترلی بالگرد برابر است با:

$$u = [\theta_0 \theta_{1c} \theta_{1s} \theta_{0t}]^T \quad (4)$$

که در آن، θ_0 گام کالکتیو روتور اصلی، θ_{1c} سایکلک عرضی، θ_{1s} سایکلک طولی و θ_{0t} زاویه کالکتیو روتور دم است. از طرفی، فرم گسسته معادلات (۲) برابر می‌شود با:

$$\frac{x(t_k) - x(t_{k-1})}{t_k - t_{k-1}} = f[x(t_k), u(t_k)] \quad (5)$$

در این رابطه، k گام زمانی حل است. رابطه بالا در نمایش دیگر برابر می‌شود با:

$$\begin{aligned} F[x(t_k), u(t_k)] &= \\ f[x(t_k), u(t_k)] - \frac{x(t_k) - x(t_{k-1})}{t_k - t_{k-1}} &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

همانطور که اشاره شد در این تحقیق، برای حل دستگاه معادلات غیرخطی (۶) از روش حداقل مربعات لئونبرگ-مارکوارت^۶ استفاده شده است. جزئیات این روش در مرجع [۳۳] آورده شده است. بر اساس این روش، در طی فرآیند تکرار مجهولات به فرم زیر محاسبه خواهند شد:

$$\begin{aligned} x^m(t_k) &= \\ x^{m-1}(t_k) - [J^T J + \lambda I]^{-1} J^T F(x(t_k), u(t_k)) \end{aligned} \quad (7)$$

در این رابطه، λ کمیت اسکالر و J ماتریس ژاکوبین و متغیر m شمارنده تکرار در گام زمانی حل k است. به محض تعیین بردار مجهولات در گام زمانی k ، فرآیند به گام زمانی حل بعدی $k+1$ منتقل می‌شود تا تاریخچه زمانی متغیرهای حالت و ورودی‌های کنترلی در کل زمان حل محاسبه شود.

به منظور صحت‌سنجی شبیه‌سازی معکوس، ورودی‌های کنترلی که از شبیه‌سازی معکوس محاسبه شده‌اند به شبیه‌سازی مستقیم بالگرد اعمال شدند و مسیر پیمایش شده

طراحی آزمایش و داده برداری

از بین روش‌های طراحی آزمایش روش بهینه I، به‌عنوان روش برتر انتخاب گردید. برتری این روش نسبت به روش‌های طراحی فاکتوریل کامل^{۱۰}، فاکتوریل کسری^{۱۱}، ترکیب مرکزی^{۱۲} و باکس بنکن^{۱۳} بکارگیری فیوود آماری برای طراحی فضای آزمایش است که موجب می‌شود فضای آزمایش فشرده‌تر و تعداد آزمایشات نسبت به روش‌های کلاسیک کاهش قابل ملاحظه داشته باشد. در روش بهینه I، بر خلاف روش بهینه D که در آن دترمینان ماتریس اطلاعات حداکثر می‌شود، واریانس پیش‌بینی شده حداقل شده که این مساله منجر به کاهش هر چه بیشتر تعداد آزمایشات و هزینه و زمان محاسبات را به طرز قابل توجهی کاهش می‌یابد.

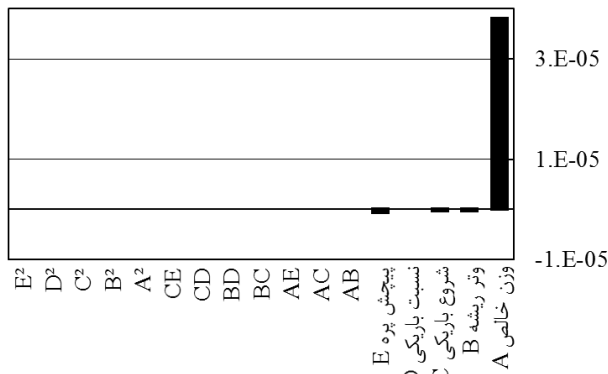
فضای طراحی محدود به متغیرهای هندسی طراحی پره و وزن بالگرد است (جدول ۲). با بکارگیری روش بهینه I، از میان اجراهای امکان‌پذیر، فقط ۴۳ اجرا برحسب متغیرهای طراحی جدول ۱، پیشنهاد شد.

به کمک شبیه‌سازی معکوس، عملکرد بالگرد در مانور مارپیچ؛ شامل ضریب تراست، نسبت برآ به پسا، ضریب توان و تندی رول بالگرد، محاسبه و در جدول ۲ درج شد.

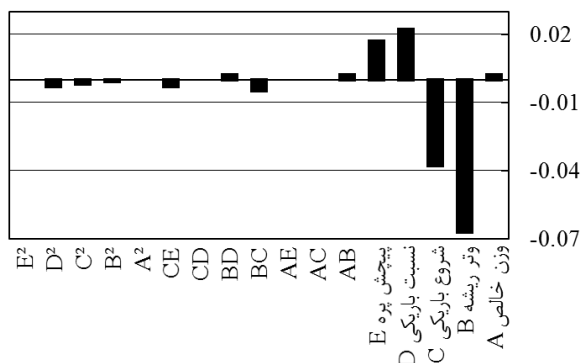
جدول ۲ - ترکیب متغیرهای طراحی در ۴۳ آزمایش

