



## شناسایی اثر گردابه‌های تشکیل شده اطراف تیغه ایزوله بالگرد بر روی واماندگی دینامیکی

فرید حسین زاده اصفهانی<sup>۱</sup>، سید محمد حسین کریمیان<sup>۲\*</sup>، حمید پرهیزکار<sup>۳</sup>

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران  
۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۰۱/۱۶  
بازنگری: ۱۴۰۰/۰۴/۲۷  
پذیرش: ۱۴۰۰/۰۷/۱۷  
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۸/۲۶

### کلمات کلیدی:

واماندگی دینامیکی  
جدایش ناپایا  
آبرودینامیک بالگرد  
گردابه لبه‌حمله  
گردابه لبه‌فرار

**خلاصه:** در این تحقیق، واماندگی دینامیکی مقاطع نزدیک به نوک تیغه روتور در حداکثر سرعت پروازی بالگرد با نسبت پیشروی ۰/۳۵ همراه با تغییرات نوسان پیچشی توسط شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی مورد مطالعه قرار گرفته است. به منظور شبیه‌سازی میدان جریان، 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. جهت اعتبارسنجی شبیه‌سازی عددی از نتایج تست پروازی بالگرد AH-IG استفاده شده که دارای تطابق مناسبی می‌باشد. نتایج نشان‌دهنده این موضوع است که موج ضربه‌ای عامل واماندگی دینامیکی در ناحیه پیش‌رونده تیغه روتور بوده و اثرات موج ضربه‌ای بر روی ضرایب برآ در نواحی نزدیک‌تر به نوک تیغه به دلیل اثرات نفوذ گردابه نوک تضعیف شده و تغییرات ضریب برآ نسبت به نواحی داخلی تیغه کمتر و یکنواخت‌تر گردیده به گونه‌ای که نسبت تغییرات ضریب برآ نسبت به بیشینه این ضریب در نواحی نزدیک‌تر به نوک تیغه ۱۰/۲ درصد کاهش یافته است. از طرفی نتایج این پژوهش نشان داد که بر خلاف انتظار، با وجود شکل‌گیری گسترده گردابه لبه‌حمله در قسمت داخلی‌تر تیغه در بیشتر ناحیه پس‌رونده، وجود جریان شعاعی به واسطه چرخش تیغه روتور عامل تضعیف گردابه لبه‌حمله و محدود شدن واماندگی دینامیکی در این ناحیه شده است.

### ۱- مقدمه

امروزه استفاده از بالگردها در زمینه‌های نظامی، تجاری، جستجو و نجات در حال گسترش می‌باشد. بالگردها علاوه بر اینکه در شرایط پرواز ایستا<sup>۱</sup> باید دارای عملکرد مناسبی باشند، در پرواز روبه‌جلو نیز باید دارای شرایط مطلوبی از جمله سرعت بالای پروازی و سطح ارتعاشات پایین در کابین باشند. با این حال، ایجاد پدیده‌های پیچیده آبرودینامیکی اطراف تیغه روتور در پرواز روبه‌جلو باعث ایجاد محدودیت افزایش سرعت در پاکت پروازی<sup>۲</sup> بالگردها شده است. برای ایجاد شرایط مورد نیاز در پرواز روبه‌جلوی بالگردها، تیغه‌های روتور به گونه‌ای طراحی می‌شوند که در شرایط آبرودینامیکی پیچیده و ناپایای جریان به‌خوبی عمل نمایند. این پیچیدگی‌ها شامل زاویه پیچ متغیر با زمان، حرکت مکانیکی خارج از صفحه تیغه روتور<sup>۳</sup>، تراکم‌پذیری<sup>۴</sup>،

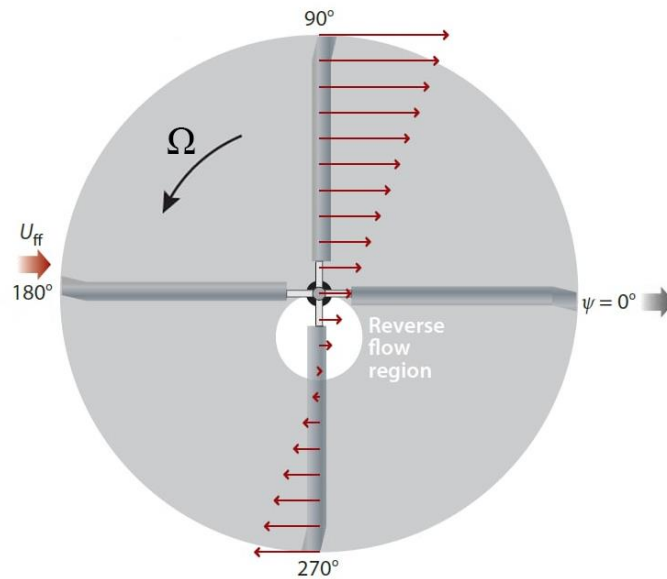
لایه مرزی ناپایا، جدایش‌های گسترده جریان، واماندگی دینامیکی و ناحیه معکوس‌شوندگی<sup>۵</sup> جریان می‌باشد. در پرواز روبه‌جلو به دلیل ایجاد سرعت نسبی چرخش روتور و سرعت پرواز بالگرد، در نیمی از مسیر، تیغه دارای حرکت خلاف جهت جریان بوده که باعث افزایش سرعت محلی روی تیغه می‌شود. این ناحیه در روتور بالگردها با نام پیش‌رونده<sup>۶</sup> شناخته می‌شود. اما در نیمه دیگر مسیر، حرکت تیغه روتور در جهت جریان باعث کاهش سرعت در این ناحیه شده و سرعت محلی که تیغه روتور تجربه می‌کند کمتر از سرعت پرواز رو به‌جلو می‌شود. این ناحیه به نام پس‌رونده<sup>۷</sup> شناخته می‌شود. در شکل ۱ صفحه چرخش روتور و تغییرات پروفیل سرعت نسبی در پرواز روبه‌جلو نشان داده شده است.

