

## شناسایی عددی اثر شکل نوک پره روتور بر روی کارایی آیرودینامیکی و دینامیک استال در حد اکثر سرعت پرواز افقی بالگرد

فرید حسین زاده<sup>۱\*</sup>، سیدمحمد حسین کریمیان<sup>۱</sup>، حمیدپرهیزکار<sup>۲</sup>

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، f.hosseinzadeh@aut.ac.ir

۱- استاد، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، hkarim@aut.ac.ir

۲- استادیار، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، hparhiz@mut.ac.ir

روبه جلو می‌باشد. این ناحیه با نام پیش‌رونده شناخته می‌شود. اما در نیمه دیگر، حرکت در جهت جریان باعث کاهش سرعت در این ناحیه شده و سرعت محلی که تیغه روتور در این ناحیه تجربه می‌کند کمتر از سرعت پرواز رو به جلو می‌باشد و در روتور بالگردها با نام ناحیه پس‌رونده شناخته می‌شود. در شکل (۱) پدیده‌های آیرودینامیکی ایجاد شده بر روی روتور بصورت شماتیک نشان داده شده است.

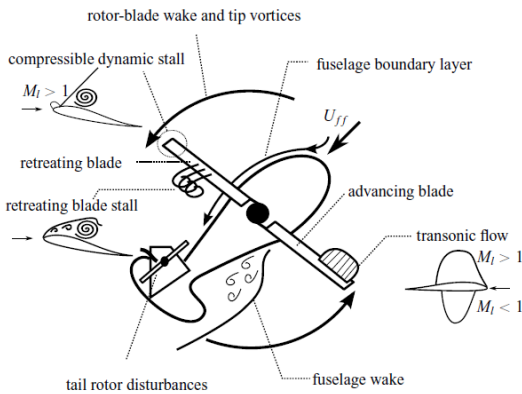
### چکیده

در این تحقیق با استفاده از شبیه‌سازی عددی به شناسایی اثرات سه شکل رایج پلن فورم نوک بالگرد شامل sweep-taper، sweep و parabolic بر روی ویژگی‌های آیرودینامیکی و دینامیک استال مقطع شعاعی  $r/R=0.95$  نزدیک به نوک در حداکثر سرعت رو به جلوی پروازی  $(V_H)$  با نسبت پیشروی  $0.35$  همراه با نوسان پیچشی بلید پرداخته شده است. به منظور شبیه‌سازی میدان جریان سه بعدی، معادلات ناپایای متوسط‌گیری شده ناویر استوکس با استفاده از روش گسسته‌سازی حجم محدود حل شده است. شبکه مورد استفاده از نوع ترکیبی بوده و از مدل  $k-\omega$  SST برای مدل‌سازی جریان مغشوش بهره گرفته شده است. متودولوژی مورد استفاده با نتایج عددی روتور ناسا کارادونا تانگ (C-T) برای جریان گذر صوتی به دقت اعتبار سنجی شده که نتایج نشان دهنده تطابق مناسب می‌باشد. تجزیه و تحلیل نتایج نشان می‌دهد که شکل نوک بلید اثر قابل توجهی بر روی بارهای آیرودینامیکی و ویژگی‌های محلی جریان اطراف نوک داشته است. به طور کلی شکل نوک parabolic با کنترل بهتر گردابه نوک باعث عملکرد مناسب‌تر آیرودینامیکی و همچنین بهبود شرایط استال دینامیکی لیفت و گشتاور پیچشی مقطع شعاعی نزدیک به نوک نسبت سایر پلن فورم‌ها داشته است. علاوه بر آن ضرایب انگرالی روتور نیز تایید کننده شرایط بهتر دینامیک استال و کارایی آیرودینامیکی پلن فورم با نوک parabolic از سایر پلن فورم‌ها دارد. از این تحقیق می‌توان در طراحی شکل نوک پلن فورم بلید بالگرد در حداکثر سرعت پروازی استفاده نمود.

**واژه‌های کلیدی:** شبیه‌سازی عددی، آیرودینامیک بالگرد، دینامیک استال، حداکثر سرعت رو به جلو

### ۱- مقدمه

محیط آیرودینامیکی روتور بالگردها دارای پیچیدگی‌های فراوانی بوده که این مسئله منجر به محدودیت عملکردی پاکت پروازی<sup>۱</sup> در بالگردها شده است. این پیچیدگی‌ها شامل زاویه پیچ متغیر با زمان، حرکت مکانیکی خارج از صفحه تیغه روتور، تراکم‌پذیری، لایه مرزی ناپایا، جدایش‌های گسترده جریان، دینامیک استال و ناحیه معکوس‌شوندگی<sup>۲</sup> جریان می‌باشد. در پرواز روبه‌جلو به دلیل سرعت نسبی دورانی و پرواز بالگرد، در نیمی از دوران روتور به دلیل حرکت خلاف جهت تیغه با جریان، سرعت محلی که تیغه روتور تجربه می‌کند بیشتر از سرعت پرواز



شکل ۱- پیچیدگی‌های آیرودینامیکی اطراف روتور بالگرد در پرواز رو به جلو [۱].

