ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.547913.1992

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

مروری بر استراتژی های بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد

علی مهرابی*
استادیار،
دانشکده مهندسی و پرواز،
دانشگاه امام علی(ع)، تهران

جواد دلدار شیخی
مربی،
دانشکده مهندسی و پرواز،
دانشگاه امام علی(ع)، تهران

علیرضا داوری
دانشیار،
گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران

مقاله مروری
دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۱
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۱۱

چکیده: در تحقیق حاضر مروری بر استراتژی های کلی مورد استفاده در بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد با هدف انجام کاهش منابع محاسباتی فرایند بهینه سازی عملکرد طرح های آیرودینامیکی جدید ملخ انجام شده است. این مطالعه با نگاهی مختصر به مفاهیم و دلایل ایجاد آیرودینامیک غیر دائم و چالش های اساسی ایجاد شده برای مواجه با این مسئله اساسی در طراحی و بهینه سازی ملخ بالگرد شروع شده سپس، روش های طراحی و بهینه سازی گذشته و حال استفاده یا پیشنهاد شده و توسعه ابزارهای تجزیه و تحلیل برای ارزیابی عملکرد ملخ مورد بررسی قرار می‌گیرند تا درک بهتری از مسئله مذکور حاصل شود. نتیجه مطالعه نشان داد علیرغم استفاده از دانش آیرودینامیکی کلاسیک، تونل باد، آزمایش ملخ مدل و محاسبات آیرودینامیکی نسبتاً پایین در گذشته، توسعه اخیر دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) اکنون فرصتی را برای پیش‌بینی دقیق میدان جریان لزج و قابل تراکم در پیرامون ملخ و در نتیجه پیش‌بینی عملکرد طراحی‌های جدید آن ارائه می‌دهند. لذا استفاده از این ابزارها بعنوان ابزاری نوین برای شبیه‌سازی-هایی با همانندی بالا در کنار استفاده از روش‌های مدل‌سازی جایگزین با همانندی متغیر اکثر جنبه‌های مسئله بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد را بوسیله هزینه‌های محاسباتی و زمانی کاهش یافته پوشش خواهند داد.

واژه های راهنما: بهینه سازی آیرودینامیکی، دینامیک سیالات محاسباتی، مدل‌سازی جایگزین، همانندی متغیر، ملخ بالگرد

Review of using surrogate models including CFD. methods to determine the appropriate strategy of aerodynamic optimization of the helicopter rotor

First Author*
Aerospace Assistant Professor, Faculty of Engineering & Flight, Imam Ali University, Tehran

Second Author
Instructor, Faculty of Engineering & Flight, Imam Ali University, Tehran

Third Author
Aerospace Associate Professor, Islamic Azad University, Science and Research Branch, Tehran.

Abstract: A review of the general strategies used in the aerodynamic optimization of the helicopter rotor has been done. The aim is reducing the computational resources of the optimizing process of the new aerodynamic designs of the rotor. This study begins with a brief review of the concepts and sources of the unsteady aerodynamics and the fundamental challenges to addressing this fundamental problem in helicopter rotor design and optimization. Then, past and present design and optimization methods used or proposed and the development of analysis tools to evaluate rotor performance reviewed to gain a better understanding of the problem. The results showed that despite the use of classical aerodynamics, wind tunnel, model rotor experiments and aerodynamic calculations in the past, the recent development of computational fluid dynamics (CFD) now provides an opportunity to accurately predict the viscous and compressible flow field and provide predicting the new rotor designs performances'. Therefore, the use of these tools for high-fidelity simulations along with the use of surrogate modeling methods with variable fidelity will cover most aspects of the aerodynamic optimization problem of the helicopter rotor with reduced computational and time resources.

Keywords: Optimization, Computational fluid dynamics, Surrogate modeling, Variable Fidelity, Helicopter rotor

* نویسنده مسئول، mehrabi@iamu.ac.ir

۱- مقدمه

غیردائمی شدن میدان جریان حول جسم، ناشی از هر عاملی که باشد باعث پیچیدگی آن شده و محاسبهٔ نیرو های وارد بر جسم به سادگی آنچه در حالت دائم انجام می‌شود، نخواهد بود. در این حالت بر خلاف حالت دائم، پارامتر زمان نقش تعیین کننده‌ای در تعیین پدیده های سیالاتی و مقدار نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جسم خواهد داشت و در بسیاری از مواقع این ویژگیها و نیروهای آیرودینامیکی، تنها تابعی از عدد ماخ و عدد رینولدز نبوده و به پارامترهای دیگری نیز وابسته می‌شوند. بنابراین درک و فهم و شناسایی ارتباط بین پدیده هایی که در این شرایط رخ می دهد در پیش بینی عملکرد جسم در حالت غیردائمی و نهایتا کنترل اثرات نامطلوب و شرایط مخرب بسیار با اهمیت و ضروری می باشد. از مباحث مهم در میدان جریان غیر دائم که سالها مورد توجه محققین قرار گرفته بررسی چگونگی وضعیت لایه مرزی، مشخصات آن و تاثیر متقابل آن در حرکت غیردائمی است که آیرودینامیک جسم پرنده، بال یا ایرفویل را با حالت دائمی متفاوت می کند. اگرچه در نیم قرن گذشته بررسی تاثیر پارامترهای مختلف روی لایه مرزی و اتفاقات موجود در آن توسط محققین از جنبه تئوری و تجربی انجام شده است لیکن از مباحث مهم در این زمینه تاثیر شرایط نوسانی روی مشخصات لایه مرزی جزء مسایل روز دنیا می باشد.

ایجاد جریان‌های گردابه ای، جدایش و انتشار آنها از جسم از مهمترین ویژگی های جریان روی اجسام در حال نوسان مخصوصاً در زوایای حمله بالا محسوب می گردد. این پدیده ها اثرات مهمی روی رفتار آیرودینامیکی استاتیکی و دینامیکی وسایل پرنده می گذارد. مهمترین اثرات حرکات نوسانی روی رفتار آیرودینامیکی جسم را می توان در موارد زیر دانست :

- تغییرات غیر خطی قابل توجه در رفتار لایه مرزی در شرایط نوسانی رو به بالا یا رو به پایین رفتن جسم
- تغییرات غیرخطی قابل توجه مشتقات پایداری با زاویه حمله، زاویه جانبی، دامنه و فرکانس نوسانی
- وابستگی و تداخل شدید بین ضرایب آیرودینامیک طولی و عرضی
- وابستگی به زمان و اثرات هیسترزیس
- وابستگی شدید به شکل هندسی جسم در حالت نوسانی

در جریان غیردائم بدلیل متغیر بودن میدان جریان با زمان، میدان جریان پیچیده‌تر می‌شود زیرا که پدیده های ایجاد شده روی جسم با حرکت نوسانی وسیله هم فاز نبوده بلکه بدلیل تاخیر زمانی با یک اختلاف فاز نسبت به حرکت نوسانی جسم اتفاق می افتد. این تاخیر بستگی به فاصله موقعیت مورد نظر تا محل ایجاد پدیده ها نظیر گردابه بدنه یا گردابه لبه حمله بال دارد. بطوریکه رفتار دو گانه در حالت رو به بالا و رو به پایین سبب یک نوع هیسترزیس و اختلاف فاز در شرایط لایه مرزی و رفتار آیرودینامیکی می گردد. به طور کلی در حالت غیردائم مقدار نیروهای آیرودینامیکی در یک زمان خاص نه تنها تابع شرایط در آن زمان بوده بلکه تا حد زیادی وابسته به تاریخچهٔ زمانی جریان در لحظات قبل نیز می‌باشد[۱].

حرکت غیردائم ایرفویل‌ها اثرات دینامیکی زیادی را بسته به جهت حرکت ایرفویل و زاویهٔ حمله ایجاد می‌کند.