اجرا	W (kg)	c_r	tr	tr_{sp} (t/R)	θ_1 (deg)
1	5936	0.46	2.09	0.81	-9
2	5936	0.46	2.81	0.81	-16
3	5890	0.5	2.45	0.75	-13
4	5936	0.54	2.81	0.69	-9
5	5936	0.46	2.09	0.69	-9
6	5936	0.54	2.09	0.69	-16
7	5936	0.46	2.81	0.81	-9
8	5844	0.54	2.09	0.69	-9
9	5844	0.54	2.81	0.69	-9
10	5844	0.46	2.81	0.81	-16
11	5844	0.46	2.09	0.81	-9
12	5844	0.46	2.81	0.69	-16
13	5844	0.46	2.81	0.81	-9
14	5890	0.5	1.60	0.75	-13
15	5844	0.46	2.09	0.69	-9
16	5936	0.46	2.81	0.69	-16
17	5890	0.5	2.45	0.6	-13
18	5936	0.54	2.09	0.69	-9
19	5844	0.54	2.81	0.69	-16
20	5936	0.54	2.81	0.69	-16
21	5890	0.6	2.45	0.75	-13
22	5936	0.54	2.09	0.81	-9
23	5844	0.54	2.09	0.69	-16
24	5936	0.46	2.09	0.69	-16
25	5890	0.5	2.45	0.75	-20
26	5844	0.46	2.09	0.81	-16
27	5844	0.54	2.09	0.81	-16
28	5890	0.5	2.45	0.75	-5
29	5844	0.46	2.09	0.69	-16
30	5936	0.46	2.81	0.69	-9
31	5936	0.46	2.09	0.81	-16
32	5936	0.54	2.09	0.81	-16
33	5844	0.54	2.81	0.81	-9
34	5844	0.54	2.09	0.81	-9
35	5890	0.5	3.30	0.75	-13
36	5936	0.54	2.81	0.81	-16
37	5890	0.5	2.45	0.9	-13
38	5936	0.54	2.81	0.81	-9
39	5890	0.4	2.45	0.75	-13
40	6000	0.5	2.45	0.75	-13
41	5844	0.54	2.81	0.81	-16
42	5780	0.5	2.45	0.75	-13
43	5844	0.46	2.81	0.69	-9

شده‌اند. به منظور تست آماری در تحلیل واریانس از مقدار p استفاده می‌شود. مقدار p کوچکتر از عدد 0.05 نشان‌دهنده آن است که مدل ریاضی پاسخ از اعتبار کافی برخوردار می‌باشد. نتایج تحلیل واریانس نشان می‌دهد که مقادیر p در آن‌ها کمتر از 0.05 است به عبارتی مدل‌های برازش شده بر داده‌ها با اطمینان ۹۵ درصد، پاسخ سیستم بر حسب متغیرهای طراحی را به خوبی پیش‌بینی می‌نمایند. همان‌طور که در شکل ۱۰ نشان داده شده، پارامتر وزن مهم‌ترین پارامتر تاثیرگذار در ضریب تراست است. پارامترهای بعدی پیچش پره، وتر ریشه و نقطه شروع باریک‌شوندگی هستند که در مقایسه با وزن تاثیر بسیار کمتری دارند. مطابق شکل ۱۱، مهم‌ترین عوامل تاثیرگذار بر نسبت برآ به پسا به ترتیب عبارت از وتر ریشه پره، نقطه شروع باریک‌شوندگی، نسبت باریک‌شوندگی و پیچش پره، هستند. وزن و سایر پارامترهای تداخلی، تاثیر بسیار کمتری در نسبت برآ به پسا بالگرد دارند. از میان متغیرهای تداخلی، ضریب BC (حاصل ضرب وتر ریشه در نقطه شروع باریک‌شوندگی) بیشترین تاثیر را بر نسبت برآ به پسا بالگرد دارد.



شکل ۱۰- مدل ریاضی ضریب تراست بالگرد S-58



شکل ۱۱- مدل ریاضی نسبت برآ به پسا بالگرد S-58

عوامل تاثیرگذار بر ضریب توان بالگرد در شکل ۱۲ نشان داده شده‌اند. وتر ریشه و نقطه شروع باریک‌شوندگی به ترتیب،

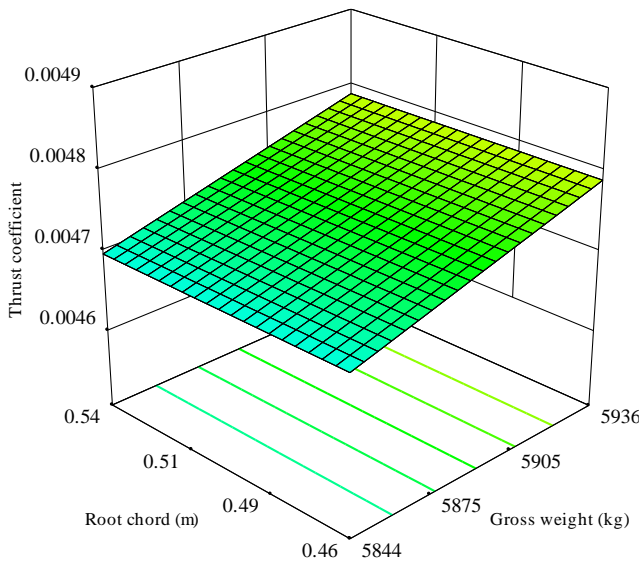
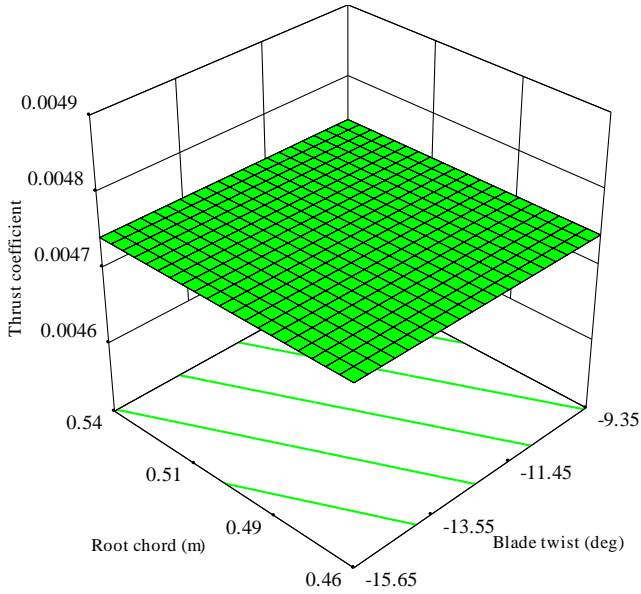
جدول ۳- پاسخ‌های عملکرد بالگرد در ۴۳ آزمایش