نتایج تجربی پایه‌ای و سیستماتیک بر روی دینامیک استال ایرفویل نوسان پیچشی در شرایط مشابه با بلید پس‌رونده توسط هام [۲،۳] و مک‌کروسکی [۴] انتشار یافته است. نتایج این تحقیقات اطلاعات سودمندی در زمینه شکل‌گیری این پدیده در اختیار محققان قرار داد اما شرایط واقعی ایرفویل روتور بالگردها تفاوت‌های قابل توجهی با شرایط آزمایش‌های انجام شده دارد. مقاطع روتور بالگرد تحت تاثیر اثرات سه بعدی نفوذ گردابه‌های نوک<sup>۵</sup>، کوپل جریان شعاعی<sup>۶</sup> و جریان عرضی<sup>۷</sup> و همچنین جریان القایی<sup>۸</sup> قرار دارد که این اثرات در آزمایش‌های دوبعدی صورت گرفته دیده نمی‌شوند. اولین تجزیه و تحلیل دینامیک استال در محیط آیرودینامیکی بالگرد بر اساس آزمایش‌های پروازی بالگرد UH-60 توسط بوزمان [۵] انجام شده است. نتایج این تحقیق نشان‌دهنده وقوع چندین دینامیک استال در مقاطع شعاعی و زوایای آزمون مختلف روی روتور بالگرد می‌باشد. نکته مهمی در این تحقیق به آن اشاره شده است

<sup>3</sup> Advancing side

<sup>4</sup> Retreating side

<sup>5</sup> Tip vortex

<sup>6</sup> Radial flow

<sup>7</sup> Yaw flow

<sup>8</sup> Inflow

<sup>1</sup> Flight Envelop

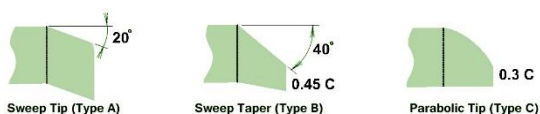
<sup>2</sup> Reverse flow

با وجود اینکه اثر شکل نوک بر روی عملکرد ایرودینامیکی و ایرواکوستیک روتور مورد توجه محققان زیادی در حوزه باگردی بوده، با این وجود به ندرت به بررسی شکل نوک پلن فورم بر روی شکل‌گیری دینامیک استال پرداخته شده است. لوتکه [۱۳] و مولر [۱۴] به بررسی دینامیک استال بلید با نوک Double sweep شبیه به طراحی پلن فورم ERATO پرداختند. کافمن و همکاران [۱۵] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به مقایسه ایرودینامیک دو بلید با پلن فورم parabolic و Double sweep پرداختند. نتایج این تحقیق نشان داد که با وجود مشابهت ضریب تراست دو پلن فورم، دارای ساختارهای متفاوتی در شکل‌گیری دینامیک استال می‌باشند. همانطور که در مقدمه هم به آن اشاره شد، بیشتر تحقیقات انجام شده در مورد اثر تغییر شکل نوک پلن فورم بر روی ایرودینامیک ناحیه پیش‌رونده و همچنین کارایی ایرودینامیکی روتور بوده است و کارهای محدودی بر روی اثر تغییر شکل نوک بر روی دینامیک استال انجام شده است. اکثر این تحقیقات نیز به دلیل کارهای آزمایشگاهی و اندازه بلید مقیاس شده روتور با توجه به محدودیت آزمایشگاهی، عدد رینولدز آنها عموماً کوچک بوده که باعث عدم قطعیت یافته‌ها و تعمیم آن به روتور در مقیاس کامل شده است. بدین منظور در این تحقیق به منظور شناسایی نفوذ گردابه با توجه به اثر تغییر شکل نوک به عنوان یکی از پارامترهای اصلی طراحی پلن فورم بلید در حداکثر سرعت پروازی افقی (V<sub>H</sub>) همراه با نوسان پیچشی در اسکیل واقعی پرداخته شده است.

## ۲- متدولوژی

### ۲-۱- شکل پلن فورم ها و شرایط پروازی

در شکل (۲)، هندسه سه پلن فورم مورد مطالعه در این تحقیق شامل پلن فورم با شکل نوک sweep (Type A)، sweep-taper (Type B) و parabolic (Type C) نشان داده شده است. تمامی پلن فورم ها دارای شعاع ۵۵ متر از مرکز دوران و همچنین دارای ایرفویل مشخص NACA13008 با کورد ۰.۳۳ متر در ناحیه شروع نوک در فاصله شعاعی  $r/R=0.95$  می‌باشد. شایان ذکر است، هندسه نوک پلن فورم ها بر اساس طرح های واقعی و رایج مورد استفاده در بالگردها انتخاب شده است.



شکل ۲- شکل نوک پلن فورم های مورد تحقیق

جهت اعمال زاویه پیچ نوسانی بلید در هر دور چرخش از رابطه (۱) استفاده می‌شود [۱۶].

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

در رابطه بالا  $\theta_0$  زاویه پیچ اعمال شده توسط کالکتیو<sup>۵</sup>  $\theta_{1c}$  زاویه پیچ عرضی<sup>۶</sup> و  $\theta_{1s}$  زاویه پیچ طولی<sup>۷</sup> بلید است. زاویه پیشروی تیغه روتور یا همان تغییرات زمانی زاویه سمت<sup>۸</sup> نیز با  $\psi(t)$  نشان داده شده است. زوایای کنترلی پیچ در هر سرعت، از شرایط پایداری دینامیکی هر بالگرد