حرکت‌های مختلف که باعث تولید ناپایداری جریان می‌شوند، به صورت زیر است:

- حرکت پیچشی[1]: حرکتی است که ایرفویل حول یک محور الاستیکی به صورت سینوسی نوسان می‌کند که معمولاً در ۱/۴ وتر اتفاق می‌افتد. در این حرکت هم تغییرات زاویهٔ حمله و هم نرخ پیچش تأثیرگذار است.
- حرکت انتقالی[2]: در این نوع حرکت ایرفویل به طور سینوسی در راستای عمود بر جریان آزاد نوسان می‌کند. تنها متغیر این نوع حرکت زاویهٔ حمله می‌باشد.
- پیشروی و پسروی[3]: حرکتی که ایرفویل به طور سینوسی در راستای وتر نوسان می‌کند.
- برخورد عمودی باد[4]: در این حرکت دماغهٔ ایرفویل به طور ناگهانی از حالت سکون بالا می‌آید و باد به صورت سینوسی عمود بر وتر ایرفویل وارد می‌شود.

دانش وضعیت لایه مرزی برای درک عملکرد آیرودینامیکی یک ایرفویل یا بال در حرکت غیر دائمی، بسیار ضروری است. در واقع فهم پیشرفته از توسعه این جریانها و موضوعات آیرودینامیکی در حرکت غیر دائم در ادامه توسعه و اعتبار سنجی روشهای تخمینی، ارتقاء روشهای اندازه‌گیری مشخصات و پدیده های موجود در لایه مرزی غیر دائم لازم است. چگونگی جابجایی نواحی مختلف اعم از محل گذر، جدایش و برگشت به حالت اولیه در شرایط نوسانی مختلف نسبت به زمان و وضعیت متغیر جسم تاثیرات بسیار مهم و تایین کننده ای روی عملکرد آیرودینامیکی و نهایتا راندمان عملکردی آن خواهد داشت که بایستی بدقت ارزیابی و میزان حساسیت‌ها به مدلهای ریاضی تبدیل گردد[۲].

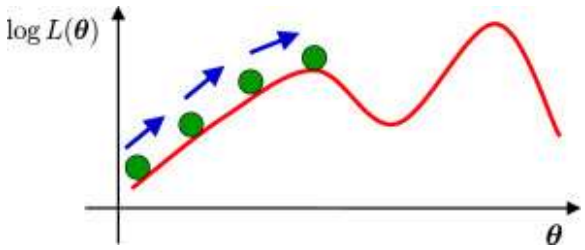
[1] Pitch
[2] Plunge
[3] Lead-Lag
[4] Vertical Gust

با توجه به پیچیدگی‌های آیرودینامیک غیردائم پیرامون ملخ بالگرد و لزوم بهبود طراحی آیرودینامیکی آن، هدف تحقیق حاضر مطالعه روش‌ها و استراتژی‌ها برای انتخاب مدل‌های آیرودینامیکی مناسب با همانندی بالا برای ارائه یک استراتژی مناسب مدل‌سازی کامل جنبه‌های فیزیکی حاکم بر عملکرد آیرودینامیکی ملخ و پره‌ها همراه با بهره‌مندی از توانمندی‌های روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی‌ست.

۲- بهینه سازی عملکرد آیرودینامیکی ملخ

سلی در سال ۱۹۹۹[۳] و گانگولی در ۲۰۰۴[۴] مرورهای خوبی از پیشرفت های حاصل شده در بهینه سازی ملخ بالگرد در سال های گذشته ارائه کردند. سلی بیان می کند که وجود پشتوانه قوی درک فیزیکی در ابزار تجزیه و تحلیل نقش کلیدی در یافتن یک ابزار قوی و قابل اعتماد برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی دارد. از طرف دیگر، گانگولی مدعی است که یک بهینه سازی حداقلی ناحیه‌ای در ملخ در نهایت بهتر از یک بهینه جهانی تئوری فراگیر است. استدلال او این است که در طول یک بهینه سازی عددی نه تنها نمی‌توان همه محدودیت ها را گنجاند بلکه ملاحظات طراحی خاص نیز در نظر گرفته نمی‌شوند. بنابراین، اگر از یک طرح موجود شروع و به حداقل های موجود بعدی رفت ممکن است که در عمل نتیجه بهتری حاصل شود و طراحی قابل اعتمادتری نسبت به آن یک طراحی بهینه جهانی ناشناخته یا شناخته نشده داشته باشد. البته وی هشدار می‌دهد که الگوریتم های جستجوی مبتنی بر گرادیان محلی شده ممکن است مطلوب تر باشد هنگامی که آنها قادر باشند که به سرعت حداقل بعدی را در مقایسه با بهینه سازی کلی ناشناخته و کاملاً جدید پیدا کنند.

روش گرادیان یک رویکرد بهینه سازی عمومی و ساده است که به‌طور مکرر پارامتر را به‌روزرسانی می‌کند تا گرادیان یک تابع هدف را رشد یا کاهش دهد (شکل۱). الگوریتم گرادیان در این خلاصه شده است. تحت یک فرض ملایم، راه حل گرادیان یک روش بهینه سازی محلی تضمین شده است، که مربوط به قله یک کوه محلی است و مقدار هدف را نمی توان با هیچ به روز رسانی پارامتر محلی افزایش داد[۵].



شکل۱ طرحواره‌ای از روش گرادیان(صعودی)[۵]

از سوی دیگر، وی بیان می کند که بهینه سازی یک پره ملخ به وضوح یک مشکل ایروالاستیکی است که حل آن از نظر محاسباتی پرهزینه و چند وجهی است. این مسئله به یک تکنیک بهینه سازی کلّی نیاز دارد که بر گرادیان‌های مختلف تکیه نمی‌کند. چنین تکنیک‌هایی برای چنین مسئله‌ای به سختی به دست می‌آیند. او توصیه می کند که بهینه سازی ملخ‌ها با استفاده از استراتژی‌های هیبریدی انجام شود، جایی که یک الگوریتم ژنتیک یا یا تبرید شبیه‌سازی یک بهینه سازی کلی را می‌یابد و سپس با روش های مبتنی بر الگوریتم گرادیان پالایش می شوند. الگوریتم تبرید شبیه‌سازی‌شده[۱](SA) ، یک الگوریتم بهینه سازی فرا ابتکاری ساده و اثربخش در حل مسائل بهینه سازی در فضاهای جستجوی بزرگ است. این الگوریتم بیشتر زمانی استفاده می‌شود که فضای جستجو گسسته باشد. برای مسائلی که پیدا کردن یک پاسخ تقریبی برای بهینه سازی کلی مهمتر از پیدا کردن یک پاسخ دقیق برای بهینه سازی محلی در زمان محدود و مشخصی است، تبرید شبیه‌سازی شده ممکن است نسبت به باقی روش‌ها مانند گرادیان افزایشی یا کاهشی دارای ارجحیت باشد. این روش‌ها مبتنی بر کاهش تدریجی احتمال انتخاب پاسخ‌های بدتر حین جستجو در فضای پاسخ‌ها هستند که به همین دلیل یافتن بهترین پاسخ را ممکن می‌سازند. او همچنین خاطرنشان می کند که ابزارهای تجزیه و تحلیل هنوز شکننده هستند و محاسبه تفاوت های محدود می‌تواند اشتباه و همچنین پرهزینه باشد. در این مطالعه، چشم اندازی در مورد قابلیت‌های مدل های جایگزین[۲] برای کاهش هزینه عددی بهینه سازی با استفاده از .CFD ارائه شده است. این روش‌ها عبارتند از: سطوح پاسخ چند جمله‌ای، کریجینگ، شبکه‌های عصبی مصنوعی سیستم های منطق فازی. یکی از مشکلات کلیدی ذکر شده، تخمین میزان دقت چنین مدل هایی است اما مزیت کلی آنها استفاده از منابع فشرده استراتژی های بهینه سازی کلی است.

