

مطالعه عددی اثر ضریب پیشروی بر روی دینامیک استال پره روتور بالگرد در پرواز رو به جلو

فرید حسین زاده اصفهانی^{۱*}، سید محمد حسین کریمیان^۲^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران^۲ استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۸/۰۸؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۰۸/۲۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۵

چکیده

در این تحقیق با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی پدیده دینامیک استال پره بالگرد با زاویه پیچ متغیر با زمان در دو ضریب پیشروی $\mu = 0.3$ و $\mu = 0.35$ پرداخته شده است. به منظور شبیه‌سازی میدان جریان تراکم پذیر سه‌بعدی، معادلات متوسط‌گیری شده ناور استوکس با استفاده از روش گسسته‌سازی حجم محدود حل شده‌است. شبکه مورد استفاده از نوع ترکیبی بوده و از مدل $k-\omega$ SST برای مدل‌سازی جریان مغشوش بهره گرفته شده‌است. جهت اعتبارسنجی شبیه‌سازی انجام شده، از نتایج تست پروازی بالگرد AH1-G استفاده شده که نتایج این مقایسه نشان‌دهنده دقت مناسب شبیه‌سازی در این تحقیق است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که برخلاف انتظار، در ناحیه پس‌رونده روتور شدت و تعداد استال‌های ایجاد شده در مقطع مورد مطالعه ($r/R = 0.778$) در ضریب پیشروی 0.3 بیشتر از شدت و تعداد استال‌ها در ضریب پیشروی 0.35 است. در ناحیه پیش‌رونده روتور، استال ایجاد شده در ضریب پیشروی 0.35 شدیدتر بوده، به طوری که ضریب گشتاور پیچشی در ناحیه پس از استال 89% کمتر (منفی‌تر) از مقدار آن در ضریب پیشروی 0.3 است. آشکارسازی الگوی جریان نشان می‌دهد که توسعه دینامیک استال در هر دو ضریب پیشروی با جدایش جریان از نزدیکی لبه فرار شروع و سپس به بالادست گسترش یافته و همزمان به دلیل وجود جریان شعاعی به سمت نوک پره خم شده‌است.

کلمات کلیدی: شبیه‌سازی عددی؛ دینامیک استال؛ روتور بالگرد؛ ضریب پیشروی؛ میرایی آیرودینامیکی.

Numerical Study of Advance Ratio Effect on Dynamic Stall of the Helicopter Rotor Blade in Forward Flight

Farid Hosseinzadeh Esfahani^{1,*}, S.M.H Karimian²

¹ Ph.D. Student, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran
² Prof., Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

In this study, numerical simulations are used to investigate the dynamic stall phenomenon at two advance ratios: $\mu = 0.3$ and $\mu = 0.35$, on a single blade with cyclic pitching motion. To simulate the three-dimensional compressible flow field, the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) equations are solved using the finite volume discretization method. A hybrid mesh is employed, and turbulence is modeled using the $k-\omega$ SST model. To validate and verify the numerical method, flight test data from the AH-1G helicopter was used. The comparison results confirm the accuracy and reliability of the numerical approach applied in this study. The findings of this study indicate that contrary to expectations, the intensity and number of stalls on the retreating side of the rotor at the studied radial section ($r/R = 0.778$) are greater at $\mu = 0.3$ compared to $\mu = 0.35$. On the advancing side, the stall is more severe at $\mu = 0.35$, with the post-stall pitching moment coefficient differing by 89%, resulting in a significant increase in negative aerodynamic damping at this advance ratio. An analysis of the flow pattern reveals that the dynamic stall development at both advance ratios begins with flow separation near the trailing edge, which then propagates upstream while simultaneously bend to outboard region due to radial flow.

Keywords: Numerical simulation; Dynamic stall; Helicopter Rotor; Advance Ratio; Aerodynamic Damping.

۱- مقدمه

پدیده جدایش ناپایا و دینامیک استال در پره روتور بالگرد در برخی سرعت‌های پرواز رو به جلو و یا مانورهای شدید به دلیل افزایش زاویه پیچ پره بالاتر از زاویه حمله استال استاتیکی ایجاد می‌شود. این پدیده یکی از پیچیده‌ترین پدیده‌های جریان در آیرودینامیک روتور بالگردها و توربین‌های بادی محسوب می‌شود. ایجاد ساختارهای گردابی باعث تغییرات شدید در نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی می‌شود که اثر نامطلوب آن شامل ارتعاشات بیش از حد و حتی ایجاد گشتاور غلطی اضافی حول مرکز چرخش روتور بالگرد است. در واقع این پدیده عامل محدودیت سرعت رو به جلو و مانورهای شدید در پاکت پروازی بالگردها محسوب می‌شود. از زمان آشنایی مهندسان با این پدیده، این موضوع در بین محققان حوزه آیرودینامیک از جمله موضوعات مهم و فعال محسوب شده و درک بهتر این پدیده به منظور پیاده‌سازی کنترل جریان مؤثر و بهینه‌سازی می‌تواند منجر به کاهش اثر نامطلوب دینامیک استال بر روی پره روتور بالگردها و توربین‌های بادی شود.

تحقیقات تجربی متعددی [۵-۱] روی ایرفویل‌های نوسانی به منظور شناسایی مکانیزم شکل‌گیری دینامیک استال و پارامترهای مؤثر روی آن از جمله اثر نوع ایرفویل، دامنه نوسان، نرخ نوسان، فرکانس کاهیده و تراکم‌پذیری روی ضرایب آیرودینامیکی انجام شده است. این مطالعات اطلاعات ارزشمندی را در اختیار محققان این حوزه قرار داد. با توسعه دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) در اواخر دهه ۹۰ میلادی، شبیه‌سازی‌های عددی زیادی انجام شد که علاوه بر اینکه با نتایج تجربی محققان پیشین مقایسه گردید، جزئیات بیشتری از فیزیک جریان مربوط به شکل‌گیری دینامیک استال را استخراج نمودند [۱۰-۶]. با این حال محیط آیرودینامیکی روتور بالگردها، دارای ویژگی‌های سه‌بعدی منحصر به فردی بوده که در این نوع تحقیقات قابل مشاهده نیست. در ادامه محققین این حوزه جهت درک بهتر شرایط جریان در روتور، به صورت کنترل شده در تونل باد به بررسی بال نوسان پیچشی پرداختند. پیزیالی [۱۱] آزمایش‌های جامعی را با استفاده از تجزیه و تحلیل توزیع فشار ناپایا و هیستریزیس نیرویی مقاطع در راستای دهانه بال محدود نوسان پیچشی انجام داد. نتایج

این تحقیق اختلاف قابل‌توجهی را در هیستریزیس نیرویی مقاطع داخلی و نزدیک به نوک از جمله کاهش بزرگی هیستریزیس نیرو و در برخی موارد حذف دینامیک استال در نواحی نزدیک به نوک بال را نشان می‌داد؛ همچنین این نتایج اطلاعات مهمی را در مورد ویژگی‌های ماهیت آشوبناک و بدون نظم^۱ جدایش جریان ارائه داد. در ادامه چندین تحقیق تجربی دیگر با استفاده از اندازه‌گیری توزیع فشار ناپایا در تونل باد و تکنیک آشکارسازی دود نتایج تحقیق پیزیالی را تأیید نمودند [۱۲-۱۴]. شرک و هلین [۱۲] تغییر بارهای عرضی روی یک بال محدود را مشاهده کردند که تحت حرکت شیب دار^۲ قرار داشت. آنها به این موضوع اشاره کردند که گردابه دینامیک استال از وسط دهانه بال شروع شده و جدا شدن این گردابه از بال زمانی آغاز می‌شود که جابه‌جایی گردابه به نوک بال برسد. علاوه بر این، ورتیسیته در جهت دهانه در نزدیکی نوک بال انباشته شده که اثرات نوک باعث تأخیر در جدا شدن گردابه از سطح و در نتیجه منجر به شکل‌گیری ساختار گردابی مجزایی به شکل امگا^۳ شده‌است. کاتون و گالبریت [۱۴] اشاره کردند که دینامیک استال در یک بال محدود نوسانی از میانه دهانه بال شروع شده و همان‌طور که گردابه دینامیک استال به طور کامل شکل می‌گیرد، بیشترین قدرت آن در میانه دهانه بال ایجاد شده‌است. داده‌های توزیع فشار نیز توسعه یک گردابه به شکل امگا را در این تحقیق نشان می‌دهد. لپیپ و همکاران [۱۵] با استفاده از تکنیک‌های آشکارسازی سرعت سنجی لیزر داپلر (LDV) و تصویربرداری سرعت سنجی ذرات (PIV) در تونل باد به بررسی دینامیک استال و ماهیت به هم ریخته جریان جدا شده از بال نوسانی پرداختند. مطالعه آنها به طور خاص با هدف بررسی اثرات سه‌بعدی روی رفتار دینامیک استال انجام شد. مشاهدات آنها نشان داد، جدایش گردابه دینامیک استال از قسمت‌های داخلی به سمت نواحی خارجی گسترش یافته که توسط گردابه نوک محدود شده است. همچنین آنها دریافتند که زاویه عقبگرد^۴ بال می‌تواند اثر قابل توجهی روی گردابه دینامیک استال داشته باشد. مرز و همکاران [۱۶] آزمایشی تجربی به منظور شناسایی دینامیک استال یک پره غیرچرخان با نوک پارابولیک انجام دادند. بر اساس یافته‌های این مطالعه، گردابه نوک در شرایط استاتیکی

³ Omega Vortex⁴ Sweep¹ Chaotic² Ramp-up Motion

بوسمن [۲۰] مورد بررسی قرار گرفت تا درک بهتری از وقوع دینامیک استال در محیط روتور حاصل شود. نتایج این مطالعه نشان‌دهنده شروع چندین دینامیک استال در مقاطع مختلف پره پس‌رونده و همچنین استال در ربع اول چرخش پره روتور در پرواز با سرعت بالا و مانور بالارفتن^۴ است. مهم‌ترین مشاهده ذکر شده در این مطالعه، تغییرات سیکل به سیکل (CTC) دینامیک استال است که باعث سخت شدن پیش‌بینی دقیق این پدیده می‌شود. دیوتاویو و همکاران [۲۱] به اندازه‌گیری جریان در راستای دهانه یک پره مستطیلی شکل بدون پیچش هندسی در تونل باد با استفاده از تکنیک تصویربرداری PIV پرداختند. آنها دریافتند که دینامیک استال در بخش داخلی شدید و در نزدیکی نوک پره ضعیف‌تر شده است، این موضوع نشان می‌دهد که خط جدایش جریان با حرکت به سمت ناحیه خارجی پره به لبه فرار نزدیک‌تر شده و در نتیجه استال در ناحیه داخلی شدیدتر از ناحیه خارجی پره است؛ همچنین آنها اشاره کردند که عامل ناپایداری لایه برشی عمدتاً ناشی از جریان شعاعی نزدیک به سطح پره است. راقو و همکاران [۲۲] با انجام آزمایش تجربی مشابه [۲۱]، به بررسی اثر جریان شعاعی روی پره پس‌رونده پرداختند. آن‌ها به نتیجه‌ای مشابه با دیوتاویو [۲۱] رسیدند که سرعت شعاعی در طول پره باعث ایجاد یک پروفیل جت مانند (Jet-Like) به سمت ناحیه خارجی شده است. بررسی پروفیل سرعت نشان داد که حداکثر سرعت و ضخامت لایه جت به تدریج از میانه تا ناحیه انتهایی پره کاهش می‌یابد. علاوه بر این، ساختارهای گردابه‌ای مجزایی در میدان جریان جدا شده نزدیک به سطح بالایی پره دیده شد. این ساختارهای گردابه‌ای از لایه جت جدا شده و حامل حدوداً ۳۰ درصد از ورتیسیت لایه برشی است. اعتقاد آنها بر این بود که این پدیده مانع افزایش جت شعاعی است. تحقیقات انجام شده توسط راقو و همکاران [۲۳] به بررسی اثر ضریب پیشروی (μ) بر چرخه دینامیک استال پره پس‌رو پرداختند. آن‌ها مشاهده کردند که دینامیک استال ناشی از جدایش لبه فرار است و افزایش ضریب پیشروی منجر به جدایش زودتر جریان از سطح شده که این موضوع با اعداد رینولدز پایین‌تر و فرکانس‌های کاهش یافته بالاتر (k) سازگار است؛ همچنین، افزایش ضریب پیشروی باعث می‌شود، مرحله اتصال مجدد

باعث کاهش نیروی لیفت در نزدیکی نوک پره شده است. با این حال، به دلیل تجمع گردابه در منطقه نزدیک به نوک، گردابه دینامیک استال به طور مؤثر به سطح متصل مانده و باعث بالا باقی ماندن نیروی لیفت در این شرایط شده است؛ همچنین آن‌ها اشاره کردند که سلول‌های استال^۱ مشاهده شده با گردابه جدا شده امگا در شرایط دینامیک استال مطابقت دارد. برای بررسی جریان عرضی^۲ روی سطح بال محدود نوسان پیش‌بینی و تأثیر گردابه‌های نوک با استفاده از شبیه‌سازی عددی مطالعات ارزشمندی توسط محققین انجام شده است. در این خصوص اسپنتزوس و همکاران [۱۷ و ۱۸] به عنوان یک پیشرفت مهم در این حوزه، به بررسی توپولوژی جریان در حین دینامیک استال با منابع محاسباتی محدود (با دیدگاه امروزی) پرداختند. نتایج آنها نشان داد که برهمکنش گردابه نوک پره و گردابه دینامیک استال باعث تشکیل گردابه امگا شده و با نتایج تحقیقات پیشین جریان در آزمایش‌های تجربی مطابقت کیفی مناسبی داشت. همچنین نویسندگان اشاره کردند که با وجود بررسی اشکال مختلف نوک بال، تغییرات الگوهای جریان در ناحیه نوک بال کوچک است. زانوتی و همکاران [۱۹] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی ویژگی‌های دوبعدی و سه‌بعدی دینامیک استال در حرکت نوسانی پیش‌بینی پرداخته و نتایج را با داده‌های تجربی مقایسه نمودند. نتایج این تحقیق نشان داد که نتایج سه‌بعدی به ویژه پس از شروع استال، سازگاری بیشتری با داده‌های تجربی دارند. یافته‌های آن‌ها بر اهمیت استفاده از مدل‌سازی سه‌بعدی در شبیه‌سازی‌های دینامیک استال^۳ تأکید می‌کند.