تغییرات سیکل به سیکل دینامیک استال است که پیش‌بینی دقیق زمان رخداد شروع واماندگی دینامیکی و سایر مراحل را مشکل می‌سازد. گاردنر و ریچر [۶] به بررسی اثرات دوران روتور بر روی واماندگی دینامیکی با استفاده از شبیه‌سازی عددی پرداختند. نتایج شبیه‌سازی آنها نشان‌دهنده کاهش قدرت گردابه‌های دینامیک استال در اثر چرخش نسبت به بال محدود می‌باشد. راقو و کومرت [۷] با استفاده از اندازه‌گیری تجربی و روش محاسباتی به بررسی اثرات نسبت پیش‌روندگی بر روی شکل‌گیری دینامیک استال بلید پس‌رونده پرداختند. در این تحقیق اشاره شد که گردابه دینامیک استال دارای یک مولفه سرعت قابل توجه در مرکز خود می‌باشد که نشان‌دهنده حضور ساختار مارپیچی<sup>۹</sup> بوده که در حال حرکت به سمت ناحیه خارجی بلید می‌باشد. لتگوس و همکاران [۸] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی دینامیک استال روتور با نوسان پیچشی پرداختند. نتایج آن‌ها نشان‌دهنده شروع جدایش در ناحیه خارجی روتور در اثر وجود موج شوک و همچنین شکل‌گیری گردابه امگا<sup>۱۰</sup> به واسطه اثرات متقابل گردابه دینامیک استال و گردابه نوک تیغه می‌باشد. ریچر [۹] به بررسی مکانیزم‌های دینامیک استال روتور 7A در سرعت متوسط پروازی و شرایط تراست بالا توسط شبیه‌سازی عددی پرداخته است. بررسی این تحقیق نشان از وقوع چندین دینامیک استال در مناطق مختلف روتور با مکانیزم‌های مختلف می‌باشد. نتایج این تحقیق نشان داد که استال در ناحیه پس‌رونده روتور در قسمت داخلی تیغه، از نوع گردابه لبه‌فرار، نزدیک به نوک از نوع گردابه لبه‌حمله و همچنین با وجود جدایش ناشی موج شوک در نوک، محرک استال در این ناحیه را در اثر برخورد گردابه نوک تولید شده در تیغه قبلی بیان نموده است. وانگ و ژائو [۱۰] به مطالعه عددی اثرات سه‌بعدی بر روی دینامیک استال بال محدود همراه با جریان عرضی و همچنین روتور نوسان پیچشی پرداختند. نتایج شبیه‌سازی بال نوسانی، نشان از محدود شدن گردابه لبه حمله به علت نفوذ گردابه نوک در این ناحیه می‌باشد. علاوه بر آن در حالت دوران روتور، جدایش لایه مرزی به دلیل وجود نیروی کریولیس و جریان شعاعی با تاخیر همراه بوده که نتیجه آن محدود شدن دینامیک استال بلید می‌باشد. لتگوس و همکاران [۱۱] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی دینامیک استال روتور بالگرد ارباس H145 در شرایط مانور چرخش با حداکثر سرعت<sup>۴</sup> پرداختند. نتایج این تحقیق نشان داد که در این مانور، میدان جریان اطراف روتور دارای جدایش‌های گسترده و چندین دینامیک استال و جدایش ناشی از موج شوک می‌باشد. حسین‌زاده و همکاران [۱۲] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی دینامیک استال تیغه ایزوله روتور بالگرد در حداکثر سرعت پروازی پرداختند. نتایج این تحقیق تایید کننده وجود مکانیزم‌های مختلف دینامیک استال شامل جدایش ناشی از موج شوک در ناحیه پیش‌رونده و استال ناشی از گردابه لبه حمله و لبه فرار در ناحیه پس‌رونده روتور دارد. همچنین جریان شعاعی ایجاد شده روی سطح روتور توسط جابجایی ورتیسسته تولید شده، باعث تضعیف گردابه‌های شکل گرفته روی مقاطع می‌شود.

<sup>5</sup> Max horizontal flight speed

<sup>6</sup> Collective pitch

<sup>7</sup> Lateral cyclic pitch

<sup>8</sup> Longitudinal cyclic pitch

<sup>9</sup> Azimuth angle

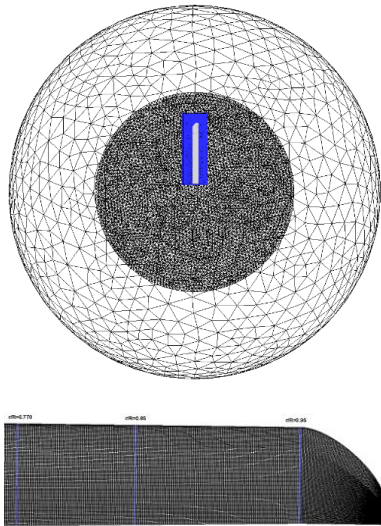
<sup>1</sup> Cycle to cycle variation

<sup>2</sup> Helical structure

<sup>3</sup> Omega vortex

<sup>4</sup> High-Speed Turn

استوانه‌ای ایجاد شده که امکان استفاده از شبکه لغزان برای اعمال چرخش بلید را فراهم می‌کند. شعاع این استوانه ۲٫۵ برابر شعاع روتور و دارای ارتفاعی برابر ۰٫۹ شعاع روتور در هر دو سمت می‌باشد. در فضای خارجی نیز یک حجم کروی ساکن با شعاع ۵ برابر شعاع روتور بر استوانه محیط شده تا اثرات جریان دور دست اطراف روتور را شبیه‌سازی نماید. حجم داخلی این کره تا سطح استوانه چرخان داخلی می‌باشد که این دو تشکیل سطح مشترک<sup>۳</sup> داده تا اطلاعات را به‌درستی از یک حجم به حجم دیگر انتقال دهد. روی بلید نیز شرط عدم لغزش<sup>۴</sup> اعمال شده است. شبکه تولیدشده در قسمت کپسول از نوع ترکیبی<sup>۵</sup> بوده و با استفاده از روش چند ناحیه‌ای<sup>۶</sup> و الگوریتم اصلاح‌شده دلانی<sup>۷</sup> تولید شده است. با استفاده از این روش شبکه روی سطح پلن فورم بلید و لایه مرزی دارای مش منظم شش وجهی (Hexahedron) و از لایه مرزی تا سطح کپسول مش نامنظم از ترکیب المان‌های چهار وجهی (Tetra/mixed) می‌باشد. استفاده از این روش بر مبنای حساسیت پدیده شروع دینامیک استال<sup>۸</sup> به شبکه روی سطح و همچنین کاهش تعداد شبکه مورد نیاز با توجه به محدودیت منابع محاسباتی انتخاب شده است. شبکه در ناحیه استوانه چرخان و فضای خارجی دوردست از نوع نامنظم و تولید شده است و در داخل حلگر به یکدیگر ضمیمه<sup>۹</sup> شده‌اند. در تمامی مرزها سعی شده است تا اندازه‌ها در دو سمت با یکدیگر مشابه باشند. شبکه مورد استفاده در پلن فورم parabolic در شکل (۴) نشان داده شده است. شبکه تولید شده برای دو پلن فورم دیگر کاملاً مشابه پلن فورم نشان داده شده می‌باشد.