اجرا	C_T	L/D	C_P	$P_{pk}/\Delta\phi_{pk}$ (1/sec)
1	0.00476	3.30	0.000200	0.60
2	0.00476	3.30	0.000200	0.61
3	0.00472	3.27	0.000200	0.57
4	0.00476	3.28	0.000201	0.59
5	0.00476	3.36	0.000197	0.61
6	0.00476	3.20	0.000206	0.59
7	0.00476	3.33	0.000198	0.60
8	0.00468	3.22	0.000201	0.54
9	0.00468	3.28	0.000198	0.54
10	0.00468	3.29	0.000197	0.56
11	0.00468	3.30	0.000197	0.54
12	0.00468	3.36	0.000193	0.57
13	0.00468	3.33	0.000195	0.55
14	0.00472	3.19	0.000205	0.56
15	0.00468	3.36	0.000193	0.56
16	0.00476	3.36	0.000196	0.63
17	0.00472	3.35	0.000196	0.59
18	0.00476	3.23	0.000202	0.58
19	0.00468	3.24	0.000200	0.55
20	0.00476	3.25	0.000203	0.60
21	0.00472	3.10	0.000211	0.54
22	0.00476	3.16	0.000209	0.57
23	0.00468	3.19	0.000203	0.54
24	0.00476	3.32	0.000199	0.62
25	0.00472	3.23	0.000203	0.58
26	0.00468	3.26	0.000199	0.55
27	0.00468	3.11	0.000208	0.53
28	0.00472	3.31	0.000198	0.54
29	0.00468	3.32	0.000195	0.57
30	0.00476	3.40	0.000194	0.62
31	0.00476	3.26	0.000202	0.61
32	0.00476	3.12	0.000211	0.58
33	0.00468	3.18	0.000203	0.53
34	0.00468	3.15	0.000206	0.53
35	0.00472	3.31	0.000198	0.58
36	0.00476	3.16	0.000209	0.58
37	0.00472	3.16	0.000207	0.55
38	0.00476	3.19	0.000206	0.58
39	0.00472	3.42	0.000192	0.61
40	0.00481	3.27	0.000204	0.64
41	0.00468	3.15	0.000205	0.54
42	0.00463	3.26	0.000196	0.52
43	0.00468	3.40	0.000191	0.57

رگرسیون خطی و تحلیل داده

براساس داده‌های جدول ۲ و ۳ ضرایب مدل ریاضی پاسخ‌ها محاسبه گردید که در شکل‌های ۱۰ الی ۱۳ نشان داده

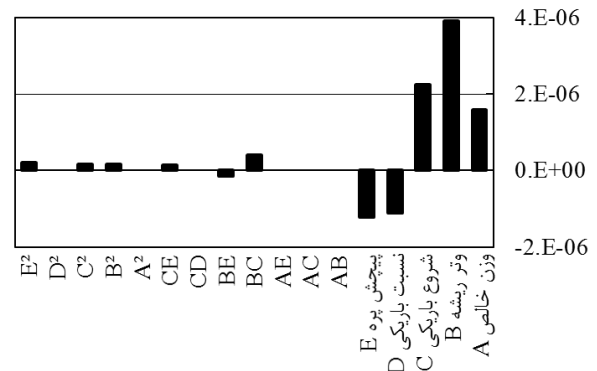
پاسخ نسبت به یک متغیر است. مشابه آنچه پیشتر در شکل ۱۰ بیان شد، ضریب تراست بیشترین حساسیت را به وزن بالگرد دارد و با افزایش وزن بالگرد ضریب تراست نیز افزایش خواهد یافت که در شکل ۱۴ قابل مشاهده است.



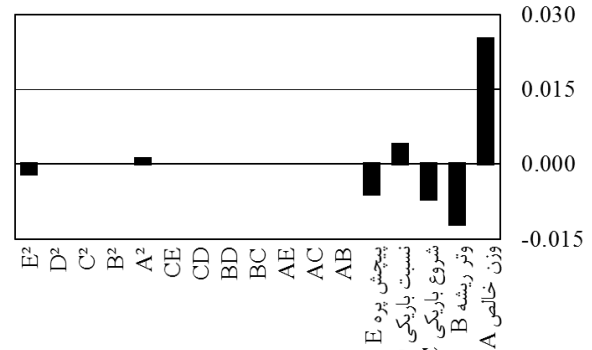
شکل ۱۴- تاثیر پارامترهای مختلف بر ضریب تراست روتور اصلی بالگرد S-58

در شکل ۱۵ حساسیت پاسخ نسبت برآ به پسای بالگرد به متغیرهای طراحی شامل: وتر ریشه، نقطه شروع باریک‌شوندگی و وزن بالگرد، در مانور مارپیچ به نمایش گذاشته شده است. مطابق آنچه پیشتر در شکل ۱۱ بیان شد، نسبت برآ به پسا، بیشترین حساسیت را به وتر پره و سپس بر نقطه شروع

