

علمی - پژوهشی

مروری بر روش‌های بهبود و تعیین عملکرد آیرودینامیکی روتور بالگرد

سید بصیر اجله^۱ سعید کریمیان علی آبادی^{۲*} محمدعلی جزء وزیری^۳

دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۸/۱۰؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۹/۱۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۰/۱۳؛ تاریخ انتشار: ۱۴۰۲/۱۱/۳۰

DOR: <https://dorl.net/dor/>

چکیده

مقاله مروری حاضر به بررسی روش‌های تعیین عملکرد آیرودینامیکی روتور بالگرد می‌پردازد. ابتدا پژوهش‌های انجام‌گرفته در حوزه هندسه پره روتور بالگرد، دسته‌بندی و در ادامه تغییر جنس مواد مورد استفاده در پره‌های روتور بالگرد ارزیابی شده است. بهبود روزافزون توانایی رایانه‌ها در تحلیل مسائل و تغییر مواد مورد استفاده در طراحی و تولید پره‌ها از فلز به کامپوزیت و در نتیجه فراهم شدن امکان ساخت شکل‌های متنوع، علاقه‌مندی روزافزونی برای بهبود هندسه پره میان شرکت‌های سازنده بالگرد و محققان این حوزه به وجود آورده است که این امر نیازمند بهبود روش‌های شبیه‌سازی روتور بالگرد می‌باشد. بهبود این روش‌ها همواره از دو جنبه سرعت و دقت مورد تأکید محققان بوده است. در ابتدا روش‌های تحلیلی باهدف افزایش دقت نتایج، توسعه یافتند. سپس با استفاده از اجرای راه‌حل‌های عددی توسط رایانه‌ها، سرعت محاسبات افزایش یافت. در پژوهش‌های اخیر با ترکیب این دو روش و استفاده از نتایج حل تحلیلی به‌عنوان مقادیر اولیه در حل عددی، هزینه محاسباتی کاهش و دقت افزایش یافته است. همچنین تحقیقات اخیر بیشتر در جهت فرایندهای بهینه‌سازی سوق داده شده‌اند.

واژه‌های کلیدی: روتور بالگرد، شبیه‌سازی آیرودینامیکی، بهینه‌سازی هندسی پره

A Review of Methods to Improve and Determine the Aerodynamic Performance of Helicopter Rotor

Sayyed Bassir
Ajelleh¹

Saeed Karimian
Aliabadi^{2*}

Mohammad Ali
Jozvaziri³

Tarbiat Modares
University, Tehran, Iran

Imam Hussein
University, Tehran, Iran

(Received: 2023/11/01, Revised: 2023/12/06, Accepted: 2024/01/03, Published: 2024/02/19)

ABSTRACT

This review article examines the methods of determining the aerodynamic performance of the helicopter rotor. At First, the researches carried out in the field of helicopter rotor blade geometry are categorized and then the change of material used in helicopter rotor blades is evaluated. The increasing improvement in the ability of computers to analyze problems and the change of materials used in the design and production of blades from metal to composite, and as a result the possibility of making various shapes, has created an increasing interest in improving blade geometry among helicopter manufacturing companies and researchers in this field. This requires the improvement of helicopter rotor simulation methods. The improvement of these methods has always been emphasized by researchers in terms of speed and accuracy. At the beginning, analytical methods were developed with the aim of increasing the accuracy of the results. Then, using the implementation of numerical solutions by computers, the speed of calculations increased. In recent researches, by combining these two methods and using the analytical solution results as initial values in the numerical solution, the computational cost has been reduced and the accuracy has been increased. Also, recent researches have been more directed towards optimization processes.

Keywords: Helicopter Rotor, Aerodynamic Simulation, Blade Planform Optimization

۱- دانشجوی دکتری : sayyedbassirajelleh@modares.ac.ir

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): Karimian@modares.ac.ir

۳- دانشیار : jozvaziri@aut.ac.ir

۱- مقدمه

هم‌اکنون در بالگردهای موجود مورد استفاده قرار می‌گیرند، نام‌برده شده است. شایان ذکر است پره‌هایی که در بالگردها مورد استفاده قرار گرفته‌اند، تمامی حوزه‌های تحقیقاتی ۱ تا ۶ را پشت سر گذاشته‌اند و با دارا بودن تمامی شرایط لازم آیرودینامیکی، سازه‌ای، پایداری، کنترلی و آکوستیکی ساخته می‌شوند.

۲- جنس پره

نخستین موردی که در طراحی هندسه و ساخت پره‌ها تأثیرگذار است، جنس به کاررفته در آن‌ها می‌باشد. اولین ماده‌ای که برای ساخت پره از آن استفاده می‌شد؛ چوب بود. ویژگی‌هایی مانند حد خستگی و سختی بالا، شکل‌پذیری مناسب و قیمت ارزان، امکان ساخت و طراحی پره چوبی را با اشکال متنوع هندسی فراهم می‌ساخت؛ اما معایبی مانند عدم مقاومت در برابر نفوذ رطوبت و آب باعث شد که به‌مرور سایر مواد جایگزین چوب گردند. در ادامه با حرکت به‌سوی ساخت پره‌های فلزی و وجود محدودیت‌های ساخت برای فلزات، تنوع هندسه پره‌ها کاهش یافت. امروزه با به‌کارگیری مواد کامپوزیتی در ساخت پره‌ها، امکان طراحی و ساخت هندسه‌های پیچیده‌تر برای شرکت‌های بالگرد ساز فراهم شده است [۱].

از آنجاکه شروع فرایند طراحی و ساخت بالگرد با طراحی اتوجایروها بود، لذا یکی از نخستین پره‌های مربوط به بالگرد که به شکل صنعتی تولید شد را می‌توان به اتوجایرو Cierva's C8L (شکل ۱) و سپس نسل بعدی آن Cierva C30A نسبت داد. این پره‌های چوبی دارای شکلی هندسی مستطیلی با نوک بیضوی بودند [۱].



شکل (۱): اتوجایرو Cierva C8L

روند تغییر هندسه پره بالگرد را می‌توان از چندین منظر مختلف بررسی نمود که مطالعه آن از جنبه طراحی و شناخت مسئله مورد مطالعه اهمیت دارد. از این جهت پژوهش‌های انجام‌شده در این حوزه را می‌توان به‌صورت زیر دسته‌بندی کرد:

(۱) جنس پره: تغییرات ایجاد شده در جنس به کار رفته در ساخت پره، تأثیر کاملاً مستقیم روی هندسه آن داشته است و لذا باید مورد توجه قرار گیرد.

(۲) عملکرد آیرودینامیکی: این حوزه شامل دو موضوع توسعه روش‌های شبیه‌سازی و نمونه پره‌های شبیه‌سازی شده از منظر آیرودینامیکی است. در این مطالعات، اثرات تغییر هندسه پره روی ضرایب آیرودینامیکی، توان مصرفی و گشتاور روتور^۱ مورد مطالعه قرار می‌گیرند.

(۳) مطالعات آزمایشگاهی و تونل باد: می‌توان گفت، آزمایش‌های انجام‌شده در این حوزه، تنها از منظر آیرودینامیکی پره را مورد ارزیابی قرار می‌دهند اما به دلیل اهمیت ویژه آزمون‌های تونل باد باید به شکل جداگانه مورد ارزیابی قرار گیرد.

(۴) آیروالاستیسیته: در این حوزه تأثیرات متقابل آیرودینامیک و سازه پره بر یکدیگر مورد ارزیابی قرار می‌گیرد که از لحاظ محاسباتی، هزینه بسیار بالایی دارند.

(۵) آکوستیک: یکی از مهم‌ترین مشکلات بالگرد، تولید صدا و نویز در اثر برهم‌کنش‌های امواج صوتی روتور اصلی، دمی و برهم‌کنش امواج صوتی و بدنه بالگرد می‌باشد؛ بنابراین سعی شده است با استفاده از تغییر هندسه پره، این اثرات در نتیجه نویز بالگرد کاهش یابد.

(۶) تأثیرات کنترلی: برخی از پژوهش‌ها به بررسی اثرات هندسه پره بر پایداری و کنترل بالگرد متمرکز شده‌اند.

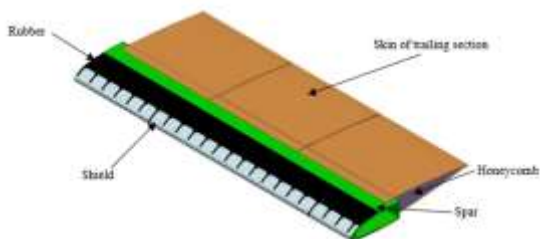
(۷) حوزه‌های نوین: بررسی تأثیرات هندسه پره در بالگرد، امروزه در حوزه‌های نوینی از جمله کاهش سطح مقطع راداری نیز انجام می‌شود.

در این مقاله، با توجه به رویکرد آیرودینامیکی، موارد ۱ و ۲ بررسی خواهد شد. در روند توضیحات، پره‌های مهمی که

^۱ روتور (Rotor) شامل مجموعه هاب (Hub)، سواش‌پلیت (Swashplate) و پره‌ها (Blade) می‌شود.

این پره‌ها ویژگی‌های دینامیکی یکسانی با پره‌های قبلی داشتند اما از لحاظ آیرودینامیکی با وجود حفظ مقطع NACA0012 و شکل مستطیلی، به دلیل داشتن فرآیند تولید با دقت بیشتر، از عملکرد بهتری برخوردار بودند. نوک این پره‌ها به شکل مربعی قطع و با یک پوشش فلزی پوشیده شده است که به توان پروفیل کمک و گردابه نوک پره را مختل می‌سازد [۱]. آزادی عملی که مواد کامپوزیتی ایجاد می‌کردند باعث شد هندسه‌ای واحد برای نوک پره BERP شکل گیرد که با به‌کارگیری آن در بالگرد Lynx، رکورد سرعت جهانی در سال ۱۹۸۶ میلادی برای این بالگرد ثبت شد [۳].

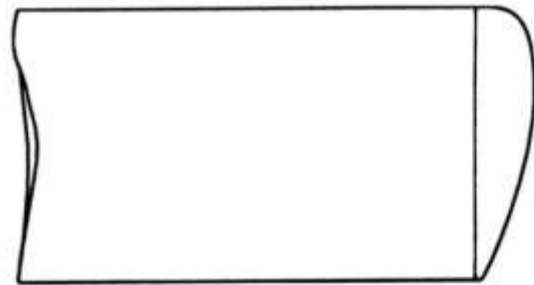
هم‌زمان با کشورهای اروپای غربی و آمریکا، شوروی نیز به‌عنوان یکی از بزرگ‌ترین کشورهای سازنده بالگرد و به‌طور مشخص شرکت MIL، پس از جایگزین کردن آلیاژ آلومینیوم به‌جای چوب از شیوه منحصربه‌فردی در ساخت پره استفاده کرد که این شیوه همچنان کاربرد دارد. درواقع پره‌های تولید شده توسط این شرکت از دو بخش تشکیل شده‌اند: (۱) بخش جلویی در لبه که شامل اسپار آلومینیومی و نیز صفحات مقاوم در برابر سایش است. (۲) بخش مربوط به لبه فرار که ساختار لانه زنبوری دارد و از جنس آلومینیوم است و به شکل پاکتی ساخته می‌شود و توسط چسب مخصوص در پشت اسپار به یکدیگر متصل می‌شوند. (شکل ۳) این ساختار در بهبود حرکت فلپینگ پره بسیار مؤثر است و باعث کاهش هزینه‌های نگهداری و تعمیرات می‌شود.



شکل (۳): ساختار پایه‌ای پره بالگردهای شرکت MIL [۴]

در ادامه شرکت‌های روسی MIL و Kamov همانند شرکت‌های غربی مواد کامپوزیتی را جایگزین مواد فلزی در ساخت پره کردند؛ اما همچنان ساختار پره بالگردهای شرکت MIL، پاکتی است.

از دهه ۱۹۵۰ و ۱۹۶۰ میلادی، چوب به مرور جای خود را به مجموعه‌ای از اسپارهای آلومینیومی و پوسته‌ای در بخش لبه حمله پره داد. به‌عنوان نمونه شرکت وستلند^۱، در سال ۱۹۷۳ میلادی پره بالگردهای S-61 Sea King و S-58 Wessex را با همین روش تولید می‌کرد که البته در قسمت لبه فرار از یک پوسته آلیاژ آلومینیوم و لانه زنبوری نومکس^۲ نیز بهره می‌برد. همچنین این شرکت در ساخت نخستین بالگردهای مدل Lynx و بسیاری از بالگردهای آن نسل، از پره‌هایی که از اسپارهای تیتانیومی، پوسته‌ای از جنس الیاف شیشه^۳ و یک سرپوش^۴ نیم‌کره‌ای در قسمت ساخته شده بود، استفاده کرد. به‌عبارت دیگر نوک این پره‌ها بر اساس شکل مقطع پره توسط یک پوسته آلومینیومی بسته می‌شد (شکل ۲) [۱].



شکل (۲): تصویر سرپوش نیم‌کره‌ای نوک کلاسیک Sikorsky/Westland بکار رفته در روتور اصلی و دمی بالگردهای Sea King و Wessex و پره‌های دارای اسپار فلزی در نمونه‌های اولیه بالگرد Lynx WG-13 [۱]

در دهه ۱۹۷۰ و اوایل دهه ۱۹۸۰ میلادی، مواد کامپوزیتی به تدریج جایگزین ساختار فلزی شدند که باعث بهبود عملکرد و افزایش عمر خستگی گشت [۱]. شرکت Westland این تغییر ساختار را در چندین مرحله برای بالگردهای خود اعمال کرد. نخست پره‌های دمی بالگرد Sea King با ساختار کامپوزیتی ساخته شدند و برای راحتی ساخت، قسمت نوک آن به‌صورت مربعی قطع و با موادی مخصوص انتهای پره پوشانده شد [۲]. در گام بعدی و به‌عنوان بخشی از برنامه روتور آزمایشگاهی بریتانیا (BERP)^۵، جایگزینی برای روتور اصلی بالگرد Sea King ساخته شد.

^۱Westland

^۲Nomex Honey-Comb

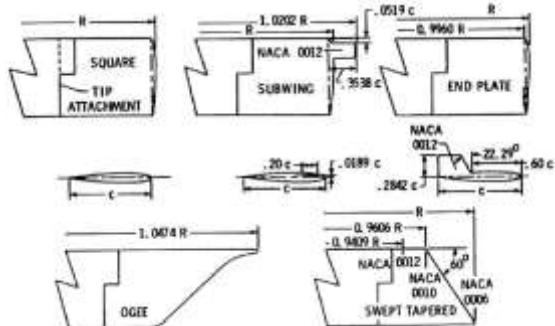
^۳Glass-Fiber

^۴Cap

^۵British Experimental Rotor Programme

۳- عملکرد آیرودینامیکی

مخصوص روتورها به استفاده از روش‌های آسان‌تر و سریع خط برآزا ادامه دادند و اغلب به داده‌های تونل باد ۲ بعدی برای مشخصه‌های مقاطع متکی بودند [۱].



شکل (۴): شکل‌های نوک پره استفاده شده در

شبییه‌سازی‌های ماسکیو [۹]

در سال ۱۹۸۰ میلادی تاوبر^{۱۲} و هیکس^{۱۳} برای بهبود آیرودینامیک پره پیشرو، یک روش کاملاً پتانسیل را بکار بردند. آن‌ها این روش را روی مقاطع یک پره با لبه حمله مستقیم و لبه فرار دارای ۳۰ درجه پسگرایی اعمال کردند. همچنین این تحلیل برای پره روتور دمی آلووت^{۱۴} دارای باریک‌شوندگی (شکل ۵) آزمایش شد که تأثیر نسبت منطری^{۱۵} کم را روی کاهش کشیدگی موج ضربه‌ای از طریق ترمیم نوک^{۱۶} نشان می‌داد [۱۱]. ترمیم نوک یک مؤلفه مهم در طراحی روتور دمی است.



شکل (۵): پره روتور دمی آلووت

در بسیاری از کدهای سنتی (مبتنی بر روش خط برآزا) تحلیل عملکرد روتور، یک مقدار تجربی برای جبران اثرات تراکم‌پذیری در نظر گرفته شده است. به طور مثال در کد WHL R314 که توسط بدوز^{۱۷} در سال ۱۹۷۶ میلادی نوشته شد؛ این موضوع دیده می‌شود [۱]. ترمیم نوک توسط گرت^{۱۸} برای تحلیل پره‌های پیشرو در سرعت حدود صفر و

در دهه ۱۹۷۰ میلادی در آمریکا تحقیقات در دو بخش بهبود عملکرد پرواز ایستا و کاهش صدا انجام شد. مدل‌های روتور بر اساس تئوری‌های خط برآزا و صفحه برآزا^۱ توسعه یافت [۱]. به‌عنوان نمونه کوکیورک^۲ و تنگلر^۳ تلاش کردند تا برای بهبود پیش‌بینی بارگذاری‌های نوک پره، مشخصه‌های دنباله نوک پره را با توجه به گردابه نوک پره قبلی، اندازه‌گیری نمایند. همچنین مسیر فرمول‌سازی را برای گردابه در ناحیه‌ی دنباله روتور بررسی کردند و تعمیم دادند. در این مقاله نویسندگان یک رویکرد سطح برآزا را ارائه دادند که می‌تواند تأثیرات شکل نوک پره را نشان دهد هر چند که کار آن‌ها نیازمند اصلاحات تراکم‌پذیری است [۵].

کدهای^۴ نوشته شده بر اساس تئوری خط برآزا، از استفاده ضریب افت نوک پره پراکتل که در روش مومنتوم - المان پره^۵ ضروری بود؛ اجتناب می‌کردند [۱]. به‌عنوان مثال روش استفاده شده توسط گسوف^۶ و میرز^۷ به‌شدت به اصلاحات تراکم‌پذیری و اثرات^۳ بعدی وابسته بود [۶]. لندگریب^۸ اندازه‌گیری‌هایی از گردابه‌های دنباله و نیز روابطی در پرواز ایستا ارائه کرد که می‌توانست در روش‌های دنباله از پیش تعیین شده در پرواز ایستا استفاده شود [۷]. لندگریب و ایگلف^۹ تجزیه و تحلیل دنباله را در پرواز روبه‌جلو برای ترکیب کردن آن با کدهای عملکرد روتور (توسعه داده شده بر اساس تئوری خط برآزا) ارائه کردند [۸]. در آمریکا، ماسکیو^{۱۰} یک روش پنل ناپایا را برای حل مسئله طراحی نوک پره به کار گرفت. وی در مقاله خود با عنوان «تأثیر شکل نوک روتور روی ریزش گردابه‌های نوک» چهار شکل نوک پره شامل: مستطیلی، دارای پسگرایی، دارای باریک‌شوندگی و شکل نوک Ogee را مورد بررسی قرار داد (شکل ۴) [۹]. سوما^{۱۱} با افزودن روش پنل به تحلیل پرواز ایستایی روتور، دقت پیش‌بینی بارهای نوک را در حالت^۳ بعدی بهبود بخشید. این روش در حالت تراکم‌پذیری کم که امکان اعمال اصلاحات تراکم‌پذیری وجود دارد و موج ضربه‌ای حضور ندارد؛ معتبر است [۱۰]. به‌هر حال اکثر کدهای

^۱Lifting-Surface theory

^۲Kocurek

^۳Tangler

^۴Code

^۵Blade Element - Momentum Theory

^۶Gessow

^۷Myers

^۸Landgrebe

^۹Egolf

^{۱۰}Maskew

^{۱۱}Summa

^{۱۲}Tauber

^{۱۳}Hicks

^{۱۴}Alouette

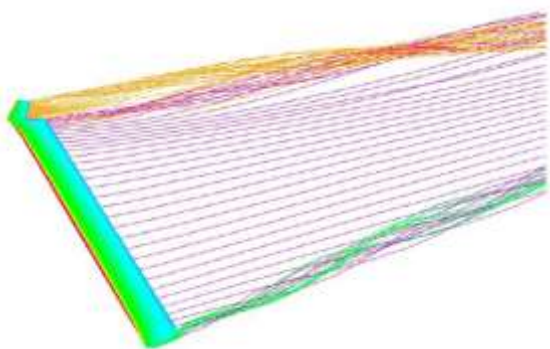
^{۱۵}Aspect Ratio

^{۱۶}Tip Relief

^{۱۷}Beddoes

^{۱۸}Grant

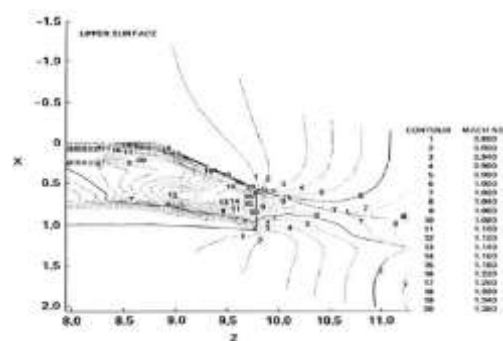
سال ۱۹۸۵، فیویر^۵ و همکاران یک مدل خط برآزا-گردابه- دنباله^۶ را برای حالت پرواز ایستا و اوج‌گیری عمودی توسعه دادند [۱۵] و به دنبال آن در سال ۱۹۸۷، مدل گردابه‌ی آزاد توسط کواکنبوش^۷ توسعه یافت [۱۶]. سال ۱۹۹۴ بروکل هرست^۸ و پایک^۹ با استفاده از روش پنل VSAERO^{۱۰} جریان حول هندسه پره Vane در پرواز ایستا را شبیه‌سازی کردند (شکل ۷). در این پژوهش برای طراحی هندسه نوک پره از تئوری روتور کلاسیک^{۱۱} در کنار تحلیل سطح برآزا استفاده شد [۱۷].