شکل ۴- شبکه تولید شده در مناطق محاسباتی (بالا) و روی سطح بلید (پایین)

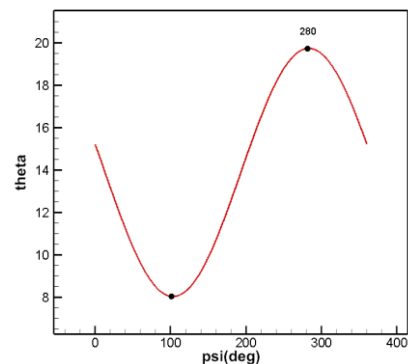
به‌منظور بررسی استقلال نتایج حل از تعداد سلول‌های شبکه پلن فورم parabolic، آنالیز استقلال از شبکه مطابق با شبکه‌های ایجادشده در جدول (۲)، انجام شده است. جهت بررسی کمی اختلاف سه شبکه

محاسبه می‌شود. در ادامه در جدول (۱) شرایط جریان و ورودی‌های کنترلی روتور بلید در حداکثر سرعت پروازی افقی اشاره شده است.

## جدول ۱- شرایط جریان و متغیرهای کنترل تیغه در حداکثر سرعت مجاز

پارامتر	مقدار
عدد ماخ نوک	۰٫۶۵
عدد ماخ جریان آزاد	۰٫۲۳
نسبت پیشروی	۰٫۳۵
زاویه پیچ کالکتیو (درجه)	۱۳٫۸۹
زاویه پیچ عرضی (درجه)	۱٫۳۴
زاویه پیچ طولی (درجه)	-۵٫۷۱
سرعت دورانی (رادیان/ثانیه)	۴۰٫۳

در شکل (۳) زاویه پیچ کنترلی متغیر با زمان در یک سیکل کامل چرخش روتور نشان داده شده است.



شکل ۳- زاویه پیچ کنترلی تیغه روتور

## ۲-۲- معادلات حاکم و روش عددی

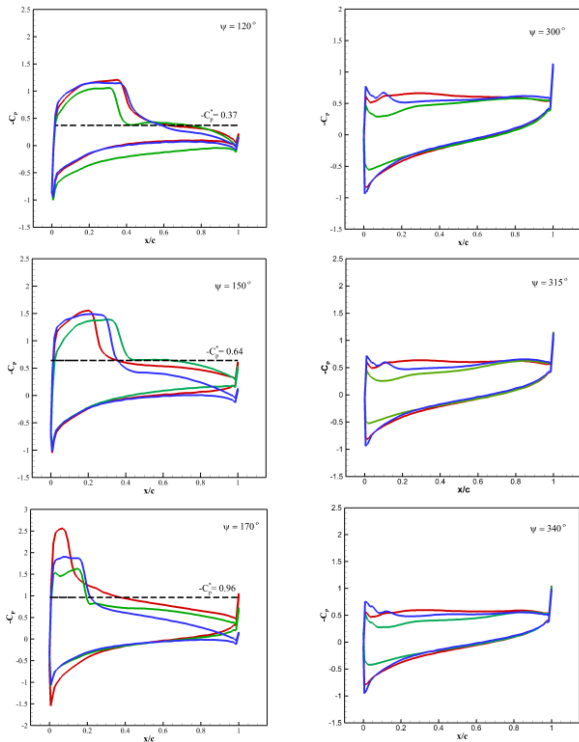
در این تحقیق به منظور پیش‌بینی میدان جریان سه بعدی اطراف روتور بالگرد در نسبت پیشروی ۰٫۳۵، با استفاده از روش حجم محدود و حل سه بعدی معادلات ناپایای متوسط گیری شده ناویر استوکس (URANS) استفاده شده است. جهت گسسته‌سازی ترم گذرا از روش ضمنی مرتبه دوم عقب گرد<sup>۱</sup> و برای گسسته سازی ترم جابجایی از روش مرتبه دوم بالادست استفاده شده است. همچنین برای مدلسازی ترم اغتشاشات از مدل توربولانسی SST  $k-\omega$  با در نظر گرفتن  $y^+ \leq 1$  در تولید شبکه استفاده شده است. جهت حل معادلات از الگوریتم فشار پایه کوپل استفاده شده است.