بیشترین تاثیر را در ضریب توان بالگرد دارد. به‌علاوه اینکه پارامتر وزن در توان مورد نیاز بالگرد، تاثیر چشم‌گیری پیدا کرده است. پیچش پره و نسبت باریک‌شوندگی به ترتیب در مرحله سوم و چهارم بر ضریب توان تاثیرگذار هستند. همچنین اثر پارامترهای تداخلی به مراتب کمتر از پارامترهای اصلی بر روی توان مورد نیاز بالگرد است. از میان متغیرهای تداخلی به ترتیب ضریب BC (حاصل ضرب وتر ریشه در نقطه شروع باریک‌شوندگی) و سپس E^2 (توان دوم پیچش پره)، بیشترین تاثیر را بر ضریب توان مورد نیاز بالگرد دارند. مطابق شکل ۱۳، پارامتر وزن مهم‌ترین پارامتر تاثیرگذار در پاسخ تندی رول، است. عوامل تاثیرگذار بعدی به ترتیب عبارتند از: وتر ریشه، نقطه شروع باریک‌شوندگی، پیچش پره و نسبت باریک‌شوندگی. از میان پارامترهای تداخلی، پارامتر E^2 که معرف توان دوم پیچش پره است، بیشترین تاثیر را بر تندی رول بالگرد دارد.



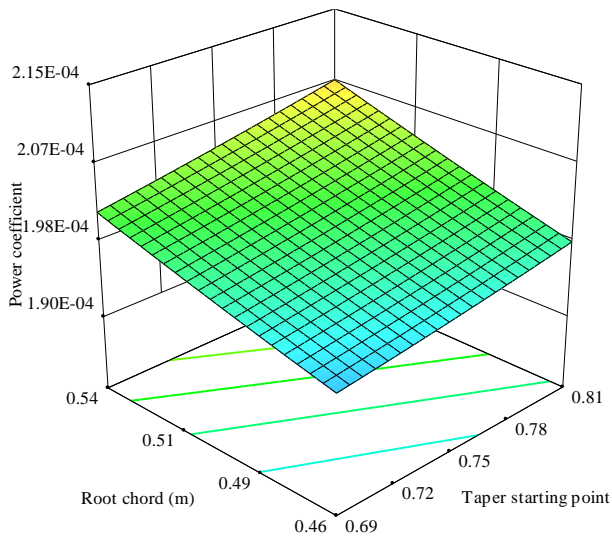
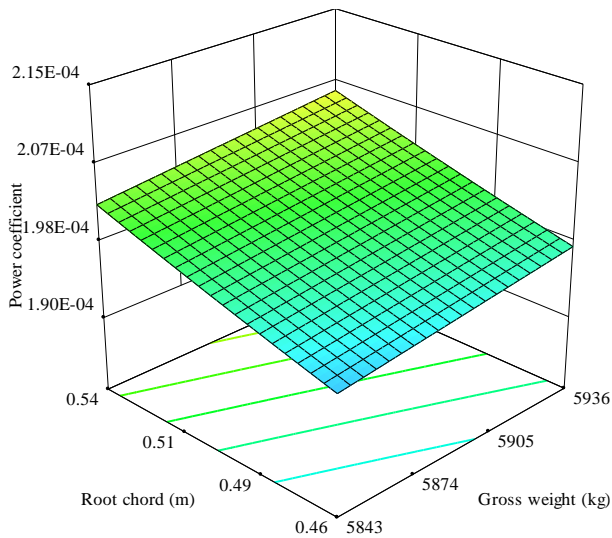
شکل ۱۲- مدل ریاضی ضریب توان بالگرد S-58



شکل ۱۳- مدل ریاضی تندی رول بالگرد S-58

در شکل ۱۴ حساسیت ضریب تراست به وتر ریشه، پیچش پره و وزن بالگرد را در مانور مارپیچ نشان داده شده است. شیب بیشتر در نمودار نشان دهنده حساسیت بیشتر

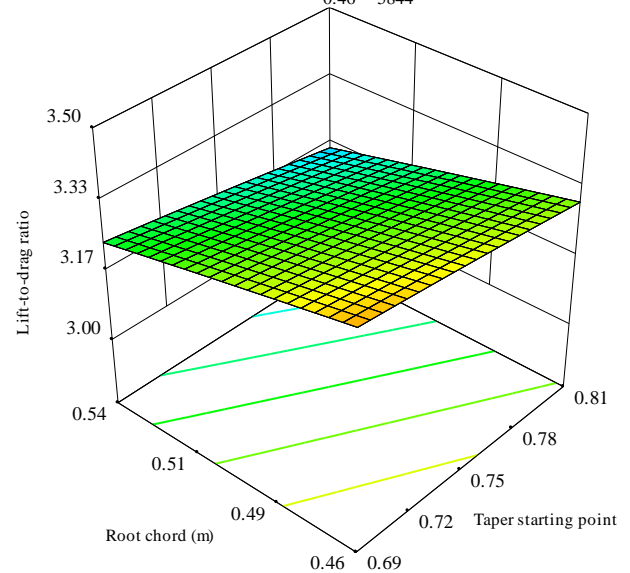
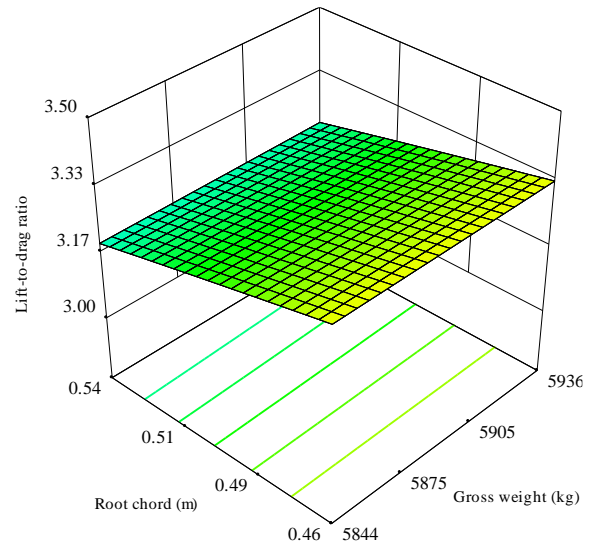
وزن بیشترین حساسیت را دارد که شیب نمودارهای شکل ۱۶ این موضوع را تایید می‌نماید.