اگرچه ویژگی‌های سه‌بعدی پدیده دینامیک استال در بال محدود به صورت تجربی و شبیه‌سازی عددی مورد بررسی قرار گرفت، اما درک کامل جزئیات این پدیده پیچیده در محیط آیرودینامیکی روتور بالگرد نیاز به تحقیقات بیشتری داشت و این موضوع باعث انگیزه محققان در این زمینه به خصوص با افزایش قدرت محاسباتی کامپوترها در اواسط دهه ۲۰۰۰ میلادی شده است. با این حال، در زمینه تأثیر اثر چرخش بر روی پدیده دینامیک استال منابع زیادی در دسترس نمی‌باشد. جنبه‌های آیرودینامیکی دینامیک استال پره روتور بالگرد بر اساس تست‌های پروازی بالگرد UH-60، نخستین بار توسط

^۳ Deep Stall^۴ Pull-Up^۱ Stall Cells^۲ Spanwise Flow

دینامیکی زودتر اتفاق بیفتد. ساختار گردابه نیز پس از جدایش، به صورت کشیده روی سطح پره باقی می ماند و در زاویه آزمون ۲۷۰ درجه به حداکثر ارتفاع خود از سطح پره رسیده و دوباره به سمت سطح پره پایین می آید؛ همچنین مشاهده کردند که تغییرات سیکل به سیکل جریان تا زاویه آزمون ۲۷۰ درجه افزایش و پس از آن شروع به کاهش نموده است. مولینرز و همکاران [۲۴] با استفاده از تکنیک تصویربرداری ذره‌ای استریوسکوپی (SPIV) به بررسی دینامیک استال سه مقطع از پره پس‌رونده بالگرد مقیاس شده در پرواز رو به جلو در تونل باد پرداختند. آنها دریافتند که گردابه دینامیک استال در میانه پره متمرکز و موازی با لبه حمله کشیده شده است و بر خلاف مطالعات ایرفویل نوسان پیچشی با فرض اثر پایدارکنندگی چرخش پره، گردابه شکل گرفته به شکل فشرده و نزدیک به سطح باقی می ماند. علاوه بر این، در بخش خارجی تر برهمکنش گردابه نوک و گردابه دینامیک استال را مشاهده کردند که باعث افزایش پدیده‌های سه‌بعدی ایجاد شده بر روی پره شده است. این موضوع توسط راقو و کومار [۲۳ و ۲۵] نیز تأیید گردید که با استفاده از تکنیک مشابه PIV و با تجهیزات روتور آزمایش متفاوت استفاده کرده بودند. گاردنر و ریچر [۲۶] با استفاده از شبیه سازی عددی به بررسی اثر چرخش روی دینامیک استال در یک پره ایزوله و مقایسه آن با بال محدود پرداختند. نتایج این تحقیق نشان داد که جریان در راستای دهانه، باعث کاهش شدت استال در نیروی لیفت و گشتاور پیچشی پره شده است. لترزگوس و همکاران [۲۷] بررسی عددی روی یک مدل روتور با دو پره نوسان پیچشی انجام دادند. آنها سه حالت مختلف را مقایسه نمودند: دو حالت با زاویه پیچ کالکتیو^۱ کم و زیاد بدون جریان محوری (جریان عمود بر روتور) و یک حالت با پیچ کالکتیو زیاد همراه با جریان محوری. در دو حالت با زاویه پیچ نوسانی زیاد، استال ابتدا در محل شعاعی $r/R = 0.85$ رخ داده و با یک ساختار گردابه به شکل امگا به سمت داخل حرکت می کند. نویسندگان ذکر کردند که حضور جریان محوری، باعث ضعیف تر شدن استال شده و فقط یک گردابه قوسی^۲ نامتقارن در دینامیک استال اولیه ظاهر می گردد. علاوه بر این در همه حالات آزمایش، پس از وقوع استال جریان‌های شعاعی روی سطح پره غالب شده است. ریچر [۲۸]

شبیه‌سازی عددی را برای بررسی پدیده دینامیک استال روی روتور ONERA-7A با چهار پره در شرایط پرواز با سرعت متوسط و نیروی تراست بالا^۳ انجام داد. نتایج این تحقیق سه ناحیه مختلف از جدایش جریان را در موقعیت‌های مختلف روتور نشان دادند: جدایش لبه حمله در نزدیکی ناحیه نوک پره در ابتدای ربع چهارم دیسک روتور، جدایش لبه فرار در قسمت داخلی پره در ربع سوم دیسک روتور و جدایش ناشی از شوک (SI) در ناحیه نوک در انتهای ربع چهارم و ابتدای ربع اول دیسک روتور را شناسایی نمود. همچنین اشاره کردند که ریزش گردابه نوک از پره پیشین می‌تواند محرک وقوع استال در قسمت داخلی پره در سرعت پروازی متوسط باشد. در یک مطالعه عددی که توسط وانگ و ژائو [۲۹] انجام شد، ویژگی‌های دینامیک استال در بال محدود و پره روتور در شرایط پرواز رو به جلو مقایسه شدند. این مطالعه نشان داد که نفوذ گردابه نوک بال باعث محدود شدن گردابه لبه حمله در بال محدود شده است؛ همچنین، ویژگی‌های دینامیک استال پره روتور به دلیل تأخیر در جدایش لایه مرزی که ناشی از جریان در راستای دهانه پره است، محدود شده است. کاستلز و همکاران [۳۰] از شبیه‌سازی عددی برای بررسی دینامیک استال روتور ONERA-7A در سه شرایط پروازی مختلف با کاهش سرعت چرخشی روتور استفاده کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که شدیدترین استال‌ها در پایین‌ترین سرعت چرخشی ایجاد شده که همراه با افزایش ناحیه جدایش جریان روی دیسک روتور است. آن‌ها همچنین پیشنهاد کردند که وقوع دینامیک استال در سمت پس‌رونده می‌تواند باعث تغییر شکل الاستیک شود، به گونه‌ای که به اثر قابل توجه بر آیرودینامیک پره در سمت پیش‌رونده تأثیر بگذارد. لترزگوس و همکاران [۳۱] یک مطالعه عددی برای بررسی دینامیک استال روتور بالگرد ایرباس (Bluecopter) H-145 در حین پرواز چرخیدن با سرعت بالا^۴ در ضریب پیشروی ۰.۳۵ انجام دادند. نتایج تحقیق نشان داد که میدان جریان پیچیده اطراف پره روتور در این مانور ایجاد شده که دارای جدایش‌های گسترده جریان، وقوع چندین دینامیک استال، گردابه‌های جریانی^۵ و جدایش ناشی از شوک را تجربه نموده است؛ همچنین، یافته‌های آن‌ها نشان داد که جدایش از لبه فرار شروع شده و به سمت لبه حمله

⁴ High-speed Turn Flight

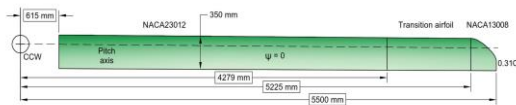
⁵ Streamwise Vortices

¹ Collective Pitch

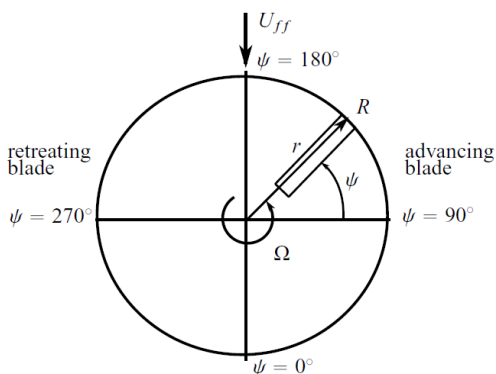
² Arch Vortex

³ High Thrust Flight

فاصله با در نظر گرفتن فاصله لولا ذکر شده، یعنی تا $r/R=0.778$ ، از ایرفویل NACA23012 استفاده شده است. در فاصله بین مکان‌های شعاعی پره از ۵.۲۲۵ تا ۵.۵ متر، یعنی از $r/R=0.95$ تا نوک، از ایرفویل NACA13008 استفاده می‌شود. در طول یک ناحیه انتقالی از $r/R=0.778$ تا $r/R=0.95$ ، ایرفویل از NACA23012 به آرامی به NACA13008 تغییر می‌کند. ایرفویل‌های مورد استفاده از ابتدای پره تا ناحیه شروع نوک در $r/R=0.95$ دارای وتر ثابت ۰.۳۵ متر است. این پره دارای نسبت منظری ۱۳/۹۵ و بدون پیچش هندسی بوده و شکل نوک پره نیز پارابولیک است. طرح پلان فورم مورد استفاده بر اساس مدل ساده شده بالگرد آگوستا ۱۰۹ محصول موفق شرکت لئوناردو^۲ طراحی شده است. مطابق شکل ۲، مکان اولیه قرارگیری پره بر روی دم بالگرد فرضی و در زاویه $\psi = 0^\circ$ درجه است و پره روتور مشابه بالگردهای غربی دارای چرخش خلاف ساعت^۳ است.



شکل ۱- طرح پره روتور مورد استفاده در این پژوهش



شکل ۲- مختصات دیسک روتور

تغییر زاویه پیچ پره با زاویه آزیموس با استفاده از رابطه زیر به پره اعمال می‌شود [۳۴].

گسترش یافته است. در یک مطالعه عددی توسط روان و هازک [۳۲]، دینامیک استال پره روتور شبیه به روتور کارادونا-تانگ با نوسان پیچشی در پرواز رو به جلو بررسی شد. نتایج نشان داد که در مرحله پس از استال برهمکنش بین گردابه لبه حمله و گردابه نوک پره غالب شده است؛ همچنین، ساختارهای گردابه‌ای برجسته‌ای^۱ روی سطح پره مشاهده شده که نقش مهمی در وقوع دینامیک استال داشتند. علاوه بر این در مقایسه مقطع شعاعی $r/R=0.898$ با ایرفویل نوسان پیچشی در جریان آزاد یکنواخت، تفاوت‌های قابل توجهی در زمان شروع استال، بیشینه هیستریزس نیرویی و جریان جدا شده پس از ریزش گردابه اصلی دینامیک استال مشاهده شد. اخیراً حسین زاده و کریمیان [۳۳] با استفاده از شبیه‌سازی عددی با هدف درک بهتر شکل‌گیری دینامیک استال پره روتور در دو سرعت مهم در پاکت پروازی بالگرد پرداختند. نتایج آنها نشان داد که گردابه‌ای برجسته شبیه به لوله گردابه در فاز افزایش زاویه پیچ پره در ربع سوم دیسک روتور شکل گرفته که به تدریج با نزدیک شدن پره به ربع چهارم، کوچک و ناپدید شده است؛ همچنین نتایج آنها نشان داد که جریان شعاعی در ربع چهارم چرخش پره روتور غالب بوده و باعث تغییرات شدید میدان ورتیسیتیته در این ناحیه شده است.

هدف از این پژوهش، شبیه‌سازی عددی و بررسی میدان جریان پیچیده اطراف پره روتور بالگرد در دو ضریب پیشروی در پرواز روبه‌جلوی بالگرد است. این تحلیل بر توجیه ضرایب آیرودینامیکی و ارائه جزئیات چرخه ایجاد دینامیک استال و شکل‌گیری انواع گردابه‌ها در یک مقطع شعاعی مهم پره ($r/R=0.778$) متمرکز است. علاوه بر این، به بررسی ویژگی‌های سه‌بعدی جریان در طول دهانه پره با تغییر ضریب پیشروی نیز بصورت مختصر پرداخته خواهد شد.

۲- مطالعه موردی

هدف این مطالعه بررسی دینامیک استال پره روتور بالگرد در دو ضریب پیشروی ($\mu = U_{ff}/R\Omega$) مهم در پاکت پروازی است. شکل ۱ پره مورد بررسی در این مطالعه را نشان می‌دهد. این پره دارای شعاع ۵.۵ متر از محور دوران با دو پروفیل در طول دهانه آن است. از مرکز دوران، ۴.۲۷۹ متر اول پره (این

³ Counter Clockwise

¹ Swell Structures

² Leonardo Company

۳- حل مسئله

در این بخش، روش عددی مورد استفاده برای حل معادلات حاکم بر مسئله، به همراه جزئیات مربوط به دامنه محاسباتی، شرایط مرزی و تولید شبکه محاسباتی، تشریح شده است. همچنین، تأثیر اندازه شبکه و گام زمانی بر نتایج حاصل از این روش عددی بررسی شده و در نهایت، اعتبارسنجی روش عددی به کار رفته ارائه شده است.

۳-۱- معادلات حاکم و روش عددی

در این تحقیق، میدان جریان ناپایای آشفته و تراکم پذیر سه بعدی حول یک پره روتور ایزوله بالگرد با حل عددی معادلات متوسط‌گیری شده ناویر-استوکس و بدون در نظر گرفتن نیروهای حجمی با استفاده از روش گسسته‌سازی حجم محدود حل شده است. شکل انتگرالی معادلات حاکم مورد استفاده در رابطه (۳) ارائه شده است.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \vec{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\vec{F}_C - \vec{F}_V) ds = 0 \quad (3)$$

در رابطه فوق W بردار متغیرها، F_C بردار شار غیرلزج و F_V بردار شار لزج می‌باشند که روابط مربوط به این بردارها در ادامه ارائه شده است.

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \vec{F}_C = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho w V_r + n_z p \\ \rho H V_r + V_t p \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\vec{F}_V = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \theta_x + n_y \theta_y + n_z \theta_z \end{bmatrix}$$

در معادله فوق، فشار با استفاده از معادله حالت (۵) محاسبه شده است.

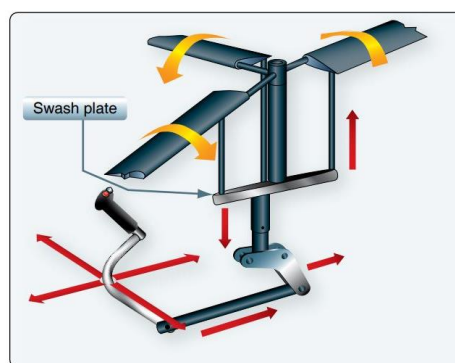
$$p = \rho(\gamma - 1) \left[E - \frac{(u^2 + v^2 + w^2)}{2} \right] \quad (5)$$

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

که در آن زوایای کنترلی θ_0 ، θ_{1c} و θ_{1s} از برقراری شرایط پایداری دینامیکی نیروها و گشتاورهای روتور بالگرد محاسبه شده است. در هر گام زمانی، زاویه پیچ پره با زاویه آزمون تغییر می‌کند که به سرعت چرخش پره روتور به صورت زیر مرتبط است.

$$\psi(t) = \Omega t \quad (2)$$

این زوایا از طریق اهرم‌های کنترلی در داخل کابین توسط خلبان با توجه به سرعت و شرایط پروازی مطابق شکل ۳ از طریق صفحه لغزان^۱ تنظیم می‌شوند.



شکل ۳- تغییر زوایای پیچ پره‌های روتور [۳۵]

در این تحقیق از زاویه فلاپ پره به دلیل اهمیت کمتر آن در پدیده دینامیک استال صرف نظر شده و زوایای کنترلی در دو ضریب پیشروی مورد مطالعه در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- شرایط پروازی و زوایای کنترلی

پرواز	μ	M_∞	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}
۱	۰٫۳۵	۰٫۲۳	۱۳٫۰۸۹	۱٫۳۳۴	-۵٫۰۷
۲	۰٫۳	۰٫۱۹	۱۱٫۰۹۵	۰٫۰۸۹	-۳٫۰۸۱

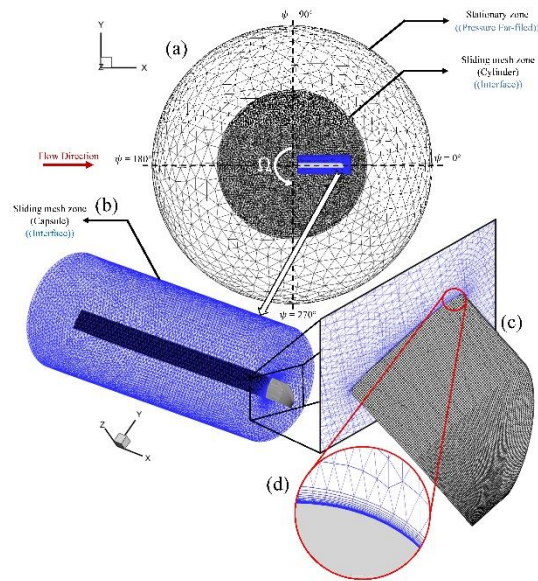
همچنین در هر دو شرایط پروازی به شکل معمول سرعت چرخشی روتور ۴۰/۳ رادیان بر ثانیه است.