جهت جبران اختلاف سرعت و تعادل نیروی برآ در دو ناحیه، زاویه حمله در ناحیه پس‌رونده باید بیشتر از ناحیه پیش‌رونده باشد. این افزایش و کاهش

- 1 Hover flight
- 2 Flight envelop
- 3 Flapping motion
- 4 Compressibility

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: hkarim@aut.ac.ir





شکل ۱. صفحه روتور بالگرد در پرواز روبه جلو [۱]

Fig. 1. Helicopter rotor disk in the forward flight [1]

مقاطعی از تیغه خواهد شد. این پدیده معمولاً در سرعت‌های بالای پروازی یا مانورهای شدید رخ می‌دهد و دارای اثرات نامطلوبی همچون بارگذاری اضافی روی اهرم‌های کنترلی<sup>۶</sup> و ارتعاشات کابین بالگرد می‌باشد. عدم کنترل این پدیده منجر به ایجاد ناپایداری و اماندگی<sup>۷</sup> خواهد شد. با توجه به این نکته که محدوده عدد رینولدز در ناحیه پس‌رونده بر اساس متوسط وتر تیغه، در حدود سه میلیون می‌باشد، نوع و اماندگی می‌تواند ترکیبی از مکانیزم‌های مختلف آیرودینامیکی از قبیل جدایش لبه‌فرار<sup>۸</sup>، جدایش ناگهانی از لبه‌حمله<sup>۹</sup> و یا ترکیدن حباب جدایش آرام<sup>۱۰</sup> و گاهی نیز اثرات تراکم‌پذیری<sup>۱۱</sup> باشد [۲]. نکته دیگری که در شرایط پرواز رو به جلو با آن روبه‌رو هستیم، این است که تیغه روتور سرعت مماسی<sup>۱۲</sup> متفاوتی در زوایای سمت مختلف تجربه می‌کند. در هر موقعیت شعاعی ( $r$ )، این سرعت به صورت معادله (۲) محاسبه می‌شود. تغییرات سرعت مماسی با زاویه پیچ تیغه روتور رابطه عکس داشته

زاویه حمله، توسط اعمال زاویه پیچ به تیغه‌ها در موقعیت‌های مختلف، توسط صفحه لغزان<sup>۱</sup> انجام می‌شود. در نتیجه نوسان پیش‌پیشی به صورت رابطه (۱) به تیغه‌ها اعمال می‌شود.

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

در رابطه (۱)،  $\theta$  زاویه پیچ اعمال شده توسط کالکتیو<sup>۲</sup>،  $\theta_{1c}$  زاویه پیچ عرضی<sup>۳</sup> و  $\theta_{1s}$  زاویه پیچ طولی<sup>۴</sup> تیغه می‌باشد. زاویه پیشروی تیغه روتور یا همان تغییرات زمانی زاویه سمت<sup>۵</sup> نیز با  $\psi(t)$  نشان داده شده است. زوایای کنترلی پیچ در هر سرعت، از شرایط پایداری دینامیکی بالگرد محاسبه می‌شوند. هر چه سرعت پروازی بالگرد افزایش یابد، باید زاویه پیچ کنترلی در ناحیه پس‌رونده نیز افزایش یابد. افزایش زاویه پیچ تیغه روتور در ناحیه پس‌رونده منجر به ایجاد جدایش‌های گسترده و اماندگی دینامیکی در

- 6 Pitch links
- 7 Stall flutter
- 8 Trailing edge separation
- 9 Abrupt separation from leading edge
- 10 Bursting of the laminar bubble
- 11 Compressibility
- 12 Tangential velocity

- 1 Swash plate
- 2 Collective pitch
- 3 Lateral cyclic pitch
- 4 Longitudinal cyclic pitch
- 5 Azimuth angle

دینامیکی و نفوذ گردابه نوک را نشان می‌دهد. آیشک و همکاران [۹] با استفاده از کوپل آیرودینامیک و سازه به شبیه‌سازی عددی روتور بالگرد UH-60 در مانور بالاکشیدن<sup>۷</sup> پرداختند. نتایج نشان از وقوع یک واماندگی دینامیکی ناشی از موج ضربه‌ای در ناحیه پیش‌رونده و دو واماندگی دینامیکی در ناحیه پس‌رونده می‌باشد. گاردنر و ریچر [۱۰] به بررسی اثرات دوران روتور بر روی واماندگی دینامیکی با استفاده از شبیه‌سازی عددی پرداختند. نتایج شبیه‌سازی آنها نشان‌دهنده کاهش قدرت گردابه‌های واماندگی دینامیکی تیغه دوار نسبت به بال محدود می‌باشد. قرئلی و جانسون [۱۱] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی جریان ورودی متغیر با زمان بر روی ایرفویل نوسان‌پیشی در شرایط واماندگی دینامیکی پرداختند. آنها نشان دادند که اختلاف فاز بین جریان ورودی و تغییرات زاویه حمله، مقدار نیروهای آیرودینامیکی را به‌خصوص در نقطه وقوع واماندگی دینامیکی به شدت تحت تأثیر قرار می‌دهد. زانوتی و همکاران [۱۲] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به شناسایی ویژگی‌های دوبعدی و سه‌بعدی (بال نامحدود) واماندگی دینامیکی با حرکت نوسانی پیشی و مقایسه این ویژگی‌ها با نتایج تجربی پرداختند. نتایج این تحقیق نشان داد که مدل سه‌بعدی مشابهت بیشتری با نتایج تجربی به ویژه بعد از شروع نقطه واماندگی دینامیکی داشته و شکل‌گیری و ریزش گردابه‌های قوی روی سطح ایرفویل در حرکت پایین‌رونده<sup>۸</sup>، تنها در حالت سه‌بعدی دیده می‌شود. راقو و کومرت [۱۳] با استفاده از اندازه‌گیری تجربی و روش محاسباتی به بررسی اثرات نسبت پیش‌روندگی<sup>۹</sup> بر روی شکل‌گیری واماندگی دینامیکی تیغه پس‌رونده پرداختند. در این تحقیق اشاره شد که گردابه واماندگی دینامیکی دارای یک مؤلفه سرعت قابل توجه در مرکز خود می‌باشد که نشان‌دهنده ساختار مارپیچی<sup>۱۰</sup> بوده که در حال حرکت به سمت ناحیه خارجی تیغه می‌باشد. نکته مهم دیگر که در این تحقیق به آن اشاره شده، کاهش بر خلاف انتظار سرعت شعاعی جریان در ناحیه انتهایی تیغه بوده که اثرات قابل توجهی بر روی رفتار ناپایای گردابه واماندگی دینامیکی در این ناحیه داشته است. لتگوس و همکاران [۱۴] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی واماندگی دینامیکی روتور با نوسان پیشی پرداختند. نتایج آنها نشان‌دهنده شروع جدایش در ناحیه خارجی روتور در اثر وجود موج ضربه‌ای و همچنین شکل‌گیری گردابه امگا<sup>۱۱</sup> به واسطه اثرات متقابل گردابه واماندگی دینامیکی و گردابه نوک تیغه می‌باشد.