[1] Simulated Annealing
[2] surrogate models

۳- روش‌های تحلیل آیرودینامیک ملخ

برای درک سیستم پیچیده ای مانند ملخ بالگرد، نیاز به روش‌هایی دقیق و قابل اعتماد برای تجزیه و تحلیل طراحی آن مورد نیاز است. یک مرور کلی و جامع از بیشترین روش های موجود برای محاسبه و تحلیل آیرودینامیک ملخ بالگرد که تا سال ۲۰۰۰ میلادی از آنها استفاده شده بوده توسط کانلیسک انجام شده است. در تحقیق وی هر کدام از روش ها به تفصیل شرح داده شده و فرضیات و معادلات لازم برای هر روش نیز بیان شده‌اند. اولین روش معتبر استفاده شده برای تجزیه و تحلیل ملخ، تئوری اندازه حرکت توسعه یافته است که در نیمه دوم قرن نوزدهم توسط رانکین و فرود و بعدها توسط گلائورت تعمیم یافت. در این روش، استفاده از ملاحظات ترمودینامیکی است که اجازه می دهد تا توان مورد نیاز برای یک ملخ ایده آل در یک مقدار نیروی رانش خاص تنها با در نظر گرفتن ناحیه دیسک و چگالی هوای اطراف محاسبه شود. تئوری المان پره(BET)[1] یک رویکرد پیشرفته تر است ، که توسط درزویسکی برای استفاده در تحلیل آیرودینامیک ملخ‌های هواپیما استفاده شده است. ایده اصلی در این روش بر تقسیم پره ملخ به بخش‌های مختلف در طول گستره آن و محاسبه بارهای وارده بر آنها با انتگرال‌گیری از نیروهای دوبعدی مربوط به ایرفویل‌ها استوار بود. با استفاده از توسعه تئوری المان پره از روش‌های بسیاری برای برای تحلیل صحیح و محاسبه جریان گذرنده از طریق صفحه ملخ، بعنوان یک مسئله کلیدی، استفاده شده است[۶]،[۷]،[۸].

از آنجایی که طراحی پره ملخ خود یک مسئله آیرو- مکانیکی است لذا مدل‌سازی دقیق آن نیاز به تلاش در چندین رشته علمی دارد. بارهای ایجاد شده توسط حرکت پره در هوا، در بخش آیرودینامیکی قرار می‌گیرند. تغییر شکل الاستیک سازه پره تحت تأثیر نیروهای آیرودینامیکی و اینرسی انجام می‌شود و بررسی حرکت صلب جسم نیز در بخش مکانیک پرواز بالگرد پوشش داده می‌شود. بررسی مکانیک پرواز بالگرد نیازمند توجه به دینامیک پره‌ها و همچنین تنظیمات ترازی به دست آمده از نگه داشتن بالگرد در داخل مسیر پروازی دلخواه است. این کار سه گانه در بخش‌های بررسی آیرودینامیکی هوا، سازه و دینامیک پرواز با کدهای به اصطلاح جامع انجام شده است. مروری کلی بر کدهای جامع نسل اول و دوم مشهور آمریکایی از قبیل برنامه هایی مانندCAMRAD، UMARC، DYMORE و .RCAS توسط کونز ارائه شده است. کد جامع آمریکایی CAMRAD II نتایج خوبی را برای آزمایش‌های پرواز تحلیل شده برای پیکره-بندی‌های مختلف ملخ ارائه داده است. یک کد جامع اروپایی به نام HOST هم توسط آرناود و همکاران وی برای آزمایش های پروازی پوما ای اس-۳۳۰ تایید شده است. بوچوالد و همکاران پیشرفت های بیشتر این کد را ارائه داده‌اند[۹]، [۱۰]، [۱۱].

تئوری المان پره که اساسی‌ترین روش آیرودینامیکی است که در کدهای جامع یافت می‌شود، اغلب با تئوری اندازه حرکت در مدل‌سازی‌های پرواز ایستائی یا مدل‌سازی خطی جریان درون‌ریز در پرواز رو به جلو همراه است. یک نمونه شناخته شده از این مدل‌ها توسط پیت و پیترز ارائه شده است. برای این مدل های خطی، یک توزیع هارمونیک مرتبه اول جریان درون‌ریز در همه زوایای آزیموس یک دور چرخش ملخ به صورت فرض شده است. مدل‌های خطی جریان درون‌ریز بسیار کارآمد هستند، اما جزئیات خاصی از جریان را به ویژه در وابستگی به هندسه پره و ملخ را حل نمی کنند. گام بعدی برای حل دقیق تر این موضوع توسط کینر پیشنهاد شده است. او یک تئوری پتانسیل اصلاح شده برای محاسبه جهش فشار در گذر از صفحه ملخ با فرض اغتشاشات کوچک نسبت به جریان درون‌ریز کلی را پیشنهاد داد. شارما و همکاران در تحقیق خود اشاره به روشی نموده تند که با توجه به اثر مجاورت زمین تغییراتی در این تئوری گنجانده شده و در کد HOST پیاده سازی شده است. این روش به عنوان یک گام میانی به سمت مدل‌سازی جریان دنباله ملخ تعبیر می‌شود. این روش از نظر محاسباتی در مقایسه با روش های دیگر کم هزینه تر است، اما تمام اثرات فیزیکی از جمله گردابه‌های نوک پره به طور صریح در آن مدل‌سازی نشده است و از طرفی این روش شامل گردش محدود پره‌هاست[۱۲]، [۱۳]، [۱۴].

۳-۱- روش‌های عددی دینامیک سیالاتی بررسی آیرودینامیکی ملخ

استراون و همکاران خلاصه خوبی از روش‌های .CFD در زمینه بررسی آیرودینامیکی ملخ‌های وسایل پرنده بالگردان تا سال ۲۰۰۵ میلادی را ارائه داده اند. در این تحقیق چگونگی انجام اولین محاسبات .CFD بر اساس تئوری اغتشاش‌های کوچک گذرصوتی برای یک ملخ بر روی استند معلق بیان شده است. از آنجایی که روش آنها شامل بررسی جریان دنباله ملخ نیست، توسعه‌های بعدی این روش شامل یک مدل دنباله- آزاد برای تحت پوشش قرار دادن سرعت‌های القایی ناشی از گردابه‌ها در حل .CFD است. نمونه ای از این تکنیک توسط اگلف و همکاران

[1] Blade element theory (BET)

ارائه شده است که به جای استفاده از تئوری اغتشاش‌های کوچک گذرصوتی، معادلات پتانسیل کامل در آن حل شده اند. برای به دست آوردن یک پیش بینی بهتر از نیروی پسای تولید شده در کارکرد ملخ، کارنس و همکاران به معرفی روشی پرداختند که در آن از یک کد لایه مرزی برای گنجاندن اثرات چسبناک در شبیه سازی استفاده شد. کرول اولین کسی است که نشان داد که امکان محاسبه میدان جریان ملخ یک بالگرد در پرواز ایستایی بدون استفاده از مدل‌سازی جریان دنباله و فقط با حل معادلات اویلر در یک قاب مرجع چرخان امکان پذیر است. ویک و سانکار[۱۵] اولین کسانی هستند که معادلات رینولدز میانگین ناویر استوکس(RANS) [1]را برای ملخ بالگرد حل کردند[۱۶] ، [۱۷]، [۱۸]، [۱۹].

تا اینجا، بررسی‌های عددی برای حالت پرواز ایستایی انجام شدند زیرا الزامات مش بندی در این حالت محدود است. برای پرواز به جلو، تکنیک کایمرا به مدل‌سازی چندین پره در یک زمان کمک می‌کند. این کار در پرواز ایستایی لازم نیست زیرا در این حالت فقط محاسبه مربوط به یک ملخ ایزوله انجام می‌شود که می‌توان از شرایط مرزی متناوب استفاده کرد. تکنیک کایمرا چندین شبکه‌بندی را در یک شبکه پس زمینه قرار می دهد بنابراین امکان مدل‌سازی اجسام متحرک با غیر متحرک را در یک شبیه‌سازی ایجاد می کند. دوکه و سرینیواسان و همچنین استانگل و واگنر از جمله اولین کسانی هستند که این تکنیک را به کار بردند[۲۰]، [۲۱].