^۱ Swash Plate

۳-۳- بررسی استقلال از شبکه و گام زمانی

در این تحقیق، مطالعه استقلال از شبکه برای شرایط پرواز با $\mu = 0.35$ انجام شده است. میانگین ضریب لیفت پره روتور در طول یک دور چرخش به عنوان معیار انتخاب شبکه مورد استفاده قرار گرفته است. سه شبکه با تعداد ۳،۱۷، ۹،۱ و ۱۴،۱ میلیون سلول مورد ارزیابی قرار گرفته است. تغییر میانگین ضریب لیفت پره روتور شبکه دوم نسبت به شبکه اول ۸،۳٪ و شبکه دوم نسبت به شبکه سوم ۲،۱٪ داشته که به مقدار تغییرات کوچکی برای این پیکربندی جریان محسوب می شود. بنابر منابع محاسباتی در دسترس برای این تحقیق و مقادیر متوسط ضریب لیفت، نتیجه گرفته می شود که شبکه دوم برای حل این میدان جریان دارای دقت کافی و مناسب است. در شکل ۶ (الف)، ضریب لیفت مربوط به دور ششم چرخش پره برای سه شبکه تولید شده نشان داده شده است. برای انتخاب گام زمانی در تحقیق مربوط به دینامیک استال توجه به این نکته ضروری است که گام زمانی باید به اندازه کافی کوچک باشد تا به طور دقیق مشخصه های متغیر با زمان میدان جریان پیچیده فعلی را تسخیر نماید. از این رو سه گام زمانی شامل 1.0×10^{-4} ثانیه، 2.165×10^{-4} ثانیه و 4.33×10^{-4} ثانیه بررسی شده است. این گام های زمانی به ترتیب مطابق با تغییر زاویه آزیموس $\psi = 225^\circ$ درجه (۱۴۴۰ تکرار گام زمانی در هر چرخه)، $\psi = 150^\circ$ درجه (۷۲۰ تکرار گام زمانی در هر چرخه) و $\Delta\psi = 1^\circ$ درجه (۳۶۰ تکرار گام زمانی در هر چرخه) می باشند. ضریب لیفت در طی دور ششم چرخش محاسبه شده بر روی شبکه دوم با گام های زمانی بررسی شده در شکل ۶ (ب) نشان داده شده است. همان طور که در این شکل مشخص است، منحنی های مربوط به ضریب لیفت در تغییرات زوایای آزیموس $\psi = 225^\circ$ و $\psi = 150^\circ$ درجه بسیار نزدیک به یکدیگر هستند. با این حال، به دلیل ماهیت بسیار ناپایا و گذرای میدان جریان، که شامل پدیده هایی همچون ایجاد موج شوک، جدایش های گسترده جریان و تشکیل انواع گردابه ها می شود، نویسندگان این تحقیق ترجیح دادند، کوچک ترین تغییرات زاویه آزیموس $\psi = 225^\circ$ درجه را انتخاب نمایند که مربوط به گام زمانی 1.0×10^{-4} ثانیه است. یادآوری می

دور دست تعریف شده است. شرایط مرزی عدم لغزش^۱ روی پره روتور و فشار جریان میدان دوردست روی دامنه خارجی اعمال شده است. سه دامنه، شامل دامنه های نوسان پیچشی، چرخشی و ثابت توسط چهار شرط مرزی رابط، همانطور که در شکل ۵ دیده می شود، به هم متصل می شوند.



شکل ۵- دامنه محاسباتی و شبکه تولید شده

در ناحیه کپسول از شبکه ترکیبی شامل یک شبکه ساختار یافته از شش وجهی^۲ در لایه مرزی و شبکه بدون ساختار چهاروجهی ترکیبی^۳ خارج از لایه مرزی با استفاده از روش شبکه چند ناحیه ای^۴ و الگوریتم اصلاح شده دلانی (Advancing Front) تولید شده است. شبکه لایه مرزی روی سطح دیواره پره به گونه ای ایجاد شده که ارتفاع اولین سلول از سطح برابر با 1.0×10^{-6} متر و نسبت رشد ۱،۱ برای ۲۶ لایه مرزی در نظر گرفته شده است. با در نظر گرفتن شرایط فوق، مقدار متوسط γ^+ در طی چرخش کامل پره روتور همواره کمتر از یک است. شبکه در ناحیه استوانه دوار و ناحیه کروی خارجی از نوع بدون ساختار چهار وجهی هستند. در هنگام تولید شبکه، سعی شده است تا اندازه شبکه در هر دو طرف مرزها مشابه باشند.

³ Tetrahedron Mixed Elements

⁴ Multizone Methods

¹ No-slip Condition

² Hexahedron

پره روتور بالگرد دارای پیچش هندسی 10° درجه از محور دوران (شفت روتور) تا نوک است؛ همچنین شعاع پره روتور 6.7 متر با وتر 0.69 متر است (نسبت منظری 9.8). در طول برنامه داده برداری پروازی این بالگرد که اوایل دهه 1980 توسط مرکز تحقیقات Ames و در راستای پروژه TAAT^۲ انجام شد، جهت نصب تجهیزات داده برداری وتر ایرفویل به 0.73 متر افزایش یافت که باعث کاهش نسبت منظری به 9.2 شده است. در شکل ۷ تصویر شماتیکی از این بالگرد نشان داده شده است.



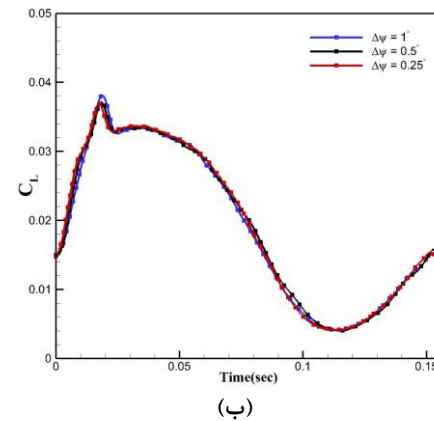
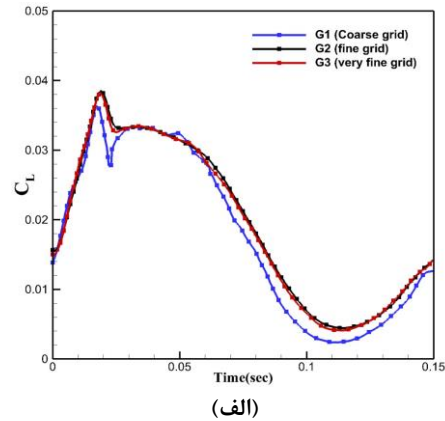
شکل ۷- تصویر شماتیک بالگرد AH1-G

نتایج داده برداری برای شش سرعت پروازی در دسترس است [۴۴] که با توجه به اهمیت حداکثر سرعت پروازی در این تحقیق، از نتایج تجربی مربوط به ضریب نیروی عمودی در مقاطع شعاعی $r/R = 0.86$ و $r/R = 0.95$ در حداکثر سرعت پروازی 290 کیلومتر بر ساعت ($\mu = 37.0$) استفاده شده است. علاوه بر این، نتایج این تحقیق با نتایج عددی حلگر معتبر FLOWer که مبتنی بر روش حجم محدود و استفاده از مدل توربولانسی استاندارد $k-\omega$ است که توسط مرکز هوافضای آلمان (DLR) توسعه یافته است، به صورت عددی مقایسه و ارزیابی شده است. در جدول ۲ شرایط میدان جریان و ضرایب کنترلی پره روتور [۴۵] مورد استفاده در این تحقیق آورده شده است. تغییر زاویه پیچ و فلاپ پره روتور به ترتیب با معادلات (۱) و (۶) تعریف می‌شوند [۳۴]. جهت اعمال زاویه فلاپینگ به پره، از تعریف شرایط مرزی همپوشان^۳ در مرز سیلند دور پره علاوه بر شبکه لغزان استفاده شده است.

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \psi(t) + \beta_{1s} \sin \psi(t) \quad (6)$$

³ Overset

شود که در هر گام زمانی، 40 تکرار برای اطمینان از همگرایی انجام می‌شود.



شکل ۶- بررسی استقلال از شبکه (الف) و گام زمانی (ب)

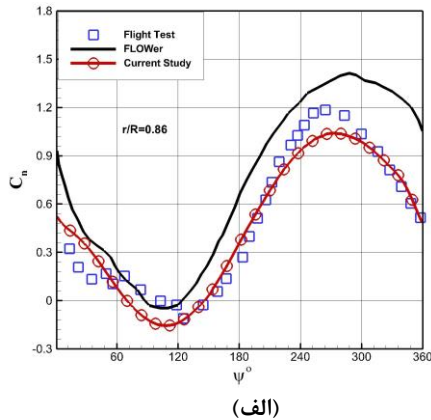
۳-۴- اعتبار سنجی روش عددی

در این بخش، روش عددی مورد استفاده در این پژوهش با مقایسه ضریب نیروی عمودی روی دو مقطع از پره روتور بالگرد بل 209 (AH1-G) در حداکثر سرعت پروازی، مورد بررسی و اعتبارسنجی قرار می‌گیرد. بالگرد AH1-G یکی از موفق‌ترین محصولات ته‌جامی شرکت بل بوده که بالگردی دو نفره و تک موتوره است که اولین پرواز رسمی خود را در سال 1965 به ثبت رسانده است. روتور اصلی این بالگرد از نوع الاکلنگی^۱ با دو پره مستطیلی شکل با وتر ثابت بوده و ایرفویل مورد استفاده در آن از نوع متقارن Bell 540 که بر پایه ایرفویل NACA 0012 جهت استفاده در این بالگرد توسعه یافته است.

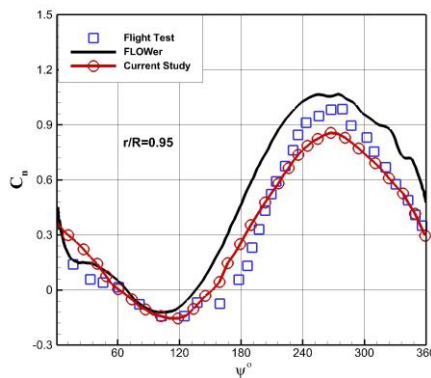
¹ Teetering Rotor

² Tip Aerodynamics and Acoustics Test

نویسندگان به این نتیجه رسیده‌اند که با توجه به پیچیدگی‌های مورد حاضر، شبیه‌سازی فعلی نتایج نسبتاً دقیقی ارائه می‌دهد. نتایج ضریب نیروی عمودی ارائه شده، مربوط به دور ششم چرخش پره و گام زمانی محاسبه شده بر اساس پیشروی $\psi = \Delta\delta_{i0}$ درجه پره است.



(الف)



(ب)

شکل ۸- مقایسه نتایج شبیه سازی انجام شده با نتایج تست پروازی [۴۲] و حلگر FLOWer [۴۲]، (الف) مقطع $r/R = 0.86$ و (ب) مقطع $r/R = 0.95$

۴- تحلیل و بررسی نتایج

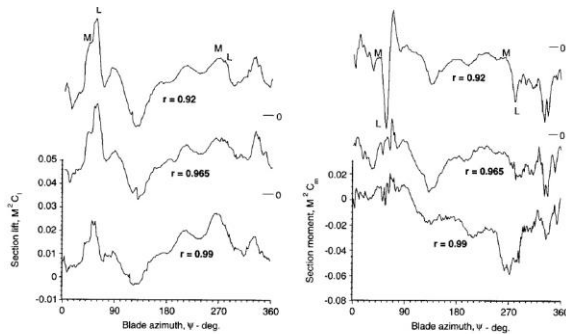
۴-۱- بارهای آیرودینامیکی

در این بخش از تحقیق، به بررسی بارهای آیرودینامیکی در مقطع شعاعی مورد مطالعه ($r/R = 0.778$) در دو ضریب

جدول ۲- شرایط پروازی بالگرد AH1-G [۴۵]

پارامتر	مقدار
عدد ماخ نوک در پرواز هاور	۰٫۶۵
عدد ماخ جریان آزاد	۰٫۲۴
نسبت پیشروی	۰٫۳۷
زاویه پیچ کالکتیو (درجه)	۱۸
زاویه پیچ عرضی (درجه)	۳٫۶
زاویه پیچ طولی (درجه)	-۱۱٫۸
زاویه فلاپ عرضی (درجه)	۱٫۱۱
زاویه فلاپ طولی (درجه)	۱٫۱۳
سرعت دورانی (رادیان/ثانیه)	۳۲٫۸۸

همانطور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، نتایج حاضر در مقطع $r/R = 0.86$ به جز زوایای آزمون پیش از $\psi = 60$ درجه در ناحیه پیش‌رونده و بین $\psi = 230$ تا $\psi = 300$ درجه در ناحیه پس‌رونده روتور، در سایر زوایای آزمون به خوبی با نتایج تست‌های پروازی مطابقت داشته و حداکثر خطای بین ضریب نیروی عمودی مطالعه حاضر و داده‌های پروازی که در زاویه آزمون $\psi = 270$ درجه رخ داده ۱۲٪ است. علاوه بر این، با مقایسه نتایج حاضر با نتایج حلگر FLOWer مشخص می‌شود که دقت شبیه‌سازی انجام شده از نظر پیش‌بینی مکان وقوع حداکثر ضریب و مقدار کمی آن تطابق مناسب‌تری نسبت به نتایج این حلگر که در مرجع [۴۵] ارائه شده، داشته است. این موضوع برای مقطع $r/R = 0.95$ نیز صادق است. در این مقطع شعاعی، مقایسه نتایج شبیه‌سازی انجام شده با نتایج تجربی نشان می‌دهد که در زوایای آزمون پیش از $\psi = 40$ درجه و بین $\psi = 160$ تا $\psi = 320$ درجه با وجود مشابهت رفتار نیرویی، از نظر کمی مطابقت خود از دست می‌دهد. با این حال دقت شبیه‌سازی ضریب نیروی عمودی این مقطع نسبت به حلگر FLOWer مناسب‌تر است. حداکثر خطا در $\psi = 275$ درجه ایجاد شده و با مقدار ۱۴٪ در این مقطع از پره رخ داده است. تفاوت بین نتایج حاضر و نتایج تست پرواز ممکن است به دلیل عواملی مانند چرخش با فرکانس بالا، غیرخطی و انعطاف‌پذیری سازه پره، ماهیت گذرا و پیچیدگی میدان جریان و همچنین به دلیل خطاهای عددی مربوط به ارزیابی ضریب نیروی عمودی و درون‌یابی کمیت‌ها در مرزهای متحرک مربوط به اعمال حرکت‌های پیچ و فلاپ پره باشد. در نهایت،



شکل ۹- بارهای آیرودینامیکی اندازه گیری شده در سه مقطع شعاعی از پره روتور بالگرد UH-60 در پرواز رو به جلو با تراست بالا [۳۴]