به‌صورتی که حداکثر سرعت مماسی در کمترین زاویه پیچ تیغه رخ می‌دهد.

$$U_T = r \Omega + U_{ff} \sin \psi(t) \quad (2)$$

در معادله (۲)،  $\Omega$  سرعت زاویه‌ای روتور و  $U_{ff}$  سرعت پرواز روبه‌جلوی بالگرد می‌باشد.

بررسی مکانیزم وقوع پدیده واماندگی دینامیکی و پارامترهای مؤثر بر آن سال‌های زیادی مورد علاقه محققان در حوزه‌های تجربی و عددی بوده است. نتایج تجربی پایه‌ای و سیستماتیک بر روی واماندگی دینامیکی ایرفویل نوسان‌پیشی در شرایط مشابه با تیغه پس‌رونده توسط هام و همکاران [۳ و ۴] و مک‌کروسکی و فیشر [۵] انتشار یافته است. نتایج این تحقیقات اطلاعات سودمندی در زمینه شکل‌گیری این پدیده در اختیار محققان قرار داد اما شرایط واقعی مقطع روتور بالگرد تفاوت‌های قابل توجهی با شرایط آزمایش‌های انجام شده دارد. مقاطع روتور بالگرد تحت تأثیر اثرات سه‌بعدی نفوذ گردابه‌های نوک<sup>۱</sup>، کوپل جریان شعاعی<sup>۲</sup> و جریان عرضی<sup>۳</sup> و اثر کریولیس<sup>۴</sup> قرار دارد که این اثرات در آزمایش‌های دوبعدی صورت گرفته دیده نمی‌شوند. اولین تجزیه و تحلیل واماندگی دینامیکی در محیط آیرودینامیکی بالگرد بر اساس آزمایش‌های پروازی بالگرد UH-60 توسط بوزمان [۶] انجام شده است. نتایج این تحقیق نشان‌دهنده وقوع چندین واماندگی دینامیکی در شعاع‌ها و زوایای سمت مختلف روی روتور بالگرد می‌باشد. نکته مهمی در این تحقیق به آن اشاره شده است تغییرات سبکل<sup>۵</sup> به سبکل<sup>۵</sup> واماندگی دینامیکی است که پیش‌بینی دقیق زمان رخداد شروع واماندگی دینامیکی و سایر مراحل را مشکل می‌سازد. پتسدام و همکاران [۷] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به تخمین بارهای آیرودینامیکی و ارتعاشاتی ایجادشده در شرایط مختلف پروازی از جمله شرایط ضریب پیشران بالا (واماندگی دینامیکی) برای بالگرد UH-60 پرداختند. نتایج آنها با وجود مقداری اختلاف فاز، از نظر کیفی دارای تطابق مناسبی با تست‌های پروازی انجام شده بود. اسپنوز و همکاران [۸] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی ویژگی‌های سه‌بعدی واماندگی دینامیکی بال محدود پرداختند. نتایج این تحقیق شکل‌گیری گردابه امگا<sup>۱۱</sup> به دلیل اثرات متقابل گردابه واماندگی

7 Pull up  
8 Downstroke  
9 Advance ratio  
10 Helical structure

1 Tip vortex  
2 Radial flow  
3 Yaw flow  
4 Coriolis effect  
5 Cycle to cycle variation  
6 Omega vortex

همکاران [۲۰] اثرات چندین تغییر شکل افتادگی به پایین<sup>۳</sup> لبه حمله ایرفویل روتور بالگرد UH-۶۰ در پرواز روبه‌جلو جهت کاهش واماندگی دینامیکی را بررسی نمودند. نتایج این تحقیق نشان داد که در یکی از حالت‌های آزمایش شده، تغییر شکل ایرفویل پیشنهادی عملکرد بهتری را نسبت به ایرفویل اصلی روتور این بالگرد در شرایط واماندگی دینامیکی داشته است.

موضوع اصلی این تحقیق بررسی ویژگی‌های شکل‌گیری گردابه واماندگی دینامیکی در سه مقطع شعاعی و تغییر ایرفویل این مقاطع در ناحیه نزدیک به نوک تیغه در حداکثر سرعت مجاز پروازی می‌باشد. همان‌طور که در ادبیات موضوع نیز بررسی شد، چرخش تیغه باعث ایجاد جریان شعاعی قابل توجه و کوپل آن با جریان عرضی در طول دهانه و همچنین اثرات شتاب کریولیس بر روی جریان می‌شود که ویژگی‌های شکل‌گیری گردابه واماندگی دینامیکی را متمایز از حالتی می‌کند که چرخش در نظر گرفته نمی‌شود. در نتیجه، فیزیک جریان با توجه به ویژگی‌های شکل‌گیری واماندگی دینامیکی مربوط به تیغه به علت اثرات پیچیده سه‌بعدی موجود در روتور به طور کامل شناخته شده نیست. از طرف دیگر با توجه به محدودیتی که در پاکت پروازی سرعت بالگرد نسبت به تراکم‌پذیری و واماندگی دینامیکی وجود دارد، بررسی این سرعت از اهمیت خاصی در طراحی روتور برخوردار است که این تحقیق با تمرکز بر این سرعت انجام شده و مکانیزم‌های متفاوت وقوع واماندگی دینامیکی و نواحی مربوطه با استفاده از ضرایب برآ، خطوط جریان، توزیع فشار در این مقاطع شناسایی شده است. علاوه بر آن با استفاده از تخمین گردش، تغییرات قدرت گردابه به صورت کمی در این سه مقطع نیز ارائه خواهد شد.