رویکرد دامنه درونی- بیرونی با حل میدان نزدیک بوسیله CFD. و میدان دور با مدل‌سازی دنباله در سال‌های اخیر هم کاربرد داشته است. علاوه بر این در بسیاری از رویکردها اثرات متقابل جفت شدگی سازه – سیال نیز بررسی می‌شوند. در این رویکردها بر لزوم گنجاندن اثرات لزجت برای پوشش صحیح گشتاور پیچشی تأثیرگذار بر پیچش پره نیز تأکید شده است[۲۲].

هنگام حل معادلات RANS برای ملخ بالگرد، دو نقص عمده وجود دارد. از یک طرف، اتلاف عددی ناشی از مش های درشت یا الگوهای عددی اتلافی زیاد باعث می‌شوند که دنباله و همچنین گردابه‌های نوک پره‌ها نیز به منظور ثبت درست فیزیک جریان به سرعت ناپدید شوند. از طرفی مدل‌سازی پدیده واماندگی با مدل‌های اغتشاشی یک و دو معادله‌ای به ویژه برای واماندگی دینامیکی دشوار است. تحقیقات زیادی در مورد این دو کاستی در حال انجام است .این رویکردها برای رقابت با شبیه‌سازی‌های به روش RANS به اندازه کافی بالغ در نظر گرفته نمی-شوند[۲۳].

علاوه بر استفاده از شبکه های ظریف تر، سعی شده است تا با به کارگیری الگوهای با درجه بالاتر بر مشکل استهلاک عددی ذاتی غلبه شود. این الگوها به طور کلی میرایی عددی کمتری را به حل وارد می‌کنند. نمونه هایی از روش اخیر در تحقیقات کوارش و بوون ارائه شده‌اند و نشان دادند که با استفاده از این روش، بهبود در موارد آزمایشی آنها رخ داد[۲۴]، [۲۵].

ایده دیگری برای مدل‌سازی بهتر گردابه‌های نوک پره، تبدیل معادلات ناویر- استوکس به معادلات انتقال گرداب با گرفتن کرل روی معادلات اندازه حرکت است. با فرمول بندی مستقیم معادلات به بخش‌های گردابی، چرخش بهتر حفظ می‌شود. پولوک در تحقیق خود به روشی اشاره کرده است که در آن معادلات تبدیل گردابه به منظور مدل کردن پرواز ایستایی و پرواز رو به جلو حل شدند. با این حال، آنها با فرض جریان غیر لزج و غیرقابل تراکم فرموله شده اند که باعث می‌شود تا همه فیزیک جریان پیرامون ملخ نشان داده نشود. بنابراین، وایت هاوس و تدقیقی روش تبدیل گردابی را با معادلات RANS جفت کردند. آنها محیط اطراف ملخ را با مدل تبدیل گردابی، که در آن فرض تراکم ناپذیری و جریان غیر لزج برقرار است مدل کردند و در مجاورت پره های ملخ، جریان با معادلات ناویر- استوکس محاسبه می شد و سپس جفت شدن بین هر دو حوزه از طریق تکنیک کایمرا قابل دستیابی بود. رویکرد سوم برای اصلاح پیش‌بینی گردابی، محدود کردن گردابه نامیده می‌شود که توسط توسط استینهوف و راویپ راکاش ایجاد شد. در اینجا، یک عبارت مربوط به منبع اضافی در ناحیه مرکزی یک ناحیه گردابی مشخص شده اضافه می‌شود تا از اتلاف هسته گردابه جلوگیری شود. این روش توسط کوستس نیز مورد تحقیق قرار گرفته است که در آن این روش در مرتبه بالاتر برای مدل‌سازی یک ملخ پیاده‌سازی شد. نقص این روش این است که نتایج بسیار وابسته به پارامتر هستند و باید برای هر مورد به طور جداگانه شناسایی شوند[۲۶]، [۲۷]، [۲۸].

موضوع چالش برانگیز شبیه سازی واماندگی دینامیکی، توسط اسمیت و همکاران بررسی شده است. آنها تأثیر انطباق زمانی و مکانی را بر پیکره‌بندی بال در حال پیچش بررسی کرده-اند. آنها متوجه شدند که با استفاده از روش آنها در مقایسه با اندازه مش و گام‌های زمانی ثابت برای به دست آوردن نتایج مشابه می توان تا ۷۰٪ صرفه جویی در زمان به دست آورد. آنها

[1] Reynolds-Averaged Navier-Stokes

مدل کردن آشفتگی جریان با تکنیک های پیشرفته تر مانند شبیه سازی گردابه‌های بزرگ (LES) را پیشنهاد کردند. مقایسه روش‌های مختلف مدل‌سازی آشفتگی برای بالواره‌های بالگرد و سه حالت مختلف پرواز بالگرد یو اچ -۶۰ توسط چوی و همکاران انجام شده است. آنها نشان دادند که پیش بینی ها از طریق شبیه سازی های گردابه جدا شده (DES) بهبود می یابند. شارما و همکاران در تحقیق خود به اختلاف نتایج بین نتایج عددی برای رویکردهای استاندارد RANS با وضوح بسیار خوب با نتایج تجربی واماندگی دینامیکی اشاره کرده اند. آنها بر نیاز به وضوح بالا برای ثبت همه اثرات تأکید کردند[۲۹]، [۳۰].

یکی از پیشرفته ترین راه حل معادلات RANS برای ملخ-های کامل بالگرد در ترکیب با مدل های آشفتگی دو معادله ای مانند k-ω-SST در تحقیق بنگا و همکاران معرفی شده است. آنها به طور قابل اعتمادی به محاسبه جریان های اطراف اجزای مختلف بالگرد و یا بدنه کامل آن در سناریوهای مختلف، کمک می کنند. در تحقیق ویلبور و همکاران نتایج بدست آمده توسط معادلات RANS به همراه یک کد جامع با نتایج حاصل از یک پرواز واقعی آزمایش یک بالگرد مقایسه شده است. انحرافات حدود ۴٪ در محاسبه توان ملخ مورد نیاز در روش CFD در مقایسه با نتایج آزمایش واقعی مشاهده شد. بنابراین ثابت می‌شود که استفاده از RANS در شرایط طراحی آیرودینامیکی کافی است، در حالی که برای شبیه سازی آیرو-آکوستیک و شرایط خارج از طراحی، به روش های دقیق تری نیاز است[۳۱]، [۳۲]، [۳۳].

۳-۲- تکنیک های جایگزین و روش های بهینه سازی

یک رویکرد رایج برای کاهش تعداد ارزیابی ها در یک بهینه سازی عددی از هر نوع سیستمی استفاده از مدل های جایگزین است. ایده مدل جایگزین بر این اساس است که فقط از تعداد کمی از ارزیابی‌های عملکرد واقعی، در اینجا کدهای تجزیه و تحلیل، استفاده کند و یک رابطه ساده و ریاضی از این نمونه ها ایجاد نماید که تابع اصلی را تقریب می‌زند. مفهوم رایج به اختصار به این صورت است که ابتدا یک طراحی اولیه آزمایش ها (DoE) به منظور به دست آوردن تابع/ جفت های برداری طراحی هدف انجام می‌شود. سپس جایگزین ایجاد می‌شود و جستجو در این مدل برای مکان های نمونه جدید انجام می‌شود که سپس با ابزار شبیه سازی دوباره محاسبه می شوند و همچنین به مدل جایگزین اضافه می‌شوند. معیارهای مختلفی برای این نقاط مشخص شده وجود دارد. محدوده آنها از بهبود تخمین خطا، مقادیر تابع هدف و همچنین بهبود عملکرد مورد انتظار است. اگر معیارهای همگرایی برآورده شوند، فرآیند متوقف می‌شود. در غیر این صورت، فرآیند دوباره با بازسازی مدل‌های جایگزین با نمونه های تازه محاسبه شده شروع می‌شود[۳۴]، [۳۵]، [۳۶].

مدل‌های جایگزین رایج در بهینه سازی عددی شامل مدل‌های سطح پاسخ چند جمله‌ای، توابع پایه شعاعی، کریجینگ و شبکه های عصبی مصنوعی هستند. آنها همچنین با تجزیه متعامد مناسب ترکیب می شوند که اجازه می دهد که درون یابی بسیاری از متغیرهای وابسته به طور همزمان انجام شوند.