روش تحلیل بارهای آیرودینامیکی در این بخش به این صورت است که تغییرات ناگهانی ضرایب گشتاور پیچشی و لیفت به شرطی که یکدیگر را در محدوده آزمون قابل قبولی تأیید نمایند، به عنوان دینامیک استال محلی در مقطع شعاعی در نظر گرفته می‌شود. این موضوع منطبق بر توضیحات مربوط مرجع معتبر [۳۴] در خصوص شناسایی دینامیک استال است. همان‌طور که از قبل می‌دانیم، دینامیک استال در ضریب گشتاور پیچشی پیش از استال ضریب لیفت و همراه با پیچیده شدن^۲ گردابه لبه حمله (LEV) ایجاد می‌شود و اختلاف زمانی وقوع آنها، در حقیقت زمان لازم برای شکل‌گیری و حرکت گردابه اصلی دینامیک استال (DSV) و نهایتاً ریزش این گردابه به داخل جریان است. البته در این پژوهش اثرات تراکم‌پذیری و کوپل همزمان اثرات جریان شعاعی و جریان عرضی^۳ روی سطح پره نیز وجود داشته که تغییرات ضرایب و همچنین تفسیر نتایج را پیچیده‌تر می‌کند. همان‌طور که در شکل ۱۰- (الف) دیده می‌شود، با شروع حرکت ضریب لیفت در هر دو ضریب پیشروی به صورت خطی در ناحیه پیش از استال افزایش یافته است. در این ناحیه (ربع اول حرکت) زاویه پیچ پره روتور کاهشی بوده، با این حال سرعت مماسی مقطع بصورت پیوسته افزایش یافته است؛ بنابراین افزایش ضریب لیفت مربوط به ماهیت حرکت پره روتور بوده که در پرواز با ضریب پیشروی ۰/۳۵ افزایش این ضریب تا حدوداً $\psi = 36^\circ$ درجه ادامه یافته و پس از آن ضریب لیفت مقطع دچار افت شدید شده است. این در حالی است که این افزایش برای شرایط پروازی با ضریب

پیشروی^۱ ۰/۳ و ۰/۳۵ مطابق با شرایط جدول ۱ در دور ششم چرخش پره روتور که دارای کمترین تغییرات بارهای آیرودینامیکی نسبت به دور قبلی بوده محاسبه و در شکل ۱۰ نشان داده شده است. این بارها بر اساس ضرایب بی‌بعد با استفاده از روابط (۷) و (۸) گزارش شده است.

$$C_l = \frac{L}{0.5 \rho_{\infty} (r\Omega + U_{ff} \sin \psi)^2 s} \quad (7)$$

$$C_m = \frac{M}{0.5 \rho_{\infty} (r\Omega + U_{ff} \sin \psi)^2 sc} \quad (8)$$

در روابط فوق L و M نیروی لیفت و گشتاور پیچشی و U_{ff} سرعت پرواز روبه‌جلوی بالگرد است. بسیاری از رفتارهای مربوط به ضرایب آیرودینامیکی در این تحقیق مشابه سایر تحقیقات مربوط به دینامیک استال کلاسیک بوده است، یعنی افزایش ضریب نیروی لیفت متناسب با توسعه گردابه دینامیک استال در زوایای بالاتر از زاویه حمله استال استاتیکی است. با این حال سایر اثرات سه‌بعدی موجود در محیط آیرودینامیکی روتور بالگردها، باعث اختلاف قابل توجه کیفی و کمی ضرایب آیرودینامیکی در مقاطع پره روتور بالگرد نسبت به دینامیک استال کلاسیک که در تول باد یا شبیه‌سازی‌های دوبعدی و سه‌بعدی انجام شده دارد. به عنوان نمونه بر اساس مرجع [۳۴]، تغییرات بارهای آیرودینامیکی سه مقطع پره روتور بالگرد چندمنظوره UH-60 هنگام انجام تست‌های پروازی این بالگرد در شرایط پرواز تراست بالا در شکل ۹ نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشخص است، استال‌های متعددی در این سه مقطع شعاعی و نزدیک به نوک اتفاق افتاده که با نتایج استال کلاسیک کاملاً متفاوت است، از این رو تحلیل ضرایب آیرودینامیکی در روتور بالگرد جهت درک پدیده‌های ایجاد شده و طراحی سازه‌ای پره روتور حائز اهمیت است.

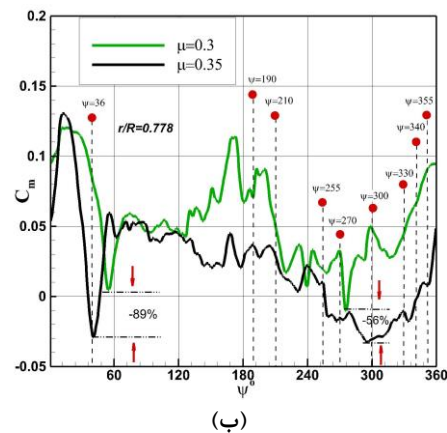
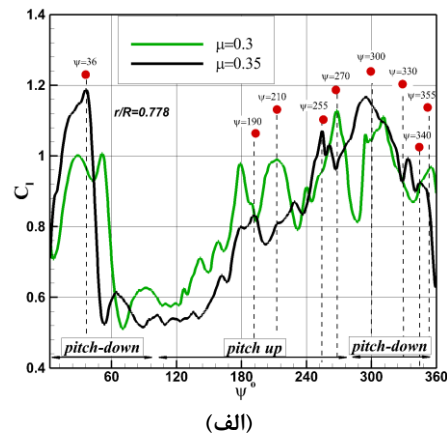
³ Yaw Flow

¹ Advance Ratio

² Roll-up

درجه، $1/35$ و در $\psi = 50^\circ$ درجه $1/2$ در ضریب پیشروی 0.3 می‌باشد. از این جهت اولین استال ایجاد شده در هر دو ضریب پیشروی در ارتباط با ایجاد موج شوک در ناحیه نزدیک به لبه حمله ایرفویل است. ناحیه پس از استال^۲ در ضریب پیشروی 0.3 و 0.35 به ترتیب تا $\psi = 70^\circ$ درجه و $\psi = 53^\circ$ درجه ادامه یافته است که پس از پایان این ناحیه، رفتار کلی ضریب لیفت با وجود نوسان، تا انتهای ناحیه پیش‌رونده روتور در هر دو سرعت پروازی افزایشی بوده که همراه با افزایش زاویه پیچ پره روتور است. مشابه استال ضریب لیفت، ضریب گشتاور پیچشی نیز در ربع اول حرکت روتور در ضریب پیشروی 0.35 در $\psi = 16^\circ$ درجه و در شرایط پروازی با ضریب پیشروی 0.3 در $\psi = 27^\circ$ درجه به حداکثر مقدار ضریب گشتاور پیچشی مثبت (رو به بالا) رسیده و لحظه‌ای بعد، همان‌طور که در شکل ۱۰-ب) دیده می‌شود، این ضریب دچار استال شدید شده است. این استال نیز به دلیل افزایش سرعت موضعی در نزدیکی لبه حمله باعث موج شوک است. وجود موج شوک در نزدیکی لبه حمله باعث افزایش فشار موضعی در نزدیکی لبه حمله ایرفویل و استال ضریب گشتاور پیچشی در ربع اول حرکت می‌شود [۴۶]. به دلیل حساسیت بالای ضریب گشتاور پیچشی نسبت به گرادبان فشار ناشی از موج شوک در نزدیکی لبه حمله، این پدیده باعث افزایش اختلاف زمانی استال ضرایب گشتاور پیچشی و لیفت در این ناحیه از حرکت پره روتور می‌شود. در این ضریب (C_m)، ناحیه پس از استال در ضریب پیشروی 0.35 افت قابل توجهی نسبت به ضریب پیشروی 0.3 داشته و دارای مقادیر منفی شده است که نشان‌دهنده اثر بیشتر تراکم‌پذیری بر شدت استال گشتاور پیچشی در ضریب پیشروی 0.35 است. حداکثر اختلاف ضریب گشتاور پیچشی رو به پایین در ناحیه پس از استال در دو ضریب پیشروی حدوداً 89% است که این اختلاف می‌تواند اثر قابل توجهی بر روی متوسط میرایی آیرودینامیکی داشته باشد که منجر به نوسانات شدید مقطع در ضریب پیشروی 0.35 خواهد شد [۴۶]. با ورود پره روتور به ناحیه پس‌رونده، در هر دو سرعت پروازی ضریب لیفت چندین استال دینامیکی را تجربه نموده که بیشتر آنها در ضریب پیشروی 0.3 ایجاد شده است. در این ضریب پیشروی، سه استال قابل توجه^۳ در ضریب لیفت در زوایای $\psi = 180^\circ$

پیشروی 0.3 تا $\psi = 30^\circ$ درجه ادامه یافته و پس از اندکی افت، مجدداً شروع به افزایش نموده و به حداکثر مقدار خود در $\psi = 50^\circ$ درجه رسیده و اندکی بعد دچار افت شدید ضریب لیفت و استال شده است. دلایل پدیده‌های ایجاد شده در ضرایب آیرودینامیکی در بخش ۳-۴ بررسی خواهد شد.



شکل ۱۰- تاریخچه زمانی ضرایب لیفت (الف) و گشتاور پیچشی (ب) مقطع مورد مطالعه ($r/R=0.778$)

حداکثر اختلاف اوج تا اوج^۱ ضریب لیفت در دو ضریب پیشروی در ربع اول حرکت پره روتور پیش از استال، حدوداً 15.3% می‌باشد. با توجه به افزایش قابل توجه سرعت مماسی ایرفویل در ربع اول (بر اساس $U_T = r\Omega + U_{ff} \sin\psi(t)$)، در ضریب پیشروی 0.35 حداکثر عدد ماخ محلی در $\psi = 36^\circ$

³ Major Stall

¹ Peak to peak

² Post Stall

ادامه یافته است. در ضریب پیشروی بالاتر، بازیابی ضریب لیفت در ناحیه آزیموس بین $\psi = 330^\circ$ تا $\psi = 340^\circ$ درجه ایجاد شده که نسبت به شرایط پروازی با ضریب پیشروی متوسط، بازیابی قابل توجهی نمی‌باشد که این موضوع احتمالاً به دلیل قدرت کمتر گردابه ثانویه لبه حمله و همچنین حضور گردابه لبه فرار به عنوان مصرف‌کننده سیرکولاسیون (گردش) تولید شده در این شرایط است. عمده اختلاف ضریب گشتاور پیچشی در ناحیه پس‌رونده روتور در زوایای بین $\psi = 270^\circ$ تا $\psi = 350^\circ$ درجه رخ داده است. در این نواحی ضریب گشتاور پیچشی ضریب پیشروی 0.3 ، به جز ناحیه کوچکی پس از استال دارای مقادیر گشتاور پیچشی رو به بالا^۴ بیشتری بوده که در ناحیه مرتبط با اتصال مجدد^۵ جریان به سطح مقطع ایجاد شده است. همچنین منفی‌ترین مقدار ضریب گشتاور پیچشی در ضریب پیشروی متوسط در زاویه $\psi = 273^\circ$ درجه و در ضریب پیشروی بالا، در $\psi = 295^\circ$ درجه ایجاد شده که دارای اختلاف حدوداً 56% می‌باشند و اثرات قابل توجهی روی میرایی آیرودینامیکی و نوسانات ناشی از آن خواهد داشت که در بخش بعدی به این موضوع پرداخته خواهد شد. به طور خلاصه، تأثیر افزایش ضریب پیشروی بر روی دینامیک استال مقطع شعاعی r/R در 0.778 در این بخش مورد بررسی قرار گرفت. همان‌طور که از نتایج مشخص شد، در ضریب پیشروی متوسط ($\mu = 3.0$) چندین استال دینامیکی در ناحیه پس‌رونده روتور رخ داده است و فقط یک استال قابل توجه در ضریب پیشروی بالا ($\mu = 3.5$) در این ناحیه ایجاد شده است. با این حال، در ضریب پیشروی بالاتر، یک محدودیت شدید و بحرانی‌تر در ناحیه پیش‌رونده پره روتور به دلیل استال ناشی از شوک ایجاد شده است.

۴-۲- بررسی میرایی آیرودینامیکی

استال فلاتر^۶ نوعی ناپایداری یک درجه آزادی است که در پره بالگردها و همچنین در توربوماشین‌ها ایجاد می‌شود. این پدیده زمانی رخ می‌دهد که ترکیب میرایی آیرودینامیکی و سازه‌ای منفی شده باشد که نتیجه آن رشد دامنه پاسخ ارتعاشاتی سازه است. علاوه بر این، استال فلاتر باعث افزایش ناگهانی ناپایداری بارهای پیچشی مقاطع شعاعی پره روتور و انتقال آن به سیستم

درجه، $\psi = 210^\circ$ درجه و $\psi = 270^\circ$ درجه ایجاد شده است (شکل ۱۰-الف) و ضریب گشتاور پیچشی نیز تأییدکننده این استال‌ها است. این در حالی است که در ضریب پیشروی 0.35 برخلاف انتظار شرایط استال در سرعت بالای پروازی فقط شاهد یک استال قابل توجه در $\psi = 255^\circ$ درجه می‌باشیم. همان‌طوری که در شکل ۱۰-الف) مشخص است، ضریب لیفت در پرواز با سرعت متوسط (ضریب پیشروی 0.3) دچار استال‌های شدیدتری نسبت به ضریب پیشروی بالاتر در ناحیه پس‌رونده روتور شده است. نکته قابل توجه دیگر که در مقایسه ضریب لیفت دیده می‌شود، مربوط به حداکثر مقدار این ضریب بوده که در ارتباط با قدرت DSV تشکیل شده است، به‌صورتی که در ضریب پیشروی 0.3 ، حداکثر مقدار ضریب لیفت در $\psi = 270^\circ$ درجه (انتهای ربع سوم حرکت) که حرکت پره بالارونده^۱ می‌باشد، ایجاد شده است. با این حال، در ضریب پیشروی 0.35 ، حداکثر ضریب لیفت در $\psi = 295^\circ$ درجه در ربع چهارم که پره روتور دارای حرکت پایین‌رونده^۲ است، اتفاق افتاده است. می‌توان پیش‌بینی کرد که با افزایش ضریب پیشروی، با وجود زاویه پیچ بزرگتر و جدایش بیشتر جریان در موقعیت یکسان (زاویه آزیموس برابر)، به دلیل سرعت مماسی بالاتر، مقدار تنش برشی در لبه حمله نیز بیشتر شده که همین موضوع باعث تزیق بیشتر انرژی ناشی از تولید ورتیسته به درون لایه مرزی و مقاومت در برابر جدا شدن گردابه دینامیک استال خواهد شد، از این رو حداکثر ضریب لیفت در زاویه آزیموس بالاتری در پرواز با ضریب پیشروی 0.35 اتفاق افتاده است. در واقع تقویت لایه مرزی در زوایای حمله بالا باعث تأخیر در استال می‌شود، هر چند که حرکت جریان در راستای دهانه پره نیز نقش مهمی در پایداری و ماندگاری گردابه دینامیک استال روی مقاطع پره روتور دارد [۴۸] که در بخش بعدی به آن اشاره خواهد شد. علاوه بر این، تغییر مکان لایه برشی نسبت به لبه حمله در دو ضریب پیشروی، مستقیماً تحت تأثیر توزیع گردادیان فشار در لبه حمله قرار دارد [۴۹]. بازیابی ضریب لیفت^۳ در ربع چهارم حرکت پره روتور و در ناحیه پس از استال در ضریب پیشروی 0.3 ، به دلیل تشکیل گردابه ثانویه دینامیک لبه حمله (SLEV) روی مقطع است که شکل‌گیری این گردابه از $\psi = 287^\circ$ شروع و تا $\psi = 310^\circ$ درجه