## ۲-۳- دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

در این شبیه‌سازی برای دامنه محاسباتی از سه ناحیه مختلف استفاده شده است. در ابتدا یک فضای استوانه‌ای (کپسول دور بلید) با شعاع ۱ متر و طول ۵٫۷ متر از ریشه به دور بلید ایجاد شده است. این ناحیه دارای شرایط لغزش (sliding mesh) با استفاده از اعمال پیچ نوسانی توسط مش متحرک می‌باشد. در مرحله بعدی یک فضای

<sup>3</sup> Interface  
<sup>4</sup> No slip condition  
<sup>5</sup> Hybrid mesh  
<sup>6</sup> Multizone method  
<sup>7</sup> Modified Delaunay  
<sup>8</sup> Dynamic stall onset  
<sup>9</sup> Append

<sup>1</sup> Backward  
<sup>2</sup> Coupled pressure-based



شکل ۶- مقایسه توزیع ضریب فشار در زوایای منتخب در ناحیه پیش رونده (سمت چپ) و ناحیه پس رونده (سمت راست)

همان طور که در این شکل مشاهده می شود، با پیشروی روتور در ناحیه پیش رونده (سمت چپ)، مقدار مکش<sup>۱</sup> در لبه حمله اضافه شده و مکان شوک نیز به سمت لبه حمله حرکت کرده است. در این ناحیه، ضرایب فشار بحرانی ( $C_p^*$ ) نیز به عنوان معیاری از مافوق صوت شدن روی سطح ایرفویل نشان داده شده است. همانگونه که در ضرایب فشار ناحیه پیش رونده دیده می شود، پلن فورم نوع B شوک ضعیف تری را نسبت به سایر پلن فورم ها تجربه نموده است که اثر آن افزایش کمتر فشار نامطلوب بر روی سطح بالایی ایرفویل و تولید نیروی لیفت بیشتر می باشد. از طرفی در ناحیه پس رونده که مقطع روتور دچار شوک نمی شود، مولفه مماسی سرعت بر نوک بلید در پلن فورم B از بقیه کمتر بوده [۱۶] و به دلیل افزایش فشار موضعی روی سطح ایرفویل، نیروی لیفت در این ناحیه کمتر از دو پلن نوک دیگر می باشد. نتایج نیرویی این مقطع ( $r/R=0.95$ ) در شکل (۷) نشان داده شده است.

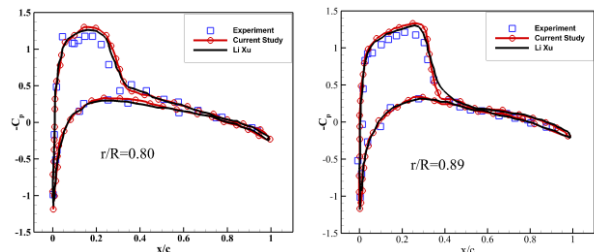
تولید شده، از تعریف متوسط ضریب لیفت روتور بلید استفاده شده است. جهت انجام این تحقیق با توجه به اختلاف ناچیز شبکه  $G_2$  و  $G_3$ ، از شبکه با تعداد المان کمتر  $G_2$  استفاده شده است.

جدول ۲- مشخصات شبکه های تولید شده

شبکه	تعداد کل المان ها	متوسط ضریب برآ تیغه
(G1)	۳۱۷۴۹۴۵	۰٫۱۷۵۸۸۹
(G2)	۷۸۱۲۵۶۱	۰٫۱۹۰۵۰۷
(G3)	۱۴۱۰۵۳۶۳	۰٫۱۹۴۴۵۳

### ۳- اعتبار سنجی

داده های تجربی روتور کارادونا-تانگ در سال ۱۹۸۱ برای روتور صلب با دو بلید مستطیلی بدون پیچشی با مقطع ثابت NACA0012 و شعاع روتور ۱٫۱۴۳ متر با نسبت منظری ۶ در زوایای کالکتیو مختلف و طیف وسیعی از اعداد ماخ نوک از جمله گذر صوت اندازه گیری شده [۱۷]، که تا کنون به عنوان یکی از معروف ترین نتایج آزمایشگاهی مورد استفاده بسیاری از محققان برای صحت سنجی کارهای عددی در این زمینه مورد استفاده قرار گرفته است. در این بخش از تحقیق ضریب فشار برای دو شعاع بی بعد  $r/R=0.8$  و  $r/R=0.89$  برای پرواز هاور ترانسونیک با عدد ماخ نوک ۰٫۸۷۷ و زاویه پیچ کالکتیو ۸ درجه محاسبه شده و در شکل (۵) نشان داده شده است.



شکل ۵- مقایسه ضریب فشار سطح در پرواز هاور با نتایج تجربی و عددی

علاوه بر آن ضریب فشار با شبیه سازی عددی مربوط به لیخو [۱۸] در شرایط مشابه پروازی جهت مقایسه روش عددی نیز مقایسه شده است که نتایج نشان دهنده تطابق مناسب می باشد.