شکل (۷): تحلیل شکل نوک پره Vane شرکت Westland با استفاده از روش VSAERO [۱۷]

در اواخر دهه ۱۹۸۰ میلادی منابع رایانه‌ای به نقطه‌ای رسیدند که حداقل در شرکت‌های تحقیقاتی، راه‌حل‌های عددی برای معادلات اوایلر و ناویراس-ستوکس در پیکربندی ۳ بعدی امکان‌پذیر شد [۱]. سرینیواسان^{۱۲} و همکارانش یک راه‌حل عددی برای گردابه‌های نوک بال در جریان زیر صوت و مافوق صوت ارائه دادند. در این مقاله آن‌ها بال‌های مستطیل شکل با نوک مربعی (H-H grid)، با نوک نیم‌کره یا گرد (O-O grid) و نوک پسگرا (H-H grid)، همراه با یک بال باریک‌شونده پسگرا، بال ONERA^{۱۳} و بال اصلاح‌شده ONERA حاصل از AR5 را شبیه‌سازی کردند (شکل‌های ۸ و ۹). این مقاله به‌جای اظهار هرگونه نظری در مورد عملکرد شکل‌های هندسی بال، به اعتبارسنجی و نمایش

شرایط برآصفر در روش‌های TSP^۱ استفاده شد [۱۲]. وی در ادامه و در سال ۱۹۷۹ میلادی این مسئله را برای شکل‌های نوک دلخواه توسعه داد [۱۳]. سال ۱۹۸۴ تاوبر^۲ در گزارشی از Ames ناسا به تجزیه و تحلیل رایانه‌ای حدود صوت ۳ بعدی پره پرداخته است. در این گزارش نتایج آزمایشگاهی و محاسباتی^۳ برای یک پره باریک‌شونده و یک پره پسگرا با یکدیگر مقایسه می‌شود. همچنین تمرکززدایی^۴ موج ضربه‌ای برای یک پره مستطیلی و یک نوک پسگرا با زاویه ۳۰ درجه انجام شده است. در اینجا زاویه پسگرایی نسبت به لبه حمله تعریف می‌شود. از محاسبات انجام گرفته در مورد اثرات تراکم‌پذیری روی پره پیشرو در شرایط برآصفر، این‌گونه برمی‌آید که این مقدار زاویه پسگرایی اگرچه باعث کاهش قدرت موج ضربه‌ای می‌گردد، اما کافی نیست و حداقل ۴۰ درجه پسگرایی نیاز است تا از موج ضربه‌ای تمرکززدایی کند. با توجه به ملاحظات گشتاور پیچ، زاویه ۳۰ درجه به همراه اصلاح شکل مقطع انتخاب شد درحالی‌که همچنان مشکل متمرکز بودن موج ضربه‌ای پابرجاست (شکل ۶). یکی از ویژگی‌های شکل نوک باریک‌شونده پسگرا، وجود افت مؤثر لبه حمله پسگرا در نزدیکی لبه حمله نوک (تیز) است. همچنین هنگامی که موج ضربه‌ای به‌خوبی عقب باشد، مانند آنچه در محاسبات است، زاویه پسگرایی لبه فرار نسبتاً کم خواهد بود و لبه فرار در نوک پره تقریباً شکل مربعی دارد. عدم تمایل به استفاده از زوایای پسگرایی بالاتر احتمالاً در نتیجه‌ی میل به از بین بردن هر نوع اثر سوء آیرودینامیکی است که خود ناشی از عقب رفتن مرکز آیرودینامیکی می‌باشد [۱۴].



شکل (۶): پیش‌بینی خطوط عدد ماخ روی پره پسگرا باریک‌شونده نشان‌دهنده تمرکززدایی موج ضربه‌ای به سمت خارج نوک پره [۱۴]

⁵Favier

⁶Lifting Line Vortex Wake Model

⁷Quackenbush

⁸Brocklehurst

⁹Pike

¹⁰Vortex Separation Aerodynamic

¹¹Classic Rotor Theory

¹²Srinivasan

¹³Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales: French national aerospace research centre

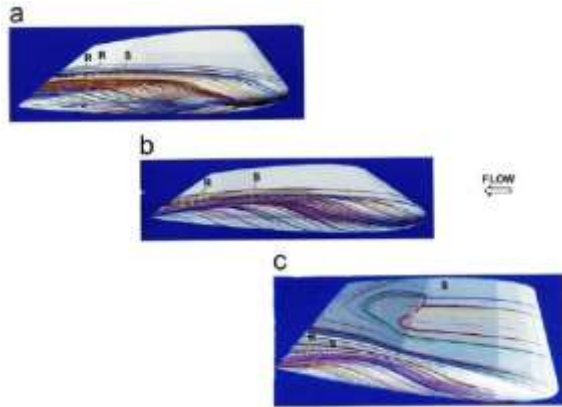
¹Transonic Small Perturbation Methods

²Tauber

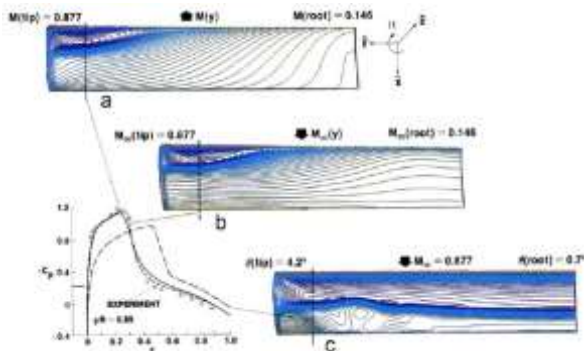
³Computed Result

⁴De-Localisation

باشد [۲۰]. این تلاش محاسباتی پیشگامانه، نیاز به مقایسه با داده‌های آزمایش کیفیت بالا، تمایل به بررسی و مقایسه شکل‌های مختلف نوک پره و نیز نشان دادن روش‌های جدید دینامیک سیالات محاسباتی را بروز داد [۱].



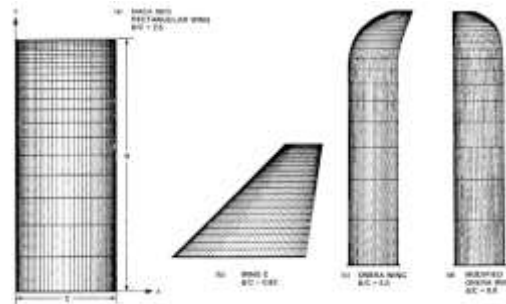
شکل (۱۰): ردیابی ذرات صفحه روی ناحیه نوک پره چرخان و بال ثابت در عدد ماخ ۰/۸۷۷ و عدد رینولدز ۳/۹۳ میلیون (a) پره چرخان (b) بال ثابت - $M_\infty(y)$ بال ثابت - θ_∞ [۲۰] (y)



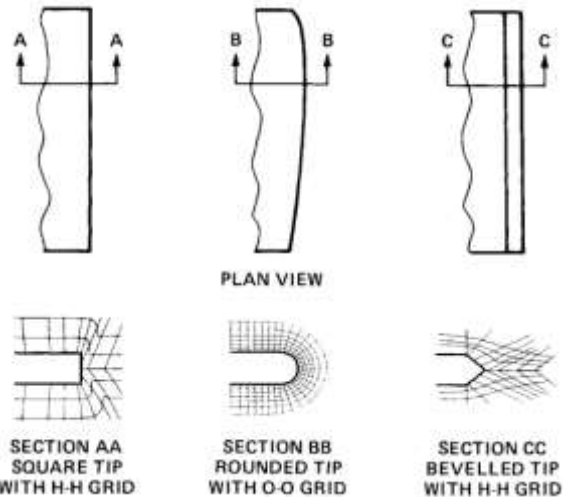
شکل (۱۱): ردیابی ذرات صفحه روی ناحیه نوک پره چرخان و بال ثابت در عدد ماخ ۰/۸۷۷ و عدد رینولدز ۳/۹۳ میلیون (a) پره چرخان (b) بال ثابت - با تغییرات عدد ماخ (c) بال ثابت - با تغییرات زاویه گام (دارای پیچش) [۲۰]

از طریق یک توافق‌نامه مشترک میان آمریکا و انگلستان، یک نمونه در مقیاس کامل از نوک پره BERP بالگرد Lynx به‌عنوان یک بال ثابت توسط دوک^۴ شبیه‌سازی شد و نتایج آن با آزمون تجربی مقایسه گردید (شکل ۱۲) [۲۱] و [۲۲]. در آن زمان روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی فقط در مراکز تحقیقاتی بزرگ در دسترس بود و کد LANS3D توسط دوک در Cray YMP

توانایی «دینامیک سیالات محاسباتی (CFD)» می‌پردازد و نشان می‌دهد که این روش چه ابزارهایی را برای تحلیل و درک بهتر مشخصه‌های آیرودینامیکی پره‌ها و بال‌ها فراهم ساخته است [۱۸].



شکل (۸): هندسه و شبکه‌بندی‌های انجام‌شده در پژوهش سرینویسان و همکارانش [۱۸]



شکل (۹): طرح کلی هندسه و کلاهک نوک برای بال مستطیل شکل با مقطع NACA 0015 در پژوهش سرینویسان و همکارانش [۱۸]

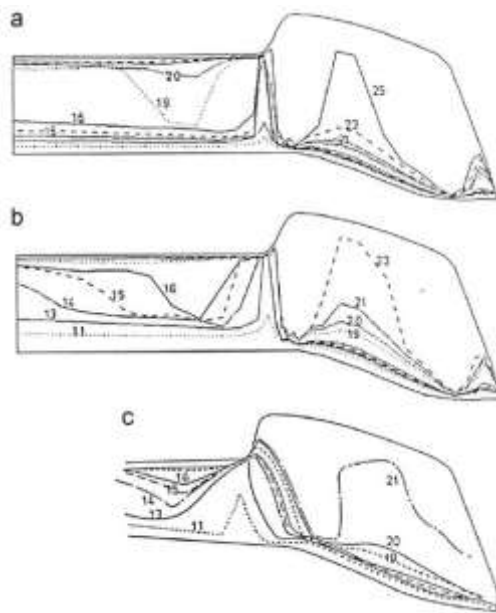
سرینویسان و مک‌کروسکی^۲ در سال ۱۹۸۸ میلادی، روشی را شامل محاسبات ناویر-استوکس برای یک روتور در پرواز ایستا توسعه دادند. نتایج برای پره چرخان با داده‌های کارادونا-تانگ [۱۹] مقایسه شد. ردیابی ذرات صفحه^۳ و خطوط فشار در شکل ۱۰ به همراه چند نمونه از دسته‌بندی خطوط فشار در ناحیه نوک پره در شکل ۱۱ از مقاله آن‌ها آورده شده است. در واقع این پژوهش، اولین کاربرد دینامیک سیالات محاسباتی برای روتور بالگرد در پرواز ایستا می

^۱Computational Fluid Dynamic

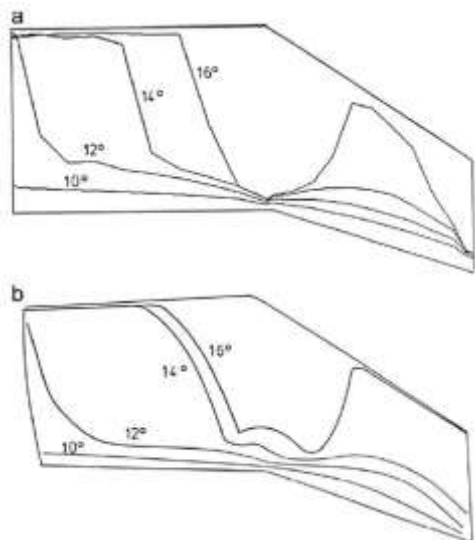
^۲McCroskey

^۳Surface Particle Trace

^۴Duque



شکل (۱۴): پیشرفت جدایش جریان با تغییرات زاویه حمله ریشه در دو حالت آزمایش شده و محاسباتی (a) شبیه‌سازی در عدد رینولدز ۳ میلیون (b) شبیه‌سازی در عدد رینولدز ۱/۵ میلیون (c) آزمایش شده در عدد رینولدز ۱/۵ میلیون [۲۴]

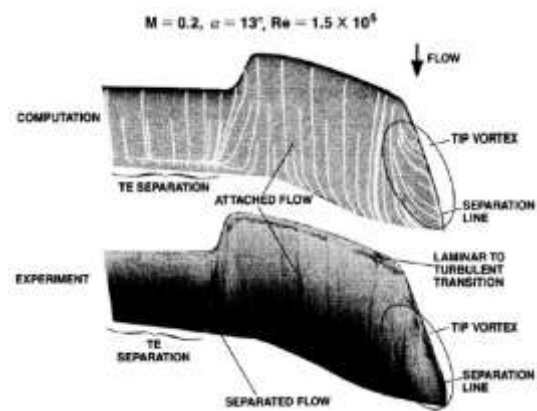


شکل (۱۵): پیشرفت پیش‌بینی جدایش جریان روی یک نوک پره پسگرا باریک‌شونده در مقایسه با نتایج آزمایش تونل باد (a) شبیه‌سازی جریان پایا (b) نتایج حاصل از آشکارسازی جریان [۲۴]

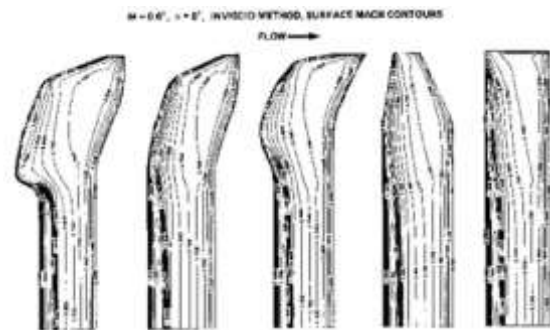
از آن زمان، پایگاه‌داده Lynx-BERP برای پشتیبانی از توسعه کدهای روتور مانند ACROT نوشته شده توسط بدوز [۲۵] و در روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی مانند آنچه در ادامه توضیح داده خواهد شد؛ مورد استفاده قرار

در Ames ناسا اجرا می‌شد. شکل‌های مختلف نوک پره از جمله نوک پره بالگرد Puma نیز توسط دوک مقایسه و شبیه‌سازی شده است (شکل ۱۳) [۲۳].

تطبیق میان دینامیک سیالات محاسباتی انجام شده توسط دوک و اندازه‌گیری‌های فشار در بال BERP در زوایای کمتر از واماندگی خوب بود؛ اما وی موفق به ارائه یک شبیه‌سازی صحیح در هنگام واماندگی قسمت‌های داخلی بال نشد. با این وجود توانایی روش RANS^۱ برای پیش‌بینی عملکرد طراحی نوک پره روتورهای آینده به وضوح نشان داده شد [۱].



شکل (۱۶): اعتبارسنجی جریان روی سطح در پژوهش دوک [۲۲]



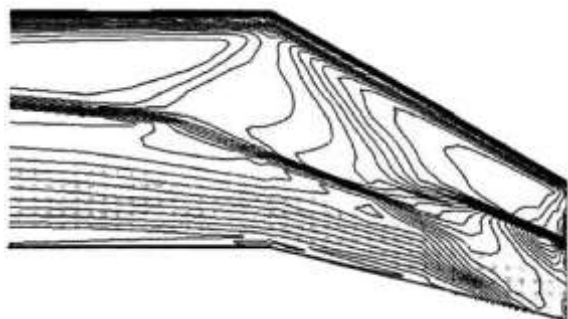
شکل (۱۷): تأثیرات هندسه در سرعت حدود صوت به دست آمده از محاسبات دینامیک سیالات محاسباتی در عدد ماخ ۰/۶ و زاویه حمله ۶ درجه در پژوهش دوک [۲۳]

علاوه بر شبیه‌سازی جدایش جریان از روی نوک BERP در زوایای نصب بالا (شکل ۱۴)، بدوز^۲ الگوی واماندگی را روی نوک پره پسگرا باریک‌شونده (شکل ۱۵) شبیه‌سازی و با نتایج تجربی مقایسه کرد [۲۴].

^۱Reynolds-Averaged Navier-Stokes

^۲Beddoes

نمونه کامل بالگرد AH-66 Comanche را در پرواز روبه جلو با روش صفحه دوار^{۱۰} شبیه سازی و همچنین نتایج پره پسگرا باریک شونده را در پرواز ایستا ارائه کرد. به عنوان مثالی از این کار، خطوط فشار سطح به دست آمده در شکل ۱۶ نمایش داده شده است. یک موج ضربه ای دوقلو^{۱۱} در صفحه پسگرا ایجاد می شود و تمایل به تقویت شوک به سمت نوک پره می باشد. این موضوع نشان می دهد پره برای نداشتن الگوی موج ضربه ای در ناحیه نوک نیازمند پسگرایی بیشتری است که با توجه به تمرکززدایی از موج ضربه ای در قسمت قبل از نوک، با اثرات صدای روتور ناسازگار می باشد [۳۲].



شکل (۱۶): خطوط فشار روی سطح نوک پسگرا پره بالگرد

AH-66 Comanche [۳۲]

در سال ۱۹۹۵ میلادی تیمی از ژاپن متشکل از آئویاما^{۱۲} و همکارانش با استفاده از روش اویلر برای پره ها، شکل گیری موج ضربه ای را روی پره پیشرو دارای مقطع NACA0012 محاسبه کردند. آن ها در مقاله خود محل موج ضربه ای را روی یک پره مستطیل شکل در حالت پیشرو و در زوایای آزمایش ۶۰، ۹۰ و ۱۲۰ درجه نمایش دادند که در آنجا موج ضربه ای به نوک پره می رسد و غیرمتمرکز می شود (شکل ۱۷). آن ها افزایش فشار درون موج ضربه ای را برای چندین شکل نوک پره پسگرا و نوک باریک شونده مقایسه کردند و حتی ترمیم نوک پره را با توجه به تغییرات نسبت منظری نشان دادند. سپس پره ای را با افزودن شکل دلتا^{۱۳} به لبه حمله پره ای مستطیل شکل، ساختند اما همچنان موج ضربه ای در نزدیکی نوک پره وجود داشت (شکل ۱۸). در نهایت با اضافه کردن یک پسگرایی ۷۵ درجه

گرفت. در آن دوره کارهای محاسباتی از لحاظ هزینه مشابه آزمایش ها بود در حالی که امروزه بسیار ارزان تر است. با این حال تونل باد همچنان یک وسیله ارزشمند می باشد و نقش مهمی در ارائه داده ها برای تأیید طراحی جدید و اعتبارسنجی روش های دینامیک سیالات محاسباتی دارد [۱].