^۴ Nose-up Pitching Moment

^۵ Flow Reattachment

^۶ Stall Flutter

^۱ Pitch-up Motion

^۲ Pitch-down Motion

^۳ Lift Recovery

ضریب پیشروی در چندین زاویه آزمون منتخب خواهیم پرداخت که در نمودار مربوط به بارهای آیرودینامیکی نشانه گذاری شده است. با وجود شرایط آیرودینامیکی منحصر به فرد در پره روتور بالگرد، بررسی فیزیکی کانتورها در کنار ضرایب آیرودینامیکی، به ما امکان پیش بینی منطقی تری در ارتباط با شکل گیری گردابه ها روی مقطع و وقوع دینامیک استال در پرواز روبه جلو را می دهد. یکی از مهم ترین رخدادهای جریان که همراه با افت ناگهانی و شدید ضریب لیفت و گشتاور پیچشی در ربع اول حرکت پره روتور در هر دو ضریب پیشروی رخ داده است، مرتبط با تراکم پذیری و ایجاد موج شوک محلی در نزدیکی لبه حمله مقطع است. همان طور که در کانتور عدد ماخ (شکل ۱۱) مربوط به $\psi = 36$ دیده می شود، جریان مافوق صوت در نزدیکی لبه حمله در هر دو ضریب پیشروی تشکیل شده است. در ضریب پیشروی 0.35 ، ناحیه جدایش بزرگی در پشت موج شوک ایجاد شده که سطح قابل توجهی از مقطع شعاعی را پوشانده است (شکل ۱۱-الف) و ضریب لیفت در این شرایط پروازی به حداکثر مقدار خود پیش از استال در $\psi = 36$ درجه رسیده است. با وجود مشابهت ناحیه مافوق صوت در ضریب پیشروی 0.3 ، در پشت این ناحیه جدایش جزئی جریان دیده می شود که در حال گسترش روی سطح مقطع می باشد (شکل ۱۱-ب). همان طور که در بخش مربوط به بارهای آیرودینامیکی به آن اشاره شد، شرایط استال در ضریب پیشروی متوسط ($\mu = 0.3$) در $\psi = 50$ درجه و با شرایط فیزیکی مشابه با ضریب پیشروی بالا ($\mu = 0.35$) ایجاد شده است؛ همچنین وجود گرادیان فشار در نمودار توزیع ضریب فشار نشان داده شده در شکل ۱۱-ج) و د) نیز تأیید کننده حضور موج شوک در ضریب پیشروی بالا و در حوالی $x/c = 10\%$ و $x/c = 15\%$ در شرایط پروازی با ضریب پیشروی متوسط است. ناحیه برجستگی پشت شوک در ضریب پیشروی متوسط نیز تأییدی بر شکل گیری هسته اولیه گردابه در پشت موج شوک در این ضریب پیشروی دارد. مطابق آنچه که در مطالعات پیشین [۲۰ و ۲۷ و ۳۱] به آن پرداخته شده، با وجود اینکه ناحیه مافوق صوت تنها در بخش کوچکی در نزدیکی لبه حمله ایجاد شده، عامل اصلی در ایجاد استال در ناحیه پیش رونده پره روتور محسوب می شود.

کنترلی بالگرد می شود که می تواند عامل ایجاد آسیب مکانیکی در اجزای روتور بشود [۴۶ و ۵۰]. مقادیر منفی میرایی آیرودینامیکی نشان دهنده افزایش ناپایداری است و مقاطع شعاعی را در برابر استال فلاتر آسیب پذیر می کند. محاسبه مقدار متوسط میرایی آیرودینامیکی در هر چرخه برای مقطع نوسان پیچشی به صورت رابطه زیر تعریف می شود که جزئیات استخراج آن به طور کامل در مرجع [۵۰] ارائه شده است.

$$\begin{aligned} \bar{E}_{cycle} &= -CW/(\pi\alpha_1^2) \\ &= -\frac{1}{\pi\alpha_1^2} \oint C_m d\alpha \end{aligned} \quad (9)$$

در رابطه فوق، CW انرژی منتقل شده بین جریان هوا و مقطع، C_m ضریب گشتاور پیچشی حول محور آیرودینامیکی و α_1 دامنه نوسان پیچشی مقطع شعاعی است. در جدول ۳ مقادیر متوسط این ضریب در مقطع مورد مطالعه برای دو ضریب پیشروی گزارش شده است.

جدول ۳- مقادیر متوسط ضریب میرایی آیرودینامیکی در مقطع شعاعی 0.778

μ	\bar{E}_{cycle}
۰/۳	-۰/۰۰۱۵
۰/۳۵	-۰/۰۴۰۳

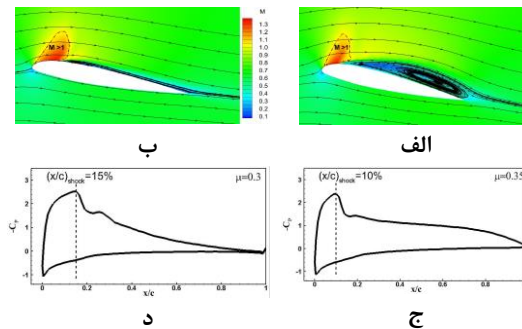
همان طور که از مقادیر محاسبه شده در جدول ۳ مشخص است، در شرایط پرواز با ضریب پیشروی 0.35 ، متوسط مقدار میرایی آیرودینامیکی یک مرتبه بزرگی^۱ بیشتر از ضریب پیشروی 0.3 دارد که نشان دهنده ارتعاشات بیشتر در پرواز با سرعت بالاتر است. این اختلاف قابل توجه به سطح حساسیت بیشتر به استال فلاتر در سرعت پروازی بالا در مقایسه با سرعت پروازی متوسط اشاره دارد.

۳-۴- مطالعه ساختارهای گردابی

همان طور که می دانیم وقوع دینامیک استال روی مقطع پره روتور بالگرد در ارتباط مستقیم با شکل گیری، رشد و جدایش گردابه از روی سطح است. در این قسمت از تحقیق به بررسی ساختارهای گردابی مقطع مورد مطالعه ($r/R = 0.778$) در دو

^۱ Order of Magnitude

تا ۱۹۸۱ برای شناسایی مکانیزم توسعه دینامیک استال ایرفویل نوسان پیچشی در اعداد ماخ پایین و بدون حضور موج شوک انجام دادند، دو سناریو در این خصوص مطرح گردید که منشاء هر دو از لبه فرار است. سناریوی اول مربوط به استال لبه فرار است که در آن جریان جدا شده از لبه فرار به تدریج به بالا دست حرکت می‌کند. در این شرایط گردابه دینامیک استال، در پشت نقطه حداکثر ضخامت ایرفویل شکل گرفته و به لبه حمله نمی‌رسد. در سناریو دوم نیز که از لبه فرار سرچشمه می‌گیرد، مربوط به معکوس شدن جریان در لایه مرزی و حرکت آن به بالادست است که تا رسیدن این جریان به نقطه حداکثر ضخامت اثر کمی بر روی لایه مرزی آشفته و رفتار آیرودینامیکی ایرفویل دارد. پس از رسیدن جریان معکوس به حداکثر ضخامت، لایه مرزی آشفته جدا شده که این پدیده شروع شکل‌گیری گردابه دینامیک استال از نزدیکی لبه حمله می‌باشد. علاوه بر این در اعداد رینولدز به اندازه کافی بالا، مطالعات پیشین [۴۶ و ۵۲ و ۵۴] نشان داد که اثرات برهمکنش قابل توجه لزوج-غیرلزوج به صورت یک فوران^۹ ناگهانی جریان از سطح مکش، باعث شکل‌گیری گردابه دینامیک استال از سطح ایرفویل شده که به سمت پایین دست حرکت می‌کند و سپس بلند می‌شود؛ بنابراین شروع دینامیک استال در ایرفویل‌های نوسان پیچشی دارای مکانیزم‌های مختلفی است که به عدد رینولدز و عدد ماخ وابسته است. این مکانیزم‌ها شامل ترکیب حباب جدایش آرام^{۱۰}، جدایش ناگهانی لایه مرزی جریان معکوس در محل اتصال مجدد حباب جدایش آرام و همچنین برهم کنش لایه مرزی و شوک که باعث جدایش جریان می‌باشد [۴۶]. همان‌طور که در شکل ۱۲ مشخص است، در زاویه $\alpha = 190^\circ$ درجه، با افزایش زاویه حمله در هر دو ضریب پیشروی مومنت سیال در لایه مرزی برای غلبه بر گرادیان فشار نامطلوب در ناحیه نزدیک به لبه فرار مقطع مورد مطالعه کافی نبوده که باعث شکل‌گیری یک ناحیه جریان چرخشی شده که در برگیرنده لایه برشی روی مقطع در هر دو ضریب پیشروی است [۵۴]. اثر گرادیان فشار به عنوان پارامتری کلیدی که تمایل جریان به جدایش و یا اتصال



شکل ۱۱- مقایسه کانتور عدد ماخ (بالا) و نمودار ضریب فشار (پایین) مقطع 0.778 در زاویه آزیموس 36° درجه

در شکل ۱۲ به بررسی شکل‌گیری و تکامل انواع گردابه‌ها مربوط به سایر نقاط مشخص شده در نمودار بارهای آیرودینامیکی در ناحیه پس‌رونده روتور در دو ضریب پیشروی می‌پردازیم. بر اساس تحقیقات انجام شده [۵۱ و ۵۲]، هر چرخه دینامیک استال به پنج مرحله متوالی شامل: جریان متصل به سطح، توسعه استال^۱، شروع استال^۲، پس از استال^۳ و نهایتاً اتصال مجدد جریان^۴ تقسیم‌بندی می‌شود. شکل‌گیری و توسعه گردابه اولیه لبه حمله، نقش مهمی در ایجاد دینامیک استال ایفا می‌کند، که اصطلاحاً به آن گردابه دینامیک استال نیز گفته می‌شود. علاوه بر گردابه لبه حمله، گردابه جدایش توربولانس (TSV)^۵ که به گردابه لایه برشی (SLV)^۶ نیز معروف است، با جدا شدن لایه برشی و پیچیده شدن آن روی سطح مکش تشکیل می‌شود. با وجود قدرت کمتر^۷ این نوع گردابه نسبت به گردابه لبه حمله، در مرحله توسعه استال در این تحقیق موثر است. هر دو ساختار گردابی برای توسعه خود از منبع ورتیسیتته‌های شکل‌گرفته در لایه مرزی تا زمان اشباع سیرکولاسون تغذیه^۸ می‌شوند [۱۰]. در ادامه تجزیه و تحلیل مربوط به یک چرخه دینامیک استال که از مرحله توسعه استال شروع شده پرداخته می‌شود. این مرحله در چرخه دینامیک استال با عبور از زاویه استال استاتیکی شروع می‌شود و تا پیش از شروع دینامیک استال ادامه دارد که در برگیرنده پدیده جدایش ناپایای جریان است [۵۲]. بر اساس تحقیقات گسترده‌ای که مک کروسکی و همکاران در فاصله زمانی ۱۹۷۶

⁶ Shear Layer Vortex

⁷ Vortex strenght

⁸ Feed

⁹ Eruption

¹⁰ Laminar Separation Bubble

¹ Stall Development Stage

² Stall Onset Stage

³ Post-stall stage

⁴ Flow reattachment stage

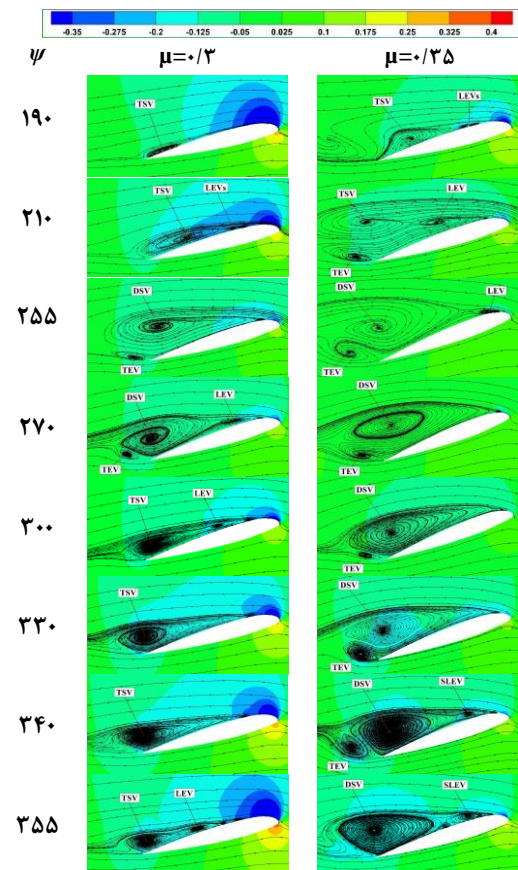
⁵ Turbulent Separation Vortex

با گسترش جدایش توربولانس (TS) به بالادست به خصوص در ضریب پیشروی ۰٫۳۵، در اثر افزایش ناپایداری کلونین هلمهولتز^۲ در لایه برشی در نزدیکی لبه فرار و همچنین افزایش برهمکنش لزوج-غیرلزوج، باعث جدا شدن لایه برشی و شکل‌گیری گردابه جدایش توربولانس در ناحیه انتهایی ایرفویل [۵۳-۵۵] و در ادامه شکل‌گیری هسته‌های گردابه لبه حمله در نزدیکی حداکثر ضخامت مقطع مورد مطالعه شده است. تا زمان توسعه گردابه لبه حمله، لایه برشی آشفته جدا شده به طور پیوسته توسط منبع ورتیسیتیته در لبه حمله تغذیه شده و گردابه جدایش توربولانس توسعه می‌یابد. این منبع ورتیسیتیته در لبه حمله، مستقیماً در ارتباط با گرادیان فشار در این ناحیه می‌باشد. با این حال در زمانی که توسعه گردابه لبه حمله اتفاق می‌افتد، منبع ورتیسیتیته دیگر گردابه جدایش توربولانس را تغذیه نمی‌کند و باعث اشباع سیرکولاسیون کلی این ساختار گردابی می‌شود [۱۰]. در ضریب پیشروی ۰٫۳، جدا شدن لایه برشی تنها منجر به شکل‌گیری گردابه جدایش توربولانس شده که این گردابه به دلیل گرادیان فشار نامطلوب کوچکتر نسبت به ضریب پیشروی ۰٫۳۵ دارای رشد کمتری بوده که در شکل مربوطه این موضوع کاملاً مشخص است. در ادامه چرخش روتور و با افزایش زاویه پیچ پره در $\psi = 210^\circ$ درجه، در ضریب پیشروی ۰٫۳۵، گردابه لبه حمله از روی سطح بلند شده و در حال ترکیب شدن با گردابه جدایش توربولانس و شکل‌گیری گردابه اصلی دینامیک استال در مقیاس بزرگ است. همزمان با بلند شدن گردابه لبه حمله از روی سطح مکش، گشتاور پیچشی مقطع در این ضریب پیشروی دچار استال شده است (شکل ۱۰). علاوه بر این، ضریب لیفت به صورت پیوسته در شرایط ترکیب شدن این دو گردابه و شکل‌گیری گردابه اصلی دینامیک استال در حال افزایش است. در همان زمان اثر برشی جریان در لبه فرار نیز باعث شکل‌گیری گردابه لبه فرار در این ضریب پیشروی شده است. بر اساس تئوری کلونین (بقاء سیرکولاسیون)، گردابه لبه فرار با استفاده از سیرکولاسیون گردابه اصلی دینامیک استال در حال تکامل است [۸] که رشد آن باعث فشار دادن گردابه اصلی دینامیک استال و تغییر مرکز فشار و فاصله آن از سطح مکش می‌شود. در ضریب پیشروی ۰٫۳ نیز گردابه لایه برشی و لبه حمله در حال ترکیب شدن در نزدیکی سطح مکش می‌باشند. این پدیده

به سطح را نشان می‌دهد، در معادله مومنتم در لایه مرزی مشخص است. این پارامتر برای جریان ناپایا و دو بعدی به صورت معادله زیر تعریف شده است [۳۴].

$$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} = \frac{\partial U_e}{\partial t} + U_e \frac{\partial U_e}{\partial x} \quad (10)$$

در معادله فوق U_e ، سرعت جریان در لبه لایه مرزی است. این معادله نشان می‌دهد که فشار در هر نقطه روی سطح ایرفویل متأثر از تغییرات زمانی و مکانی سرعت در لبه لایه مرزی است. شروع استال نیز با افزایش ناپایایی جریان آشفته افزایش می‌یابد.