## ۲- معادلات حاکم و روش حل عددی

در این تحقیق با روش حجم محدود و توسط نرم‌افزار انسیس فلونت<sup>۴</sup>، به شبیه‌سازی تیغه روتور ایزوله بالگرد پرداخته شده است. در این روش، حرکت نوسان پیچشی اعمال شده بر تیغه (مطابق معادله (۱)) توسط کد واسط<sup>۵</sup> و با استفاده از تکنیک مش‌لغزنده<sup>۶</sup> که دارای حرکت صلب در ناحیه مش‌متحرک است، کنترل می‌شود و نواحی سلولی از طریق سطح مرزی نامنطبق<sup>۷</sup> به‌یکدیگر متصل می‌شوند [۲۱]. استفاده از روش مش‌لغزنده در شبیه‌سازی نوسان پیچشی روتور توسط بسیاری از محققان در این زمینه مورد استفاده قرار گرفته است [۲۲-۲۴]. فرم انتگرالی معادلات بقاء برای

مرز و همکاران [۱۵] به‌صورت تجربی به بررسی واماندگی دینامیکی تیغه بدون دوران با نوک پارابولیک پرداختند. نتایج این تحقیق نشان داد که گردابه نوک باعث کاهش برآ در نزدیکی نوک تیغه در شرایط واماندگی استاتیکی شده است ولی در شرایط واماندگی دینامیکی، برآ در نزدیکی نوک به دلیل نفوذ و تجمع ورتیسسته افزایش یافته است. ویزابل و گارمان [۱۶] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی اثرات انتهای دهانه<sup>۱</sup> بال محدود نوسان پیچشی بر روی واماندگی دینامیکی پرداختند. نتایج آنها نشان داد که انتهای دهانه و نسبت منطقی بال اثرات قابل توجهی بر روی ویژگی‌های ساختار واماندگی دینامیکی دارد. ریچز [۱۷] به بررسی مکانیزم‌های واماندگی دینامیکی روتور ۷A در سرعت متوسط پروازی و شرایط تراست بالا توسط شبیه‌سازی عددی پرداخته است. بررسی این تحقیق نشان از وقوع چندین واماندگی دینامیکی در مناطق مختلف روتور با مکانیزم‌های مختلف می‌باشد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که واماندگی 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 ضربه‌ای در نوک، محرک واماندگی در این ناحیه را در اثر برخورد گردابه نوک تولید شده در تیغه قبلی بیان نموده است. وانگ و ژائو [۱۸] به مطالعه عددی اثرات سه‌بعدی بر روی واماندگی دینامیکی بال محدود همراه با جریان عرضی و همچنین روتور نوسان پیچشی پرداختند. نتایج شبیه‌سازی بال، نشان از محدود شدن گردابه لبه حمله به علت نفوذ گردابه نوک در این ناحیه می‌باشد.

با مقایسه نتایج بال محدود همراه با جریان عرضی مشخص گردید که مؤلفه جریان عرضی در راستای دهانه، باعث تجمع گردابه لبه حمله در طول دهانه بال شده و همچنین در حالت دوران روتور، جدایش لایه مرزی به دلیل وجود نیروی کریولیس و جریان شعاعی با تأخیر همراه بوده که نتیجه آن محدود شدن واماندگی دینامیکی تیغه می‌باشد. لنگوس و همکاران [۱۹] با استفاده از شبیه‌سازی عددی به بررسی واماندگی دینامیکی روتور بالگرد ارباس H۱۴۵ در شرایط مانور چرخش با حداکثر سرعت<sup>۲</sup> پرداختند. نتایج این شبیه‌سازی نشان داد که در این مانور، میدان جریان اطراف روتور دارای جدایش‌های گسترده و چندین واماندگی دینامیکی و جدایش ناشی از موج ضربه‌ای می‌باشد. همچنین مقایسه بارهای وارد بر اهرم کنترلی در تست پروازی با نتایج شبیه‌سازی انجام شده، نشان‌دهنده پیش‌بینی کمتر بارهای آیرودینامیکی شبیه‌سازی شده و اختلاف فاز بین نتایج می‌باشد. کریمیان و

3 Nose Droop  
4 ANSYS FLUENT  
5 User define function  
6 Sliding mesh  
7 Non conformal

1 Spanwise end  
2 High-Speed Turn

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV = \frac{[(\rho \phi)^{n+1} - (\rho \phi)^n] V}{\Delta t} \quad (۶)$$

به منظور ارضاء شرایط قانون بقاء مش، تغییر حجم کنترل نسبت به زمان، با مساحت جاروب شده توسط سطوح آن حجم کنترل برابر است. بنابراین رابطه بقاء مش به صورت معادله (۷) محاسبه می‌شود.

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \vec{u}_g \cdot d\vec{A} = \sum_j^{n_f} \vec{u}_{g,j} \cdot \vec{A}_g = 0 \quad (۷)$$

در معادله (۷)، بردار مساحت سطح و  $n_f$  تعداد سطوح حجم کنترل می‌باشد.

در این تحقیق برای حل معادلات دیفرانسیل از حلگر فشارپایه<sup>۲</sup>، برای ترم‌های جابجایی<sup>۳</sup> از گسسته‌سازی مرتبه دوم بالادست<sup>۴</sup> و برای ترم زمانی، از گسسته‌سازی مرتبه دوم ضمنی<sup>۵</sup> برای افزایش دقت محاسبات استفاده شده است. برای مدل‌سازی آشفتگی، از مدل دو معادله‌ای<sup>۶</sup> k- $\omega$  SST مورد استفاده قرار گرفته است. این مدل اولین بار توسط منتر [۲۵] ارائه شده و برای مسائل آیرودینامیکی که دارای گرادیان فشار نامطلوب و همچنین در پیش‌بینی جدایش جریان دارای دقت مناسبی می‌باشد [۲۱]. با توجه به وجود پدیده‌های غیرخطی جریان گذر صوتی و جدایش‌های گسترده جریان، جهت جلوگیری از واگرایی از مقدار ضریب تخفیف<sup>۷</sup> ۰.۵ برای معادله مومنتوم در شبیه‌سازی استفاده شده است.