سال ۲۰۰۳، بیدی^۱ از کد HMB^۲ برای شبیه سازی پره BERP و به عنوان ابزاری برای گسترش مدل های روتور کاهش مرتبه یافته^۳ استفاده کرده است. ضمناً برخی از شبیه سازی ها در شرایط ناپایا انجام شد [۲۶].

در حالی که Ames ناسا تلاش می کرد تا از یک تحلیل تماماً دینامیک سیالات محاسباتی با شبکه بندی با سازمان^۴ برای تشخیص هندسه واقعی استفاده کند؛ راجاگوپالان^۵ و لیم^۶ در دانشگاه ایالت آیوا^۷ یک حل کننده جریان آرام ناویراستوکس را برای نمونه یک روتور در پرواز ایستایی توسعه دادند. آن ها از توزیع نقاطی به عنوان چشمه های تکانه در طول شعاع جهت نشان دادن پره روتور استفاده کردند [۲۷].

نمونه دیگری از این توسعه ها را در آمریکا، سرینیواسان و همکارانش ارائه کردند که در آن جدایش القا شده توسط موج ضربه ای روی نوک پره روتور در پرواز ایستا مورد مطالعه قرار گرفت [۲۸]. این کار را سرینیواسان و دوک با استفاده از «شبکه بندی دارای هم پوشانی»^۸ ادامه دادند [۲۹]. در مقاله بعدی سرینیواسان و همکارانش یک روتور بالگرد جدید را در پرواز ایستا تحلیل و پره های بالگرد UH-60 و پره BERP را با یکدیگر مقایسه کرد [۳۰].

سال ۱۹۹۳ سرینیواسان و بیدر در مقاله خود قابلیت های کد TURNS^۹ را برای محاسبه هم زمان آیرودینامیکی و آکوستیکی با استفاده از شبکه بندی شامل ۱۰۰ هزار تا ۹۶۰ هزار نقطه، ارائه کردند [۳۱]. سال ۱۹۹۴، دوک یک

¹Beedy

²Helicopter Multi-Block Code

³Reduced-Order Rotor Model

⁴Structured Grid

⁵Rajagopalan

⁶Lim

⁷Iowa State University

⁸Overset Grid

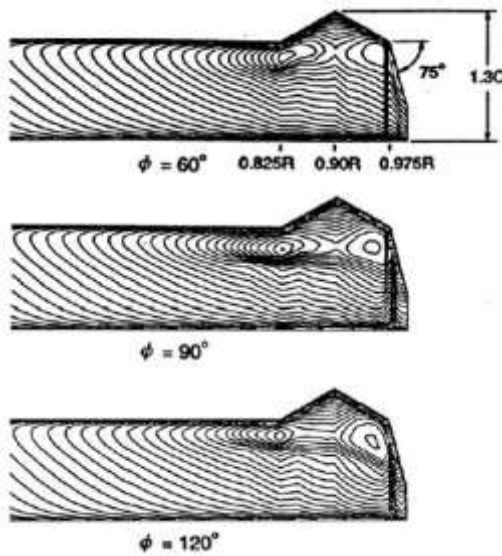
⁹Transonic Unsteady Rotor Navier-Stokes

¹⁰Actuator Disc

¹¹Double Shock

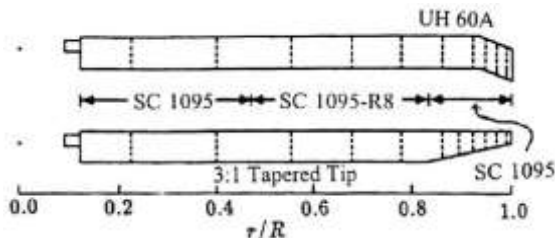
¹²Aoyama

¹³Delta



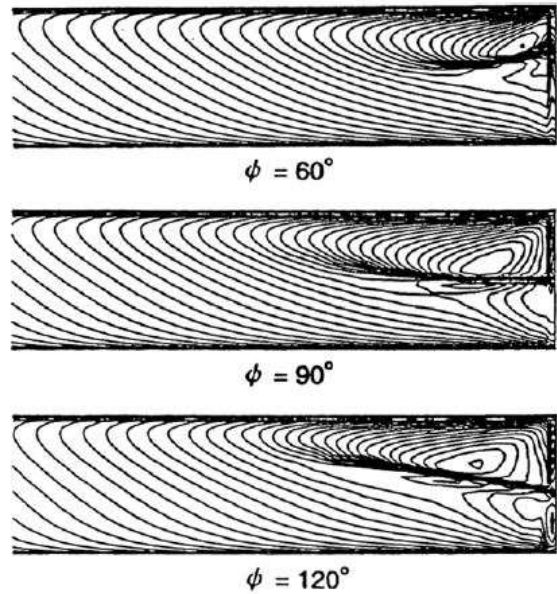
شکل (۱۹): خطوط عدد ماخ روی سطح با مقطع NACA0012 دارای پسگرایی زیاد و شکل دلتا اضافه شده به لبه حمله و عدد ماخ نوک پره ۰/۷ و نرخ پیشروی ۰/۳ [۳۳]

ویک و بیدر روش TURNS را به صورت دینامیک سیالات محاسباتی در مقایسه با داده‌های پژوهش لوربر و همکارانش [۳۴] برای روتور بالگرد UH-60A Black Hawk و همچنین یک پره باریک شونده با نسبت باریک‌شوندگی یک‌سوم در محدوده‌ای از نیروی پیشران در پرواز ایستا، ارزیابی کردند (شکل ۲۰). این کد از یک حل‌کننده با اتلاف کم^۱، مرتبه ۳ و روبه‌بالا^۲ استفاده می‌کند. در این پژوهش از شبکه‌بندی متناوب با تعداد اجزاء ۳۵۰ هزار تا ۹۵۰ هزار استفاده و تغییر شکل‌های پره اندازه‌گیری شد. در نواحی نوک، اختلاف نتایج با داده‌های تجربی مشاهده می‌شود که این مورد با استفاده از شبکه‌بندی ریزتر بهبود یافت. نتایج برای شاخص مزیت قابل‌قبول بود در حالی که به دلیل عدم تعریف مناسب در مورد گردابه نوک که توسط پره قبلی پخش می‌شد؛ خطاهایی به وجود می‌آمد و بنابراین پروفیل به طور دقیق پیش‌بینی نشده بود [۳۵].

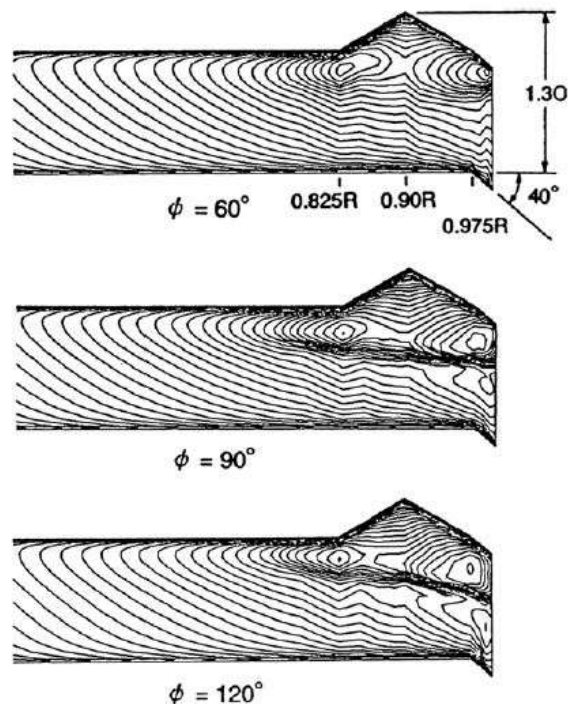


شکل (۲۰): نمونه هندسه روتور بالگرد UH-60A و نوک باریک‌شونده با نسبت یک‌سوم [۳۵]

و نزدیک شدن به شکل نوک پره BERP، این مشکل نیز برطرف شد (شکل ۱۹) [۳۳].



شکل (۱۷): خطوط عدد ماخ روی سطح غیر برآزا و عدد ماخ نوک پره ۰/۷ و نرخ پیشروی ۰/۳ [۳۳]



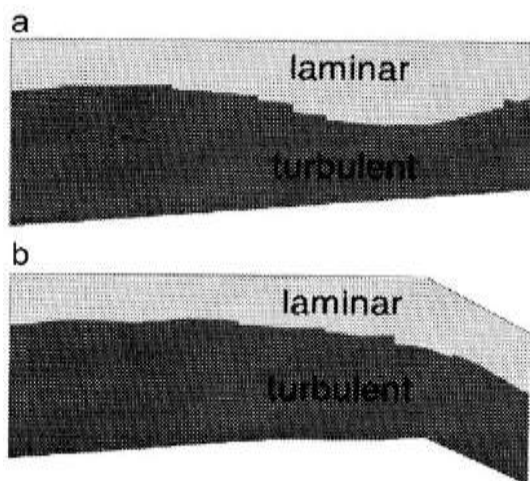
شکل (۱۸): خطوط عدد ماخ روی سطح پره با مقطع NACA0012 و عدد ماخ نوک پره ۰/۷ و نرخ پیشروی ۰/۳ [۳۳]

^۱Low-Dissipative

^۲Upwind

شبیه‌سازی جریان را با استفاده از یک روش ترکیبی جریان پتانسیل-ناویر-استوکس^{۱۳} انجام دادند [۴۱].

در فرانسه بیومیر^{۱۴} و همکارانش برای پرواز ایستا و روبه‌جلو به ترتیب با استفاده از یک حل‌کننده ۳ بعدی اوپلر (WAVES) و یک روش تمام پتانسیل ۳ بعدی (FP3D)^{۱۵}، پیش‌بینی توان روتور را از طریق دینامیک سیالات محاسباتی ارائه دادند. در هر کدام از این شرایط پروازی، برای محاسبه پسای ناشی از لزجت، حل غیرلزج جریان با کد لایه‌مرزی آرام‌آشفته (MI3DI)^{۱۶}، کوپل شد. دو شکل نوک یکی دارای باریک‌شوندگی ملایم از ناحیه لبه فرار و دیگری دارای باریک‌شوندگی و پس‌گرایی هم‌زمان، در این پژوهش مورد مطالعه قرار گرفتند. از مقایسه این دو پره، مزیت پره پس‌گرا در کاهش قدرت موج ضربه‌ای به‌راحتی آشکار می‌شود و نیز حالت لایه‌مرزی نشان‌دهنده مقدار قابل‌توجهی از جریان آرام است (شکل ۲۱) [۴۲]. بیومیر و همکارانش در مقاله‌های بعدی خود با استفاده از دو حل‌کننده جریان FLOWer (تولید شده در DLR) و CANARI (تولید شده در ONERA)، روتور بالگرد Bo-105 و روتور مدل 7A را در مقیاس واقعی و در پرواز ایستا شبیه‌سازی کردند. این دو حل‌کننده بر اساس معادلات RANS جریان را شبیه‌سازی می‌کنند و در نهایت مشاهده شد در نظر گرفتن یک لایه مرزی آرام‌آشفته باعث به‌دست آمدن نتایج دقیق‌تری نسبت به حالت در نظر گرفتن لایه‌مرزی تمام آشفته خواهد شد [۴۳] و [۴۴].



شکل (۲۱): وضعیت لایه مرزی روی پره‌های مستقیم و دارای پس‌گرایی در پژوهش بیومیر [۴۲]

در سال ۱۹۹۶ میلادی احمد و دوک شبکه‌بندی دارای هم‌پوشانی را برای آزمایش‌های محاسباتی ناپایا روتور در پرواز روبه‌جلو امتحان کردند. در این روش فضای اطراف پره دارای یک شبکه‌بندی با سازمان خوب می‌باشد و مابقی دامنه با شبکه‌بندی دکارتی یا استوانه‌ای، بر اساس نیاز، مشبک می‌شود. این روش شامل تعامل (به‌صورت ۳ بعدی) بین نتایج به‌دست آمده در هر شبکه و در هر مرحله است و این کار باید بدون کاهش دقت انجام شود [۳۶].

در اروپا مفهوم شبکه‌بندی دارای هم‌پوشانی به‌وسیله رزونی^۱ و در پروژه EROS^۲ آزمایش شد. در گام بعدی، توسعه کد ناویر-استوکس توسط کنسرسیون EROS-UK روی صفحه‌های شبکه‌بندی لغزنده^۳ مورد توجه قرار گرفت که در آن حرکت پره با تغییر شکل شبکه، شبیه‌سازی می‌شد [۳۷]. در طی برنامه چرخ‌بال^۴ DARP و برای توسعه پروژه EU-GoA-Head^۵، این روش توسط استیکل^۶ و باراکوس^۷ اصلاح شد و توسعه یافت [۳۸].

راسل^۸ و همکارانش با استفاده از یک کد ناویر-استوکس چند ناحیه‌ای^۹ با دقت مرتبه ۵، به بررسی عددی گردابه نوک پره و تأثیر به‌کارگیری اسپویلر^{۱۰} در این ناحیه روی پخش گردابه پرداختند و نتایج آن را با آزمایش‌های مک آلیستر^{۱۱} و همکارانش [۳۹] مقایسه کردند [۴۰]. کارهای بیشتری در مورد روتور در پرواز ایستا به‌وسیله لئو^{۱۲} و همکارانش ارائه شد که در آن به‌جای اسپویلر، از دمیدن هوا در نوک پره و تغییر در ساختار گردابه استفاده گردید و لذا افزایش پسا در اسپویلر وجود نداشت. در این پژوهش، آن‌ها

¹Rezoni

²A Common European Euler Code for the Analysis of Helicopter Rotor Flow Field

³Sliding Grid

⁴چرخ‌بال یا Rotorcraft به مجموعه‌ای از هواگردها شامل تیلت روتورها و بالگرد گفته می‌شود. همچنین در مواردی از واژه بال‌دوار یا Rotary

Wing نیز استفاده می‌شود.

⁵Generation of Advanced Helicopter Experimental Aerodynamic Database for CFD Codes Validation

⁶Steijl

⁷Barakos

⁸Russell

⁹Multizone

¹⁰Spoiler

¹¹McAlister

¹²Lui

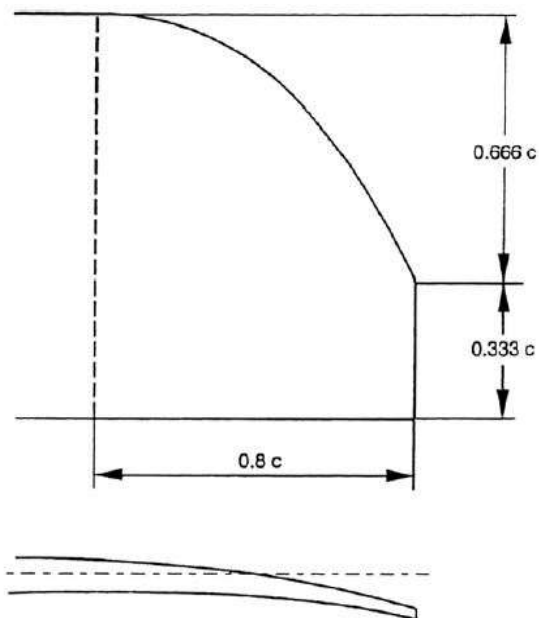
¹³Hybrid Navier-Stokes-Potential Flow Method

¹⁴Beaumier

¹⁵3D Unsteady Full Potential Method

¹⁶Laminar-Turbulent Boundary Layer Code

مقادیری مانند پیچش و باریک‌شوندگی به دست می‌آید؛ اما همچنان قادر به حل دقیق اثرات نوک پره نیست [۱]. علی‌رغم این محدودیت جانچری^۶ با استفاده از اصلاح غیرخطی یک روش خط برآزا، شبیه‌سازی نوک باریک شونده dihedron یا SPP8 را انجام داد و با داده‌های پرواز ایستایی یک نمونه روتور که در تونل باد Modane آزمایش شده بود؛ مقایسه کرد. این طراحی SPP8 اساساً یک پره با شکل نوک سهموی و مقدار کمی زاویه هشتی نسبی است که به تدریج زاویه نوک پره به ۱۷ درجه می‌رسد. این شکل پره (شکل ۲۲) متعاقباً روی بالگرد Super Puma به کارگیری شده است [۴۷].



شکل (۲۲): شکل نوک سهموی SPP8 [۴۷]

از بین برنده فاصله بین مدل‌های خط برآزا یا صفحه برآزا با کارهای دینامیک سیالات محاسباتی ناویر-استوکس یا تمام پتانسیل، روش ناپایا پنل تراکم‌ناپذیر^۷ می‌باشد که توسط احمد^۸ و ویدجاجا^۹ توصیف شده است. در این روش توزیع چشمه و چاه نشان‌دهنده ضخامت پره می‌باشد درحالی‌که توزیع جریان دوقلو روی خط خمیدگی حل می‌شود و در هر گام زمانی دنباله آزاداجباری^{۱۰} تکامل می‌یابد.

طی چندین سال گذشته روش‌های عددی برای تعیین عملکرد طراحی‌های جدید نوک پره، محبوبیت یافته‌اند. مانکی و همکارانش در مقاله‌ای این ایده را مطرح می‌کنند که «اصلاحات نیمه تجربی که در حال حاضر در کدهای جامع روتور برای شبیه‌سازی اثرات ترمیم نوک پره استفاده می‌شوند، برای طراحی (نمایش) نوک‌های پیشرفته پره کافی نیست» [۴۵]. تیمی از بوئینگ کد FDR (نوشته شده توسط شرکت بوئینگ) را با کد چندمنظوره روتور با نام Tech-01 مرتبط ساخت. هرچند که این روش در تخمین برآی پره محدودیت دارد؛ اما پیشرفت چشمگیری را در شبیه‌سازی آیرودینامیکی روتور نشان می‌دهد و در شبیه‌سازی اثرات ترمیم نوک پره نیز موفقیت‌آمیز بود [۱].

بر اساس توصیف کاستس^۱ و همکارانش، در اروپا یک کد تمام پتانسیل تحت برنامه Brite-Euram، با نام اختصاصی HELIFP توسعه یافت. این تلاش مشترک برای توسعه، مخصوصاً روی پیش‌بینی جریان غیرلزج تراکم‌ناپذیر پره‌های روتور بالگرد در پرواز ایستا و روبه‌جلو، هدف‌گذاری شد. نسخه بعدی HELIFP-X، شامل تدارکاتی برای مدل کامل لایه‌مرزی بود. در آژانس ارزیابی و تحقیقات دفاعی DERA^۲ انگلستان در Farnborough، این کد تمام پتانسیل به کد روتور در پرواز روبه‌جلو مرتبط گشت. در این رویکرد، تخمین نخست از زاویه‌تریم^۳ و جریان القایی توسط کد روتور تولید می‌شود و کد تمام پتانسیل از این تخمین برای محاسبه جزئی توزیع فشار و بر همین اساس تخمین بهتر بارهای آیرودینامیکی روی پره به‌ویژه در نواحی نزدیک نوک، استفاده می‌کند [۴۶].