شکل ۱۲- کانتور توزیع ضریب فشار همراه با خطوط جریان مقطع ۰٫۷۷۸ در دو ضریب پیشروی ۰٫۳۵ (سمت راست) و ۰٫۳ (سمت چپ) در ناحیه پس‌رونده پره روتور

² Kelvin-Helmholtz

¹ Turbulent separation

همراه با افت شدید ضریب گشتاور پیچشی و به حداکثر رسیدن ضریب لیفت در این ضریب پیشروی است.

با افزایش زمان در $\psi = 255$ درجه و حرکت رو به بالای پره، در ضریب پیشروی 0.35 ، گردابه اصلی دینامیک استال به همراه گردابه لبه فرار در حال کنده شدن و ریزش به داخل جریان می‌باشند که باعث استال ضریب لیفت در این زاویه آزمون شده است. علاوه بر این در نزدیکی لبه حمله گردابه جدید لبه حمله در حال رشد بوده که پس جدا شدن کامل گردابه اصلی دینامیک استال نقش بازیابی مجدد ضریب لیفت در مرحله پس از استال را بر عهده دارد. در ضریب پیشروی 0.3 نیز گردابه اصلی دینامیک استال رشد قابل توجهی داشته و با افزایش زاویه پیچ در حال حرکت به پایین دست می‌باشد. در همان زمان گردابه لبه فرار شکل گرفته نیز در انتهای مقطع در حال تکامل است. در انتهای ربع سوم چرخش پره روتور در ضریب پیشروی 0.35 ، توسعه یک گردابه دینامیک استال در مرحله پس از استال را کاملاً مشخص کرده و تمام سطح مکش را در $\psi = 270$ درجه در برگرفته است. قدرت گردابه لبه فرار نیز در مقایسه با زوایای آزمون قبلی در هنگام حرکت رو به بالای مقطع پره تغییر چندانی نداشته و در این شرایط ضریب لیفت شروع به افزایش پس از استال نموده است. در ضریب پیشروی 0.3 ، با بلند شدن گردابه لبه حمله، هسته گردابه اصلی دینامیک استال که در انتهای مقطع قرار گرفته به همراه گردابه لبه فرار در حال جدا شدن و ریزش به داخل جریان می‌باشند که باعث افت یکباره ضریب گشتاور پیچشی و اندکی پس از آن استال شدید لیفت در این ضریب پیشروی شده است. در ربع چهارم چرخش روتور و در ضریب پیشروی 0.35 که پره دارای حرکت پایین رونده است، همانطور که در زوایای آزمون $\psi = 300$ تا $\psi = 340$ درجه در شکل ۱۲ دیده می‌شود، گردابه اصلی دینامیک استال سطح مکش را کاملاً در برگرفته که با افزایش زاویه آزمون ارتفاع ناحیه جدایش کاهش یافته است و همچنین گردابه لبه فرار در این فاصله رشد قابل توجهی داشته که این موضوع در ربع سوم حرکت که همراه با افزایش زاویه پیچ پره بوده ایجاد نشده است. علاوه بر این، در $\psi = 330$ درجه چرخش گردابه لبه فرار به سمت بالا کاملاً مشهود بوده که باعث جابجایی مرکز اثر گردابه اصلی

دینامیک استال در این زاویه شده است. در $\psi = 340$ درجه، گردابه لبه فرار جدا شده و حرکت آن به سمت بالا باعث فشردن شدن گردابه اصلی دینامیک استال در انتهای مقطع مورد مطالعه و افزایش قابل توجه ضریب گشتاور پیچشی رو به بالا و همچنین اندکی افزایش در ضریب لیفت شده است. علاوه بر این گردابه ثانویه لبه حمله^۱ پس از جدا شدن گردابه لبه فرار شکل گرفته و به طور پیوسته تا $\psi = 355$ درجه در ضریب پیشروی 0.35 رشد نموده است. این نوع گردابه‌ها معمولاً در مرحله بعد از استال شکل گرفته و عامل بازیابی^۲ ضریب لیفت است. در ادامه سیکل دینامیک استال، با توسعه بیشتر گردابه ثانویه لبه حمله و مصرف بیشتر ورتیسسته تولید شده در لایه مرزی، گردابه اصلی دینامیک استال جدا شده و به داخل جریان می‌ریزد و پس از آن جریان شروع به اتصال مجدد به سطح مکش مقطع می‌نماید. به دلیل حضور گردابه ثانویه در نزدیکی لبه حمله، رسیدن مستقیم جریا معکوس به لبه حمله سخت شده [۵۴]. از این رو گردابه کوچکی بین گردابه اصلی دینامیک استال و گردابه ثانویه شکل گرفته که باعث جدا شدن گردابه اصلی از سطح می‌شود. در مراجع این گردابه به جفت گردابه معروف است [۹]؛ اما در ضریب پیشروی 0.3 ، در $\psi = 300$ درجه و حرکت رو به پایین پره، گردابه اصلی دینامیک استال در مرکز مقطع مورد مطالعه و نزدیک به سطح مکش قرار گرفته است که باعث بازیابی قابل توجه ضریب لیفت پس از استال در $\psi = 270$ درجه شده است. بر اساس نمودار ضریب لیفت نشان داده شده در شکل ۱۰، بازیابی تا $\psi = 310$ درجه ادامه یافته است. نکته مهمی که در خصوص بازیابی دینامیک استال می‌توان به آن اشاره کرد، این است که این پدیده تا حدودی یک فرآیند تصادفی^۳ بوده که در آن تفاوت‌های قابل توجهی در بارگذاری آیرودینامیکی می‌تواند از یک چرخه به چرخه بعدی رخ دهد [۵۶]. نتایج تحقیقات پیشین [۵۷ و ۵۸] نشان می‌دهد که این تفاوت ناشی از رفتار تصادفی و غیر تکراری لایه برشی جدا شده روی سطح مکش است. از $\psi = 330$ تا $\psi = 355$ درجه، گردابه جدایش توربولانس در انتهای مقطع مورد مطالعه دیده می‌شود که با افزایش زاویه آزمون ارتفاع ناحیه جدایش شروع به کاهش نموده و جریان سیال شروع به اتصال مجدد کرده است. در این مرحله، مرز لایه برشی

³ Stochastic Process

¹ Secondary Leading Edge Vortex

² Recovery

نکته حائز اهمیت است که در میان انواع گردابه‌های شکل‌گرفته، تنها گردابه لبه فرار دارای مقادیر گردش مثبت است. شکل ۱۳ تغییرات گردش کل را برای دو ضریب پیشروی در ناحیه پس‌رونده پره روتور نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل قابل مشاهده است، در حین حرکت رو به بالای پره در ربع سوم چرخش روتور، از زاویه $\psi = 210^\circ$ درجه تا $\psi = 240^\circ$ درجه، مقادیر گردش کاهش یافته و در $\psi = 240^\circ$ درجه به حداقل مقدار در این فاصله می‌رسد. مشاهدات ما نشان می‌دهد که این حداقل به دلیل رشد قابل توجه گردابه لبه فرار است که دارای مقدار مثبتی از گردش است. توجه به این نکته مهم است که سهم اصلی در مقدار کل گردش محاسبه شده مربوط به گردابه اصلی دینامیک استال است که دارای مقدار منفی است. در $\psi = 240^\circ$ درجه، مقدار گردش گردابه لبه فرار در ضریب پیشروی بالا، $1/3$ برابر مقدار گردش در ضریب پیشروی متوسط است. به همین دلیل است که گردش کل در ضریب پیشروی 0.35 کمتر از ضریب پیشروی 0.3 است. پس از آن، در هر دو ضریب پیشروی، گردش به وضوح تا زاویه $\psi = 270^\circ$ درجه افزایش می‌یابد که مربوط به تشکیل گردابه اصلی دینامیک استال روی سطح است. در این محدوده، حداکثر مقدار گردش در $\psi = 270^\circ$ درجه برای ضریب پیشروی 0.3 ایجاد شده که حدوداً 1.15 ٪ بیشتر مقدار گردش در ضریب پیشروی 0.35 است. با ورود پره به ربع چهارم چرخش روتور که با کاهش زاویه پیچ همراه است، گردش کل در ضریب پیشروی متوسط در زاویه $\psi = 285^\circ$ درجه نسبت به زاویه $\psi = 270^\circ$ درجه به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد. در مقابل، در پرواز با ضریب پیشروی بالا گردش کل تا زاویه آزیموت $\psi = 315^\circ$ درجه همچنان افزایش یافته است. پس از زاویه $\psi = 285^\circ$ درجه، رفتار گردش در هر دو ضریب پیشروی مشابه می‌شود.

شکل گرفته از لبه حمله به سمت لبه فرار جابجا و ناحیه جدایش جریان کاملاً کوچک شده است. بر خلاف ضریب پیشروی 0.35 که گردابه لبه فرار نقش مهمی در ویژگی‌های آیرودینامیکی مقطع در حرکت رو به پایین پره داشت، در ضریب پیشروی 0.3 ، در زوایای مورد بررسی هیچ گونه گردابه‌ای در لبه فرار شکل نگرفته است. نکته دیگری که در شکل ۱۲ مشهود است، اختلاف ضریب فشار ایجاد شده در نزدیکی لبه حمله در دو ضریب پیشروی است. همان‌طور که در این شکل مشخص است، مکش قابل توجهی در نسبت پیشروی 0.3 ایجاد شده است. این موضوع را می‌توان به این صورت توجیه نمود که همزمان با گسترش جدایش توربولانس به بالادست، این پدیده فیزیکی منجر به کاهش حداکثر مکش در لبه حمله می‌شود. در نسبت پیشروی 0.35 ، نقطه جدایش نزدیک به لبه حمله قرار دارد، جایی که جریان معکوس در لایه مرزی در جهت مخالف با جریان آزاد باعث ایجاد تنش برشی شدید و ناحیه کم فشار در نزدیکی لبه حمله شده است که این برداشت مشابه با نتایج تحقیق [۴۹] است. با این حال، در ضریب پیشروی 0.3 ، نقطه جدایش بیشتر در پایین دست لبه حمله قرار گرفته و یک منطقه کم فشار گسترده‌تر در نزدیکی لبه حمله ایجاد شده است. تغییر در موقعیت مکانی نقطه جدایش توربولانس منجر به اختلاف بین حداکثر پیک مکش در لبه حمله و همچنین تغییر در ضریب لیفت و گشتاور پیچشی شده است.

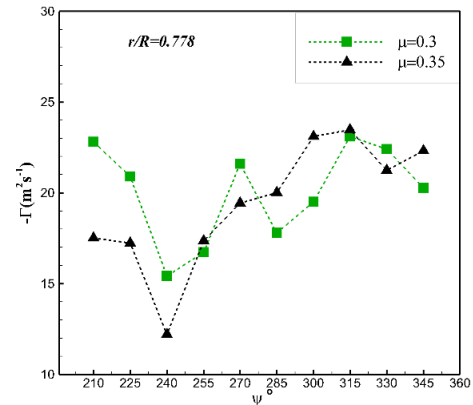
پس از تجزیه و تحلیل کیفی شکل‌گیری انواع گردابه‌ها در دو ضریب پیشروی، در ادامه این بخش با محاسبه گردش^۱، به بررسی کمی قدرت این گردابه‌ها در زوایای آزیموس مختلف پرداخته می‌شود. مقدار گردش [۲۳]، از روش انتگرال‌گیری عددی ورتیسیتته جریان با استفاده از معادله (۱۱) محاسبه شده است.

$$\Gamma(y) = \iint_S \omega ds \quad (11)$$

در معادله فوق، ω مولفه ورتیسیتته عمود به مقطع شعاعی و S سطح بسته انتخاب شده برای انتگرال‌گیری را مشخص می‌کند. ناحیه انتگرال‌گیری به گونه‌ای انتخاب شده تا شامل تمام ساختارهای گردابی در اطراف مقطع باشد و تغییرات این سطح اثر مهمی در مقدار گردش محاسبه شده نداشته باشد. ذکر این

^۱ Circulation

کرده که همین موضوع باعث جابجایی میدان ورتیسته و پایداری گردابه‌های دینامیک استال به دلیل کاهش رشد این گردابه در موقعیت های شعاعی پره می‌شود [۴۸]. در این شرایط، گردابه اصلی دینامیک استال ممکن است از پره ریزش نکند، بلکه تا زمانی که نرخ تولید ورتیسته در لبه حمله با نرخ انتقال ورتیسته از طریق هسته گردابه متعادل شود، این گردابه به سطح متصل می‌ماند. این تعادل با عدد راسبی^۲ بررسی می‌شود ($Ro = U/\Omega L$) که U سرعت جریان آزاد، Ω سرعت دورانی و L طول مرجع است. این عدد معیاری برای اهمیت نسبی نیروهای کوریولیس^۳ در یک سیستم دوار است. در اعداد راسبی پایین، انتقال ورتیسته شعاعی برای پایداری گردابه دینامیک استال کافی است، اما جداسدن گردابه در اعداد راسبی بالا و در زمانی که هسته گردابه دینامیک استال ناپایدار می‌شود رخ می‌دهد [۴۷]. در ادامه این تحقیق جهت درک بهتر جنبه‌های سه‌بعدی میدان جریان، به بررسی توزیع فشار استاتیکی روی سطح پره همراه با نمودار ضریب فشار در سه مقطع در ناحیه خارجی و در دو ضریب پیشروی در ناحیه پس‌رونده می‌پردازیم. در شکل ۱۴ مقایسه توزیع فشار استاتیک همراه با نمودارهای توزیع ضریب فشار در سه مقطع در $\psi = 270^\circ$ درجه نشان داده شده‌است. عمده اختلاف قابل مشاهده در این شکل، مربوط به شکل‌گیری موضعی ناحیه کم فشار بزرگتر در لبه حمله در ضریب پیشروی ۰/۳ در مقایسه با ضریب پیشروی ۰/۳۵ است. این موضوع در قسمت قبلی نیز کاملاً مشهود بود. در بخش قبلی دیدیم که شروع جدایش جریان از نواحی نزدیک به لبه فرار شکل گرفته و به بالادست گسترش یافته و در ضریب پیشروی ۰/۳۵ تا نزدیک لبه حمله رسیده است، این در حالی است که در بیشتر زوایای مورد بررسی در ضریب پیشروی ۰/۳، توسعه جدایش جریان تا نزدیک حداکثر ضخامت گسترش یافته است و در لبه حمله لایه برشی فضای بیشتری برای جداسدن شدن از روی سطح دارد. در واقع ناحیه جدا شدن لایه برشی و شکل‌گیری ساختارهای گردابی ناشی از آن در لبه حمله، باعث کاهش فشار در ناحیه لبه حمله پره شده است. در نسبت پیشروی ۰/۳ ناحیه کم فشار در فاصله شعاعی $0.97 < r/R < 0.6$ گسترش یافته در صورتی که در لبه حمله پره در ضریب پیشروی ۰/۳۵، ناحیه



شکل ۱۳- تغییرات گردش مقطع ۰/۷۷۸ در دو ضریب پیشروی در ناحیه پس‌رونده روتور

مشاهدات ما نشان داد که افزایش مقدار گردش در ضریب پیشروی متوسط بین زوایای $\psi = 285^\circ$ تا $\psi = 315^\circ$ درجه، ناشی از تشکیل گردابه‌ی دینامیک استال بوده که از ترکیب گردابه‌ی لبه حمله و گردابه‌ی جدایش توربولانس در این ناحیه تکامل می‌یابد. در ادامه با عبور پره از زوایای $\psi = 315^\circ$ تا $\psi = 345^\circ$ درجه، گردش کل مشاهده شده در ضریب پیشروی ۰/۳ با کوچک شدن گردابه‌ی جدایش توربولانس روی سطح، کاهش یافته است. در مقابل، در ضریب پیشروی ۰/۳۵، مقدار گردش در زاویه $\psi = 345^\circ$ درجه افزایش می‌یابد. همان‌طور که در شکل‌های ۱۲ مشاهده می‌شود، این موضوع مرتبط با توسعه گردابه‌ی ثانویه لبه حمله و ریزش گردابه‌ی لبه فرار در زاویه $\psi = 340^\circ$ درجه است.