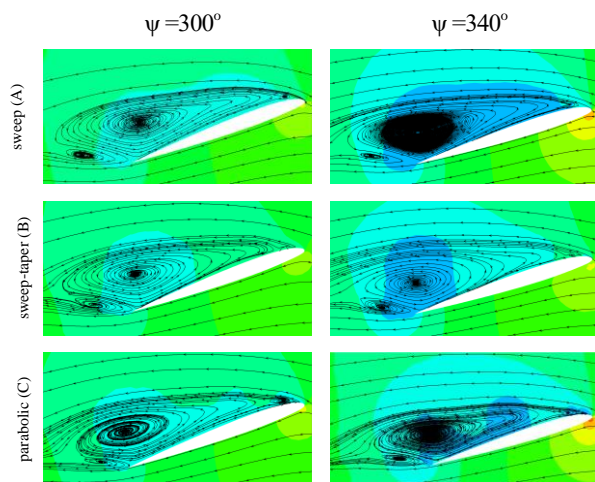
### ۴- تحلیل نتایج

با توجه به افزایش عدد ماخ در مقاطع نزدیک به نوک در ناحیه پیش رونده، اکثر طراحان روتور ترجیح می دهند که از ایرفویل های نازک در این مقاطع استفاده نمایند. هر چند که استفاده از ایرفویل های نازک دارای مزایایی در ناحیه پیش رونده روتور هستند، اما می تواند اثرات نامطلوبی بر روی شرایط ایرودینامیکی در ناحیه پس رونده روتور ایجاد نمایند. با توجه به اثر نفوذ گردابه نوک بر روی سطح بلید در ناحیه خارجی نزدیک به نوک، این مقطع دارای رفتاری متفاوت از مقاطع داخلی تر می باشد. در ادامه به بررسی تغییر شکل پلن فورم نوک بر روی شرایط ایرودینامیکی این مقطع پرداخته شده است. در شکل (۶) توزیع ضریب فشار بر روی مقطع در سه زاویه آزیموس ۱۲۰، ۱۵۰ و ۱۷۰ در ناحیه پیش رونده و سه زاویه ۳۰۰، ۳۱۵ و ۳۴۰ در ناحیه پس رونده نشان داده شده است.

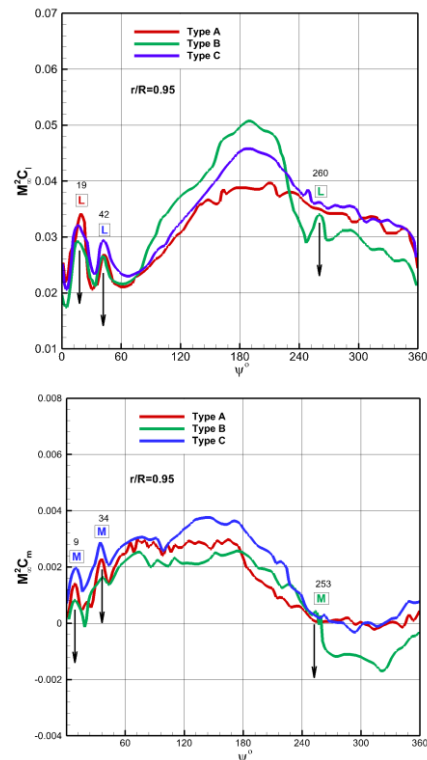
<sup>۱</sup> suction

نکنه نامطلوبی در طراحی ایرفویل روتور بالگرد محسوب می‌شود. ضریب لیفت این پلن فورم نیز پس از اندکی بازیابی، در زاویه آزمون ۲۶۰ درجه دچار استال خفیفی شده است که این رفتار در دو پلن فورم دیگر ایجاد نشده است. از زاویه آزمون ۲۴۰ درجه به بعد کاهش ضریب لیفت در پلن فورم B نسبت به دو پلن فورم دیگر قابل توجه می‌باشد. همانطور که در نمودارهای توزیع ضریب فشار این مقطع نیز مشاهده شد (شکل ۶)، کاهش اختلاف ضریب فشار سطح بالایی و پایینی ایرفویل در پلن فورم B نسبت به دو پلن فورم دیگر قابل توجه بوده که نتیجه آن کاهش ضریب لیفت این مقطع در پلن فورم B می‌باشد. در شکل (۸) مقایسه کانتور توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل به همراه خطوط جریان در زاوایای آزمون ۳۰۰ و ۳۴۰ درجه در ناحیه پس‌رونده نشان داده شده است. همانطور که این شکل مشخص است گردابه دینامیک استال (DSV) تمام سطح ایرفویل را در برگرفته و گردابه کوچک لبه فرار (TEV) نیز در انتهای ایرفویل در هر سه پلن فورم متصل می‌باشد. با وجود شکل‌گیری گردابه دینامیک استال و جدایش‌های گسترده جریان در اکثر زاوایای ناحیه پس‌رونده روتور، به دلیل اثرات ناشی از نفوذ گردابه نوک (TV) در این مقطع، گردابه دینامیک استال شکل گرفته به شدت ضعیف شده و همچنان بر روی سطح متصل می‌ماند و به همین دلیل هیچ گونه بازیابی در ضریب لیفت و دینامیک استال در ربع چهارم حرکت روتور ایجاد نشده است. علاوه بر آن در این ناحیه، سطح بالای نمودار ضرایب فشار مسطح بوده و هیچ گونه گردایان فشار نامطلوب قابل توجهی روی مقطع در هیچ کدام از پلن فورم‌ها ایجاد نشده است (شکل ۶).

نکته دیگری که در پلن فورم B نسبت به دو پلن فورم دیگر در کانتور مربوط به ضریب فشار مشخص است، تمرکز بیشتر ناحیه کم فشار در نزدیکی لبه فرار می‌باشد که باعث جابجایی مرکز فشار به سمت انتهای ایرفویل و افزایش در ضریب گشتاور پیچشی رو به پایین شده است. این درحالی است که در مقطع پلن فورم A توزیع فشار بسیار یکنواخت تر از توزیع ضریب فشار در دو پلن فورم دیگر بوده است که باعث یکنواختی نمودارهای ضرایب لیفت و گشتاور پیچشی این مقطع شده است.