شکل ۱۶- تاثیر پارامترهای مختلف طراحی بر ضریب توان بالگرد S-58

حساسیت تندی رول بالگرد به متغیرهای طراحی شامل: وتر ریشه، پیچش پره و وزن بالگرد در مانور، در شکل ۱۷ نشان داده شده است. مطابق آنچه که در شکل ۱۳ بیان شد، تندی رول بالگرد بیشترین حساسیت را به وزن بالگرد داشته به گونه‌ای که با افزایش وزن، تندی رول بالگرد نیز افزایش چشم‌گیری پیدا خواهد کرد.

باریک‌شوندگی دارد. با وجود اینکه متغیر وزن بالگرد در ضریب تراست اثر چشم‌گیری داشت اما مطابق شکل ۱۱، این متغیر در پاسخ نسبت برا به پسا تاثیر ناچیزی دارد.



شکل ۱۵- تاثیر پارامترهای مختلف طراحی بر نسبت برا به پسا بالگرد S-58

حساسیت ضریب توان بالگرد به متغیرهای طراحی شامل: وتر ریشه، نقطه شروع باریک‌شوندگی و وزن بالگرد در مانور، در شکل ۱۶ نشان داده شده است. ضریب توان بالگرد بیشترین حساسیت را به وتر ریشه دارد به گونه‌ای که با افزایش وتر پره بالگرد، ضریب توان افزایش چشم‌گیری پیدا خواهد کرد. ضریب توان مورد نیاز سپس به ترتیب به نقطه شروع باریک‌شوندگی و

به ضریب توان کمینه، نسبت برآ به پسای بیشینه و تندی رول بیشینه، است.

جدول ۴ - تعریف مسئله بهینه‌سازی روتور اصلی بالگرد

حالت	تابع مطلوبیت
۱	حداقل ضریب توان بالگرد
۲	حداقل ضریب توان بالگرد و حداکثر نسبت برآ به پسا
۳	حداقل ضریب توان بالگرد، حداکثر نسبت برآ به پسا و حداکثر تندی رول

حل گر نلدر-مید مورد استفاده از نوع غیرگرادیانی [۳۴] است که برای بهینه‌سازی مسائل چندهدفه جدول ۴، استفاده شده است. بر این اساس مسئله بهینه‌سازی به تابع مطلوبیت رابطه (۸)، تقلیل خواهد یافت:

$$D = \sqrt[3]{d_1 d_2 d_3} \rightarrow \max \quad (8)$$

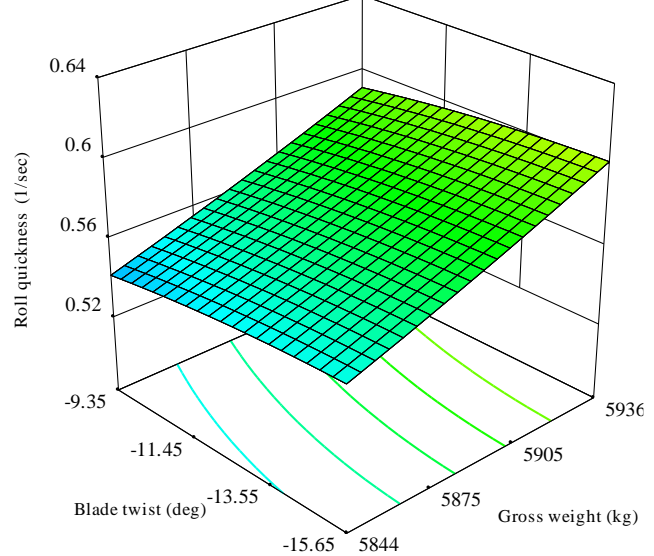
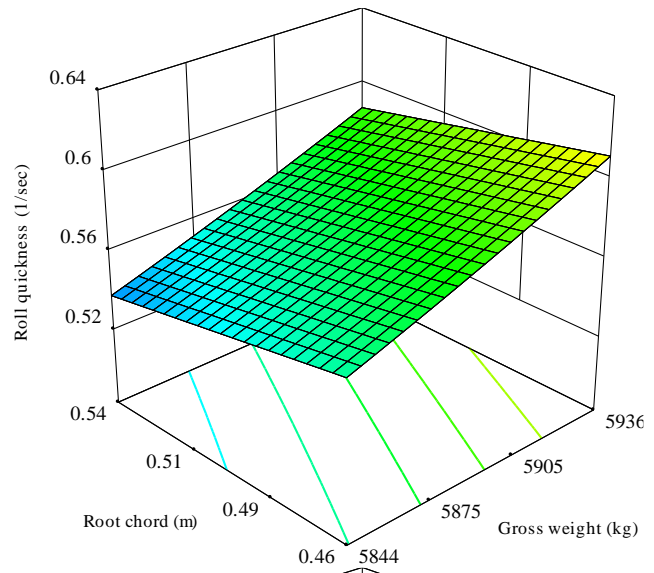
که مطلوبیت هر پاسخ برازش شده از روابط (۹) الی (۱۱)، محاسبه خواهد شد:

$$d_1 = \begin{cases} 0 & C_p < C_{p \min} \\ \frac{C_{p \max} - C_p}{C_{p \max} - C_{p \min}} & C_{p \min} \leq C_p \leq C_{p \max} \\ 1 & C_p > C_{p \max} \end{cases} \quad (9)$$

$$d_2 = \begin{cases} 0 & L/D < L/D_{\min} \\ \frac{L/D - L/D_{\min}}{L/D_{\max} - L/D_{\min}} & L/D_{\min} \leq L/D \leq L/D_{\max} \\ 1 & L/D > L/D_{\max} \end{cases} \quad (10)$$

$$d_3 = \begin{cases} 0 & Q_R < Q_{R \min} \\ \frac{Q_{R \max} - Q_R}{Q_{R \max} - Q_{R \min}} & Q_{R \min} \leq Q_R \leq Q_{R \max} \\ 1 & Q_R > Q_{R \max} \end{cases} \quad (11)$$

ضریب w_i در روابط (۹) الی (۱۱)، ضرایب وزن‌دهی است که در همه مطلوبیت‌ها برابر یک در نظر گرفته شده است. نتایج مسائل بهینه‌سازی در مقایسه با بالگرد پایه در شکل ۱۸ نشان داده شده‌اند. با توجه به اهمیت ضریب توان مصرفی بالگرد، حالت ۲ با نسبت برآ به پسای بیشینه ۳/۴ و ضریب توان مورد



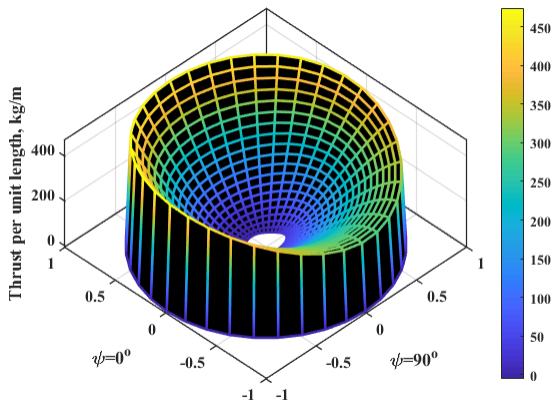
شکل ۱۷- تاثیر پارامترهای مختلف طراحی بر تندی رول بالگرد S-58

بهینه‌سازی و نتایج

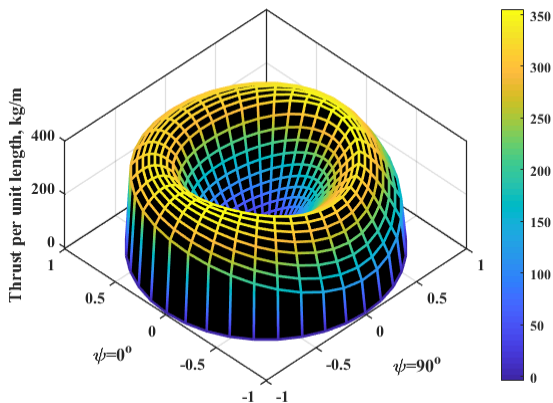
از میان روش‌های مختلف بهینه‌سازی، روش تابع مطلوبیت^۷ برای مسئله بهینه‌سازی روتور بالگرد در نظر گرفته شد تا مسئله بهینه‌سازی چند هدفه را به یک مسئله بهینه‌سازی تک هدفه تقلیل دهد [۱۰].

مطابق جدول ۴، سه حالت برای بهینه‌سازی روتور اصلی بالگرد پایه بر اساس ضریب توان، نسبت برآ به پسا و تندی رول بالگرد در نظر گرفته شده است. در حالت ۱، ضریب توان کمینه و در حالت ۲ ضریب توان کمینه و نسبت برآ به پسای بیشینه در نظر گرفته شده‌اند. در حالت ۳ بهینه‌سازی نیز هدف دستیابی

واضح است. بنابراین ضریب توان شکل پره بهینه کاهش یافته و منجر به کمینه شدن ضریب توان مورد نیاز بالگرد خواهد شد.



شکل ۱۹- عملکرد روتور بالگرد Westland



شکل ۲۰- مقایسه عملکرد روتور با پره‌های بهینه

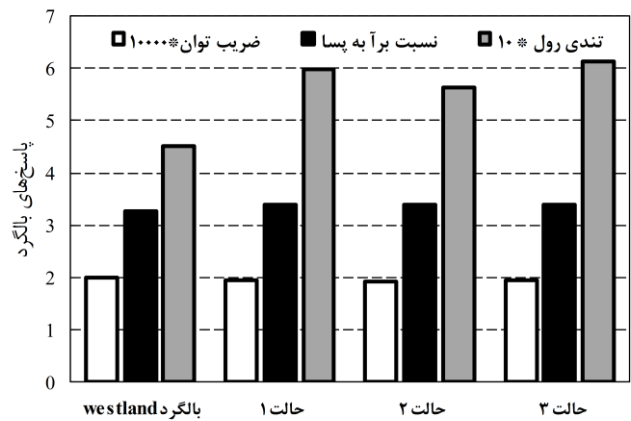
نتیجه‌گیری

مطالعه حاضر برای بررسی و تعیین اثرات پارامترهای مختلف طراحی پره روتور اصلی و وزن خالص بالگرد بر روی عملکرد آیرودینامیکی و مشخصه‌های خوش‌دستی بالگرد در پرواز روبه جلو و مانور مارپیچ، انجام شده است. در واقع بهینه‌سازی روتور بالگرد در یک فرآیند گام به گام انجام شده است و مشخصات پره و وزن بالگرد بهینه برای پرواز مانوری محاسبه و تعیین شده است. یافته‌های اصلی این تحقیق شامل موارد ذیل می‌باشد:

- ۱- در این تحقیق، توانایی روش شبیه‌سازی دینامیکی معکوس در حل مسئله بهینه‌سازی توامان عملکرد و

نیاز کمینه ۰/۰۰۱۹۱ با سطح مطلوبیت ۰/۹۷ به عنوان حالت بهینه در مانور، انتخاب شد.