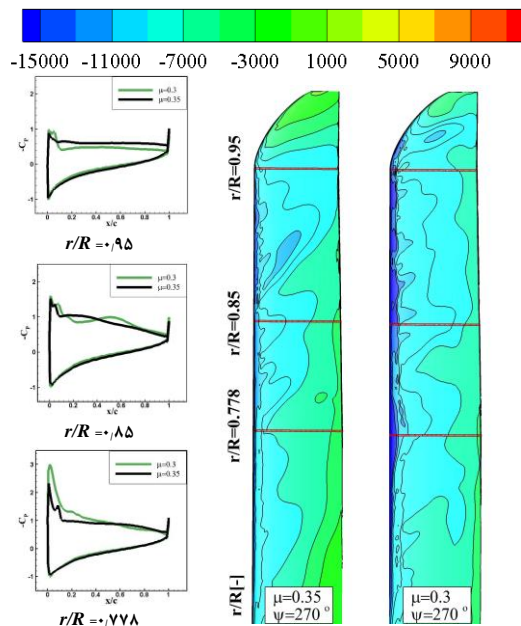
۴-۴- بررسی ویژگی های سه بعدی میدان جریان

علاوه بر شکل‌گیری گردابه‌های دینامیکی در مقاطع شعاعی، در راستای دهانه پره نیز یک گردابه سه‌بعدی مخروطی^۱ در حرکت رو به بالای پره شکل می‌گیرد [۳۲ و ۳۳]. از این رو گردابه دینامیک استال شکل‌گرفته در نمای دوبعدی (شکل ۱۲) تنها می‌تواند بخشی از ساختار گردابی متصل به سطح پره را نشان دهد. به دلیل وجود جریان شعاعی روی پره، ساختارهای گردابی در راستای دهانه به سمت نوک حرکت

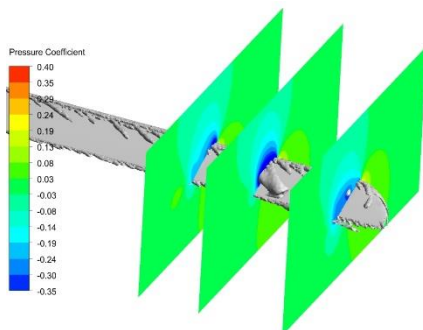
^۱ Conical vortex

^۲ Rossby number

^۳ Coriolis Forces



شکل ۱۴- مقایسه کانتور توزیع فشار استاتیکی (پاسکال) روی سطح پره و در مقاطع خارجی در زاویه آزمایش ۲۷۰ درجه



شکل ۱۵- شکل گیری هسته گردابی در لبه حمله همراه با صفحات توزیع فشار مقاطع مورد مطالعه در زاویه آزمایش ۲۷۰ درجه و ضریب پیشروی ۰/۳

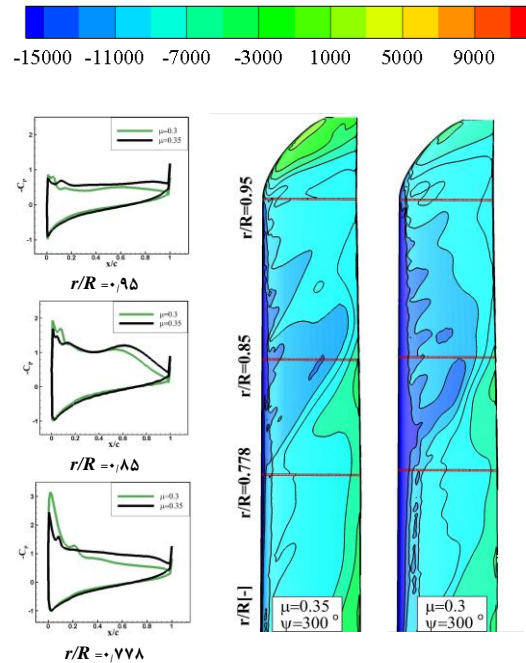
ضخامت ناحیه کم فشار شکل گرفته در لبه حمله بیشتر بوده است، به طوری که این ناحیه کم فشار در نزدیکی شعاع ۰/۷۷۸ عامل شروع گشتاور پیچشی رو پایین در این ضریب پیشروی شده است (شکل ۱۰).

نازک تری نسبت به ضریب پیشروی ۰/۳ در $0.94 < r/R < 0.87$ شکل گرفته است. در شکل ۱۵ ساختار هسته گردابه^۱ شکل گرفته با استفاده از معیار Q در نسبت پیشروی ۰/۳ همراه با ضریب فشار در مقاطع مورد مطالعه آشکار شده است. این شکل نیز تأییدکننده تکامل گردابه لبه حمله در این ضریب پیشروی دارد. با وجود نازک بودن این ناحیه، گسترش بیشتر ناحیه کم فشار در اطراف موقعیت $r/R=0.778$ در ضریب پیشروی پایین تر باعث ایجاد استال شدید گشتاور پیچشی در این سرعت شده است (شکل ۱۰)؛ همچنین در پیشروی ۰/۳، ناحیه کم فشار به نواحی نوک پره نیز نفوذ کرده است که این موضوع نشان دهنده کاهش اثرات متقابل گردابه نوک و ساختارهای گردابی روی سطح پره در این سرعت پروازی است. با مقایسه نمودار توزیع ضریب فشار در سه موقعیت شعاعی مورد مطالعه در $\psi=270^\circ$ درجه، مشخص می شود که ضریب فشار مربوط به نسبت پیشروی ۰/۳ دارای مکش بیشتری در لبه حمله مقطع ۰/۷۷۸ است و با نزدیک شدن به نوک پره اختلاف مکش لبه حمله این دو سرعت پروازی کاهش یافته است. همان طور که پیش از این نیز به آن اشاره شد، این اختلاف مکش به دلیل توسعه بیشتر جدایش لبه فرار به بالادست در ضریب پیشروی ۰/۳۵ بوده که نتیجه آن کاهش مکش در لبه حمله است. علاوه بر این، توزیع فشار در مقطع ۰/۸۵ تحت تاثیر گردابه دینامیک استال در هر دو ضریب پیشروی قرار گرفته که با وجود اختلاف مکانی نقطه اثر گردابه روی سطح، اختلاف قابل توجهی در قدرت این گردابه ها در این مقطع مشاهده نمی شود. در مقطع ۰/۹۵ نیز مسطح شدن نمودار ضریب فشار نشان دهنده ایجاد ناحیه چرخشی بر روی سطح مکش در ضریب پیشروی ۰/۳۵ و جدایش کامل جریان دارد با این حال در ضریب پیشروی کمتر، این مقطع شعاع تحت تاثیر گردابه ضعیف دینامیک استال قرار گرفته است.

با افزایش زاویه آزمایش در $\psi=300^\circ$ درجه و با توجه به حرکت پایین رونده پره، همان طور که در شکل ۱۵ قابل مشاهده است، ناحیه کم فشار در لبه حمله گسترش بیشتری نسبت به زاویه $\psi=270^\circ$ درجه داشته است. دلیل این موضوع پسروی جدایش به سمت لبه فرار به دلیل کاهش زاویه پیچ پره است. مشابه $\psi=270^\circ$ درجه، در پرواز با ضریب پیشروی ۰/۳

^۱ Vortex Core

نزدیک به سطح است (شکل ۱۴). در مقایسه با ضریب پیشروی ۰/۳، نمودار ضریب فشار در نسبت پیشروی ۰/۳۵ مسطح است که نشان‌دهنده پوشیده شدن کامل سطح بالایی مقطع توسط گردابه دینامیک استال و جدایش شدید جریان در این سرعت پروازی دارد که این پدیده همراه با افزایش ضریب گشتاور پیچشی رو به بالا و کاهش ضریب لیفت این مقطع است (شکل ۱۰). علاوه بر این، با مقایسه ضریب فشار در دو موقعیت شعاعی ۰/۸۵ و ۰/۹۵ مشاهده می‌شود که در هر دو ضریب پیشروی این مقاطع تحت تاثیر گردابه دینامیک استال قرار گرفته‌اند. همان‌طور که در مقطع ۰/۸۵ دیده می‌شود، قدرت این گردابه نسبت به $\psi = 270^\circ$ درجه در هر دو ضریب پیشروی افزایش یافته و گردابه شکل گرفته به سمت لبه فرار حرکت نموده است. همچنین در مقطع ۰/۹۵ توزیع ضریب فشار در نسبت پیشروی ۰/۳ تحت تاثیر کمی از گردایان فشار نامطلوب قرار گرفته و در ضریب پیشروی ۰/۳۵ تمام سطح مکش مقطع در شرایط جدایش کامل جریان از روی سطح است. نکته مهمی که در مرجع [۴۹] به آن اشاره شده این است که گردایان فشار مطلوب قوی در نزدیکی لبه حمله ایرفویل نوسان پیچشی، همزمان با کاهش سرعت خارجی بر روی قسمت انتهایی ایرفویل، مقدار زیادی گردابه را به لایه مرزی در قسمت جلویی ایرفویل وارد می‌کند. این زمینه را برای تجمع موضعی و بحرانی و رتبیسته درست در پشت حداکثر مکش فراهم می‌کند. می‌توان نتیجه گرفت که در مقطع ۰/۷۷۸، با توجه به اینکه حداکثر مکش در ضریب پیشروی ۰/۳ در هر دو زاویه آزمون مورد بررسی بیشتر از ضریب پیشروی ۰/۳۵ بوده، و رتبیسته بیشتری به درون لایه مرزی وارد شده و این خود می‌تواند یکی از عوامل وقوع استال‌های بیشتر در ضریب پیشروی ۰/۳ باشد. در انتهای این بخش به بررسی جدایش ناپایا به عنوان ویژگی اصلی دینامیک استال روی سطح پره در دو ضریب پیشروی برای درک بهتر این پدیده پرداخته می‌شود. در شکل ۱۷ خطوط تنش برشی همراه با توزیع فشار روی سطح پره در $\psi = 210^\circ$ درجه نشان داده شده‌است. این خطوط جزئیات جدایش جریان را روی سطح پره را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل‌های ۱۷ (الف) و (ب) مشخص است، جدایش جریان از لبه فرار شروع شده و به سمت بالادست گسترش یافته است. متعاقباً گردابه دینامیک استال زمانی شکل می‌گیرد که جدایش لبه فرار به



شکل ۱۶- مقایسه کانتور توزیع فشار استاتیکی (پاسکال) روی سطح پره و در مقاطع خارجی در زاویه آزمون ۳۰۰ درجه

به دلیل افزایش سرعت مماسی در ربع چهارم چرخش روتور که همراه با کاهش زاویه پیچ پره است، نواحی کم فشار شکل گرفته از لبه حمله در میانه سطح پره به سمت قسمت خارجی گسترش یافته است که اثر سرعت عرضی بیشتر (بر اساس روی سطح پره در ضریب پیشروی ۰/۳۵ به وضوح مشخص است. در پرواز با ضریب پیشروی بالاتر افزایش نفوذ گردابه نوک در روی سطح پره بیشتر است (ناحیه پرفشار بزرگتر) که عاملی جهت جلوگیری از حرکت گردابه‌ها در راستای دهانه پره به دلیل ماهیت کوپل جریان شعاعی و جریان عرضی شده است. همان‌طور که در توزیع ضریب فشار مقطع شعاعی ۰/۷۷۸ در شکل ۱۶ دیده می‌شود، این مقطع نیز دارای مکش بیشتری در لبه حمله ضریب پیشروی ۰/۳ نسبت به سرعت پروازی بالاتر است. به علاوه در این ضریب پیشروی، اثرات گردایان فشار نامطلوب^۱ نه چندان قدرتمندی در میانه مقطع قابل مشاهده است که مربوط به شکل‌گیری هسته گردابه دینامیک استال

^۱ Adverse Pressure Gradient

پدیده دارای عدم قطعیت قابل توجهی جهت تحلیل سازه روتور به همراه خواهد داشت.

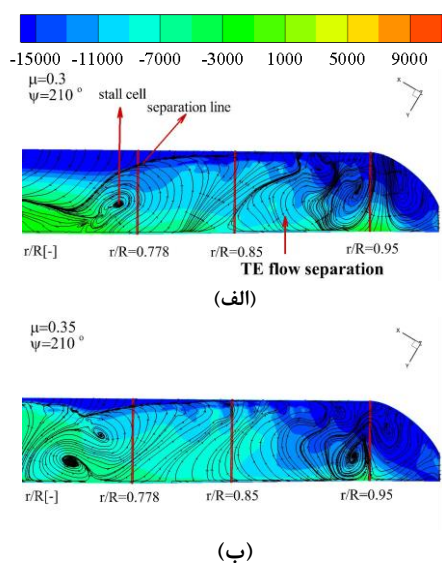
۵- جمع بندی

در این تحقیق با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی اثر ضریب پیشروی ($\mu=0.3$ و $\mu=0.35$) بر روی ساختار جریان و شکل‌گیری دینامیک استال در ناحیه انتهایی پره روتور با زاویه پیچ متغیر پرداخته شده‌است. نتایج مهم کسب شده در این تحقیق شامل موارد زیر است:

- ۱- میدان جریان مورد بررسی در هر دو ضریب پیشروی به شدت پیچیده و ناپایا بوده که شامل پدیده‌های همچون جدایش لبه فرار، پیچیده شدن لایه برشی، تکامل انواع گردابه، دینامیک استال و جدایش ناشی از شوک بوده که در اکثر زوایای آزمون روتور حضور دارند.
- ۲- با مقایسه بارهای آیرودینامیکی محاسبه شده در موقعیت شعاعی مورد مطالعه ($r/R=0.778$)، مشخص شد که بیشترین محدودیت ناشی از استال در ضریب پیشروی 0.35 در ناحیه پیش‌رونده روتور بوده است. در ضریب پیشروی 0.3 اما مقایسه ضرایب نشان‌دهنده وقوع استال‌های بیشتر و شدیدتری در ناحیه پس‌رونده روتور است.
- ۳- بررسی مقادیر متوسط میرایی آیرودینامیکی نشان از بالابودن احتمال وقوع استال فلاتر در ضریب پیشروی 0.35 نسبت به ضریب پیشروی 0.3 دارد.