### ۳- هندسه تیغه و شرایط پرواز

مطابق شکل ۲ هندسه تیغه روتور مورد استفاده در این شبیه‌سازی دارای شعاع ۵.۵ متر از مرکز دوران و همچنین دارای دو نوع پروفیل ایرفویل مشخص و یک ناحیه گذرای ایرفویل جهت رساندن کانتور پوسته تیغه بین این دو ناحیه می‌باشد. پیچش هندسی<sup>۸</sup> تیغه صفر می‌باشد. همچنین نسبت

- 2 Pressure based
- 3 Convective terms
- 4 Second order upwind
- 5 implicit
- 6 Shear stress transport
- 7 Under relaxation
- 8 Geomtric twist

کمیت‌های عمومی ( $\phi$ ) در مرز متحرک توسط معادله (۳) حل شده است.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \int_{\partial V} \rho \phi (\vec{u} - \vec{u}_g) \cdot d\vec{A} = \int_{\partial V} \Gamma \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_V S_\phi dV \quad (۳)$$

در معادله (۳) چگالی  $\rho$ ، ضریب نفوذ،  $\Gamma$  ضریب نفوذ،  $\vec{u}$  سرعت جریان،  $\vec{u}_g$  سرعت شبکه متحرک،  $\partial V$  نشان دهنده مرز حجم کنترل،  $d\vec{A}$  بردار مساحت سطح و  $S_\phi$  ترم چشمه مربوط به کمیت اسکالر  $\phi$  می‌باشد. معادله عمومی جابجایی کمیت‌های اسکالر (معادله (۳)) توسط روش حجم محدود به معادله جبری تبدیل می‌شود. این روش شامل انتگرال‌گیری از معادله جابجایی روی حجم کنترل به فرم معادله گسسته شده بوده که قانون بقاء را روی حجم کنترل ارضا نماید. در این حالت به‌روز شدن تغییرات حجم توسط معادله مرتبه اول پس‌رو<sup>۱</sup> بر اساس معادله (۴) حل می‌شود.

$$V^{n+1} = V^n + (dV / dt) \Delta t \quad (۴)$$

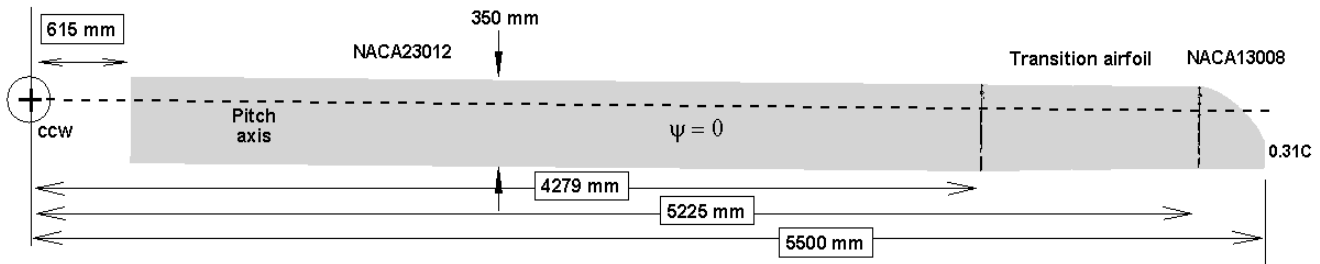
که در آن  $n$  و  $n+1$  نشان‌دهنده زمان حاضر و زمان بعدی می‌باشد. همچنین  $dV / dt$  مشتق نسبت به زمان حجم کنترل می‌باشد. در حالت مش لغزنده، مش در ناحیه لغزش به صورت حالت اولیه باقی می‌ماند، از این رو تغییراتی در حجم کنترل نسبت به زمان وجود ندارد. معادله (۴) به صورت رابطه زیر بازنویسی می‌شود.

$$V^{n+1} = V^n \quad (۵)$$

با استفاده از معادله (۵)، ترم اول معادله (۳) به صورت زیر بازنویسی

می‌شود.

1 First order backward step



شکل ۲. طرح تیغه روتور مورد استفاده در این پژوهش

Fig. 2. Planform of the rotor blade used in this study

جدول ۱. شرایط جریان و متغیرهای کنترل تیغه در حداکثر سرعت مجاز پروازی

Table 1. Flow conditions and blade control variables at the maximum cruise speed

مقدار	پارامتر
۰.۶۵	عدد ماخ نوک
۰.۲۳۶	عدد ماخ جریان آزاد
۰.۳۵	نسبت پیش‌روی
۱۳.۸۹	زاویه پیچ کالکتیو (درجه)
۱.۳۴	زاویه پیچ عرضی (درجه)
-۵.۷۱	زاویه پیچ طولی (درجه)
۴۰.۳	سرعت دورانی (رادیان/ثانیه)

لغزش با استفاده از اعمال پیچ نوسانی توسط مش متحرک می‌باشد. در مرحله بعدی یک فضای استوانه‌ای ایجاد شده که امکان استفاده از شبکه لغزان برای اعمال چرخش تیغه روتور را فراهم می‌کند. شعاع این استوانه ۱٫۸ 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 ۲٫۷ 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 تیغه نیز شرط عدم لغزش<sup>۴</sup> اعمال شده است. دامنه

منظری<sup>۱</sup> تیغه مربوطه برابر ۱۳٫۹۵ می‌باشد. زاویه سمت در جهت مثبت محور X برابر صفر در نظر گرفته شده است و تیغه روتور در جهت خلاف عقربه ساعت<sup>۲</sup> شروع به دوران می‌کند. در ادامه در جدول ۱ شرایط جریان و ورودی‌های کنترلی تیغه روتور در حداکثر سرعت پروازی اشاره شده است.