وزن بالگرد بهینه ۵۸۴۴ کیلوگرم و و وتر ریشه برای پره بهینه ۰/۴۶ متر محاسبه شد که نسبت به بالگرد پایه به ترتیب افزایش ۱ و ۱۰ درصدی داشتند. در این حالت پره از شکل مستطیلی خارج شده و از نقطه ۰/۶۹ شعاع روتور، باریک شده به گونه‌ای که وتر در شروع باریکی از ۰/۴۶ متر به ۰/۱۷ متر در نوک پره، کاهش خواهد یافت. همچنین برای جبران کاهش برآ ناشی از باریک‌شوندگی پره، مقدار پیش‌پیش پره از ۵/۵ درجه به ۹/۴ درجه افزایش خواهد یافت.



شکل ۱۸- مقایسه عملکرد روتور در حالات مختلف بهینه‌سازی

همانطور که در شکل ۱۸ نشان داده شده است، برای بالگرد بهینه، ضریب توان حدود ۴/۵ درصد کاهش یافته و نسبت برآ به پسا و تندی رول به ترتیب به میزان ۴/۳ درصد و ۲۶ درصد افزایش یافته‌اند که بهبود عملکرد آیرودینامیکی و مشخصه‌ی خوش‌دستی مناسبی برای پرواز مانوری محسوب می‌شوند.

توزیع نیروی تراست روتور در دیسک روتور برای بالگرد پایه با ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ و بالگرد با پره‌های بهینه در سرعت پروازی ۶۰ نات در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ نشان داده شده است. در این شکل‌ها موقعیت زاویه‌ای پره در صفحه روتور اصلی با ψ نشان داده شده است. زاویه آزیموت صفر درجه، موقعیت پره در قسمت عقبی بالگرد را مشخص می‌نماید. توزیع نسبتاً یکنواخت تراست برای پره باریک‌شونده نسبت به پره مستطیلی کاملاً

- [3] Z. Zhu and Q.-j. Zhao, "Optimization for rotor blade-tip planform with low high-speed impulsive noise characteristics in forward flight," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 231, no. 7, pp. 1312-1324, 2017.
- [4] B. Glaz, T. Goel, L. Liu, P. P. Friedmann and R. T. Haftka, "Multiple-surrogate approach to helicopter rotor blade vibration reduction," *AIAA journal*, vol. 47, no. 1, pp. 271-282, 2009.
- [5] D. Fusato and R. Celi, "Multidisciplinary design optimization for aeromechanics and handling qualities," *Journal of Aircraft*, vol. 43, no. 1, pp. 241-252, 2006.
- [6] M. Elfarra, M. Kaya and F. Kadioglu, "A parametric CFD study for the effect of spanwise parabolic chord distribution on the thrust of an untwisted helicopter rotor blade," in *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018, p. 1795.
- [7] P. Singh and P. P. Friedmann, "A Computational Fluid Dynamics-Based Viscous Vortex Particle Method for Coaxial Rotor Interaction Calculations in Hover," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 63, no. 4, pp. 1-13, 2018.
- [8] S. Darwish, M. Abdelrahman, A. M. Elmekawy and K. Elsayed, "Aerodynamic shape optimization of helicopter rotor blades in hover using genetic algorithm and adjoint method," in *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018, p. 0044.
- [9] A. Le Pape and P. Beaumier, "Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamic performance in hover," *Aerospace Science and Technology*, vol. 9, no. 3, pp. 191-201, 2005.
- [10] F. Shahmiri, M. Sargolzehi and M. A. S. Ashtiani, "Systematic evaluation of the helicopter rotor blades: design variables and interactions," *Aircraft Engineering Aerospace Technology*, 2019.
- [11] P. C. Murphy and D. Landman, "Experiment design for complex VTOL aircraft with distributed propulsion and tilt

خوش‌دستی بالگرد در مانور ماریچ به اثبات رسید که قابل تعمیم به سایر مانورهای پیچیده و استاندارد نیز هست.

۲- روتور بهینه باریک شونده حالت ۱ سبب ایجاد جریان داخلی یکنواخت شده و منجر به کمینه شدن توان القایی و توان شکل، روتور اصلی خواهد شد.

۳- افزایش وتر ریشه به میزان ۱۰ درصد و همچنین باریک‌نمودن وتر نوک پره به میزان ۶۵ درصد نسبت به وتر ریشه که نقطه شروع باریک‌شوندگی آن در ۰/۶۹ شعاع باشد، سبب دستیابی به طرح پره بهینه‌ای خواهد شد که عملکرد آیرودینامیکی و مشخصه خوش‌دستی بالگرد را به میزان چشم‌گیری بهبود خواهد بخشید.