مدل‌های سطح پاسخ چند جمله‌ای اساسی‌ترین رویکرد برای مدل‌سازی جایگزین هستند. یک تابع چند جمله ای به عنوان فرضی از شکل تابع واقعی تنظیم می‌شود و سپس ضرایب چند جمله ای با استفاده از روش حداقل مربعات تعیین می‌شود. کالینز از این رویکرد در کار خود برای مدل‌سازی سطوح ارتعاش یک پره ملخ بالگرد استفاده کرد و از مزیت‌های این روش در بهینه سازی خود بهره برد. بهترین ترتیب برای چند جمله ای، برای کاهش بارهای ارتعاشی روی پره‌های ملخ توسط بادرا و همکاران بررسی شد. نتیجه‌گیری این بود که چند جمله‌ای های مرتبه دوم در رابطه با یک نمونه برداری از آرایه متعامد یا طرح های مرکب مرکزی صورت محور بهترین عملکرد را برای مورد آنها داشته است[۳۷]، [۳۸].

روش تقریب از طریق توابع پایه شعاعی بر اساس ایده همبستگی داده های نمونه برداری شده با یک نقطه جدید است که باید پیش بینی شود. آنها یک ترکیب خطی از توابع وزنی با توابع همبستگی هر نمونه با نقطه ای که باید پیش بینی شود را نشان می دهند. خود توابع وزنی با حل سیستم خطی معادلاتی که با محاسبه همبستگی هر نمونه با نمونه دیگر تنظیم می شوند تعیین می شوند و در رابطه با پاسخ این نمونه تنظیم می‌شوند. یکی از نمونه های شعاعی توابع پایه توسط لی و همکاران ارائه شده است که از این روش برای بهینه سازی مشخصات بسته بندی یک فرآیند قالب گیری استفاده شده است[۳۹].

یک روش پیشرفته تر برای تقریب توابع پایه شعاعی روش کریجینگ است که در اصل توسط دنیل جی. کریگ ایجاد شده و پیشرفت این روش توسط ساکس و همکاران بوده است. کریجینگ به عنوان مخلوطی از سطح پاسخ چند جمله ای و یک تقریب تابع مبنای شعاعی تفسیر می‌شود. هدف تابع روند، سطح پاسخ چند جمله ای، تخمین تقریبی مدل است. بعد از آن، تفاوت یا خطای بین پیش‌بینی تابع روند و مقدار واقعی نقاط داده نمونه‌گیری شده محاسبه می‌شود. سپس این خطا توسط رویکرد

تابع پایه شعاعی وابسته به توابع پایه وابسته به مکان دوباره پیش بینی می‌شود[۴۰]، [۳۹].

چونا و همکاران امکان‌های مختلف ترکیب راهبردهای نمونه گیری و اجرای موازی آنها برای سرعت بخشیدن به بهینه سازی ایرفویل را ارائه کرده‌اند. در تحقیق مذکور زمان کلی عملیات بهینه سازی کاهش ولی هزینه کلی افزایش یافته است. یک یافته مهم نیز این است که پیدا کردن تنظیمات نمونه مناسب قبل از بهینه سازی مشکل است. بهینه سازی های مبتنی بر کریجینگ توسط بسیاری از محققان پذیرفته شده است. سیلر و همکاران بهینه سازی یک مسأله توربو ماشینی شامل ۲۳۱ پارامتر از جمله اهداف چندگانه را انجام دادند. جونگ و همکاران ترکیب یک الگوریتم ژنتیک با یک مدل کریجینگ برای بهینه سازی ایرفویل ها با استفاده از استراتژی بهبود عملکرد مورد انتظار را به انجام رساندند[۴۱]، [۴۲].

در تقابل با مدل‌های مبتنی بر جبر، شبکه‌های عصبی مصنوعی تلاش می‌کنند رفتار مغز انسان را تقلید کنند. یک نورون سیگنال های ورودی را از دیگر نورون‌ها دریافت می‌کند. سپس بر اساس این سیگنال‌ها، این نورون سیگنالی را به سایر نورون‌ها ارسال می‌کند. مفهوم رایج این است که باید یک لایه ورودی از نورون ها داشته باشیم که پارامترهای ورودی مسئله، لایه های متعدد نورون در پشت این لایه و سپس یک لایه خروجی نهایی را نشان می دهد که دارای مقدار پیش بینی شده است. یک شبکه عصبی بازخورد به جلو فرایند فقط اطلاعات را از لایه قبلی به لایه بعدی منتقل می کند در حالی که یک شبکه عصبی بازخورد به عقب شبکه اطلاعات را در جهت معکوس منتشر می کند. سیگنال هر نورون که توسط مجموع وزنی مقادیر ورودی و به اصطلاح تابع سیگموئید تعیین شده است، تابع سیگنال خروجی را محاسبه می کند. تابع سیگموئید تقریباً رفتار باینری دارد و بین مقادیر تابع صفر و یک و هنگامی که از منفی بینهایت تا مثبت بینهایت حول پارامتر صفر می‌آید سوئیچ می کند[۳۶].

در مسائل بهینه سازی ارائه شده توسط جانسون و همکاران که شامل کاهش پسای ایرفویل و همچنین بهبود عملکرد یک پره ملخ در پرواز ایستایی و رو به جلو هستند، شبکه های عصبی مصنوعی بر کریجینگ ترجیح داده شده‌اند. این ترجیح بر اساس آزمایش‌های انجام شده بر روی این دو روش است. یکی دیگر از تکنیک‌ها در زمینه مدل‌سازی جایگزین، روش تجزیه عمودی صحیح (POD.)[1] است. زمانی که تعداد توابع هدف یا پاسخ های سیستم بیشتر از تعداد نمونه های داده شده باشند، POD. ابعاد را به تعداد نمونه هایی که باید درون یابی شوندکاهش می‌دهد. این امکان درونیابی سریع مجموعه داده های بزرگ مثل توزیع فشار یا میدان های جریان کامل را فراهم می کند. اکثر روش های POD. انجام می دهند. در روش ارائه شده در تحقیق یاسونگ و همکاران از POD. برای طراحی معکوس شکل ایرفویل بر اساس یک رویکرد خاص استفاده شده است. یک نسخه فشرده از روش POD. در تحقیق کارلبرگ و همکاران توسعه داده شده است که فرآیند بهینه سازی یک مسئله سازه-ای را تثبیت و سرعت می بخشد. به منظور درک تفاوت ها، مزایا و معایب هر کدام از روش‌های مذکور، پالار و همکاران یک مطالعه تطبیقی بر روی شبکه های عصبی مصنوعی، تقریب تابع پایه شعاعی و انواع مختلف کریجینگ انجام دادند. نتیجه آنها این بود که روش‌های کریجینگ دقیق‌ترین مدل‌های جایگزین هستند[۴۳]، [۴۴]، [۴۵]، [۴۶].

۴- استراتژی های کلی

در حال حاضر دو مسیر اصلی برای بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های ملخ وجود دارد. اولین مسیر برای بهینه سازی مستقیم تابع هدف، یا با اعمال روش مبتنی بر گرادیان کارآمد یا استفاده از مدل‌های فیزیکی ساده شده. مسیر دیگر بهینه سازی مبتنی بر مدل‌سازی‌های جایگزین است که شامل روش های CFD. است.

اشاره به نمونه ای از مسیر رویکرد مستقیم و راه حل CFD. الحاقی برای مسأله ملخ در پرواز ایستایی برای یافتن سریع و مستقیم حداقل توان القایی مورد نیاز یک ملخ اصلاح شده برای پره بالگرد یو اچ ۶۰ در تحقیق درویش و همکاران شده است که باعث شده است تا عدد شایستگی آن ۱۲,۷٪ بهبود یابد[۴۷].