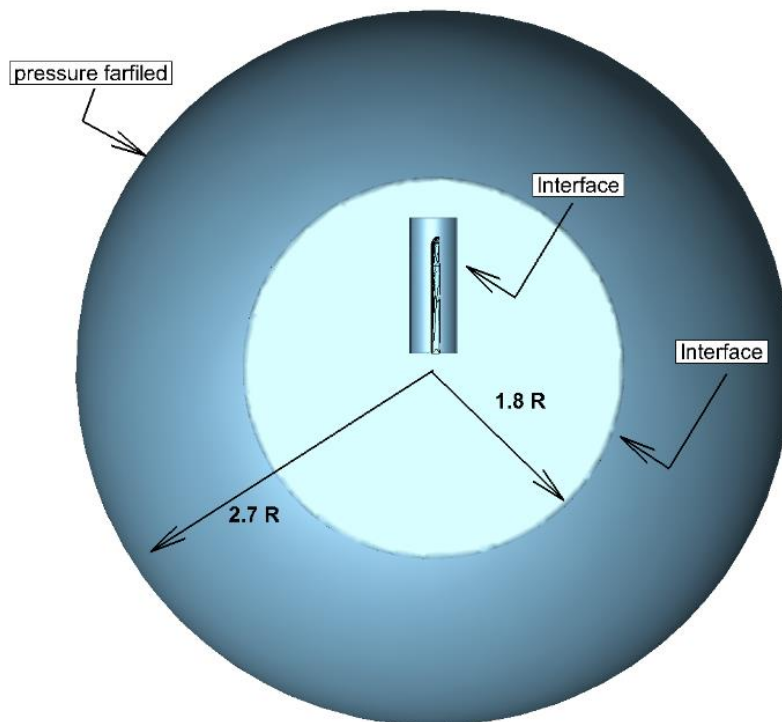
#### ۴- دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

در این شبیه‌سازی برای دامنه محاسباتی از سه ناحیه مختلف استفاده شده است. در ابتدا یک فضای استوانه‌ای (کپسول دور تیغه) با شعاع ۱ متر و طول ۵٫۷ متر از ریشه به دور تیغه ایجاد شده است. این ناحیه دارای شرایط

3 Interface  
4 Noslip condition

1 Aspect ratio  
2 CCW





شکل ۳. دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

Fig. 3. Computational Domain and Boundary Conditions

شده است و در داخل فلونتت به یکدیگر ضمیمه<sup>۱</sup> شده‌اند. در تمامی مرزها سعی شده است تا اندازه مش‌ها در دو سمت با یکدیگر مشابه باشند. شبکه لایه‌مرزی بر روی سطح با توجه به فاصله اولین سلول تا سطح تیغه مطابق با شرط  $y^+ \leq 1$  با نسبت رشد ۱٫۱ به تعداد ۲۶ لایه ایجاد شده است. شکل ۴، کانتور توزیع  $y^+$  را در بحرانی‌ترین حالت موجود (زاویه سمت ۹۰ درجه) روی سطح تیغه را نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل قابل مشاهده است، شبکه تولید شده روی سطح دارای کیفیت مناسب جهت افزایش دقت استفاده از مدل آشفتگی  $k-\omega$  SST می‌باشد.

در شکل ۵ شبکه تولید شده روی سطح تیغه و ناحیه حجم کپسول (اطراف تیغه) و همچنین شبکه مربوط به لایه مرزی قابل مشاهده است. سایر جزئیات مربوط به شبکه تولید مورد استفاده در این تحقیق در جدول ۲ ارائه شده است.

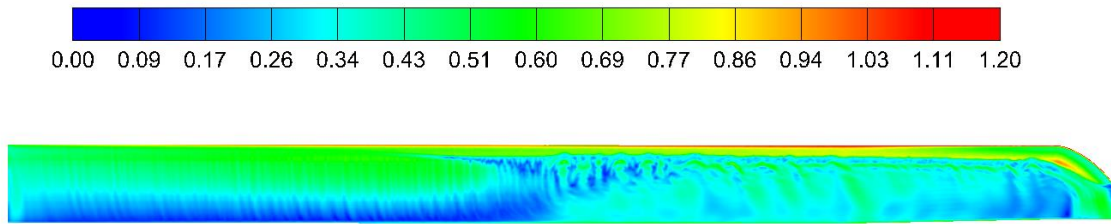
به‌منظور بررسی استقلال نتایج حل از تعداد سلول‌های شبکه، آنالیز استقلال از شبکه مطابق با شبکه‌های ایجادشده در جدول ۳، انجام گرفته است. جهت بررسی کمی اختلاف دو شبکه تولیدشده، از تعریف متوسط

محاسباتی ایجاد شده در شکل ۳ نشان داده شده است.

### ۵- تولید شبکه محاسباتی

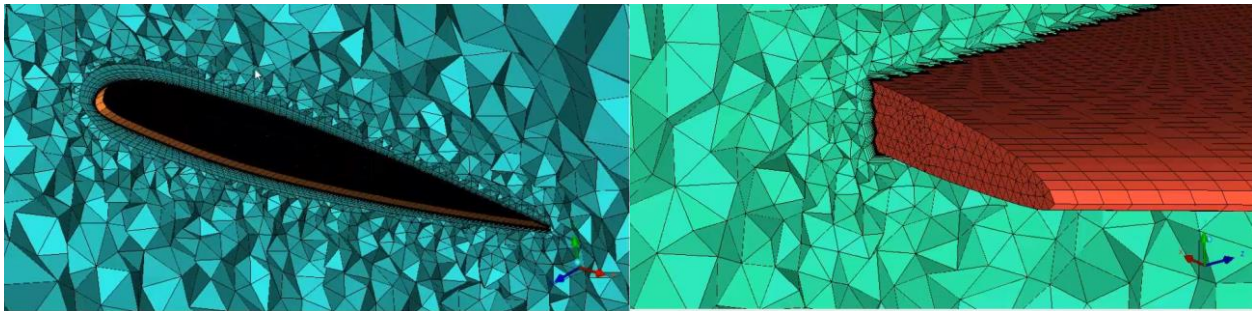
شبکه تولیدشده در قسمت کپسول از نوع ترکیبی<sup>۱</sup> بوده و توسط روش چند ناحیه‌ای<sup>۲</sup> و الگوریتم اصلاح‌شده دلانی<sup>۳</sup> توسط نرم افزار ICEM CFD تولید شده است. با استفاده از این روش شبکه روی سطح تیغه و لایه مرزی دارای مش منظم<sup>۴</sup> شش وجهی و از لایه مرزی تا سطح کپسول مش نامنظم<sup>۵</sup> چهار وجهی می‌باشد. استفاده از این روش بر مبنای حساسیت پدیده شروع واماندگی دینامیکی<sup>۶</sup> به شبکه روی سطح و همچنین کاهش تعداد شبکه مورد نیاز انتخاب شده است. شبکه در ناحیه استوانه چرخان و فضای خارجی دوردست از نوع نامنظم و با استفاده از نرم افزار انسیس<sup>۷</sup> تولید