علی‌رغم توسعه سریع روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، روش‌های خط برآزا همچنان در صنعت استفاده می‌شوند؛ زیرا زمان اجرای آن‌ها سریع است و همچنین اجازه مطالعات مؤلفه‌ای^۴ و اکتشافات طراحی^۵ را به طراحان می‌دهد. با شرط داشتن ارتباط نزدیک میان رویکرد خط برآزا و گردابه - دنباله، روشی قابل‌قبول برای مطالعه

^۶Joncheray

^۷Incompressible Unsteady Panel Method

^۸Ahmed

^۹Vidjaja

^{۱۰}Force-Free Wake

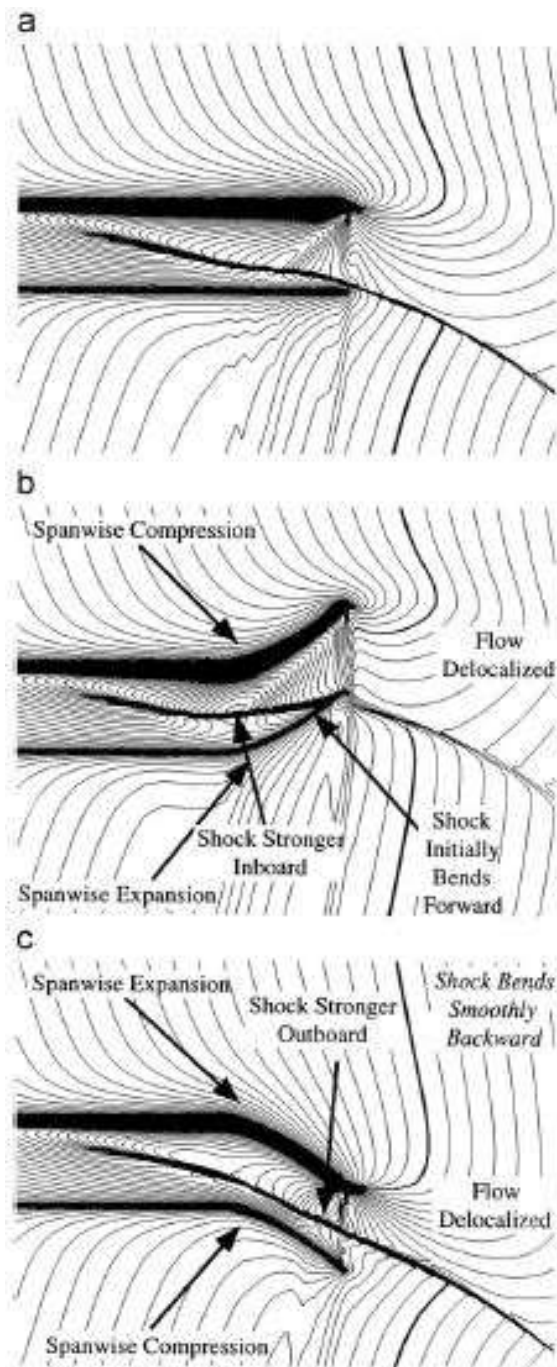
^۱Costes

^۲Defense Evaluation and Research Agency

^۳Trim Angle

^۴Parametric Study

^۵Design Exploration



شکل (۲۳): خطوط عدد ماخ روی صفحه روتور در عدد ماخ نوک پره ۰/۹۵ برای پره‌های با پسگرایی متفاوت (a) پره اصلی (b) پره (c) FS-C پره BS-C [۴۹]

یک روش اقتصادی برای یافتن مشخصه‌های آیرودینامیکی شکل نوک پره روتور، استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و فرض پره به‌عنوان یک بال است. این روش اشکالاتی از جمله نادیده‌گرفتن تفاوت‌های بارهای شعاعی، تغییر عدد ماخ و سرعت القایی را دارد. با این وجود، محاسبات مسئله بال ثابت بسیار آسان‌تر است و امکان

احمد اظهار داشت که برخلاف روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، پس از شکل‌گیری گردابه، هیچ‌گونه پخش گردابه وجود ندارد و نتیجه آن می‌تواند «شبيه‌سازی فراتر^۱» حرکت گردابی در مقایسه با جریان لزج واقعی باشد. هدف این روش فراهم‌آوردن بارهای ناشی از جریان برای تعیین نویز BVI^۲ بود و به نظر می‌رسد ارتباطی میان‌لایه مرزی و محاسبه توان پروفیل و بنابراین عملکرد کلی، وجود ندارد. این روش محدود به شرایطی است که تراکم‌پذیری اهمیت ندارد؛ اما رویکرد روش پنل قادر به حل جریان حول شکل‌های نوک دلخواه می‌باشد [۴۸]. (در این مقاله فقط برای این روش، پره مستطیل شکل Bo105 در نظر گرفته شده است.)

مجموعه‌ای از شکل‌های جالب نوک پره توسط بیدر با استفاده از حل‌کننده اوپلر/ناویر-استوکس مورد مطالعه قرار گرفت. وی استدلال می‌کند که نوک پیشگرا به دلیل ایجاد تأخیر مؤثر در تمرکززدایی، تأثیر بیشتری در کاهش نویز نسبت به نوک پس‌گرا دارد. اگرچه به نظر او این امر به شکل بیرونی نوک وابسته می‌باشد و در پژوهش او نوک بیرونی پره به شکل ساده قطع شده است. شکل ۲۳، تأثیر شکل‌های مختلف نوک پره را نشان می‌دهد و بیدر در ادامه طراحی جزئی را به‌وسیله تعریف نواحی بیشتری در قسمت‌های پس‌گرا یا پیشگرا (هندسه سگ-پا^۳) و نیز باریک‌شوندگی بیشتر در بخش خارجی پره، تصحیح کرد. در سرعت بالا، اثرات فازی وتر در یک هندسه سگ-پا در نظر گرفته شده است و طبق گفته وی، نوک نازک باریک‌شونده دارای پیش‌گرایی آیروآکوستیکی (FASTT^۴) به‌خوبی تمرکززدایی موج ضربه‌ای را تا عدد ماخ نوک پره ۰/۹۵ به تأخیر می‌اندازد [۴۹]. برخلاف نتایج بیدر، محاسبات بروکل هرست برای پره BERP-III در شرکت Westland در سال ۲۰۰۱ میلادی که در The Burn ۲۰۰۳ میلادی ارائه شد [۵۰] و کار انجام‌گرفته روی نوک BERP-IV در سال ۲۰۰۸ میلادی [۵۱]، هیچ نشانه‌ای از تمرکززدایی در این عدد ماخ نوک پره وجود نداشت.

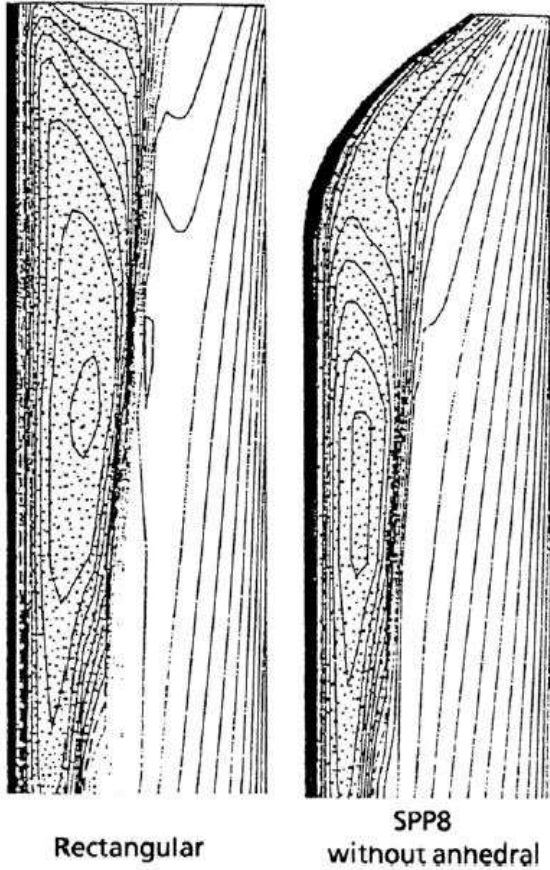
^۱Over-Simulation

^۲Blade Vortex Interaction Noise

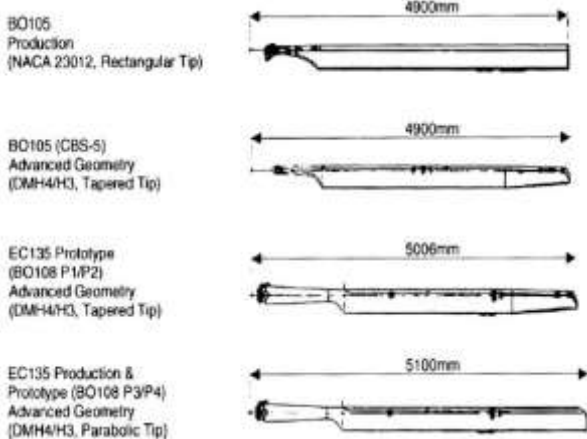
^۳Dog-Leg Platform

^۴Forward Aeroacoustically Swept Thin and Tapered Tip

می‌گیرد و با این نوع شکل پره کمی ضعیف می‌شود؛ لذا این موضوع نشان‌دهنده عدم وجود پس‌گرایی مناسب است (شکل ۲۵) [۵۵].



شکل (۲۴): خطوط عدد ماخ برابر روی نوک‌های مستطیلی و سهموی [۵۴]



شکل (۲۵): هندسه‌های پره پیشرفته توسعه‌یافته برای

بالگردهای EC135 و Bo105 [۵۵]

مقایسه داده‌های آزمایش و نتایج دینامیک سیالات محاسباتی را قبل از حل مسئله روتور، امکان‌پذیر می‌سازد [۱]. هو^۱ تفاوت‌های میان بارهای بال و یک پره چرخان در پرواز ایستا را در مقاله خود آورده است. در این مقاله او توسعه کد TLNS3DR را برای محاسبات پرنده بال دوار^۲ و مثال‌هایی از خطوط فشار برای بال‌ها و پره‌های روتور در پرواز ایستا را نشان می‌دهد. مقایسه‌ها در شرایط برآ-صفر انجام شده است. به‌علاوه روتور برآزا در عدد ماخ بالا در شبکه‌بندی با تعداد اجزاء محاسباتی ۵۴۵۰۲۵ نقطه نمایش داده شده است [۵۲].

یکی از مشکلات بزرگ در محاسبه دقیق عملکرد روتور در پرواز ایستا، نمایش گردابه‌ها در دنباله می‌باشد. برای پیش‌بینی‌های دقیق عملکردی حیاتی است که سرعت القایی در پره‌ها به طور صحیح نمایش داده شود و لازمه این امر قرارگیری گردابه‌ها در جایگاه درست و نیز مقادیر قدرت صحیح در دنباله می‌باشد [۱]. دیندار و همکارانش با اعمال یک روش اصلاح وفق یافته روی شبکه‌بندی بی‌سازمان، به مطالعه تأثیر وضوح و کیفیت گردابه نوک روی پره بالگرد UH-60A در پرواز ایستا پرداختند. این روش با محاسبه شاخص‌های خطا برای کمک به وضوح مؤثر ویژگی‌های مقیاس کوچک در میدان جریان، کار می‌کند [۵۳].

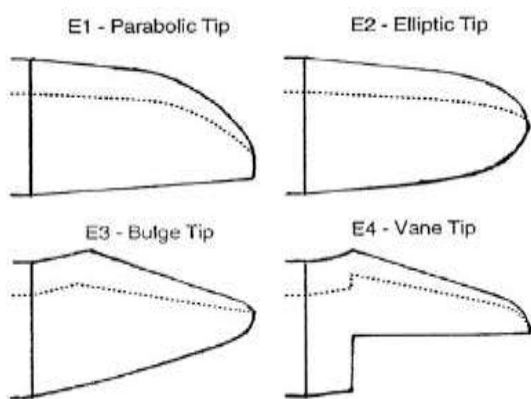
برخلاف نوع شکل پره بالگرد UH-60 به صورت پس‌گرا بدون باریک‌شوندگی، عملکرد پرواز ایستا و ملاحظات آکوستیکی منجر به توسعه شکل نوک سهموی شده است که برای بسیاری از بالگردهای اروپایی مورد استفاده قرار گرفت [۱]. فیلیپ^۳ در مقاله خود مزایای نوک پره سهموی نسبت به حالت مستطیلی را نشان می‌دهد (شکل ۲۴) [۵۴]. با این وجود این سبک از طراحی نوک پره ممکن است محدودیت‌هایی در پرواز روبه‌جلو با سرعت بالا، به‌ویژه با بار زیاد و یا در روتورهای با سرعت نوک پره بالا، ایجاد کند [۱]. در مقاله مربوط به طراحی بالگرد EC135، کامپا^۴ و همکارانش خطوط عدد ماخ را روی نوک پره سهموی نشان می‌دهند یک موج ضربه‌ای قوی در قسمت بیرونی پره شکل

^۱Hu

^۲Rotary Wing

^۳Philippe

^۴Kampa



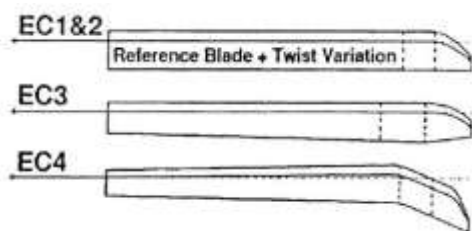
شکل (۲۷): شکل‌های نوک پره روتور ATR [۵۶]

آلون و همکارانش بحث «نشان‌دهنده بالگرد ساکت^۳» را برای بالگرد EC155 که توسعه‌یافته بالگرد Dauphin است، مطرح می‌کنند (شکل ۲۸). در این طراحی از ۵ پره بزرگ و یک قطر بزرگ استفاده شد و سرعت متغیر نوک پره نمایش داده می‌شود. شکل نوک مجدداً در لبه حمله حالت سهموی و در لبه فرار دارای باریک‌شوندگی است به طوری که در قسمت نوک باریک‌شوندگی زیادی وجود دارد و بنابراین حجم نوک کم و پس‌گرایی نیز کم می‌باشد. مقطع بکار رفته در نواحی داخلی پره OA415 و OA312 و در ادامه پره به سمت نوک، مقطع OA409 است [۵۷]. اگرچه شک کمی در مورد مزایای این نوع طراحی نوک پره برای بازدهی پرواز ایستا و عملکرد نویز پایین وجود دارد، اما برای به‌کارگیری آن روی بالگردهای سنگین‌تر و سریع‌تر، ممکن است محدودیت‌هایی بابت تراکم‌پذیری در پره پیشرو و واماندگی در پره پسرو ایجاد شود. با توجه به هندسه پره و گشتاور پیچ کم مقاطع آن، این نوع طراحی در شرایط عادی، بارهای کنترلی کمی خواهد داشت [۱].



شکل (۲۸): پره ساکت برای بالگرد EC155 [۵۷]

بیزل^۱ و همکارانش در مقاله خود، در مورد توسعه فناوری پیشرفته روتور (ATR^۲) در شرکت Eurocopter مرکز آلمان، بحث می‌کنند (شکل ۲۶). در این پژوهش طراحی یک پره مرجع دارای نوک پره سهموی (با نسبت وتر نوک به وتر اصلی برابر یک‌سوم) با پره‌های EC3 و EC4 مقایسه می‌گردد. پره EC3 دارای باریک‌شوندگی معکوس و نوک سهموی باریک‌شونده است (لبه فرار پیش‌گرایی دارد) در حالی که پره EC4 نوکی پس‌گرا با زاویه ۲۵ درجه از حدود ۸۵ درصد شعاع دارد. به نظر می‌رسد هدف اصلی این طراحی‌ها کاهش نویز می‌باشد؛ چون تمایل به حجم کم نوک پره مشاهده می‌شود. روتور ATR با اهدافی برای آزمایش انواع شکل نوک پره از جمله سهموی باریک‌شونده و نوک بیضوی، ساخته شده است (برای کمینه‌کردن وتر در ناحیه نوک پره). برای استفاده هم‌زمان پس‌گرایی لبه حمله و نزدیک بودن مرکز آیرودینامیکی نوک پره به خط یک‌چهارم وتر، در جلوی پره یک برآمدگی قرار دارد و در نهایت یک پره بادنا شکل (Vane Tip) نیز آزمایش شده است (شکل ۲۷). نمودارهای شاخص مزیت، برتری نوک سهموی بر نوک بیضوی و پره‌های استاندارد (مستطیلی شکل) روتور بالگرد BK117 را نشان می‌دهد. از نظر بیزل سرعت پرواز پیمایش به میزان ۱۷ کیلومتر بر ساعت (۹/۲ نات) و نیروی پیشران در پرواز ایستا در همان توان مصرفی به مقدار حدودی ۵ درصد افزایش می‌یابد. در تمام شرایط پروازی آزمایش شده، نوک سهموی نسبت به نوک بیضوی بهبود اندکی از لحاظ نویز نشان می‌دهد. این موضوع احتمالاً به دلیل استفاده از پس‌گرایی و یک مقطع نازک در مهار بارهای جریان حدود صوت است. سرعت متغیر نیز برای روتور ATR وفق داده شد که باعث کاهش نویز در شرایط پرواز نزولی می‌گردد [۵۶].



شکل (۲۶): پره‌های بهینه‌شده روتور در پژوهش بیزل [۵۶]

³Quiet Helicopter Demonstrator

¹Bebesel

²Advanced Technology Rotor

جریان، انتشار حالت عددی را در پشت اولین پره در همان سطح انتشار لزجت نشان می‌دهد [۶۱].

هال^۷ و لانگ^۸ از یک برنامه اوپلر مرتبه چهارم استفاده و آن را با کد NASA CFL3D مقایسه کردند. نرخ انتشار پایین‌تر در شبیه‌سازی آن‌ها به صورت تولید یک گردابه نوک قوی‌تر نمایش داده می‌شود که مسیر آن نزدیک‌تر به داده‌های تجربی توسعه نوک بال دون پورت^۹ [۶۲] می‌باشد [۶۳].

چندین مقاله توسط استرون^{۱۰} در رابطه با شبیه‌سازی عددی روتورهای بالگرد ارائه شده است که در ادامه به آن‌ها اشاره می‌شود. احمد و استرون با ارائه یک حل ناویراسستوکس دینامیک سیالات محاسباتی، تحلیل پرواز ایستا روتور را با شبکه‌بندی متمرکز انجام دادند و نتایج آن را ابتدا با پره مستطیل شکل کارادونا-تانگ و در ادامه با نتایج آزمایش‌های انجام شده روی نمونه روتور بالگرد UH-60 در تونل باد DNW توسط لوربر [۳۴] مقایسه کردند. بارگذاری در نواحی داخلی پره، مقداری کمتر و در نوک مقداری بیشتر از مقادیر اصلی، پیش‌بینی شد [۶۴]. سال ۲۰۰۱ میلادی استرون و جومهری^{۱۱} مجدداً به بحث در مورد روتور در پرواز ایستا و آیرودینامیک دنباله می‌پردازند و با به‌کارگیری شبکه‌های دارای ۱۰/۶ و ۶۴ میلیون نقطه، حساسیت‌سنجی را نسبت به شبکه انجام می‌دهند. اگرچه حل دنباله با تعداد نقاط بیشتر بهتر انجام می‌گیرد؛ اما نتایج عملکردی حساسیت خاصی نسبت به تعداد شبکه ندارند. محاسبات به طور مداوم در نواحی نوک روتور، نیروی پیشران را بیشتر پیش‌بینی می‌کرد [۶۵]. مجدداً استرون و جومهری در پژوهشی دیگر از شبکه‌بندی با سازمان و متمرکز باکیفیت بالا روی پره‌ها استفاده کردند و کیفیت آن‌ها را به صورت سیستماتیک در دنباله روتور و نواحی خارج از لایه مرزی تغییر دادند. حل‌کننده استفاده شده از مرتبه چهارم است؛ اما با این وجود نیروی پیشران در ناحیه نوک پره همچنان بیش از مقدار صحیح، پیش‌بینی می‌شود [۶۶]. در انگلستان یک روش جایگزین به صورت شبکه‌بندی لغزنده (در صفحه روتور) برای شبیه‌سازی‌های پرواز روبه‌جلو به کار

جهت اعمال روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی باکیفیت بالا برای مسائل ارزیابی عملکرد چرخ‌بال، ضروری است توانایی پیش‌بینی فرآیند چرخش گردابه و مسیر حرکت دنباله گردابه‌ها با هزینه کم وجود داشته باشد. در عمل، قدرت گردش گردابه‌های دنباله‌دار به تدریج از طریق پخش طبیعی (لزجت) تحلیل می‌رود و یکی از چالش‌های اصلی در دینامیک سیالات محاسباتی، جلوگیری از پخش شتاب‌دار با توجه به اثرات عددی است [۱].