شکل ۷- کانتور ضریب فشار همراه با خطوط جریان مقطع  $r/R=0.95$  در دو زاوایای آزمون ۳۰۰ و ۳۴۰ درجه



شکل ۸- مقایسه ضرایب لیفت (بالا) و گشتاور پیچشی (پایین) مقطع شعاعی  $r/R=0.95$

همانطور که شکل (۷) دیده می‌شود، در شروع حرکت در ربع اول<sup>۱</sup> ضریب لیفت برای هر سه پلن فورم نوک دو افزایش در زاوایای آزمون ۱۹ و ۴۲ درجه را نشان می‌دهد و لحظه‌ای بعد هر سه پلن فورم دچار استال ناشی از تراکم‌پذیری شده‌اند. شرایط پلن فورم‌ها در این دو زاویه آزمون همراه با کاهش زاویه پیچ (pitch-down) و افزایش سرعت مماسی  $(U_r = r\Omega + U_\infty \sin \psi)$  بوده که نتیجه آن افزایش شتاب سیال روی این مقطع می‌باشد. در این دو زاویه آزمون اثر هر سه پلن فورم نوک باعث ایجاد رفتاری مشابه با حداکثر مقدار ضریب لیفت متفاوت می‌باشد. پلن فورم A در قله اول (1st peak) دارای حداکثر عدد ماخ ۱.۰۵ و در قله دوم (2nd peak) حداکثر عدد ماخ پلن فورم C برابر ۱.۲۱ می‌باشد. ضریب گشتاور پیچشی نیز در هر سه نوع پلن فورم نوک در زاوایای آزمون ۹ و ۳۴ درجه پیش از ضریب لیفت دچار استال شده است. حداکثر ضریب گشتاور پیچشی رو به بالای پلن فورم نوع C در این ناحیه از دو پلن فورم دیگر بیشتر می‌باشد. در ادامه چرخش روتور در آزمون ۲۱۷ درجه، ضریب لیفت پلن فورم B دچار افت شدیدی شده که تا زاویه آزمون ۲۴۵ درجه ادامه یافته است. این افت شدید در دو پلن فورم نوک دیگر دیده نمی‌شود و رفتار آنها در این محدوده همراه با افت تدریجی ضریب لیفت می‌باشد. با مراجعه به نمودار ضریب گشتاور پیچشی مشخص می‌شود که پلن فورم B در زاویه آزمون ۲۵۳ درجه دچار استال نسبتاً شدیدی شده، این در حالی است که در دو پلن فورم دیگر استال در ضریب گشتاور پیچشی در این محدوده رخ نداده است. همانطور که می‌دانیم استال در ضریب گشتاور پیچشی همراه با لرزش‌های شدید در مقطع می‌باشد که

<sup>2</sup> Nose down pitching moment

<sup>1</sup> 1st Quadrant

پیشروی ۰/۳۵ پرداخته شده است. نتایج مهم کسب شده در این تحقیق شامل موارد زیر است.

۱- استال ناشی از تراکم پذیری در هر سه پلن فورم در زوایای آزیموس نزدیک به هم اتفاق افتاده است.

۲- به دلیل ضعیف تر بودن شوک ایجاد شده در پلن فورم با نوک sweep-taper، شرایط ایرودینامیکی مقطع این پلن فورم در ناحیه پیش‌رونده مناسب‌تر از سایر پلن فورم‌ها می‌باشد، با این حال در ناحیه پس‌رونده دارای عملکرد ضعیف‌تر از دو پلن فورم دیگر است.

۳- تنها در پلن فورم sweep-taper در ناحیه پس‌رونده ایرفویل دچار استال در لیفت و گشتاور پیچشی شده است.

۴- مناسب ترین شکل پلن فورم با توجه به ضرایب ایرودینامیکی و دینامیک استال در این مقطع، parabolic می‌باشد.

۵- با مقایسه ضرایب انتگرالی برای روتور مشخص گردید ضریب بار پره به عنوان نماینده شرایط استال دینامیکی برای پلن فورم با نوک parabolic مناسب تر از دو پلن فورم دیگر می‌باشد.

۶- کارایی ایرودینامیکی روتور با پلن فورم های sweep-taper و parabolic مشابه هم می‌باشند و مناسب تر از پلن فورم با نوک sweep می‌باشند.

۷- می‌توان نتیجه گرفت که انتخاب پلن فورم با نوک parabolic، انتخاب مناسب تری برای این سرعت پروازی می‌باشد.

#### ۶- مراجع

- [1] Bowles PO. "Wind tunnel experiments on the effect of compressibility on the attributes of dynamic stall," Ph.D. dissertation, University of Notre Dame; 2012.
- [2] Ham ND. "Aerodynamic loading on a two-dimensional airfoil during dynamic stall," *AIAA journal*. 1968 Oct;6(10):1927-34.
- [3] Ham ND, Garelick MS. "Dynamic stall considerations in helicopter rotors," *Journal of the American Helicopter Society*, 1968 Apr 1;13(2):49-55.
- [4] Mc Croskey WJ, Fisher R. "Dynamic stall of airfoils and helicopter rotors," *AGARD Paper*. 1972 Apr;595.
- [5] Bousman WG. "A qualitative examination of dynamic stall from flight test data," *Journal of the American Helicopter Society*. 1998 Oct 1;43(4):279-95.
- [6] Gardner AD, Richter K. "Influence of rotation on dynamic stall," *Journal of the American Helicopter Society*. 2013 Jul 1;58(3):1-9.
- [7] Raghav V, Komerath N. "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*. 2015 Feb 3;27(2):027101.
- [8] Letzgus J, Keßler M, Krämer E. "CFD-simulation of three-dimensional dynamic stall on a rotor with cyclic pitch control," 2015.
- [9] Richez F. "Analysis of dynamic stall mechanisms in helicopter rotor environment," *Journal of the American Helicopter Society*. 2018 Apr 1;63(2):1-1.
- [10] Wang Q, Zhao Q. "Numerical study on dynamic-stall characteristics of finite wing and rotor. *Applied Sciences*," 2019 Feb 12;9(3):600.
- [11] Letzgus J, Keßler M, Krämer E. "Simulation of dynamic stall on an elastic rotor in high-speed turn flight," *Journal of the American Helicopter Society*. 2020 Apr 1;65(2):1-2.