یک بهینه سازی نمای جانبی پره ملخ در پرواز ایستایی با رویکرد الحاقی توسط دومونت انجام شده است. در تحقیق مذکور عدد شایستگی به عنوان تابع هدف استفاده شده است. یک نتیجه این روش افزایش ۶/۸ واحد در عدد شایستگی است که بر اساس محاسبات کوپل شده با سازه با سیال لزج بوده است. ریچز و دومونتبا ترکیب استراتژی های مختلف به دنبال بهترین تنظیمات پیچش هندسی فعال بوده‌اند. آنها از فرمول الحاقی حل CFD. و یک بهینه ساز گرادیان استفاده برای بهینه سازی در پرواز ایستایی بوده‌اند در حالی که در پرواز رو به جلو از یک

[1] proper orthogonal decomposition

الگوریتم ژنتیک در ارتباط با تئوری المان پره به همراه یک مدل‌سازی دنباله استفاده می کنند[۴۸].

چوی و همکاران بهینه سازی یک پره ملخ بلگرد یو اچ-۶۰ در پرواز رو به جلو را با استفاده از روش الحاقی همراه با یک رویکرد طیف زمانی انجام دادند. حساسیت ها در یک فرآیند جداسازی شده محاسبه می شوند. نمونه ای از بهینه سازی مبتنی بر روش جایگزین توسط وو و همکاران ارائه شده است که در آن بهینه سازی یک پره با تکنیک بهینه سازی مبتنی بر کریجینگ انجام شد. در این تحقیق توزیع پیچش هندسی، باریک شدگی و همچنین پارامترهای خاص ایرفویل با استفاده از ترکیب تئوری المان پره با یک حل‌گر جریان ایرفویل دو بعدی اصلاح شده و عدد شایستگی ۶/۵ درصد افزایش پیدا نمود[۴۹]، [۵۰].

ماسارو و همکاران نمونه‌های خود را با مدل‌های با همانندی پایین و متوسط مبنی بر مدل‌سازی خط بالابر و یک روش پانل متد با یک مدل دنباله برای یک مسئله چند هدفه با ۲۰ متغیر طراحی محاسبه نمودند. سپس وضعیت بهینه در یک شبکه عصبی مصنوعی بوسیله الگوریتم ژنتیک یافت شد. آنها ۱۲درصد کاهش توان مصرفی در پرواز رو به جلو دست یافتند[۵۱].

کارهای پیشگام در بهینه سازی ملخ با همانندی بالا توسط ویلکه و وانگ ارائه شده اند. در تحقیق وانگ اشاره به روشی شده است که از یک بهینه ساز مبتنی بر گرادیان و یک الگوریتم ژنتیک بهبود دهنده برای به حداقل رساندن گشتاور مورد نیاز ملخ استفاده شده است [۳۶]، [۵۲].

مقایسه بین تئوری المان پره و روش .CFD برای بهینه سازی زاویه پسگرایی نوک پره در پرواز ایستایی انجام شده است و مشخص شد که تئوری المان پره برای این کار بسیار غیر دقیق است[۳۶].

ایمیلا اثر زاویه هشتی[1]، وتر، پسگرایی، نقطه انتقال بین دو ایرفویل، موقعیت شروع نوک و پیچش را برای یک پره اصلاح شده در پرواز ایستایی و رو به جلو را با استفاده از روش سی اف دی بررسی کرده است. توابع هدف اوعدد شایستگی در پرواز ایستایی و توان مصرف شده در پرواز رو به جلوی ملخ هستند. سپس او این بهینه سازی ها را برای با هم ترکیب کرده است. این بهینه سازی با استفاده از یک الگوریتم اصلاح شده بر اساس روش کریجینگ انجام شده است. نتیجه‌گیری اصلی او این است که نمی توان کوپلینگ سیال-سازه را برای بهینه سازی ملخ نادیده گرفت در غیر این صورت شکل و نمای جانبی پره‌ها و ملخ بسیار متفاوت‌تر ظاهر می‌شود. در واقع وقتی که اثرات کوپل شدن سازه با سیال در شبیه سازی گنجانده شود، زاویه گرایش نوک پره از حالت اریب پیشگرا به حالت اریب پسگرا و همچنین وضعیت پیچش هندسی نیز تغییر می کند[۵۳].

جانسون[۴۳] نیز یک گزینه دیگر روش جایگزین را انتخاب کرده و یک شبکه عصبی مصنوعی جفت شده با یک الگوریتم ژنتیک را برای کاهش گشتاور مورد نیاز ملخ با اصلاح باریک شدگی، پیچش هندسی و زاویه هشتی یک پره بالگرد یو اچ-۶۰ را در پرواز ایستایی و رو به جلو اعمال نمود.

در مجموع ۱۹ متغیر طراحی توسط چاء و همکاران برای بهبود آکوستیک یک بالگرد در پرواز ایستایی بکار گرفته شده‌اند. رویکرد تحقیق مذکور نیز بر اساس مدل جایگزین کریجینگ در ارتباط با با الگوریتم ژنتیک بوده است. تیغه های حاصل از این بررسی دارای زاویه اریب و نوک باریک شده بوده و ضخامت آنها در بخش‌های داخلی پره بیشتر شده است[۵۴].

تمرکز لئون و همکاران بر روی افزایش استراتژی های چند هدفه برای طراحی پره ملخ بوده است. در تحقیق مذکور یک رویکرد بازی نش[2] برای حل موثر مسئله چند هدفه پیشنهاد می‌شود. عملا، بازی نش متغیرهای طراحی را بین بهینه سازی های زیر شاخه مختلف تقسیم می کند که به صورت جداگانه انجام می شوند و در مرحله بعدی با همدیگر همگام می شوند تا محدودیت ها را در بر گیرند[۵۵].

اولین محرک روش های با همانندی متغیر در بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های ملخ کالینز است که تمرکز مطالعات وی بر روی کاهش توان مورد نیاز و همچنین به منظور کاهش صدای کارکرد ملخ است. وی از توابع پل و سطوح پاسخ چند جمله ای ساده در فرایند بهینه سازی بهره برداری می کند. از مطالعات او چنین استنباط می‌شود که لزومی ندارد که همه بهینه سازی‌ها با همانندی‌های مختلف با یکدیگر همخوانی داشته باشند. در مطالعه بعدی کالینز و همکاران مشخص شد که ترکیبی از روش های با همانندی کم و متوسط مفیدتر است. در عین حال آنها خواستار تحقیقات عمیق تر در مورد این موضوع شدند که چه روش با همانندی کمی برای چه هدفی مناسب است[۵۶].

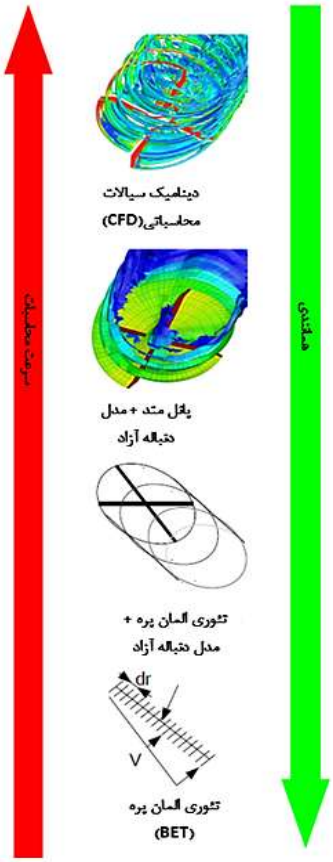
ویلکه و همکاران از یک رویکرد که قبلاً برای هواپیماهای بال ثابت اعمال شده است برای بهینه سازی تیغه روتور هلیکوپتر استفاده شده است. این فرآیند بهینه سازی مبتنی بر مدل جایگزین است که شامل روش‌های با همانندی متغیر است. تحقیق مذکور با تجزیه و تحلیل یک ملخ مدل در دو حالت پرواز

[1] Anhedral
[2] Nash game

ایستایی و رو به جلو نشان دهنده کاهش بالقوه هزینه های محاسباتی تا ۸۵ درصد بود[۳۶].