- |   |                     |
|---|---------------------|
| 1 | Hybrid mesh         |
| 2 | Multizone method    |
| 3 | Modified Delaunay   |
| 4 | Structured grid     |
| 5 | Unstructured grid   |
| 6 | Dynamic stall onset |
| 7 | Ansys meshing       |



شکل ۴. کانتور توزیع  $y^+$  روی سطح تیغه در زاویه سمت  $90^\circ$  درجه

Fig. 4. Contour of  $y^+$  distribution on the blade surface in azimuth  $90^\circ$



شکل ۵. مش روی سطح تیغه (راست) و مش لایه مرزی به همراه مش حجم (چپ) در داخل ناحیه کپسول

Fig. 5. Mesh on the blade surface (right) and boundary layer mesh with volume mesh (left) inside the capsule area

جدول ۲. مشخصات وضوح مش روی سطح تیغه

Table 2. Specification of Mesh Resolution on The Blade Surface

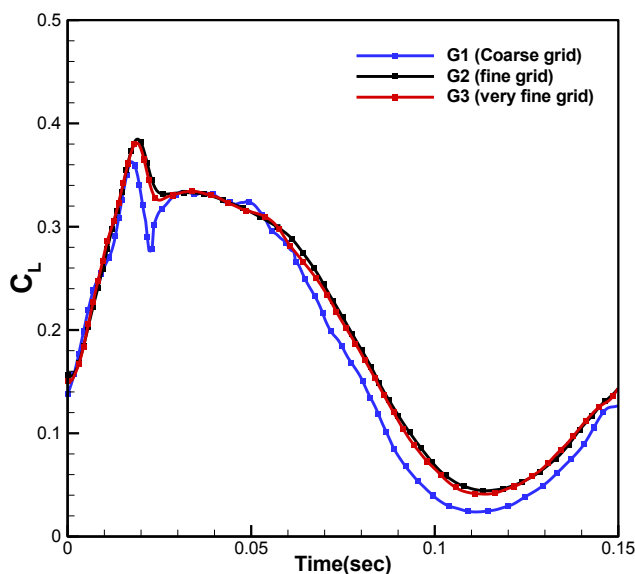
مقدار	پارامتر
$2/86 \times 10^{-6}$	فاصله اولین سلول تا سطح
۲۶	تعداد لایه مرزی
٪ ۰٫۵۸	متوسط فاصله بی بعد شبکه در لبه حمله (جهت $X$ )
٪ ۱٫۷۴	متوسط فاصله بی بعد شبکه در لبه حمله (جهت $Y$ )
٪ ۱٫۲	متوسط فاصله بی بعد شبکه در وسط تیغه (جهت $X$ )
٪ ۱٫۵۹	متوسط فاصله بی بعد شبکه در وسط تیغه (جهت $Y$ )
٪ ۱٫۲۶	متوسط فاصله بی بعد شبکه در لبه فرار (جهت $X$ )
٪ ۱٫۶۸	متوسط فاصله بی بعد شبکه در لبه فرار (جهت $Y$ )



جدول ۳. مشخصات شبکه‌های تولیدشده

Table 3. Specifications of different grids

متوسط ضریب برآ تیغه	تعداد کل المان‌ها	شبکه
۰,۱۷۵۸۸۹	۳۱۷۴۹۴۵	(G۱)
۰,۱۹۰۵۰۷	۷۸۱۲۵۶۱	(G۲)
۰,۱۹۴۴۵۳	۱۴۱۰۵۳۶۳	(G۳)



شکل ۶. مقایسه ضریب برآی تیغه به منظور بررسی استقلال از شبکه

Fig. 6. Comparison of blade lift coefficient for grid independency analysis

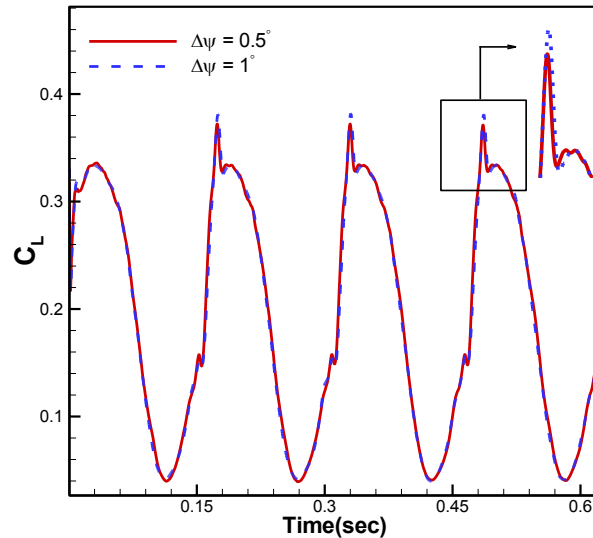
موج ضربه‌ای و جدایش جریان، ضریب برآی تیغه با دو شبکه دیگر دارای اختلاف بیشتری می‌باشد. این اختلاف بین شبکه شماره ۱ و ۲ در حدود ۸٪ درصد می‌باشد. از این‌رو شبکه با تعداد سلول ۷,۸ میلیون، انتخاب مناسبی برای این پژوهش بوده است. در شکل ۶ ضریب برآی تیغه برای سه شبکه تولید شده در دور چهارم چرخش مقایسه شده است.