هر چند با تحلیل تنها یک مقطع نمی‌توان نظر جامعی در مورد انتخاب شکل نوک بلید پیشنهاد داد، با این حال شناسایی اثرات نفوذ گردابه می‌تواند آگاهی مناسبی به طراحان در این مورد ارائه نماید. با این وجود متوسط ضرایب ایرودینامیکی نیز همچنان به عنوان پارامتر کلیدی در طراحی پلن فورم‌ها در سرعت‌های مختلف به حساب می‌آید. در ادامه چند ضریب متوسط اثر گذار در طراحی روتور با هر سه پلن فورم در شرایط حداکثر سرعت پرواز افقی در جدول (۳) ارائه شده است. همانطور که می‌دانیم در پرواز هاور پارامتر شایستگی (FOM) پارامتری مهم در انتخاب شکل نوک بلید به حساب می‌آید، اما در پرواز کروز یکی از پارامترهای مهم که کارایی ایرودینامیکی را مشخص می‌کند، نسبت لیفت به درگ معادل روتور می‌باشد که بصورت رابطه (۲) تعریف می‌شود.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{\frac{C_D}{\mu}} \quad (2)$$

در رابطه فوق،  $C_D$  ضریب گشتاور روتور و  $\mu$  نسبت پیشروی روتور ( $U_\infty / \Omega R$ ) می‌باشد. همچنین پارامتر مهم ضریب بار پره که نشان دهنده محدودیت دینامیک استال روتور می‌باشد بر اساس رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \left( \frac{A}{A_b} \right) = \frac{T}{\rho A_b (\Omega R)} \quad (3)$$

در رابطه (۳)،  $T$  تراست روتور،  $\sigma$  سالیدیتی روتور ( $A_b / A$ )،  $\Omega$  سرعت چرخشی روتور،  $A_b$  مساحت بلید و  $A$  مساحت دیسک روتور می‌باشد. در جدول (۳) این مقادیر برای سه پلن فورم نوک در شرایط کاملا مشابه پروازی با هم مقایسه و ارائه شده است.

جدول ۳- مقایسه ضرایب انتگرالی روتور

پارامتر	sweep(A)	sweep-taper(B)	parabolic(C)
$C_T / \sigma$	۰,۰۸۸۷۸	۰,۰۸۸۹۸	*۰,۰۹۴۷۷
$L / D$	۲۸,۳۷۵۳	*۲۹,۷۶۷۱	۲۹,۳۴۰۶۳

همانطور که از اعداد ارائه شده در جدول (۳) مشخص است، ضریب بار پره برای پلن فورم نوع C حدودا ۶۳٪ بیشتر از نوع A و ۶۱٪ بیشتر از نوع B می‌باشد که نشان دهنده ظرفیت بالاتر این نوع پلن فورم در شرایط دینامیک استال می‌باشد. با این حال در مقایسه نسبت لیفت به درگ روتور، پلن فورم های B و C دارای کارایی مناسب‌تر ایرودینامیکی نسبت به پلن فورم A می‌باشند. حداکثر اختلاف کارایی ایرودینامیکی پلن فورم B با پلن فورم A حدود ۵٪ می‌باشد.

#### ۵- نتیجه گیری

در این تحقیق با استفاده از شبیه‌سازی عددی به حل جریان پیچیده و ناپایای سه بعدی اطراف روتور بالگرد با سه شکل نوک متداول در طراحی روتور بالگرد از نوع sweep، sweep-taper و parabolic جهت شناسایی شرایط ایرودینامیکی و دینامیک استال در نزدیک‌ترین مقطع به نوک ( $t/R=0.95$ ) در حداکثر سرعت پرواز افقی و نسبت

<sup>1</sup> Figure of merit

- [12] Hosseinzadeh Esfahani F, Karimian SM, Parhizkar H. "Characterization of the effect of helicopter isolated blade vortex on dynamic stall," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*. 2022 Mar 21;54(1):4-.
- [13] Lütke B, Nuhn J, Govers Y, Schmidt M. "Design of a rotor blade tip for the investigation of dynamic stall in the transonic wind-tunnel Göttingen," *The Aeronautical Journal*. 2016 Oct;120(1232):1509-33.
- [14] Müller MM, Schwermer T, Mai H, Stieg C. "Development of an innovative double-swept rotor blade tip for the rotor test facility Goettingen," 2018.
- [15] Kaufmann K, Müller MM, Gardner AD. "Dynamic stall computations of double-swept rotor blades," *In Symposium der Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt (pp. 351-361)*. Springer, Cham.
- [16] Leishman GJ. Principles of helicopter aerodynamics with CD extra. Cambridge university press; 2006 Apr 24.
- [17] Caradonna FX, Tung C. "Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover," *In European rotorcraft and powered lift aircraft forum 1981 Sep 1 (No. A-8332)*.
- [18] Xu L, Weng P. "High order accurate and low dissipation method for unsteady compressible viscous flow computation on helicopter rotor in forward flight," *Journal of Computational Physics*. 2014 Feb 1;258:470-88.

- structural dynamics,” Ph.D. dissertation, California Institute of Technology, Pasadena, California, 1987.
- [7] L. Hughen, “IEEE Citation Reference,” *IEEE*, 2009. [Online]. Available: <https://www.ieee.org/documents/ieeecitationref.pdf>. [Accessed: 10-Sep-2016].
- [5] O. Aljanaideh, M. Al Janaideh, and M. Rakotondrabe, “Inversion-free feedforward dynamic compensation of hysteresis nonlinearities in piezoelectric micro/nano-positioning actuators,” in *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Seattle, Washington, 2015, pp. 2673–2678.
- [6] P. Jayakumar, “Modeling and identification in
- [1] Ham ND. “Aerodynamic loading on a two-dimensional airfoil during dynamic stall,” *AIAA journal*. 1968 Oct;6(10):1927-34.