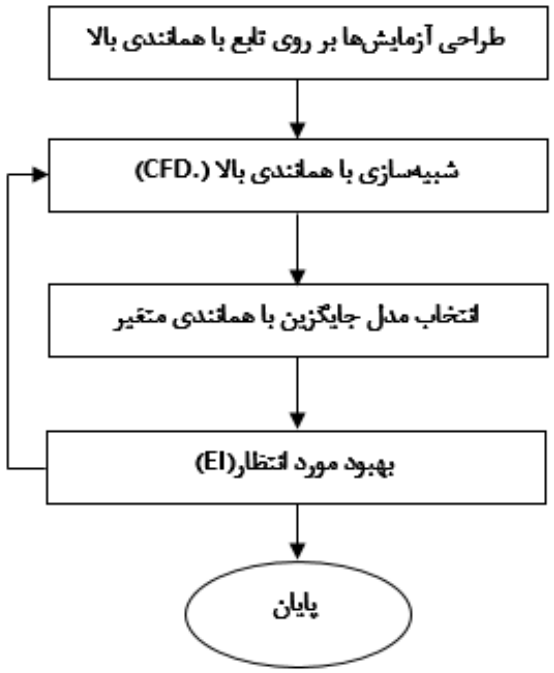
۵- ارائه الگوی بهینه سازی ترکیبی

با توجه به مرور مطالعات و بررسی‌های گذشته در این مطالعه، این نتیجه حاصل می‌شود که طیف گسترده ای از مدل های آیرودینامیکی برای پیش بینی عملکرد پره های روتور هلیکوپتر وجود دارد که میزان همانندی آنها بسیار متفاوت هستند و تلاش‌های بیشتر .CFD نیز در کنار آنها مورد نیاز است. خلاصه این نتیجه‌گیری و مقایسه همانندی روش‌ها در شکل ۲ نشان داده شده است. روش‌های ساده بررسی دینامیک سیالاتی پره‌های ملخ مانند تئوری المان پره می‌توانند با استفاده از کاربرد مدل‌سازی-های دنباله بهبود یابند. روش‌های سطح غیر لزج مانند روش‌های پانل متد همراه با یک مدل دنباله آزاد، میدان جریان عمومی را بهتر حل می‌کنند، اما راه‌حل‌های .CFD لزج دارای درجه بالایی از همانندی در دسترس ما هستند. البته با افزایش همانندی تلاش‌های محاسباتی لازم نیز به صورت تصاعدی رشد می‌کنند.



شکل۲ مقایسه کلی روش‌های بررسی آیرودینامیک ملخ

یک نمای کلی از فرآیند بهینه سازی با مدل جایگزین با همانندی متغیر حاصل از مطالعه حاضر در شکل۳ ارائه شده است. در ابتدای فرآیند، طراحی آزمایش‌ها بر روی تابع با همانندی بالا که مدل جایگزین اولیه از آن ساخته شده است در نقاط انتخابی انجام می‌شود. سپس این مدل جایگزین با نمونه‌های جدید از شبیه‌سازی‌های با همانندی بالا(از جمله .CFD) به‌روزرسانی می‌شود. سپس مقدار برآورده شدن بهبود مورد انتظار(EI)[1] بررسی می‌شود. نتایج شبیه سازی این نقاط انتخاب شده سپس به مدل جایگزین حاصل از .CFD بازخورد داده می‌شود. این کار تا زمانی انجام می‌شود که یک معیار همگرایی، مانند رسیدن به سطح اطمینان طراحی، برآورده شود.



شکل۳ مدل پیشنهادی برای بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد بر اساس مدل جایگزین با همانندی متغیر

۶- نتیجه‌گیری

با بررسی استراتژی‌ها و روش‌های بررسی‌های آیرودینامیکی و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ملخ مشخص شد دو مسیر اصلی بهینه سازی مستقیم تابع هدف و بهینه سازی مبتنی بر مدل‌سازی‌های جایگزین شامل روش‌های .CFD برای فرایند بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های ملخ بکار می‌روند. از تحقیق در پیشینه موضوع ارائه شده، یک فرضیه بدست می‌آید و آن این است که هزینه محاسباتی بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های

[1] Expected Improvement

ملخ بالگرد هنگامی که مدل‌هایی با همانندی متغیر در مقایسه با نتایج استفاده از روش‌های کاملاً با همانندی بالا استفاده می‌شوند، به طور قابل‌توجهی کاهش می‌یابد، در حالی که حداقل همان دقت حفظ می‌شود. نقطه شروع برای اثبات این نتیجه-گیری از بررسی یافته های اخیر توسط ایملیا، بایلی و آریاریت است. اگر رویکرد همانندی متغیر به درستی تنظیم شود، یک مدل جایگزین نهایی دقیق‌تر ایجاد می‌کند[۵۳]، [۵۷]، [۵۸].

بنابر این با توجه به پیشرفت‌ها و توفیقات روش‌های محاسباتی .CFD و استفاده از آنها در شبیه‌سازی‌هایی با همانندی بالا بر اساس کوپل شدن سازه با ساختار سیال، کاربرد مدل‌های جایگزین با همانندی متغیر برای بهینه سازی چند منظوره ملخ‌های بالگرد کاراتر و مفیدتر هستند و می‌توان در آینده برای بهبود مشخصه‌های آیرودینامیکی ملخ بالگرد از آنها استفاده کرد.

۷- مراجع

[1] Barakos, G., et al., CFD simulation of helicopter rotor flow based on unsteady actuator disk model. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(9): pp. 2313-2328, (2020).

[2] Afthon, M. and M. Moelyadi, A Study in Aerodynamic Optimization of UAV Helicopter Rotor-Blades Planform in Vertical Motion. *AVIA*, 2(1), (2021).

[3] Celi, R., Recent applications of design optimization to rotorcraft-a survey. *Journal of Aircraft*, 36(1): pp. 176-189,(1999).

[4] Ganguli, R., A survey of recent developments in rotorcraft design optimization. *Journal of Aircraft*, 41(3): pp. 493-510, (2004).

[5] Montgomery, D.C., Introduction to statistical quality control,*John Wiley & Sons*, (2020).

[6] Hilewit, D., et al., Numerical investigations of a novel vertical axis wind turbine using Blade Element Theory-Vortex Filament Method (BET-VFM). *Energy Science & Engineering*, 7(6): pp. 2498-2509, (2019).

[7] Conlisk, A., Modern helicopter rotor aerodynamics. *Progress in aerospace sciences*, 37(5): pp. 419-476,(2001).

[8] Peixun, Y., et al., Aeroacoustic and aerodynamic optimization of propeller blades. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(3): pp. 826-839, (2020).

[9] Kunz, D. Comprehensive rotorcraft analysis: Past, present, and future. in 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics and Materials Conference*, (2005).

[10] Koning, W.J., W. Johnson, and H.F. Grip, Improved Mars helicopter aerodynamic rotor model for comprehensive analyses. *AIAA Journal*, 57(9): pp. 3969-3979, (2019).

[11] Buchwald, M., et al., Flight performance calculation of rotorcraft in the conceptual design phase. *Proceedings of The German Aerospace Congress* , 04.-06. Sep , Friedrichshafen, (2018).

[12] Li, S.K., Development of Rotorcraft Forward Flight Analysis Code Using the Finite-State Dynamic Inflow Model, *PhD Thesis, University of California*, Davis, (2020).

[13] Eberhardt, C., Introduction to theoretical aerodynamics, *Oldenbourg Wissenschaftsverlag*, (2019).(in German)

[14] Sharma, A., A. Padthe, and PP.PP. Friedmann, Helicopter Shipboard Landing Simulation Including Wind, Deck Motion and Dynamic Ground Effect. *Journal of Aircraft*, 58(3): pp. 467-486, (2021).

[15] Wake, B.E. and L.N. Sankar, Solutions of the Navier-Stokes Equations for the Flow About a Rotor Blade. *Journal of the American Helicopter Society*, 34(2): pp. 13-23,(1989).

[16] Strawn, R.C., F.X. Caradonna, and E.PP. Duque, 30 years of rotorcraft computational fluid dynamics research and development. *Journal of the American Helicopter Society*, 51(1): pp. 5-21, (2006).