هارپهاران^۱ و سنکار^۲ با بکار بردن روش فضایی دقیق مرتبه هفتم^۳ ENO^۴، آن را برای نمایش گردابه کارآمد ارزیابی کردند. در این روش از یک شبکه‌بندی متحرک، ردیاب و متمرکز استفاده شد. از برنامه مرتبه پنجم برای محاسبه گردابه پشت بال بهره بردند و اهمیت جذب تکانه محوری مورد توجه قرار گرفت. ادعا می‌شود که برنامه مرتبه بالا می‌تواند گردابه نوک را برای ۱۸۰ درجه و اتلاف کمتر از ۱۰ درصد نمایش و برای یک گردابه نوک بال تا فاصله ۵۰ برابر وتر با اتلاف ناچیز چرخش^۵، محاسبات را انجام دهد [۵۸]. هارپهاران در مقاله بعدی خود، در مورد مرتبه‌های پنج و هفتم صحبت کرد [۵۹].

در حالی که یک برنامه مرتبه بالاتر، قادر به نشان دادن گردابه لبه فرار با تعداد کمینه شبکه‌بندی است، اما این روش‌ها بهترین عملکردشان را در شبکه‌بندی کارتیزین دارند. این به معنای نیاز به استفاده از یک شبکه‌بندی متمرکز برای تعیین مسیر گردابه‌ها در دنباله روتور می‌باشد که این روند امکان دارد مشکلاتی را ایجاد کند. یک گزینه جایگزین، استفاده از یک شبکه بسیار ظریف و ریز است که این حالت نیز زمان حل و اجرا را طولانی‌تر می‌کند [۱].

تانگ^۶ و بیدر یک روش اوپلر بهبود یافته را برای روتور در پرواز ایستا ارائه دادند و نتایج آن را با داده‌های باگوات و لیشمن [۶۰] اعتبارسنجی کردند. در این کار از روشی با دقت مرتبه سوم استفاده شد. بهبود شبکه‌بندی و حل‌کننده

⁷Hall

⁸Long

⁹Devenport

¹⁰Strawn

¹¹Djomehri

¹Hariharan

²Sankar

³Seventh Order Spatially Accurate Method

⁴Essentially Non-Oscillatory

⁵vorticity

⁶Tang

مقایسه کردند. پره‌ها در این پژوهش صلب فرض شده‌اند و برای ایجاد حرکت نسبی از روش Chimera به صورت محاصره کردن پره در یک شبکه که با پره حرکت و شبکه پس‌زمینه را هم‌پوشانی می‌کند؛ استفاده می‌شود. بر اساس نتیجه به دست آمده می‌توان با تغییرات تریم روتور و با در نظر گرفتن انحرافات آیرودینامیکی، نتایج را بهبود بخشید [۶۹].

دی‌آلسیو^۶ در گزارش خود، توسعه و کاربرد روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی را در برنامه CHANCE آلمان و فرانسه شرح می‌دهد. بر این اساس نرم‌افزار elsA مرکز ONERA از ترکیب مدل‌های این شرکت شامل CANRAI، FU3M و WAVES شکل گرفته است در حالی که مرکز DLR کد FLOWer را توسعه داد. مقاله روی روتورهای دارای فناوری پیشرفته (ATR) متمرکز می‌شود و روتور ATR-A را به عنوان موضوع بحث انتخاب می‌نماید (شکل ۲۹). این روتور مقدار کمی باریک‌شوندگی معکوس دارد به طوری که تا شعاع ۸۵ درصد، مقدار وتر اندکی افزایش می‌یابد و وتر این قسمت نسبت به ریشه کمی بزرگ‌تر است؛ اما از آن به بعد باریک‌شوندگی با هندسه‌ای سهموی و پس‌گرایی در لبه حمله در قسمت نوک اعمال می‌شود. لبه فرار دارای پیش‌گرایی خفیف می‌باشد و انتهای پره به صورت عمود بر محور پره قطع شده است. چنین نوک پره‌ای بارهای پیچشی کمی دارد. مقاطع استفاده شده شامل OENRA OA-4 و ۳ عضو خانواده OA312 در قسمت میانی پره است. ضخامت مقطع در ریشه ۱۵ درصد و ناحیه نوک پره از ۹ به ۷ درصد باریک می‌گردد. چنین مقاطع نازکی نیاز دارند تا زمانی که پس‌گرایی بزرگ نیست، در پره پیشرو با تراکم‌پذیری و در پره پسرو با واماندگی زودرس، خود را وفق دهند. با این حال تمایل به این پدیده‌ها می‌تواند با در نظر گرفتن مساحت کافی برای پره در بخش ۷۵ تا ۸۵ درصد شعاع، کاهش یابد. ضمناً انتظار می‌رود که چنین پره‌ای با نوک باریک شونده سهموی مقدار اوج شاخص مزیت پرواز ایستا بالایی داشته باشد [۷۰].



شکل (۲۹): نمایش پره ATR تحلیل شده توسط دی‌آلسیو

[۷۰]

گرفته شد و تغییرات زاویه گام پره از طریق اعوجاج شبکه‌بندی به دست می‌آمد. این روش در کد HMB به دلیل سهولت برنامه‌نویسی و دقت بالقوه زیادتیر، سازگاری یافته است [۱].

بروکل‌هرست از رویکرد شبکه لغزنده در کد تجاری FLUENT برای یک مقطع ۲ بعدی ناپایا استفاده کرد و راه‌حل‌های شبه پایا را برای پره روتور در پرواز روبه‌جلو به دست آورد. موقعیت زاویه آزیموت با استفاده از یک استوانه بزرگ همسو با محور چرخش روتور کنترل می‌شد؛ اما زاویه گام پره با چرخاندن ساده آن حول محور فدرینگ (مخروطی^۱) با یک شبکه استوانه‌ای محلی تنظیم می‌گردید. ایده محصور کردن پره میان شبکه ثابت و جریان یافتن هوا و دنباله در راستای مرز شبکه لغزنده، به شرط از دست ندادن دقت در انجام کار، سالم و درست به نظر می‌رسد. این روش همچنین می‌تواند مقدار اعوجاجی را که باید توسط تغییر شکل شبکه ایجاد شود، کمینه سازد؛ زیرا چرخش زاویه گام دورها توسط شبکه‌بندی لغزنده اداره می‌شود و فقط تغییر شکل پره باید مورد توجه قرار گیرد. در این روش از یک حل‌کننده اوپلر (برای کاهش هزینه محاسباتی) و یک شبکه‌بندی بی‌سازمان (برای راحتی کار) استفاده می‌کردند و در صورت وجود منابع محاسباتی کافی در آن زمان، می‌توانستند به راحتی به عنوان یک راه‌حل زمان‌دقت برای پره‌های چرخان گسترش یابند. با این وجود یک شبکه‌بندی با سازمان بسیار ظریف‌تر، ترجیح داده می‌شد [۵۰] و [۶۷].

یانگ و ژوانگ^۲ نیز شبیه‌سازی عددی یک روتور را بررسی و با کارادونا-تانگ مقایسه کردند. یانگ برای رفع مشکل پخش گردابه در حالت برآزا ۸ درجه، یک اصلاح زاویه را از یک مدل گردابه معرفی می‌کند [۶۸].

پلکه^۳ و چلی^۴ در برنامه مشترک آلمان و فرانسه با نام CHANCE^۵، روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی را برای روتورهای چند پره در پرواز روبه‌جلو توسعه دادند و نتایج روتورهای 7A (دارای نوک مستطیلی) و 7AD (دارای نوک سهموی) را با داده‌های آزمایش‌های تونل باد S1-Modane

¹Cone

²Zhuang

³Pahlke

⁴Chelli

⁵Complete Helicopter Advanced Computational Environment

⁶D'Alascio

آن برای حل جریان حول یک بالگرد کامل گردیده است [۷۸].

کنگ^۶ و کوون^۷ برای دو نوع طراحی مرز نوک پره شامل برش خورده مربعی و حاصل از چرخاندن مقطع، با استفاده از روش عددی، شکل‌گیری گردابه نوک پره در پرواز ایستا را بررسی کردند. آن‌ها از روش حل سازگار شده با شبکه‌بندی بی‌سازمان حاوی ۸۳۰ هزار جزء تشکیل‌دهنده شبکه، بهره بردند و نتایج محاسباتی را در دو حالت لزج و غیرلزج با یکدیگر مقایسه نمودند. آن‌ها نتیجه گرفتند که در نظر گرفتن اثرات لزجت به طور قابل ملاحظه‌ای بر فشار سطح و بارهای ناشی از جریان در اعداد ماخ نوک پره حدود صوت، تأثیرگذار است؛ به‌ویژه در مواردی که موج ضربه‌ای القا شده توسط جدایش رخ می‌دهد. همچنین تشکیل گردابه نوک پره به‌صورت کیفی مورد بررسی قرار گرفت و معین شد که گردابه‌های اولیه و ثانویه در یک گردابه نوک ادغام و با صفحه گردابه مرتبط می‌گردند. آن‌ها شبکه‌بندی بی‌سازمان را یک جایگزین قوی برای شبکه‌بندی با سازمان می‌دانند هرچند که برخی از مشکلات وابستگی به شبکه‌بندی، هنوز ممکن است باقی باشد [۷۹]. همین نویسندگان، تأثیر سازگاری دنباله را در مقاله بعدی خود مورد توجه قرار دادند [۸۰].

چندین روش برای رسیدن به هدف حفظ اندازه گردش گردابه‌ها وجود دارد که یکی از آن‌ها، روش‌های محدودیت چرخش^۸ می‌باشد. در واقع روش‌های عددی موجود تمایل دارند تا گردابه‌ها را در فرایند حل معادلات جریان از بین ببرند. در همین راستا استینهف^۹ و همکارانش در سال ۲۰۰۱ با توسعه روش محدودیت گردابه، این مشکل را برطرف نمودند. در این روش یک منبع تکانه به جریان اضافه می‌گردد تا در آن مناطقی که میدان جریان که گردابه متمرکز است، میزان اضمحلال آن را به تعادل برساند. به‌عنوان نمونه، این روش در کار موروانت^{۱۰} با توسعه برای حالت تراکم‌پذیر در حالت دوبعدی استفاده شده است [۸۱]. این روش در حالت سه‌بعدی و برای پرواز ایستا

پومین^۱ و واگنر از دانشگاه اشتوتگارت نیز یک روش ناویر-استوکس را برای پرواز ایستا بکار بردند و با داده آزمایش روتور 7A مقایسه کردند. در این پژوهش، استفاده از شبکه Chimera برای دربرگرفتن مسئله پرواز روبه‌جلو یک بالگرد کامل، در حال توسعه است [۷۱].

روش دنباله آزاد طی ۳۰ سال گذشته برای کارایی عددی توسعه یافت و برای مهیا کردن اصول اولیه روش گردابه آزاد بدون نیاز به تنظیم مشخصه‌های مدل از یک پیکربندی به پیکربندی دیگر، طراحی شده است. این روش همچنین شامل ارتباطات دینامیکی می‌شود و تطابق خوبی را با پیش‌بینی بارها و نویز BVI روتور نشان می‌دهد. به‌رحال با وجود اینکه محاسبه کارآمد سرعت‌های القایی توسط این مدل‌ها، یک نقطه قوت است اما یک نقطه ضعف مشترک آن‌ها، مشکل عدم توانایی کافی در تحلیل نواحی تراکم‌پذیر و لزج نزدیک نوک پره می‌باشد [۱].

توسعه‌های اخیر در مدل دنباله آزاد با تعداد متغیر بالا در کد تحلیلی روتور جامع CHARM استفاده و توسط واپس پرس^۲ و همکارانش شرح داده شده است [۷۲].

واپس پرس و همکارانش با استفاده از کد دنباله آزاد EPIC پره جدید طراحی شده برای روتور بالگرد S-61 را شبیه‌سازی کردند. این مدل حل جریان روتور از روش دنباله آزاد که با راه‌حل سطح برآزا برای توزیع نیرو روی سطح، مرتبط می‌شد؛ استفاده می‌کند [۷۳].

اسپنتزوس^۳ و همکارانش با بهره‌گیری از کد HMB، محاسبات ناپایایی را انجام دادند و با نتایج آزمایش‌های تغییرات گام بال انجام‌شده توسط شرک^۴ [۷۴] و راماپریان^۵ [۷۵] مقایسه کردند [۷۶]. همچنین بیدی محاسبات مشابهی را برای نوک BERP انجام داد [۷۷]. بر اساس آنچه باراکوس و همکارانش در یک مقاله در ERF خلاصه و ارائه کرده‌اند؛ در این زمینه تحقیقاتی، کد HMB به طور گسترده‌ای برای بیشتر مقاطع، بال و روتور در دسترس در دامنه عمومی، اعتبارسنجی شده است که این امر منجر به توسعه قابلیت

^۶Kang

^۷Kwon

^۸Vorticity Confinement Method

^۹Steinhoff

^{۱۰}Morvant

^۱Pomin

^۲Wachspress

^۳Spentzos

^۴Schreck

^۵Ramaprian

RASCAL دانشگاه Glasgow در نظر گرفته شده بود. علی‌رغم تلاش‌های اخیر برای تسریع آن، این روش هزینه محاسباتی زیادی دارد و در معادله نویسی اولیه تراکم‌پذیری و لزجت را لحاظ نمی‌کند [۸۷].

در برخی از مقالات از مدل انتقال چرخش^۸ (VTM) برای بررسی اثر پیچش روی وضعیت حلقه گردابی^۹ استفاده شده است. این مدل قادر است برهم‌کنش‌های دنباله‌پره و دنباله-دنباله را به خوبی نمایش دهد که این امر منجر به نشان‌دادن درهم‌آمیختگی، رشد و ازهم‌گسیختگی ساختارهای گردابی در دنباله روتور و در نتیجه انطباق بالای نتایج با داده‌های تجربی می‌شود. از جمله مقالاتی که در آن از مدل انتقال چرخش بهره برده شده است می‌توان کار براون و همکارانش اشاره نمود [۸۸]. همچنین مقاله لاین^{۱۰} و براون نیز با استفاده از این مدل به تحلیل وضعیت حلقه گردابی پرداخته است [۸۹]. مطالعات بیشتر در مورد وضعیت حلقه گردابی در پرواز روبه‌جلو نزولی، مجدداً توسط براون و همکارانش انجام گرفت [۹۰]. VTM دنباله را با جزئیات نمایش می‌دهد؛ اما در نمایش گردش مرز پره^{۱۱} متکی به مدل خط برآزا یا صفحه برآزا است و از این رو فعلاً قادر به نمایش اثرات تراکم‌پذیری برای ویژگی‌های طراحی‌های خاص نوک پره نیست. با این وجود می‌توان با مرتبط‌ساختن مدل دنباله و حل‌کننده RANS، مشکل این روش را برطرف ساخت [۱].

هو از کد شبکه‌بندی چندگانه^{۱۲} TLNS3DR به‌عنوان یک روش دینامیک سیالات محاسباتی برای شبیه‌سازی یک تیلت روتور در پرواز ایستا با اشکال مختلف نوک پره بهره برد. این شکل نوک پره‌ها شامل ۴ مورد: Ogee، دارای بالک، باریک شونده با زاویه ۴۵ درجه و مستطیلی بودند. دو نوک پره با «نویزکم» علی‌رغم تولید گردابه نوک ضعیف‌تر یا پخش سریع‌تر آن، دارای مصرف انرژی بیشتری می‌باشند. نویسنده ادعا می‌کند که این کد دینامیک سیالات محاسباتی ابزاری کارآمد برای تجزیه و تحلیل طراحی اولیه ارائه می‌دهد و زمان اجرای آن توسط پردازشگر واحد Cray-

نیز توسط تسوکاهارا^۱ و همکارانش بکار برده و با نتایج آزمایش یک بال مقایسه شد [۸۲]. بیاوا^۲ و ویگوانو^۳ ارزیابی روش محدودیت چرخش را با اعمال آن روی چرخ‌بال، بررسی کردند و نتیجه گرفتند علی‌رغم حصول نمایش بهتر از میدان جریان، برای تعیین خودکار مشخصه مناسب محدودیت نیاز به کارهای بیشتری وجود دارد [۸۳]. هو و همکارانش یک روش عددی برای جریان تراکم‌ناپذیر و حالت محدودیت چرخش ارائه دادند. در مقاله آن‌ها کاربرد روش ارائه شده برای تشکیل گردابه روی یک بال تخت دلتا است؛ اما این روش کاربرد واضحی در دنباله‌های روتور در حالت ۳ بعدی دارد [۸۴]. ونرن^۴ و همکارانش محدودیت چرخش را برای پیش‌بینی جریان حول اجسام پیچیده؛ مانند بدنه بالگرد، جایی که مرز چرخش ریزش دارد، اعمال کردند و نیز برای مواردی شامل همرفت گردابه‌ها مانند پیکربندی یک بالگرد کامل، از آن بهره‌مند شدند. طبق گفته ونرن، رشته‌های گردابه‌های ریزش شده را می‌توان به طور نامحدود و بدون گسترش عددی، هدایت کرد [۸۵].

در مرکز ONERA، کانون^۵ و همکارانش اصلاح شبکه‌بندی استوانه‌ای را برای نمایش بهتر دنباله یک روتور مجزا (از بالگرد) را در پرواز ایستا شرح دادند. محاسبات، شبکه‌بندی متمرکز Chimera را برای دربرگرفتن پره‌های یک روتور درون دامنه استوانه‌ای شکل، به کار می‌برد. شبکه دوم به صورت دوره‌ای سازگار می‌شود تا اجازه دهد گردابه نوک تقریباً برای ۳۸۰ درجه در شبکه‌ای با حدود ۶۰۰ هزار نقطه، تشکیل گردد [۸۶].

یک روش جایگزین برای روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی مرتبه بالاتر و روش‌های محدودیت چرخش که در بالا توضیح داده شد؛ بازیابی مجدد معادلات ناویر-استوکس در شکل محافظت چرخش^۶ می‌باشد که توسط براون^۷ ارائه شده است. این روش محاسباتی در ابتدا به‌عنوان جایگزینی برای مدل دنباله آزاد در کد مکانیک پروازی

¹Tsukahara

²Biava

³Vigevano

⁴Wenren

⁵Canonne

⁶Vorticity Conservation

⁷Brown

⁸Vorticity Transport Model

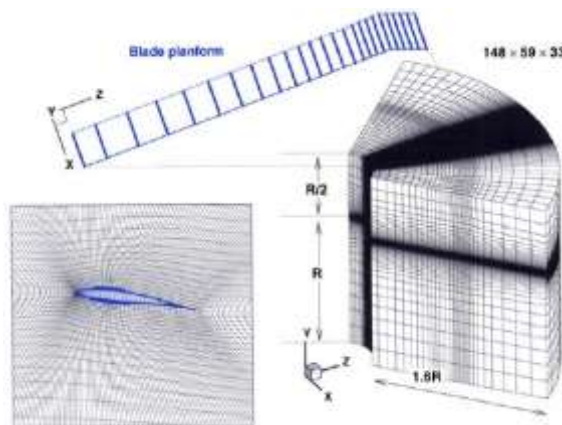
⁹Vortex Ring State

¹⁰Line

¹¹Blade Bound Circulation

¹²Multigrid

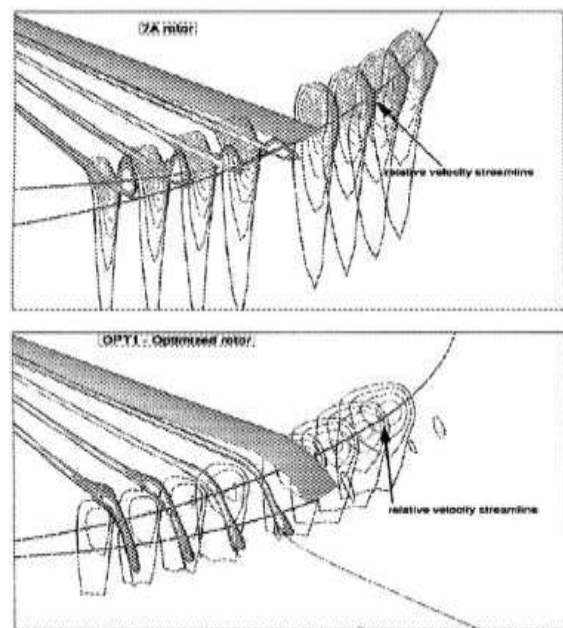
اگر قرار باشد از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی به طور معمول در محیط طراحی استفاده گردد تا به یک راه‌حل بهینه رسید، کیفیت بالا و زمان اجرای سریع، پیش‌شرط آن است [۱]. به‌عنوان نمونه می‌توان به روش گردابه-دنباله تعبیه شده^۲ اشاره نمود که باگوات، مولتن^۳ و کارادونا معرفی کردند. نویسندگان ایده‌های پشت این روش را یعنی تعبیه اجباری یک شبکه گردابه آزاد-دنباله^۴ در یک شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی، توصیف می‌کنند که در آن سرعت هدایت به‌جای استفاده مستقیم از قانون بیوت-ساوار^۵، با حل معادلات تمام پتانسیل به دست می‌آید. درحالی‌که موضوعات پایداری اولیه در شرایط قدرت گردش ثابت در دنباله، کشف می‌شود؛ هدف، ارائه نمایش جریان بیرونی، برای برداشتن بار حل کردن ریزش جریان به پایین دست و دامنه دنباله از روی دوش دینامیک سیالات محاسباتی بود. رویکرد ارائه شده توسط باگوات به طور واضح جایگزینی برای استفاده از روش‌های مرتبه بالاتر یا محدودیت چرخش می‌باشد و به نظر می‌رسد راه‌حل کم‌هزینه‌تری را ارائه داده است. این مقاله تعدادی از نتایج اصلی عملکرد روتور در پرواز ایستا را برای بالگرد UH-60A با بهره‌گیری از شبکه‌ای شامل ۲۸۸ هزار نقطه ارائه می‌کند (شکل ۳۱). این‌که روش مدنظر در حال حاضر برای پرواز ایستا توسعه یافته است؛ انتظار می‌رود به‌زودی برای پرواز روبه‌جلو نیز گسترش یابد [۹۳].