- ۴- مکانیزم وقوع استال در ناحیه پیش‌رونده روتور در هر دو ضریب پیشروی مربوط به تراکم‌پذیری و ایجاد موج شوک در نزدیکی لبه حمله است. در ناحیه پس‌رونده، توسعه استال در هر دو ضریب پیشروی ناشی از گسترش جدایش از لبه فرار به بالادست و پیچیده شدن لایه برشی و شکل‌گیری گردابه جدایش توربولانس است. در ادامه، شروع استال از ترکیب گردابه کوچک لبه حمله و گردابه جدایش توربولانس که منجر به تشکیل گردابه دینامیک استال می‌گردد، ایجاد شده و در هر دو ضریب پیشروی وقوع استال همراه با جدا شدن گردابه دینامیک استال است.

نزدیکی لبه حمله رسیده و لایه برشی جدا شده باشد. به هر حال مکان و قدرت گردابه دینامیک استال کاملاً وابسته به موقعیت شعاعی و سرعت پرواز رو به جلو دارد. در حین پرواز با ضریب پیشروی 0.35 ، خطوط جدایش جریان گسترش بیشتری به بالادست داشته، که این موضوع باعث شده نقطه جدایش به نزدیکی لبه حمله در مقطع شعاعی 0.778 رسیده باشد (شکل ۱۲). به علاوه اختلاف در گسترش جدایش جریان به بالادست در دو ضریب پیشروی باعث ایجاد اختلاف فشار در لبه حمله این مقطع شده است. همچنین بر روی سطح پره چندین الگوی جریان چرخشی (سلول استال) قابل توجه دیده می‌شود که مربوط به ردپای^۱ ساختار گردابه امگا است که جزء ویژگی‌های سه‌بعدی جریان بوده و در نتایج دوبعدی دینامیک استال قابل مشاهده نمی‌باشد. این موضوع با تحقیقات پیشین [۱۱ و ۱۶] که سلول استال را نتیجه گردابه امگا جدا شده در شرایط دینامیک استال دانستند، همخوانی دارد.



شکل ۱۷- مقایسه خطوط تنش برشی همراه با توزیع فشار استاتیکی (پاسکال) در ناحیه خارجی روی سطح پره در زاویه آزمون 210° در دو نسبت پیشروی 0.3 (الف) و 0.35 (ب)

می‌توان نتیجه گرفت وقوع دینامیک استال در مقاطع شعاعی پره روتور بالگرد، تحت تاثیر پدیده‌های سه‌بعدی قابل توجه در میدان جریان روی پره قرار دارد و بررسی دوبعدی این

^۱ Foot print

زاویه فلاپ عرضی، deg	β_{1s}
زاویه پیچ کالکتیو، deg	θ_0
زاویه پیچ عرضی، deg	θ_{1c}
زاویه پیچ طولی، deg	θ_{1s}
نسبت پیشروی روتور	μ
چگالی، kg/m^3	ρ
ورتیسیته، $1/s$	ω
گردش کلی، m^2/s	Γ
زاویه پیشروی روتور، deg	$\psi(t)$
سرعت زاویه‌ای روتور، rad/s	Ω
متوسط میرایی آیرودینامیکی	E_{cycle}

مراجع

- [1] McCroskey WJ, Carr LW, McAlister KW (1976) Dynamic stall experiments on oscillating airfoils. *AiAA J.*, 14(1), 57-63.
- [2] Carr LW, McAlister KW, McCroskey WJ (1977) Analysis of the development of dynamic stall based on oscillating airfoil experiments (In NASA technical note).
- [3] McAlister KW, Carr LW, McCroskey WJ (1978) Dynamic stall experiments on the NACA 0012 airfoil (In NASA technical note).
- [4] McCroskey WJ (1981) The phenomenon of dynamic stall (In NASA technical note).
- [5] Carr LW, Chandrasekhara MS (1996) Compressibility effects on dynamic stall. *Progress in Aerospace Sciences*, 32(6), 523-573.
- [6] Ekaterinaris JA, Platzer MF (1998) Computational prediction of airfoil dynamic stall. *Progress in aerospace sciences*, 33(11-12), 759-846.
- [7] Guilmineau E, Queutey P (1999) Numerical study of dynamic stall on several airfoil sections. *AIAA J.*, 37(1), 128-130.
- [8] Gharali K, Johnson DA (2013) Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity. *J. Fluids Struct.*, 42, 228-244.
- [9] Karbasian HR, Kim KC (2016) Numerical investigations on flow structure and behavior of vortices in the dynamic stall of an oscillating pitching hydrofoil. *Ocean Engineering*, 127, 200-211.
- [10] Benton SI, Visbal MR (2019) The onset of dynamic stall at a high, transitional Reynolds number. *J. Fluid Mech.*, 861, 860-885.
- [11] Piziali RA (1994) 2-D and 3-D oscillating wing aerodynamics for a range of angles of attack including stall (No. NASA-TM-4632).

۵- بررسی توزیع فشار روی سطح پره، نشان‌دهنده وجود ناحیه کم فشار بزرگتر در لبه حمله پره در ضریب پیشروی ۰/۳ است. این پدیده مستقیماً در ارتباط با گسترش جدایش لبه فرار است که در ضریب پیشروی ۰/۳۵ تا نزدیکی لبه حمله گسترش یافته و باعث کاهش حداکثر مکش در این ناحیه شده است، در حالی که در ضریب پیشروی ۰/۳ حداکثر تا محل حداکثر ضخامت ایرفویل توسعه یافته است.

۶- بررسی خطوط تنش برشی در هر دو ضریب پیشروی در فاز افزایش زاویه پیچ پره، نشان‌دهنده شکل‌گیری سلول‌های استال است که نماینده حضور گردابه امگای جدا شده از سطح است.

۷- حضور جریان‌های کوپل شده عرضی و شعاعی (گریز از مرکز) در امتداد دهانه پره باعث ضعیف شدن گردابه دینامیک استال شده که دلیل آن جابه‌جایی میدان ورتیسیته به سمت نوک پره و ماندگاری این نوع گردابه است. از این رو استال شکل گرفته در ناحیه پس‌رونده روتور در ضریب پیشروی ۰/۳۵ ضعیف‌تر از استال‌های ایجاد شده در ضریب پیشروی ۰/۳ است.

۶- علائم، نشانه‌ها و ارقام

وتر ایرفویل، m	c
ضریب نیروی عمودی	C_n
ضریب فشار روی سطح	C_p
نیروی لیفت، N	L
عدد ماخ نوک پره در پرواز ایستا	M_{Tip}
عدد ماخ نوک جریان آزاد	M_∞
ضریب نیروی لیفت مقطع	C_L
ضریب گشتاور پیچشی مقطع	C_M
موقعیت شعاعی بی‌بعد	r / R
شعاع روتور، m	R
سرعت بالگرد در پرواز روبه‌جلو	U_{ff}
سرعت مماسی، m/s	U_T
سرعت در راستای دهانه، m/s	U_y
مساحت مقطع، m	S
فاصله بدون بعد از دیواره	y^+
زاویه مخروطی اولیه، deg	β_0
زاویه فلاپ طولی، deg	β_{1c}

- [27] Letzqus J, Keßler M, Krämer E (2015) CFD-simulation of three-dimensional dynamic stall on a rotor with cyclic pitch control.
- [28] Richez F (2018) Analysis of dynamic stall mechanisms in helicopter rotor environment. *J. American Helicop. Soci.*, 63(2), 1-11.
- [29] Wang Q, Zhao Q (2019) Numerical study on dynamic-stall characteristics of finite wing and rotor. *Applied Sciences*, 9(3), 600.
- [30] Castells C, Richez F, Costes M (2020) A numerical analysis of the dynamic stall mechanisms on a helicopter rotor from light to deep stall. *J. American Helicop. Soci.*, 65(3), 1-17.
- [31] Letzqus J, Keßler M, Krämer, E (2020) Simulation of dynamic stall on an elastic rotor in high-speed turn flight. *J. American Helicop. Soci.*, 65(2), 1-12.
- [32] Ruan Y, Hajek M (2021) Numerical investigation of a dynamic stall on a single rotating blade. *Aerospace*, 8(4), 90.
- [33] Esfahani FH, Karimian SMH (2024) Three-Dimensional Numerical Investigation on the Dynamic Stall Behavior of the Helicopter Rotor Blade at Forward Flight Speeds. *Arabian J. Sci Eng*, 1-21.
- [34] Leishman GJ (2006) Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge university press.
- [35] Federal Aviation Administration, United States. Flight Standards Service (2013) Helicopter flying handbook. Skyhorse Publishing Inc.
- [36] Blazek J (2015) Computational fluid dynamics: principles and applications. Butterworth-Heinemann.
- [37] Roe PL (1986) Characteristic-based schemes for the Euler equations. *Annual review of fluid mechanics*, 18(1), 337-365.
- [38] Menter FR (1994) Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA J*, 32(8), 1598-1605.
- [39] Fluent, ANSYS (2019) Ansys fluent theory guide. Ansys Inc., USA, 15317, 724-746.
- [40] Ouchene S, Smaili A, Fellouah H (2023) Assessment of Turbulence Models for Unsteady Separated Flows Past an Oscillating NACA 0015 Airfoil in Deep Stall. *J. Appl. Fluid Mech.*, 16(8), 1544-1559.
- [41] Afshari R, Karimian SMH (2024) Numerical investigation on the use of various blade tips for the helicopter's main rotor blade in forward flight regarding aerodynamic performance and HSI noise considerations. *Aerospace Science and Technology*, 149, 109142.
- [42] Steijl R, Barakos G (2008) Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics. *Inte. J. num. methods fluids*, 58(5), 527-549.
- [12] Schreck SJ, Hellin HE (1994) Unsteady vortex dynamics and surface pressure topologies on a finite pitching wing. *J. Aircraft*, 31(4), 899-907.
- [13] Tang DM, Dowell EH (1995) Experimental investigation of three-dimensional dynamic stall model oscillating in pitch. *J. Aircraft*, 32(5), 1062-1071.
- [14] Coton FN, Galbraith RM (1999) An experimental study of dynamic stall on a finite wing. *The Aeronautical J.*, 103(1023), 229-236.
- [15] Le Pape A, Pailhas G, David F, Deluc J M (2007) Extensive wind tunnel tests measurements of dynamic stall phenomenon for the OA209 airfoil including 3D effects.
- [16] Merz CB, Wolf CC, Richter K, Kaufmann K, Mielke A, Raffel, M (2017) Spanwise differences in static and dynamic stall on a pitching rotor blade tip model. *J. American Helicop Soci*, 62(1), 1-11.
- [17] Spentzos A, Barakos G, Badcock K, Richards B, Wernert P, Schreck S, Raffel M (2005) Investigation of three-dimensional dynamic stall using computational fluid dynamics. *AIAA J*, 43(5), 1023-1033.
- [18] Spentzos A, Barakos GN, Badcock KJ, Richards B E, Coton FN, Galbraith R M, Favier D (2007) Computational fluid dynamics study of three-dimensional dynamic stall of various planform shapes. *J. Aircraft*, 44(4), 1118-1128.
- [19] Zanotti A, Nilifard R, Gibertini G, Guardone A, Quaranta G (2014) Assessment of 2D/3D numerical modeling for deep dynamic stall experiments. *J. Fluids Struct.*, 51, 97-115.
- [20] Bousman WG (1998) A qualitative examination of dynamic stall from flight test data. *J. American Helicop. Soci.*, 43(4), 279-295.
- [21] DiOttavio J, Watson K, Cormey J, Kondor S, Komerath N (2008) Discrete structures in the radial flow over a rotor blade in dynamic stall. In 26th AIAA applied aerodynamics conference (p. 7344).
- [22] Raghav V, Komerath N (2013) An exploration of radial flow on a rotating blade in retreating blade stall. *J. American Helicop. Soci.*, 58(2), 1-10.
- [23] Raghav V, Komerath N (2015) Dynamic stall life cycle on a rotating blade in steady forward flight. *J. American Helicop. Soci.*, 60(3), 1-12.
- [24] Mulleners K, Kindler K, Raffel M (2012) Dynamic stall on a fully equipped helicopter model. *Aerospace Science and Technology*, 19(1), 72-76.
- [25] Raghav V, Komerath N (2014) Velocity measurements on a retreating blade in dynamic stall. *Experiments in fluids*, 55, 1-10.
- [26] Gardner AD, Richter K (2013) Influence of rotation on dynamic stall. *J. American Helicop. Soci.*, 58(3), 1-9.

- [50] Bowles PO, Corke TC, Coleman DG, Thomas FO, Wasikowski M (2014) Improved understanding of aerodynamic damping through the Hilbert transform. *Aiaa J.*, 52(11), 2384-2394.
- [51] Mulleners K, Raffel M (2012) The onset of dynamic stall revisited. *Experiments in fluids*, 52, 779-793.
- [52] Mulleners K, Raffel M (2013) Dynamic stall development. *Experiments in fluids*, 54, 1-9.
- [53] Wang W, Cao S, Dang N, Zhang J, Deguchi Y (2021) Study on dynamics of vortices in dynamic stall of a pitching airfoil using Lagrangian coherent structures. *Aerospace Science and Technology*, 113, 106706.
- [54] Wang W, Zhang JZ, Chen Z Y, Li ZH (2022) Quantitative analysis of fluid transport in dynamic stall of a pitching airfoil using variational Lagrangian coherent structures and lobe dynamics. *Physics of Fluids*, 34(7).
- [55] Li G, Yi S, Li B, Zhang, X (2024) Numerical Investigation on the Evolution Process of Different Vortex Structures and Distributed Blowing Control for Dynamic Stall Suppression of Rotor Airfoils. In *Actuators* (Vol. 13, No. 1, p. 30). MDPI.
- [56] Green RB, Galbraith RM (1995) Dynamic recovery to fully attached aerofoil flow from deep stall. *AIAA J*, 33(8), 1433-1440.
- [57] Wernert P, Geissler W, Raffel M, Kompenhans J (1996) Experimental and numerical investigations of dynamic stall on a pitching airfoil. *AIAA J*, 34(5), 982-989.
- [58] Shih C, Lourenco L, Van Dommelen L, Krothapalli A (1992) Unsteady flow past an airfoil pitching at a constant rate. *AIAA J*, 30(5), 1153-1161.
- [43] Steijl R, Barakos G, Badcock K (2007) CFD Analysis of rotor-fuselage aerodynamics based on a sliding mesh algorithm.
- [44] Fernandez FJ (1993) Correlation of airloads on a two-bladed helicopter rotor (Vol. 103982). National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center.
- [45] Tejero EF, Doerffer P, Szulc O (2016) Application of a passive flow control device on helicopter rotor blades. *J. American helicopt. Soci.*, 61(1), 1-13.
- [46] Corke TC, Thomas FO (2015) Dynamic stall in pitching airfoils: aerodynamic damping and compressibility effects. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 47(1), 479-505.
- [47] Gardner AD, Jones AR, Mulleners K, Naughton J W, Smith MJ (2023) Review of rotating wing dynamic stall: Experiments and flow control. *Progress in Aerospace Sciences*, 137, 100887.
- [48] Raghav V, Komerath N (2015) Advance ratio effects on the flow structure and unsteadiness of the dynamic-stall vortex of a rotating blade in steady forward flight. *Physics of Fluids*, 27(2).
- [49] Miotto R, Wolf W, Gaitonde D, Visbal M (2022) Analysis of the onset and evolution of a dynamic stall vortex on a periodic plunging aerofoil. *J. Fluid Mech.*, 938, A24.