۴- روتور بهینه، سبب افزایش نسبت برآ به پسا به میزان ۴/۳ درصد خواهد شد. در این طراحی، ضریب توان مورد نیاز بالگرد در مانور حدود ۴/۵ درصد کاهش یافت و تندی رول به میزان ۲۶ درصد افزایش یافت که مقادیر مناسبی از بهبود عملکرد و مشخصه خوش‌دستی در مانور محسوب می‌شوند.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Computational fluid dynamics (CFD)
- ۲ Response surface method (RSM)
- ۳ Inverse simulation
- ۴ I-optimal design
- ۵ Slalom
- ۶ Desirability approach (DA)
- ۷ Nelder-Mead algorithm
- ۸ Roll attitude quickness
- ۹ Levenberg-Marquart (LM)
- ۱۰ Full factorial
- ۱۱ Fractional factorial
- ۱۲ Central composite design
- ۱۳ Box Behnken
- ۱۴ P-value

منابع و مراجع

- [1] S. Hersey, A. Sridharan and R. Celi, "Multiobjective performance optimization of a coaxial compound rotorcraft configuration," *Journal of Aircraft*, vol. 54, no. 4, pp. 1498-1507, 2017.
- [2] S. Chae, K. Yee, C. Yang, T. Aoyama, S. Jeong and S. Obayashi, "Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aeroacoustic performance in hover," *Journal of Aircraft*, vol. 47, no. 5, pp. 1770-1783, 2010.

- [20] D. J. Murray-Smith, "A review of inverse simulation methods and their application," *International Journal of Modelling Simulation*, vol. 34, no. 3, pp. 120-125, 2014.
- [21] D. J. Murray-Smith, "An Approximate Differentiation Method of Inverse Simulation based on a Continuous System Simulation Approach," *Simul. Notes Eur.*, vol. 23, no. 3-4, pp. 111-116, 2013.
- [22] D. Thomson and R. Bradley, "Inverse simulation as a tool for flight dynamics research—Principles and applications," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 42, no. 3, pp. 174-210, 2006.
- [23] A. Abhishek and R. Prasad, "Helicopter Unsteady Maneuver Analysis Using Inverse Flight Dynamics Simulation and Comprehensive Analysis," *Journal of Aircraft*, vol. 53, no. 6, pp. 1614-1625, 2016.
- [24] G. Avanzini, G. De Matteis and A. Torasso, "Assessment of helicopter model accuracy through inverse simulation," *Journal of Aircraft*, vol. 54, no. 2, pp. 535-547, 2017.
- [25] C.-J. Kim and S. W. Hur, "Efficient and robust inverse simulation techniques using pseudo-spectral integrator with applications to rotorcraft aggressive maneuver analyses," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 20, no. 3, pp. 768-780, 2019.
- [26] I. A. Piacenza, F. Giulietti, and G. Avanzini, "Inverse simulation of unconventional maneuvers for a quadcopter with tilting rotors," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 46, no. 30, pp. 232-239, 2013.
- [27] K. Worrall, D. Thomson and E. McGookin, "Application of Inverse Simulation to a wheeled mobile robot," in *2015 6th International Conference on Automation, Robotics and Applications (ICARA)*, 2015, pp. 155-160: IEEE.
- [28] L. Lu, D. J. Murray-Smith and D. Thomson, "Issues of numerical accuracy and stability in inverse simulation," wing," in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2015, p. 0017.
- [12] F. Shahmiri and M. E. Badihi, "Blade planform improvement and airfoil shape optimization of helicopters in hover flight," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences Engineering*, vol. 42, no. 8, pp. 1-14, 2020.
- [13] R. Bradley and D. Thomson, "The development and potential of inverse simulation for the quantitative assessment of helicopter handling qualities," in *Proceedings of AHS/NASA Conference. Piloting Vertical Flight Aircraft: Flying Qualities and Human Factors*, 1993, pp. 251-263.
- [14] R. Celi, "Optimization-based inverse simulation of a helicopter slalom maneuver," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, no. 2, pp. 289-297, 2000.
- [15] B. J. Baskett, "Aeronautical design standard performance specification handling qualities requirements for military rotorcraft," ARMY AVIATION AND MISSILE COMMAND REDSTONE ARSENAL2000.
- [16] M. Imiela and Technology, "High-fidelity optimization framework for helicopter rotors," *Aerospace Science and Technology*, vol. 23, no. 1, pp. 2-16, 2012.
- [17] T. Wilcock and A. C. Thorpe, *Flight Simulation of a Wessex Helicopter-a Validation Exercise*. Citeseer, 1973.
- [18] E. G. Barbosa, W. de Castro Leite Filho and L. C. S. Góes, "Inverse simulation using differentiation and integration-based approach applied to the pendulum with spring model," 2012.
- [19] D. Murray-Smith and E. McGookin, "A case study involving continuous system methods of inverse simulation for an unmanned aerial vehicle application," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 14, pp. 2700-2717, 2015.

Simulation Modelling Practice Theory, vol. 16, no. 9, pp. 1350-1364, 2008.

- [29] W. Blajer, J. Graffstein and M. Krawczyk, "Modeling of aircraft prescribed trajectory flight as an inverse simulation problem," in *Modeling, simulation and control of nonlinear engineering dynamical systems*: Springer, 2009, pp. 153-162.
- [30] W. Blajer and K. Kołodziejczyk, "Improved DAE formulation for inverse dynamics simulation of cranes," *Multibody System Dynamics*, vol. 25, no. 2, pp. 131-143, 2011.
- [31] D. Murray-Smith, "Development of an inverse simulation method for the analysis of train performance," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F: Journal of Rail Rapid Transit*, vol. 232, no. 5, pp. 1295-1308, 2018.
- [32] T. Uppal, S. Raha, S. Srivastava and Jet-Engines, "Inverse Simulation for Gas Turbine Engine Control through Differential Algebraic Inequality Formulation," *International Journal of Turbo*, vol. 35, no. 4, pp. 373-383, 2018.
- [33] R. Fletcher, *Practical methods of optimization*. John Wiley & Sons, 2013.
- [34] C. J. Price, I. D. Coope and D. Byatt, "A convergent variant of the Nelder-Mead algorithm," *Journal of optimization theory and applications*, vol. 113, no. 1, pp. 5-19, 2002.