شکل (۳۱): کاربرد دینامیک سیالات محاسباتی برای تحلیل جریان حول پره با نوک پسرگرا بالگرد UH-60 [۹۳]

YMP با بهره‌گیری از شبکه‌بندی با تعداد نقاط کمی بیش از ۵۰۰ هزار، ۱/۵ ساعت است [۹۱].

مدل‌های دینامیک سیالات محاسباتی برای عملکرد روتور هنوز نیازمند توسعه بیشتر هستند؛ اما اکنون به مرحله‌ای رسیده‌اند که می‌توان از آن‌ها برای فرایند بهینه‌سازی بهره برد [۱]. مقاله‌ای در مورد بهینه‌سازی عددی عملکرد روتور در پرواز ایستا توسط له‌پاپ^۱ و بیومیر ارائه گردید. در این مقاله نویسندگان اعتبار روش خود را در مقایسه با آزمایش‌های انجام‌شده روی روتور 7AD تأیید می‌کنند و آن را روی شکل‌های نوک متفاوت شامل: بیضوی بریده‌شده بدون پس‌گرایی بهینه‌شده، پس‌گرا با وتر ثابت بدون باریک‌شوندگی و در ادامه روی نوک پره دارای زاویه هشتی به کار گرفتند. پیکربندی به‌دست‌آمده برای پره OPT-2 به‌گونه‌ای از زاویه هشتی بهره می‌برد که این شکل باعث عبور پره از روی گردابه نوک تولید شده به‌وسیله پره قبلی می‌گردد (در پرواز ایستا) و قوس روبه‌پایین نوک پره بعد از محل گردابه‌ها شروع می‌شود (سعی بر حفظ شکل مستطیلی پره است) (شکل ۳۰). سپس آن‌ها روش بهینه‌سازی را روی روتور ERATO برای به‌دست‌آوردن هندسه منحنی به همراه مقدار کمی زاویه هشتی اعمال کردند. طرح نهایی با توجه به کاهش بارگذاری در ناحیه نوک پره، منجر به بهبود قابل‌توجهی در شاخص مزیت پرواز ایستا گشت [۹۲].



شکل (۳۰): خطوط چرخش برای پره اصلی 7AD و نوک

بهینه‌شده دارای زاویه هشتی [۹۲]

^۲Embedded Vortex Wake Technique

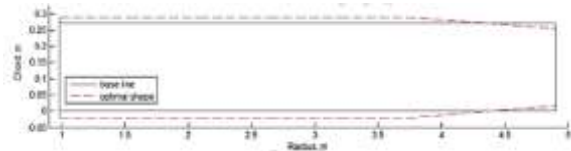
^۳Moulton

^۴Embedding a Force Free Vortex-Lattice Wake

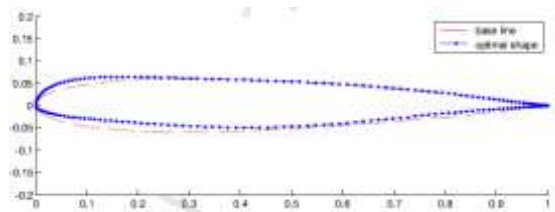
^۵Biot-Savart Law

^۱Le Pape

نسبت باریک‌شوندگی، نقطه شروع باریک‌شوندگی، وتر ریشه پره و ضرایب تابع توزیع مقطع است. نکته قابل توجه در این پژوهش استفاده از ۳ روش شبیه‌سازی پنل مرتبه بالا، معادلات اوپلر و RANS دوبعدی در ۳ رژیم مختلف جریان می‌باشد. شکل ۳۲ و شکل ۳۳ به ترتیب نشان‌دهنده مقایسه هندسه و مقطع پره بهینه‌شده و اصلی است [۹۶].

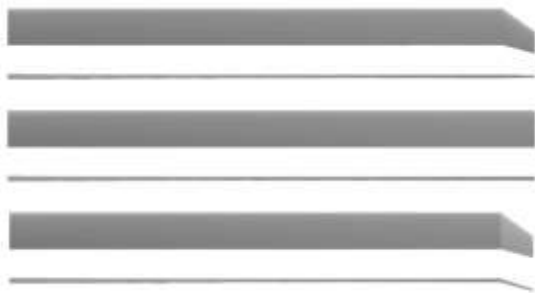


شکل (۳۲): مقایسه شکل هندسی پره اصلی و بهینه‌شده [۹۶]



شکل (۳۳): مقایسه شکل مقطع پره اصلی و بهینه‌شده [۹۶]

سال ۲۰۱۵ میلادی، رابرت نارودچی، تحقیقاتی را با هدف بررسی تأثیر زوایای پس‌گرایی و هشتی و نرخ باریک‌شوندگی روی عملکرد پرواز ایستا دنبال نمودند. در این پژوهش روتور پایه S-76 با ۳ نوع نوک پره (شکل ۳۴) در شرایط پرواز ایستا با استفاده از روش حل عددی جریان و از طریق نرم‌افزار OVERFLOW مورد بررسی قرار گرفته است. این نرم‌افزار توسط شرکت بوئینگ طراحی گردیده و کاربرد اصلی آن در شرایطی است که جسم دوار مانند پره بالگرد و یا تغییر شکل بدنه وجود داشته باشد. شرایط پرواز ایستا برای پژوهش در نظر گرفته و در انتها نتایج به‌دست آمده با نتایج آزمایش‌های تجربی مقایسه می‌شود [۹۷].



شکل (۳۴): شکل هندسی پره‌های شبیه‌سازی شده، حالت اول: زاویه پس‌گرایی و باریک‌شوندگی (شکل بالا)، حالت دوم: مستطیلی (شکل وسط) و حالت سوم: زوایای پس‌گرایی و هشتی و باریک‌شوندگی (شکل پایین) [۹۷]

استفاده از روش‌های هیبرید در دینامیک سیالات محاسباتی در مقاله آیکن^۱ و همکارانش با عنوان «مسیرهای آینده فناوری چرخ‌بال در مرکز تحقیقات Ames ناسا» پیش‌بینی شده بود. وی با استفاده از چنین روش‌هایی، بهینه‌سازی عملکرد روتور را از طریق بهبود شکل نوک پره در نظر می‌گیرد [۹۴].

واضح است که شکل پره به‌دست‌آمده از هر روش بهینه‌سازی، به انعطاف‌پذیری مشخصه‌های طراحی، قیود اعمال‌شده و اهداف از پیش تعیین شده، وابسته است؛ لذا جای تعجب ندارد که حتی برای کاربردهایی که در حال حاضر روی مورد ساده‌تر پرواز ایستا متمرکز شده‌اند؛ هندسه‌های متفاوتی برای پره به دست می‌آید. از سویی پیش‌بینی می‌شود دینامیک سیالات محاسباتی به‌عنوان روشی سریع و ابزاری برای بهینه‌سازی طراحی، بیش‌ازپیش مورد استفاده قرار گیرد [۱].

علاوه بر کارهای بهینه‌سازی که در حوزه پرواز ایستا انجام می‌شود، بهره‌گیری از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی برای بهینه‌سازی هندسه و مقطع پره در پرواز روبه‌جلو، رونی روبه‌رشد داشته است. به‌عنوان مثال جانسون^۲ و باراکوس با در نظر گرفتن بهینه‌سازی شکل‌های نوک پره در پرواز روبه‌جلو با استفاده از قالب HMB CFD و تغییرات مشخصه‌ای هندسه، شروع به کار کردند. بدین ترتیب می‌توان تأثیر پس‌گرایی، زاویه هشتی و غیره را بر عملکرد و بارهای کنترلی روی پره را ارزیابی کرد [۹۵].

با پیشرفت روزافزون نرم‌افزارهای شبیه‌سازی و افزایش توان پردازش رایانه‌ها، بهینه‌سازی هم‌زمان مقطع و هندسه پره از موضوعات جدیدی است که محققان در این حوزه به پژوهش پرداخته‌اند. به‌عنوان نمونه لی و همکارانش ابتدا با استفاده از روش CST^۳ نقاط مقطع تولید می‌شود. بهینه‌سازی به‌صورت در کنار هم قراردادن چند برنامه نوشته شده است. مشخصه‌های مقطع به‌صورت خودکار توسط ابزار تحلیل بر اساس ضرایب برآ، پسا و گشتاور، در جریان زیر صوت و حدود صوت و در گستره وسیعی از زاویه حمله تولید می‌شوند. متغیرهای طراحی پره شامل زاویه پیش‌ش،

¹Aiken

²Johnson

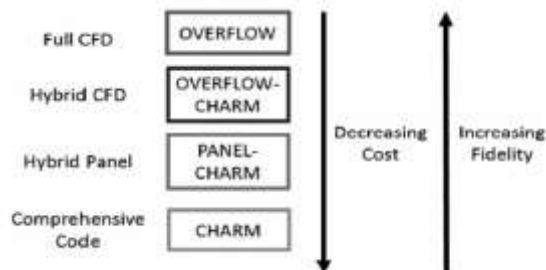
³Class Function/Shape Function Transformation

سال ۲۰۱۶ میلادی، جانسن و همکارانش، در یک پژوهش سعی کردند تا با بهینه‌سازی هندسه نوک یک پره BERP مانند، گشتاور موردنیاز را در پرواز روبه‌جلو کاهش دهند. در این پژوهش از یک پره دارای هندسه مشابه پره‌های BERP بهره برده شده است. در بخش عمده این پره از مقطع HH-02 و در قسمت نوک از مقطع NACA 64A-006 که نازک‌تر می‌باشد، استفاده شده است. بهینه‌سازی برای شرایط پرواز روبه‌جلو صورت می‌پذیرد اما شرایط پرواز ایستایی نیز تحلیل می‌گردد و ثابت نگه داشته می‌شود. برای حل جریان از کد تحلیلی HMB استفاده شده است که معادلات URANS را حل می‌کند. برای شبیه‌سازی پرواز روبه‌جلو، هر ۱۰ درجه زاویه آزیموث (یعنی ۱۰ درجه چرخش پره)، یک بار حل تکرار می‌شود. شکل ۳۶ هندسه مقایسه پره اصلی و بهینه‌شده با یکدیگر را نشان می‌دهد [۹۹].



شکل (۳۶): مقایسه هندسه پره اصلی (آبی) و هندسه بهینه‌شده (قرمز) [۹۹]

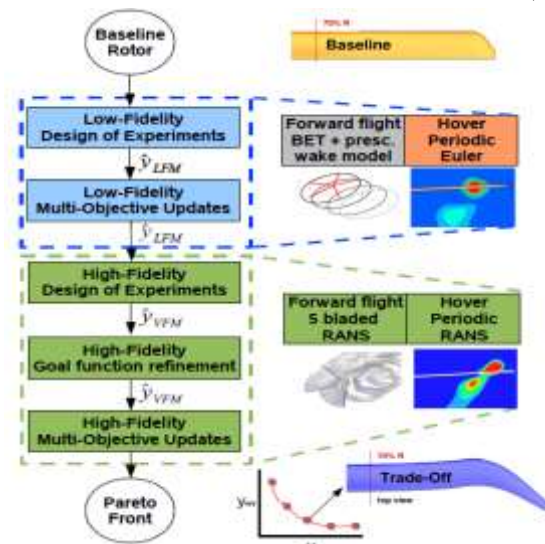
سال ۲۰۱۷ میلادی، یاکوبسن و اسمیت، با استفاده از یک روش شبیه‌سازی ترکیبی، سعی در کاهش هزینه محاسباتی و درعین حال حفظ دقت نتایج شبیه‌سازی داشتند. مطابق آنچه آن‌ها در مقاله خود ارائه داده‌اند و همچنین با توجه به شکل ۳۷، برای شبیه‌سازی جریان حول یک چرخ‌بال، می‌توان طیف متنوعی از روش‌های حل را، از یک کار تماماً دینامیک سیالات محاسباتی تا یک کار تماماً تحلیلی، انتخاب نمود و انتخاب روش باید بر اساس هزینه و دقت نتایج مورد انتظار باشد. همان‌طور که در شکل ۳۷ مشاهده می‌گردد، هرچه به سمت یک روش تمام دینامیک سیالات محاسباتی حرکت شود، دقت و توانایی شبیه‌سازی و طبیعتاً محاسبات افزایش می‌یابد [۱۰۰].



شکل (۳۷): رویکرد سلسله مراتبی به محاسبات شبیه‌سازی چرخ‌بال [۱۰۰]

در پژوهش‌های سال‌های اخیر با ترکیب یک روش کم‌هزینه دارای دقت کمتر با یک روش پرهزینه با دقت بالاتر، در مجموع هزینه محاسباتی فرایند شبیه‌سازی را به شدت کاهش داده‌اند و از سویی دقت نتایج به دست آمده بالا رفته است. در واقع از مدل کم‌هزینه برای به دست آوردن داده‌هایی به عنوان نتایج اولیه با دقت بالا برای مدل پرهزینه استفاده می‌گردد.

گانتز ویکه^۱ با انجام پژوهشی در سال ۲۰۱۵ میلادی در مرکز DLR آلمان، یک پره را برای پرواز روبه‌جلو، ایستایی و در نهایت پره‌ای را که بهینه‌ترین حالت برای هر دو شرایط را دارا است، ارائه می‌کند. روندنمای کلی انجام این پژوهش در شکل ۳۵ مشاهده می‌شود. در بخش اول فرایند حل، برای شبیه‌سازی جریان در پرواز ایستایی از معادلات اوپلر به شکل دوره‌ای^۲ و برای پرواز روبه‌جلو از روش اجزاء پره (BET) و دنباله از پیش تعیین شده استفاده شده است. در بخش دوم، جریان حول روتور در پرواز ایستایی و روبه‌جلو، با استفاده از معادلات RANS شبیه‌سازی شده است. از نکات قابل توجه این می‌توان به این نکته اشاره کرد که بهینه‌سازی هندسه پره تنها برای ۳۰ درصد انتهایی پره انجام شده است [۹۸].



شکل (۳۵): روندنمای بهینه‌سازی با استفاده ترکیبی از روش‌های دقت پایین و دقت بالا. سمت چپ: فرایند بهینه‌سازی، سمت راست: فرایند شبیه‌سازی و هندسه پره [۹۸]

^۱Günther Wilke
^۲Periodic

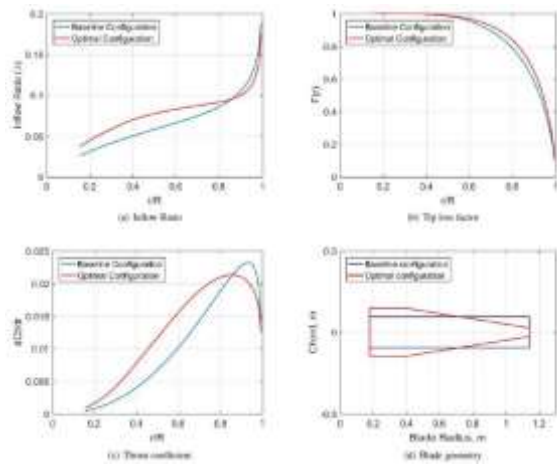
سال ۲۰۱۸ میلادی، درویش و همکارانش در پژوهشی مقطع و شکل هندسی روتور استاندارد کارادونا - تانگ برای پرواز ایستا بهینه کردند. به این صورت که ابتدا مقطع پره با توجه به تابع هدف تعریف شده، بهینه می‌شود و در ادامه هندسه پره بر اساس مقطع جدید طراحی شده بهبود پیدا می‌کند. در انتها نتایج با شبیه‌سازی عددی و آزمایش تجربی مقایسه می‌گردد. ابتدا مقطع پره با استفاده روش بهینه‌سازی Adjoint، بهینه می‌شود. برای این بخش از امکانات نرم‌افزار تجاری Fluent استفاده شده است. در ادامه با استفاده از روش بهینه‌سازی چندهدفه الگوریتم ژنتیک، شکل هندسی پره برای شرایط پرواز ایستا بهبود پیدا می‌کند. روش تحلیل جریان حول روتور بر اساس مونتوم - المان پره می‌باشد که در آن تصحیحات زیر به کار گرفته شده است:

I. ضریب افت نوک پره پرانتل

II. تصحیح تراکم‌پذیری روتور

III. وترهای معادل و صلبیت وزن‌دار

مقایسه مشخصات هندسی پره اصلی و بهینه‌شده در شکل ۳۹ نشان داده شده است [۱۰۱]:

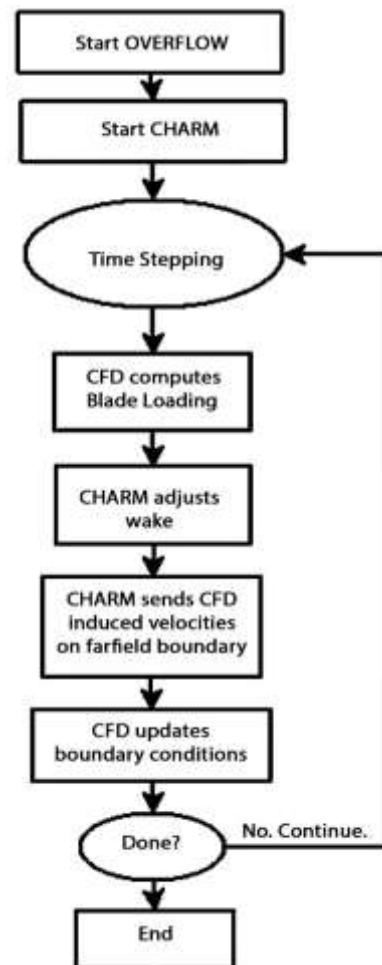


شکل (۳۹): مقایسه تغییرات مشخصه‌های آیرودینامیکی و

شکل هندسی پره بهینه‌شده و اصلی [۱۰۱]

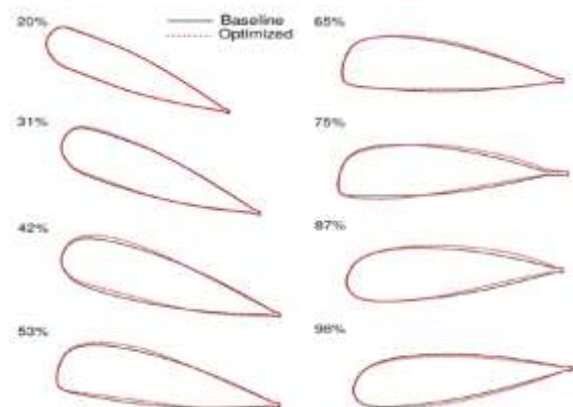
ژائو و همکارانش در سال ۲۰۱۹ میلادی، با انجام شبیه‌سازی جریان حول روتور S-76، تأثیر زاویه هشتی را روی عملکرد پرواز ایستایی بررسی کردند. در این پژوهش، نتایج شبیه‌سازی عددی و آزمایش تجربی برای دو پره مستطیلی و دارای زاویه پسگرایی روتور S-76 در حالت وجود زاویه هشتی و عدم وجود آن، با یکدیگر مقایسه شده است (شکل ۴۰). در این پژوهش برای شبیه‌سازی عددی

لذا در این پژوهش راه‌حلی ترکیبی ارائه و استفاده شده است تا بتوان با استفاده از آن، همچنان دقت بالایی در شبیه‌سازی داشت و در عین حال، هزینه محاسباتی نسبت به حالت تمام دینامیک سیالات محاسباتی کمتر باشد. این روش بدین‌گونه است که با استفاده از یک کد تحلیلی CHARM، تحلیل جریان حول روتور به دست می‌آید. سپس با دادن این نتایج به‌عنوان شرایط مرزی به نرم‌افزار شبیه‌سازی OVERFLOW، تحلیل نهایی حول روتور انجام می‌گردد. در واقع با استفاده از کد تحلیلی CHARM، دنباله‌ها و در نتیجه سرعت‌های القائی در نواحی دور از روتور محاسبه می‌گردد و این سرعت‌ها شرایط مرزی را در نرم‌افزار OVERFLOW اصلاح می‌نمایند. شکل ۳۸ روندنمای اجرای نرم‌افزاری این پژوهش را نشان می‌دهد. شایان‌ذکر است که نتایج به‌دست‌آمده با این روش، دقت بسیار قابل‌قبولی را دارند [۱۰۰].