[17] Egolf, T.A. and S.PP. Sparks, A Full Potential Rotor Analysis With Wake Influence Using an Inner-Outer Domain Technique. *Journal of the American Helicopter Society*, 32(3): pp. 15-24, (1987).

[18] Carnes, J.A., Computational Fluid Dynamics Assessment of Laminar-Turbulent Boundary Layer Transition and its Application to Rotorcraft. *MS. Thesis, university of Tennessee*, (2020).

[19] Campobasso, M., et al., Low-speed preconditioning for strongly coupled integration of Reynolds-averaged Navier–Stokes equations and two-equation turbulence models. *Aerospace Science and Technology*, 77: pp. 286-298, (2018).

[20] Zhao, Q. Numerical Simulation of Rotor in Hover and Forward Flight. *Proceedings of The MATEC Web of Conferences*. EDP Sciences, (2018).

[21] Duan, Z. and Z. Wang, High-order overset flux reconstruction method for dynamic moving grids. *AIAA Journal*, 58(10): pp. 4534-454, (2020).

[22] You, Y., D. Na, and S.N. Jung, Improved rotor aeromechanics predictions using a fluid structure interaction approach. *Aerospace Science and Technology*, 73: pp. 118-128, (2018).

[23] Ricci, F., et al., Hovering rotor solutions by high-order methods on unstructured grids. *Aerospace Science and Technology*, 97: pp. 105648, (2020).

[24] Kowarsch, U., et al., Aeroacoustic Simulation of a complete H145 Helicopter in descent flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 61(4): pp. 1-13, (2016).

[25] Bowen-Davies, G. and H. Yeo, UH-60A rotor performance and loads correlation at high advance ratios. J*ournal of Aircraft*, 55(1): pp. 275-293, (2018).

[26] Pulok, M.K.H. and U.K. Chakravarty. An Investigation of the Wake and Vortex Formation of a Helicopter Rotor Blade. *Proceedings of The ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, American Society of Mechanical Engineers*, (2021).

[27] Whitehouse, G.R., Investigation of hybrid grid–based computational fluid dynamics methods for rotorcraft flow analysis. *Journal of the American Helicopter Society*, 56(3): pp. 1-10, (2011).

[28] Bresciani, A.PP.C. and A. Abbà, Large Eddy Simulation of the Transitional Flow Around the SD7003 Airfoil and Application to Blade–Vortex Interaction. *Aerotecnica Missili & Spazio*, 99(4): pp. 275-285, (2020).

[29] Choi, S., et al. Validation study of aerodynamic analysis tools for design optimization of helicopter rotors. *Proceedings of The 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. (2007).

[30] Sharma, A. and M. Visbal, Numerical investigation of the effect of airfoil thickness on onset of dynamic stall. *Journal of Fluid Mechanics*, 870: pp. 870-900, (2019).

[31] Bangga, G., et al. Improving a two-equation eddy-viscosity turbulence model to predict the aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils. *Journal of Physics: Conference Series,IOP Publishing*, (2018).

[32] Fisher, R., T. Nishino, and M. Savill, Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 55(3): pp. 1064-106, (2017).

[33] Wilbur, I.C., et al., UH-60A rotor analysis with an accurate dual-formulation hybrid aeroelastic methodology. *Journal of Aircraft*, 57(1): pp. 113-127, (2020).

[34] Smith, M.J., et al., Time-And-Spatially Adapting Simulations For Efficient Dynamic Stall Predictions. *Georgia Tech Research inst Atlanta*, (2015).

[35] İBAÇOĞLU, H. and A. ARIKOĞLU, Multidisciplinary Conceptual Design Methodology and Design Tool for Rotor Blades of Advanced Helicopters. *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 15(1): pp. 19-33, (2022).

[36] Wilke, G., Variable-fidelity methodology for the aerodynamic optimization of helicopter rotors. *AIAA Journal*, 57(8): pp. 3145-3158, (2019).

[37] Mondal, S., M.M. Joly, and S. Sarkar. Multi-fidelity global-local optimization of a transonic compressor rotor. *Proceedings of The Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, American Society of Mechanical Engineers*, (2019).

[38] Kodakkattu, S.K., PP. Nair, and M. Joy, Design optimization of helicopter rotor using kriging. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, (2018).

[39] Deng, X., Y. Hung, and C.D. Lin, Design and analysis of computer experiments, *Handbook of Research on Applied Cybernetics and Systems Science*, IGI Global. pp. 264-279, (2017).

[40] Assibey-Bonsu, W., Professor Danie Krige's First Memorial Lecture: The Basic Tenets of Evaluating the Mineral Resource Assets of Mining Companies, as Observed in Professor Danie Krige's Pioneering Work Over Half a Century, *Geostatistics Valencia* , *Springer*. pp. 3-25, (2017).

[41] Siller, U., C. Voß, and E. Nicke, Automated Multidisciplinary Optimization of a Transonic Axial Compressor *AIAA*--0863, (2009).

[42] Qian, J., et al., A sequential constraints updating approach for Kriging surrogate model-assisted engineering optimization design problem. *Engineering with Computers*, 36(3): pp. 993-1009, (2020).

[43] Johnson, C., Optimisation of aspects of rotor blades using computational fluid dynamics. *PhD Thesis, University of Liverpool*, (2012).

[44] Yasong, Q., et al., Global aerodynamic design optimization based on data dimensionality reduction. *Chinese Journal of Aeronautics*, 31(4): pp. 643-659, (2018).

[45] Carlberg, K. and C. Farhat. A compact proper orthogonal decomposition basis for optimization-oriented reduced-order models. *Proceedings of The12th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference*. (2008).

[46] Palar, PP.S., et al. On the use of surrogate models in engineering design optimization and exploration: The key issues. *Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference Companion.* (2019).

[47] Darwish, S., et al. Aerodynamic Shape Optimization of Helicopter Rotor Blades in Hover using Genetic Algorithm and Adjoint Method. *Proceedings of The AIAA Aerospace Sciences Meeting*. (2018).

[48] Dumont, A., et al., Aerodynamic shape optimization of hovering rotors using a discrete adjoint of the Reynolds-Averaged Navier–Stokes Equations. *Journal of the American Helicopter Society*, 56(3): pp. 1-11, (2011).

[49] Choi, S., et al. Helicopter rotor design using a time-spectral and adjoint-based method. *Proceedings of The 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. (2008).

[50] Vu, N.A., J.W. Lee, and J.I. Shu, Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades including airfoil shape for hover performance. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(1): pp. 1-8, (2013).

[51] Massaro, A., A. D'Andrea, and E. Benini. Multiobjective-multipoint rotor blade optimization in forward flight conditions using surrogate-assisted memetic algorithms. *Proceedings* of The 37th European Rotorcraft Forum. *AIDAA.*, (2011).

[52] Wang, Q. and Q. Zhao, Rotor aerodynamic shape design for improving performance of an unmanned helicopter. *Aerospace Science and Technology*, 87: pp. 478-487, (2019).

[53] Imiela, M., High-fidelity optimization framework for helicopter rotors. *Aerospace Science and Technology*, 23(1): pp. 2-16, (2012).

[54] Chae, S., et al., Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aeroacoustic performance in hover. *Journal of Aircraft*, 47(5): pp. 1770-1783, (2010).

[55] Leon, E.R., et al., Concurrent aerodynamic optimization of rotor blades using a nash game method. *Journal of the American Helicopter Society*, 61(2): pp. 1-13, (2016).

[56] Benamara, T., et al., Multi-fidelity POD surrogate-assisted optimization: Concept and aero-design study. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 56(6): pp. 1387-1412, (2017).

[57] Bailly, J. and D. Bailly, Multifidelity aerodynamic optimization of a helicopter rotor blade. *AIAA Journal*, 57(8): pp. 3132-3144, (2019).

[58] Ariyarit, A., et al., Hybrid surrogate-model-based multi-fidelity efficient global optimization applied to helicopter blade design. *Engineering Optimization*, 50(6): pp. 1016-1040, (2018).