شکل (۳۸): روندنمای ترکیب دینامیک سیالات محاسباتی و کد تحلیلی برای شبیه‌سازی جریان حول روتور [۱۰۰]

استفاده از کد توسعه داده شده FUN3D^۱ انجام دادند. این کد تحلیلی بر پایه معادلات RANS و الگوریتم بهینه‌سازی Adjoint در NASA نوشته شده است. در این پژوهش بهبود شاخص مزیت در پرواز ایستایی و کاهش توان مورد نیاز در پرواز روبه‌جلو به‌عنوان هدف در نظر گرفته شده بود. شکل ۴۲، مقایسه مقاطع بهینه به‌دست آمده با مقاطع اصلی را نشان می‌دهد [۱۰۳].



شکل (۴۱): مقایسه مقاطع بهینه‌شده و اصلی پره در راستای طول پره با مقیاس عمودی اغراق شده (y:z=1:3) [۱۰۳]

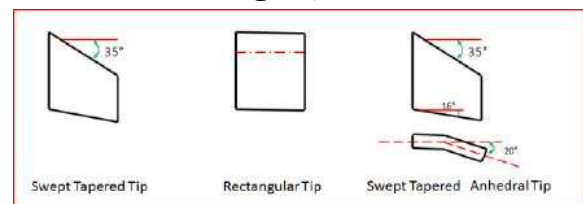
فیتزگیبون^۲ سال ۲۰۲۱ میلادی در رساله دکتری خود در دانشگاه گلاسگو انگلستان به بهینه‌سازی هندسه پره روتور بالگرد AH-64A پرداخته است. در این رساله از حل‌کننده HMB3 استفاده شده است. این حل‌کننده ابتدا برای حل مسائل مربوط به جریان حول چرخ‌بال با شبکه با سازمان توسعه داده شد. با این وجود در طول سال‌ها با ارتقا و رسیدن آن به نسخه HMB3، این نرم‌افزار می‌تواند مسائل را در شرایط صفحات لغزنده و شبکه‌های بی‌سازمان را نیز حل کند. HMB3 معادلات تراکم‌پذیر ناویر-استوکس را در چارچوب مختصات کارتزین و ۳ بعدی حل می‌نماید. در این پژوهش فرایند شبیه‌سازی و اعتبارسنجی برای ۴ روتور PSP، LBL، LBERP و AH-64A (شکل ۴۲) انجام شده است [۱۰۴].



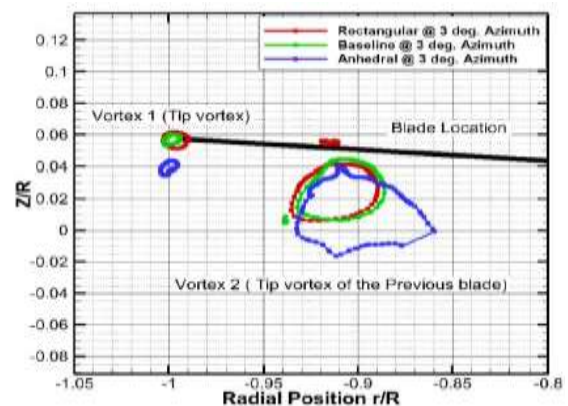
شکل (۴۲): پره‌های مورد استفاده در فرایند شبیه‌سازی [۱۰۴]

جریان از دو روش RANS و GT-Hybrid استفاده است که بر اساس اعتبار سنجی انجام گرفته، نتایج روش RANS تطابق بهتری با نتایج تجربی دارند. نتایج در دو حالت زاویه گام ثابت و نسبت ضریب نیروی پیشران به ضریب صلبیت ثابت اندازه‌گیری شده است. بر اساس نتایج به‌دست آمده با افزایش زاویه هشتی در حالت ثابت بودن زاویه گام پره، ضریب نیروی پیشران و ضریب گشتاور کاهش و شاخص مزیت افزایش می‌یابد؛ اما در حالت دوم، با افزایش زاویه هشتی علاوه بر شاخص مزیت، مقدار ضریب نیروی پیشران نیز افزایش خواهد یافت در حالی که ضریب گشتاور همچنان کاهش پیدا می‌کند [۱۰۲].

از دیگر نتایج مهم به‌دست آمده می‌توان به تأثیر زاویه هشتی بر گردابه نوک پره اشاره کرد. با اعمال زاویه هشتی، گردابه نوک پره در محلی دورتر از صفحه پره تشکیل می‌شود. همچنین این گردابه زودتر از بین خواهد رفت. تشکیل بافاصله این گردابه و نیز از بین رفتن آن باعث توزیع یکنواخت‌تر گردش در طول پره می‌شود (شکل ۴۱) [۱۰۲].



شکل (۴۰): شکل‌های متفاوت پره شبیه‌سازی شده [۱۰۲]



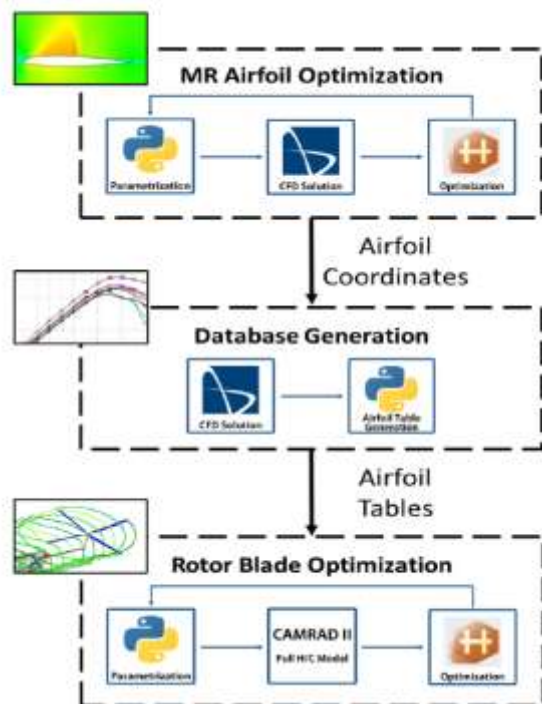
شکل (۴۱): محل تشکیل گردابه‌های نوک پره برای انواع شکل نوک [۱۰۲]

سال ۲۰۲۰ میلادی، وانگ و همکارانش بهینه‌سازی هم‌زمان مقطع و هندسه روتور بالگرد UH-60A را با

^۱Finite Volume Node-Centered Unstructured-Grid Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) Solver

^۲Fitzgibbon

محدود غیرخطی، دینامیک سازه و آیرودینامیک چرخ‌بال می‌باشد [۱۰۶]. نتایج به‌دست‌آمده از این تحلیل وارد نرم‌افزار HEEDS می‌شود. [۱۰۵] نرم‌افزار HEEDS یک نرم‌افزار قدرتمند است که فضای لازم برای ارتباط میان CAD^۴ و CAE^۵ را در فرایندهای بهینه‌سازی فراهم می‌آورد. نتایج به‌دست‌آمده از CAMRAD II، وارد HEEDS می‌شود و در این نرم‌افزار، تغییرات لازم در هندسه پره ایجاد می‌گردد و مجدداً برای تحلیل به CAMRAD II فرستاده می‌شود. روند انجام این پژوهش در شکل ۴۵ مشاهده می‌گردد [۱۰۵].



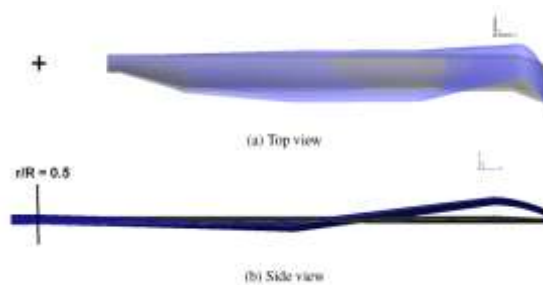
شکل (۴۵): روند بهینه‌سازی مورد استفاده در پژوهش اوکوموش [۱۰۵]

افشاری و کریمیان سال ۲۰۲۳ میلادی با انجام پژوهشی به بهبود هندسه نوک پره در پرواز ایستا پرداختند. همچنین برای اطمینان از عدم افزایش نویز، در انتها نویز ایجاد شده نیز مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. برای شبیه‌سازی جریان حول روتور، معادلات URANS حل شد و مقادیر ضریب نیروی پیشران، ضریب گشتاور و شاخص مزیت برای شکل‌های مختلف نوک پره مقایسه گشت. در این پژوهش ۹ هندسه نوک پره (شکل ۴۶) مورد بررسی قرار گرفت که در انتها مشاهده شد شکل‌های Eagle و Anhedral Eagle

شکل ۴۳ و شکل ۴۴ به ترتیب مقایسه پره اصلی و بهینه‌شده را در پرواز ایستا و روبه‌جلو نشان می‌دهد.



شکل (۴۳): پره اصلی (مشکی) و پره بهینه‌شده (قرمز) در پرواز ایستا [۱۰۴]



شکل (۴۴): پره اصلی (مشکی) و پره بهینه‌شده (آبی) در پرواز روبه‌جلو [۱۰۴]

اوکوموش^۱ و همکارانش پژوهشی را با موضوع بهینه‌سازی مقطع و هندسه پره بالگرد انجام دادند. این پژوهش از ۲ مرحله تشکیل می‌شود. در مرحله نخست، تعدادی مقطع به‌عنوان کاندیدا در نظر گرفته می‌شوند و با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی بهینه می‌گردند. شایان‌ذکر است با توجه به محدودیت‌های تولید، این مقاطع با استفاده از تب^۲ در لبه فرار بهینه می‌شوند. پایگاه داده‌ای از مشخصات مقاطع قابل‌استفاده در مرحله دوم به کار می‌رود. فرایند بهینه‌سازی مقطع با پارامترسازی آن به روش صورت می‌پذیرد و شبیه‌سازی آن در نرم‌افزارهای StarCCM+ و سایر نرم‌افزارهای دینامیک سیالات محاسباتی انجام‌شده است. در مرحله دوم با استفاده از تحلیل CAMRAD II، بالگرد به‌صورت کامل شبیه‌سازی و تحلیل می‌گردد. [CAMRAD II ۱۰۵] یک تحلیل آیرودینامیکی برای بالگرد و چرخ‌بال است که ترکیبی از فناوری‌های پیشرفته شامل دینامیک چند بدنه^۳، المان

^۱Okumus

^۲Tab

^۳Multibody Dynamics

^۴Computer-Aided Design

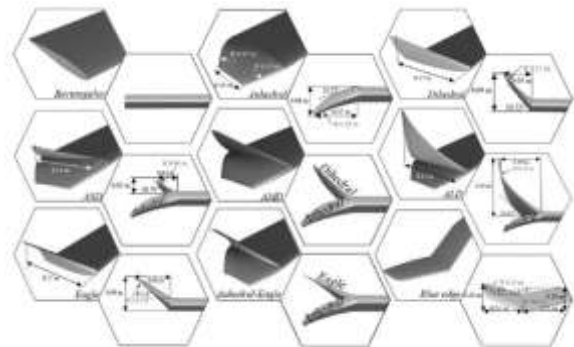
^۵Computer-Aided Engineering

دقت نتایج به دست آمده خواهد شد. از سویی بهینه‌سازی چندهدفه هندسه پره روتور، یکی از حوزه‌های مورد توجه در پژوهش‌های اخیر بوده است. این فرایند همواره نیازمند مدل‌سازی دقیق جریان حول پره و همچنین زمان آن، شدیداً به زمان حل مدل‌سازی جریان وابسته است. از این رو استفاده از روش ترکیبی حل تحلیل و عددی در فرایندهای بهینه‌سازی، از موضوعات جذاب برای محققان این حوزه محسوب می‌شود. با توجه به مطالعه صورت گرفته، می‌توان نتیجه گرفت که در پژوهش‌های اخیر، تمایل کمتری به توسعه روش‌های تحلیلی وجود دارد.

۵- مراجع

1. Brocklehurst, A., and Barakos, G. N. "A Review of Helicopter Rotor Blade Tip Shape", J. Prog. Aerosp. Sci. Vol. 56, pp.35-74, 2013.
2. Cook, C. V. "A Review of Tail Rotor Design and Performance", VERTICA. Vol. 2, No. 3/4, pp.163-181, 1978.
3. Perry, F. J. "Aerodynamics of the World Speed Record", American Helicopter Society - 43rd Annual Forum Proceedings. Missouri, USA, 1987.
4. Sałaciński, M., Puchała, K., Leski, A., Szymczyk, E., Hutsaylyuk, V., Bednarz, A., Synaszko, P., Kozera, R., Olkowicz, K., and Głowacki, D. "Technological Aspects of a Reparation of the Leading Edge of Helicopter Main Rotor Blades in Field Conditions", J. Appl. Sci-Basel. Vol. 12, No. 9, Art. No. 4249, 2022.
5. Kocurek, J. D., Tangler, J. L. "A prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis", American Helicopter Society - 32nd Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1976.
6. Gessow, A., Myers, G. C. "Aerodynamics of the Helicopter", Frederick Ungar Publishing Co., New York, United States, 1952.
7. Landgrebe, A. J. "The Wake Geometry of a Hovering Helicopter Rotor and Its Influence on Rotor Performance", American Helicopter Society - 28th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1972.
8. Landgrebe, A. J., Egoft, T. A. "Prediction of Helicopter Induced Flow Velocities Using the Rotorcraft Waake Analysis", American Helicopter Society - 32nd Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1976.
9. Maskew, B. "Influence of Rotor Blade Tip Shape on Tip Vortex Shedding - An Unsteady, Inviscid Analysis", American Helicopter Society - 36th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1980.
10. Summa, J. M. "Advanced Rotor Analysis Methods for the Aerodynamics of Vortex-Blade Interactions in Hover", VERTICA. Vol. 9, No. 4, pp. 331-343, 1985.
11. Tauber, M. E., Hicks, R. M. "Computerised Three-Dimensional Aerodynamic Design of a Lifting Rotor Blade", American Helicopter Society - 36th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1980.

بهترین بهبود را داشته‌اند و به ترتیب باعث افزایش ۱۷ و ۲۱ درصدی شاخص مزیت شده‌اند [۱۰۷].



شکل (۴۶): شکل‌های نوک پره مورد استفاده در پژوهش

افشاری [۱۰۷]

۴- نتیجه‌گیری

با بررسی‌های به عمل آمده مشاهده می‌گردد با تغییر مواد مورد استفاده در ساخت پره‌ها از فلز به کامپوزیت و در نتیجه شکل‌پذیری بهتر و آزادی عمل بیشتر در ساخت شکل‌های متنوع، علاقه‌مندی روزافزونی در بهبود هندسه پره میان شرکت‌های سازنده بالگرد و محققان به وجود آمده است. در ابتدا از روش‌های تحلیلی برای مدل‌سازی جریان روتور باهدف ارزیابی عملکرد استفاده می‌شد. این روش‌ها با توجه به فرضیات ساده‌سازی که در آن‌ها لحاظ شده است، از دقت پایین‌تری نسبت به روش‌های عددی دارند؛ اما در مقابل از هزینه محاسباتی کمتری برخوردار هستند. با پیشرفت رایانه‌ها و نرم‌افزارهای تجاری، روش‌های عددی مورد استقبال قرار گرفتند هرچند که به دلیل ضعف رایانه‌ها، روش‌های تحلیلی همچنان پرکاربرد بودند. با تقویت رایانه‌ها، محققان، توسعه روش‌های تحلیلی را کمتر دنبال کردند هرچند که همچنان هزینه محاسباتی روش‌های عددی از نقاط ضعف آن‌ها محسوب می‌شد. در سال‌های اخیر، ترکیب روش‌های عددی و تحلیلی بیشترین سهم را در کارهای پژوهشی به خود اختصاص داده است. بدین معنی که با استفاده از یک روش تحلیلی میدان جریان مدل‌سازی می‌شود و نتایج حاصل از آن به‌عنوان مقادیر اولیه و یا شرایط مرزی برای حل عددی در نظر گرفته می‌شود. در ادامه با استفاده از حل عددی میدان جریان مجدداً مدل‌سازی می‌شود. این روش باعث کاهش هزینه محاسباتی، افزایش سرعت حل و همچنین افزایش قابل توجه

29. Duque, E. P. N., Srinivasan, G. R. "Numerical Simulation of a Hovering Rotor Using Embedded Grids", American Helicopter Society - 48th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1992.
30. Srinivasan, G. R., Raghavan, V., Duque, E. P. N., McCroskey, W. J. "Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method", J. AM. HELICOPTER. SOC. Vol. 38, No. 3, pp. 3-13, 1993.
31. Srinivasan, G. R., Beade, J. D. "TURNS: A Free Wake Euler/Navier-Stokes Numerical Method for Helicopter Rotors", AIAA J. Vol. 31, No. 5, pp. 959-962, 1993.
32. Duque, E. P. N., Dimanlig, A. C. B. "Navier-Stokes Simulation of the AH-66 (Comanche) Helicopter", AHS Specialists' Conference. San Francisco, USA, 1994.
33. Aoyama, T., Kawachi, K., Saito, S. "Effect of Blade Tip Shape Planform on Shock Wave of Advancing Helicopter Blade", J. AIRCRAFT. Vol. 32. No. 5, pp. 955-961, 1995.
34. Lorber, P. F. "Aerodynamic Results of a Pressure Instrumented Model Rotor at the DNW", J. AM. HELICOPTER. SOC. Vol. 36, No. 4, pp. 66-75, 1991.
35. Wake, B.E., Beader, J. D. "Evaluation of a Navier-Stokes Analysis Method for Hover Performance Prediction", J. AM. HELICOPTER. SOC. Vol. 41, No. 1, pp. 7-17, 1996.
36. Ahmad, J. U., Duque, E. P. N. "Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Moving Overset Grids", J. AIRCRAFT. Vol. 33. No. 1, pp. 54-60, 1996.
37. Rezone, P., d'Alascio, A., Kroll, N., Peshkin, D., Hounjet, M. H. L., Boniface, J. C., Vigevano, L., Allen, C. B., Badcock, K., Mottura, L., Schöll, E., Kokkalis, A. "EROS - A Common European Euler Code for the Analysis of Helicopter Rotor Flowfield", PROG. AEROSP. SCI. Vol. 36, No. 5, pp. 437-485, 2000.
38. Steijl, R., Barakos, G. "Sliding Mesh Algorithm for CFD Analysis of Helicopter Rotor-Fuselage Aerodynamics", INT. J. NUMER. METH. FL. Vol. 58, No. 5, pp. 527-549, 2008.
39. McAlister, K. W., Schuler, C. A., Branum, L., Wu, J. C. "3-D Wake Measurements Near a Hovering Rotor for Determining Profile and Induced Drag", NASA Technical Report. Paper. 3577, 1995.
40. Russell, J. W., Sankar, L. N., Tung, C. "High Accuracy Studies of the Tip Vortex Structure from a Hovering Rotor", Fluid Dynamic Conference. Snowmass Village, USA, 1997.
41. Liu, Z., Sankar, L. N., Hassan, A. A. "Alternation of the Tip Vortex Structure of a Hovering Rotor by Blowing", 37th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit. Reno NV., USA, 1999.
42. Beaumier, P., Zibi, J., Costes, M. "CFD Drag and Power Prediction for a Rotor in Hover or Forward Flight - Formulation and First Applications", J. AM. HELICOPTER. SOC. Vol. 42, No. 4, pp. 327-336, 1997.
43. Beaumier, P., Chelli, E., Pahlke, K. "Navier-Stokes Prediction of Helicopter Rotor Performance in Hover Including Aero-Elastic Effects", American Helicopter Society - 56th Annual Forum Proceedings. Virginia Beach, VA., USA, 2000.
12. Grant, J. "Calculation of the Supercritical Flow Over the Tip Region of a Non-Lifting Rotor Blade at Arbitrary Azimuth", Technical Report. Royal Aircraft Establishment. Farnborough, 1977.
13. Grant, J. "The Prediction of Supercritical Pressure Distributions on Blade Tips of Arbitrary Shapes", VERTICA. Vol. 3, pp. 275-299, 1978.
14. Tauber, M. E. "Computrized Aerodynamic Design of a Transonically "Quiet" Blade", American Helicopter Society - 40th Annual Forum Proceedings. Crystal City., USA, 1984.
15. Favier, D., Nsi-Mba, M., Barbi, C., Maresca, C. "A Free Wake Analysis for Heving Rotors and Advancing Propellers", 11th European Rotorcraft Forum. London, England, pp. 29.1-29.22, 1985.
16. Quackenbush, T. R. "Computational Studies in Low Speed Rotor Aerodynamics", AHS Specialists. Meeting on Aerodynamics and Aeroacostics. Arlington, USA, 1987.
17. Brocklehurst, A., Pike, A. C. "Reduction of BVI Noise Using a Vane Tip", ", AHS Specialists. Meeting on Aerodynamics and Aeroacostics. San Francisco, USA, 1994.
18. Srinivasan, G. R., McCroskey, W. J., Baeder, J. D., Edwards, T. A. "Numerical Simulation of Tip Vortices of Wings in Subsonic and Transonic Flows", J. AIRCRAFT. Vol. 26. No. 10, pp. 1153-1162, 1988.
19. Caradonna, F. X., Tung, C. "Exprimental and Analysis Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover", NASA Technical Report Memorandum. TM-81232, 1981.
20. Srinivasan, G. R., McCroskey, W. J. "Navier-Stokes Calculations of Hovering Rotor Flowfields", J. AIRCRAFT. Vol. 25. No. 10, pp. 865-874, 1988.
21. Duque, E. P. N. "A Numerical Analysis of the British Experimental Rotor Program Blade", American Helicopter Society - 45th Annual Forum Proceedings. Boston, USA, 1989.
22. Duque, E. P. N. "A Numerical Analysis of the British Experimental Rotor Program Blade", 15th European Rotorcraft Forum. Amsterdam, Netherlands, 1989.
23. Duque, E. P. N. "A Numerical Analysis of the British Experimental Rotor Programme Blade", J. AM. HELICOPTER. SOC. Vol. 37, No. 1, pp. 46-54, 1992.
24. Beddoes, T. S. "A 3-D Sepration Model for Arbitrary Planforms", American Helicopter Society - 47th Annual Forum Proceedings. Phoenix, USA, 1991.
25. Beddoes, T. S., "A Near Wake Dynamic Model", American Helicopter Society - 48th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1992.
26. Brocklehurst, A., Beedy, J., Barakos, G., Badcock, K., Richards, B. "Experimental and CFD Investigation of Helicopter BERP Tip Aerodynamics", Conference on Computational and Experimental Methods. University of Glasgow, Scotland, 2003.
27. Rajagopalan, R. G., Lim, C. K. "Laminar Flow Analysis of a Rotor in Hover", J. AM. HELICOPTER. SOC. Vol. 36, No. 1, pp. 12-23, 1991.
28. Srinivasan, G. R., Beade, J. D., Obayashi, S., McCroskey, W. J. "Flowfield of a Lifting Hovering Rotor - a Navier-Stokes Simulation", 16th European Rotorcraft Forum. Glasgow, Scotland, Paper No. I.3.5, pp. 1-15, 1990.

59. Harihanan, N. S. "Rotary-Wing Wake Capturing: High Order Schemes Toward Minimizing Numerical Vortex Dissipation", *J. AIRCRAFT*. Vol. 39, No. 5, pp. 822-829, 2002.
60. Bhagwat, M. J., Leishman, J. G. "On the Relationship between Blade and Circulation and Tip Vortex Characteristics", American Helicopter Society - 54th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1998.
61. Tang, L., Baeder, J. D. "Improved Euler Simulation of Hovering Rotor Tip Vorticities with Validation", American Helicopter Society - 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada, 1999.
62. Devenport, W. J., Rife, M. C., Liapis, S. I., Follin, G. J. "The Structure and Development of a Wing-Tip Vortex", *J. FLUID. MECH.* Vol. 312, pp. 67-106, 1996.
63. Hall, C. M., Long, L. N. "High Order Accurate Simulation of Wake and Tip Vortex Flowfields", American Helicopter Society - 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada, 1999.
64. Ahmed, J. U., Strawn, R. C. "Hovering Rotor and Wake Calculation with an Overset Grid Navier-Stokes Solver", American Helicopter Society - 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada, 1999.
65. Strawn, R. C., Djomehri, M. J. "Computational Model of Hovering Rotor and Wake Aerodynamics", American Helicopter Society - 57th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 2001.
66. Strawn, R. C., Djomehri, M. J. "Computational Modelling of Hovering Rotor and Wake Aerodynamics", *J. AIRCRAFT*. Vol. 39, No. 5, pp. 786-793, 2002.
67. Brocklehurst, A. "Unsteady 2D Pitching Aerofoil in compressible Viscous Flow", Fluent CFD User Group Meeting, 2000.
68. Yang, G. W., Zhuang, L. X. "Numerical Simulation of Rotor Flow in Hover", *J. AIRCRAFT*. Vol. 37, No. 2, pp. 221-226, 2000.
69. Pahlke, K., Chelli, E. "Calculation of Multibladed Rotors in Forward Flight", 26th European Rotorcraft Forum. The Hague, Netherlands, pp. 48.1-48.18, 2000.
70. D'Alascio, A., Pahlke, K., Castellin, C., Costes, M. "Application of the Navier-Stokes Codes Developed in the Framework of the Joined German/French CFD Research Program CHANCE", 27th European Rotorcraft Forum. Moscow, Russia, pp. 38.1-38.10, 2001.
71. Pomin, H., Wagner, S. "Navier-Stokes Analysis of Helicopter Rotor Aerodynamic in Hover and Forward Flight", *J. AIRCRAFT*. Vol. 39, No. 5, pp. 739-749, 2002.
72. Wachspress, D. A., Quackenbusk, T., Boschitsch, A. H. "First Principles Free Vortex Wake Analysis for Helicopters and Tiltrotors", American Helicopter Society - 59th Annual Forum Proceedings. Phoenix AZ., USA, 2003.
73. Wachspress, D. A., Quackenbusk, T., Boschitsch, A. H. "Rotorcraft International Aerodynamics Calculations with Fast Vortex/Fast Panel Method", American Helicopter Society - 56th Annual Forum Proceedings. Virginia Beach VA., USA, 2000.
74. Schreck, S. J., Faller, W. E., Robinson, M. C. "Unsteady Separation Processes and Leading Edge Vortex Precursors: Pitch Rate and Reynolds Number", American Helicopter Society - 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada, 1999.
44. Beaumier, P., Chelli, E., Pahlke, K. "Navier-Stokes Prediction of Helicopter Rotor Performance in Hover Including Aero-Elastic Effects", *J. AM. HELICOPTER. SOC.* Vol. 46, No. 4, pp. 301-309, 2001.
45. Manke, J. W., Hirsh, J. E., Oh, B. K., Wicks, T. N., Dadone, L. "Improved Rotor Tip Relief Modeling by Coupling Comprehensive Rotor Analysis and Rotor Aerodynamics Codes", *ADV. ENG. SOFTW.* Vol. 29, No. 3, pp. 475-480, 1998.
46. Costes, M., LeBalleur, J. C., Gasparini, L., Vigevan, L., Hounjet, M. H. L., Kokkalis, A., Miller, J. V., Spruce, M., Pagano, A., Renzoni, P., Rocchetto, A., Toulmay, F. "Development of Common European Unsteady Full Potential CFD Code for Helicopter Rotor in Hover and Forward Flight", American Helicopter Society - 53rd Annual Forum Proceedings. Virginia Beach, VA., USA, 1997.
47. Joncheray, Ph. "Aerodynamics of Helicopter Rotor in Hover: The Lifting-Vortex Line Method Applied to Dihedral Tip Blades", *AEROSP. SCI. TECHNOL.* Vol. 1, No. 1, pp. 17-25, 1997.
48. Ahmed, S. R., Vidjaja, V. T. "Unsteady Panel Method Calculation of Pressure Distribution on a Bo105 Model Rotor Blade", *J. AM. HELICOPTER. SOC.* Vol. 43, No. 1, pp. 47-56, 1998.
49. Baeder, J. D. "Passive Design for Reduction of High-Speed Impulsive Rotor Noise", *J. AM. HELICOPTER. SOC.* Vol. 43, No. 3, pp. 222-234, 1998.
50. Brocklehurst, A. "Application of CFD to Airfoils Blades and Helicopters", The University of Glasgow Helicopter Study Weekend. Edzell, Scotland, 2003.
51. Robinson, K., Brocklehurst, A. "BERP-IV Aerodynamics Performance and Flight Envelope", 34th European Rotorcraft Forum. Liverpool, UK, 2008.
52. Hu, H. "A Multigrid Navier-Stokes CFD Code for Rotor Computations", *COMPUT. METHOD. APPL. M.* Vol. 167, No. 1, pp. 127-137, 1998.
53. Dindar, M., Lemnios, A., Shephard, M., Jansen, K., Kenwright, D. "Effect of Tip Vortex Resolution on UH-60A Rotor Blade Hover Performance Calculations", American Helicopter Society - 54th Annual Forum Proceedings. Washington DC., USA, 1998.
54. Philippe, J.-J. "ONERA Makes Progress in Aerodynamics, Aeroelasticity and Acoustics", *Vertiflite*. Vol. 38, No. 5, pp. 48, 1992.
55. Kampa, K., Enenkl, B., Polz, G., Roth, G. "Aerodynamic Aspects in the Design of the EC135", *J. AM. HELICOPTER. SOC.* Vol. 44, No. 2, pp. 83-93, 1997.
56. Bebesel, M., Polz, G., Scholl, E. "Aerodynamic and Aeroelastic Layout of the ATR (Advanced Technology Rotor)", American Helicopter Society - 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada, 1999.
57. Allongue, M., Marze, H. J., Potdevin, F. "The Quiet Helicopter-Forum Research to Reality", American Helicopter Society - 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada, 1999.
58. Harihanan, N. S., Sankar, L. N. "First-Principle Based High-Order Methodologies for Rotorcraft Flowfield Studies", American Helicopter Society - 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada, 1999.

- Glasgow Helicopter Study Weekend. The Burn, Scotland, 2004.
91. Hu, H. "Computational Analysis of Effects of Blade Shapes on Tip-Vortex" *ADV. ENG. SOFTW.* Vol. 34, No. 5, pp. 279-286, 2003.
 92. Le Pape, A., Beaumier, P. "Numerical Optimization of Helicopter Rotor Aerodynamic Performance in Hover" 29th European Rotorcraft Forum. Friedrichschafen, Germany, 2003.
 93. Bhagwat, M., Moulton, M. A., Caradonna, F. X. "Recent Advances in the Embedded-Wake Approach to Hover Performance Prediction" 4th AHS Specialists' Conference on Aeromechanics. San Francisco, USA, pp. 5.1:1-5.1:17, 2004.
 94. Aiken, E. W., Ormisto, R. A., Young, L. A. "Future Directions in Rotorcraft Technology at NASA Ames Research Center" American Helicopter Society - 56th Annual Forum Proceedings. Virginia Beach VA., USA, 2000.
 95. Johnson, C. J., Barakos, G. N. "Development and Demonstration of a Framework for Optimising Aspects of Rotor Blades in Forward Flight" *AIAA APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE.* Orlando, Florida, 2011.
 96. Vu, N. A., Lee, J. W. "Aerodynamic Design Optimization of Helicopter Rotor Blades Including Airfoil Shape for Forward Flight" *AEROSP. SCI. TECHNOL.* Vol. 42, pp. 106-117, 2014.
 97. Narducci, R. "Hover Performance Assessment of Several Tip Shape Using OVERFLOW" 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Florida, USA, 2015.
 98. Wilke, G. "Applying Multi-Objective Variable-Fidelity Optimization Techniques to Industrial Scale Rotors: Blade Design for CleanSky" 41st European Rotorcraft Forum. Minuch, Germany, 2015.
 99. Johnson, C., Woodgate, M., Barakos, G. N. "Optimising Aspects of BERP-Like Rotors Using Frequency-Domain Methods" *Advances in Fluid-Structure Interaction.* Greece, pp. 235-267, 2016.
 100. Jacobson, K. E., Smith, M. J. "Carefree Hybrid Methodology for Rotor Hover Performance Analysis" *J. AIRCRAFT.* Vol 55, No. 1, pp. 1-14, 2017.
 101. Darwish, S. H., Abdelrahman, M. M., Elmekawy, A. M. N., Elsayed, K. "Aerodynamic Low Fidelity Shape Optimization of Helicopter Rotor Blades in Hover Using Genetic Algorithms and the Adjoint Method" *AIAA Aerospace Sciences Meeting.* Florida, USA, 2018.
 102. Zhou, C., Sankar, L. N., Griffin, P. "Effects of Anhedronal on S-76 Hover Aerodynamics" *AIAA Scitech Forum.* California, USA, 2019.
 103. Wang, L., Diskin, B., Beidron, R. T., Nielsen, E. J., Bauchau, O. A. "Evaluation of High-Fidelity Multidisciplinary Sensitivity-Analysis Framework for Multipoint Rotorcraft Optimization" *J. AIRCRAFT.* Vol. 57, No. 5, pp. 830-842, 2020.
 104. Fitzgibbon, T. A. "Advanced Rotor Blade Design Based on High-Fidelity Computational Fluid Dynamics" PhD Thesis, University of Glasgow, College of Science and Engineering, 2021.
 105. Okumuş, O., Şenipek, M., Ezertaş, A. "Multi-Objective Multi-Fidelity Aerodynamic Optimization of Helicopter Rotor" *AIAA Scitech Forum.* San Diego, USA, 2022.
 106. Johnson, W., "Technology Drivers in the Development of CAMRAD II." American Helicopter Influence", *J. AIRCRAFT.* Vol 39, No. 5, pp. 868-875, 2002.
 75. Ramaprian, B. R., Youxin, Zh. "Near Field of the Tip Vortex Behind on Oscillating Rectangular Wing", *AIAA J.* Vol. 36, No. 7, pp. 1263-1269, 1998.
 76. Spentzos, A., Barakos, G. N., Badcock, K. J., Richards, B. E., Wernet, P., Schreck, S. J., Raffel, M. "CFD Investigation of 2D and 3D Dynamic Stall", 4th AHS Specialists' Conference on Aeromechanics. San Francisco, USA, pp. 2.4:1-2.4:20, 2004.
 77. Beedy, J. "Numerical Study of the Flow Field around the Tip of Oscillating Wings", *Proceeding of the University of Glasgow Helicopter Study Weekend.* The Burn, Scotland, 2003.
 78. Barakos, G., Steijl, R., Badcock, K., Brocklehurst, A. "Development of a CFD Capability for Full Helicopter Engineering Analysis", 31st European Rotorcraft Forum. Florence, Italy, 2005.
 79. Kang, H. J., Kwon, O. J. "Viscous Flow Simulation of a Lifting Rotor in Hover Using Unstructured Adaptive Mesh", *American Helicopter Society - 57th Annual Forum Proceedings.* Washington DC., USA, 2001.
 80. Kang, H. J., Kwon, O. J. "Effect of Wake Adaption on Rotor Hover Simulation Using Unstructured Meshes", *J. AIRCRAFT.* Vol. 38, No. 5, pp. 868-877, 2001.
 81. Morvant, R., Badcock, K. J., Barakos, G. N. "Airfoil - Vortex Interaction Simulation Using the Compressible Vorticity Confinement Method" 29th European Rotorcraft Forum. Friedrichschafen, Germany, 2003.
 82. Tsukahara, T., Ota, T.; Obukata, M., Araki, R., Obayashi, S., Nakahasi, K. "Numerical Analysis around Rotor Blade by Vortex Confinement" *American Helicopter Society - 58th Annual Forum Proceedings.* Montreal Quebec, Canada, 2002.
 83. Biava, M., Vigevano, L. "Assessment of the Vorticity Confinement Technique Applied to Rotorcraft Flows" *AIAA 7TH APPLIED AERODYNAMICS CONFERENCE.* Orlando, Florida, 2003.
 84. Hu, G., Grossman, B., Steinhoff, J. "Numerical Method for Vorticity Confinement in Compressible Flow" *AIAA J.* Vol. 40, No. 10, pp. 1945-1953, 2002.
 85. Wenren, Y., Fan, M., Wang, L., Xiao, M., Steinhoff, J. "Application of Vorticity Confinement to Prediction of the Flow Over Complex Bodies" *AIAA J.* Vol. 41, No. 5, pp. 809-816, 2003.
 86. Canonne, E., Benoit, C., Jean Faivre, G. "Cylindrical Mesh Adaption for Isolated Rotors in Hover" *American Helicopter Society - 58th Annual Forum Proceedings.* Montreal Quebec, Canada, 2002.
 87. Brown, R. E. "Rotor Wake Modeling for Flight Dynamics Simulation of Helicopters" *AIAA J.* Vol. 38, No. 1, pp. 57-63, 2000.
 88. Brown, R. E., Leishman, J. G., Newman, S. J., Perry, F. J. "Blade Twist Effects on Rotor Behaviour in the Vortex Ring State" 28th European Rotorcraft Forum. Bristol, England, 2002.
 89. Line, A. J., Brown, R. E. "High Resolution Wake Modeling Using a Semi-Lagrangian Adaptive Grids Formulation" 29th European Rotorcraft Forum. Friedrichschafen, Germany, 2003.
 90. Brown, R. E., Line, A. J., Ahlin, G. A. "Numerical Investigation into the Vortex Ring State Phenomenon" *Proceeding of the University of*

- Society Aeromechanics Specialists Conference. San Francisco, USA. 1994.
107. Afshari, A., Karimian, S. M. H. "A New Blade Tip Geometry to Improve Aerodynamic Performance and Acoustic Noise of Helicopter Blade in Hovering Flight" AEROSP. SCI. TECHNOL. Vol. 135, pp. 108197, 2023.