از دیگر مراحل انجام شبیه‌سازی آیرودینامیک ناپایای روتور، تعیین گام زمانی مناسب با توجه به شرایط پرواز بالگرد می‌باشد که از اهمیت خاصی در افزایش دقت نتایج برخوردار است. گام زمانی باید به اندازه‌ای کوچک باشد که بتواند تمام ویژگی‌های وابسته به زمان میدان جریان و کمیت‌های توربولانسی را به‌درستی حل نماید. در روتور بالگرد، اندازه گام زمانی بر اساس میزان جابه‌جایی تیغه در پیشروی زاویه سمت تعیین می‌شود. از طرف دیگر این گام زمانی مستقیماً در همگرایی حل نیز اثر دارد که باید در تنظیمات

ضریب برآی تیغه توسط رابطه (۸) استفاده شده است.

$$e\% = \frac{\sum_{i=1}^{720} (C_{L,G2} - C_{L,G1})}{\sum_{i=1}^{720} C_{L,G2}} \quad (8)$$

آنالیز استقلال از شبکه نشان می‌دهد که رفتار مربوط به ضرایب برآ در دو شبکه ۷,۸ و ۱۴,۱ میلیونی مشابه با یکدیگر بوده و محاسبات مربوط به متوسط ضریب برآ نیز این موضوع را تصدیق کرده و اختلاف ناچیزی را نشان می‌دهد. همچنین در روند مقایسه شبکه، از شبکه‌ای با تعداد سلول ۳,۱ میلیون نیز بهره گرفته شد که به علت وجود پدیده‌های پیچیده همچون وجود



شکل ۷. مقایسه ضریب برای تیغه به منظور بررسی استقلال از گام زمانی

Fig. 7. Comparison of blade lift coefficient for time step independency analysis

جدول ۴. مقایسه گام زمانی

Table 4. Comparison of time step size

گام زمانی (ثانیه)	زاویه پیشروی (درجه)
۰٫۰۰۰۲۱۶۵	۰٫۵
۰٫۰۰۰۴۳۳۰	۱

تحقیق، نیاز به گام زمانی کوچکتر می‌باشد، از این رو از زاویه پیشروی ۰٫۵ درجه استفاده شده است.

$$\Delta t = \frac{2\pi}{\Omega \times N_{sub\ loop}} \quad (9)$$

#### ۶- اعتبار سنجی

در این بخش جهت اعتبارسنجی شبیه‌سازی انجام شده از نتایج تست پروازی<sup>۲</sup> و شبیه‌سازی عددی انجام شده بالگرد AH-۱G در حداکثر سرعت پروازی که توسط ناسا انجام شده، استفاده شده است [۲۶].

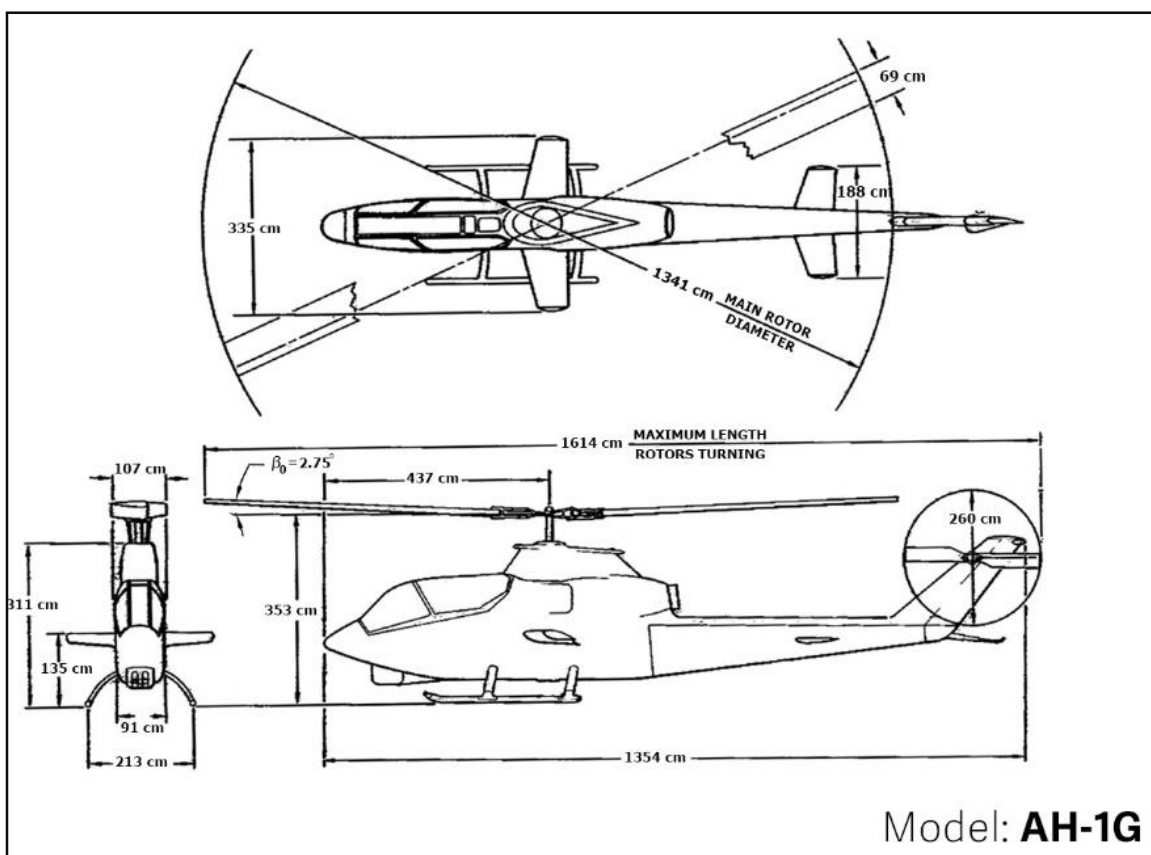
#### ۶-۱- معرفی بالگرد AH-۱G Cobra

بالگرد AH-۱G، بالگردی دو نفره و تک موتوره می‌باشد که اولین پرواز خود را در سال ۱۹۶۵ میلادی انجام داده است. روتور این بالگرد دارای دو تیغه با نوک مستطیلی و هاب الکلنگی<sup>۳</sup> می‌باشد. ایرفویل تیغه‌ها از نوع Bell ۵۴۰ Sym.Mod بوده که مخصوص شرکت بالگردسازی بل تکسترون<sup>۴</sup> بوده و پروفیل آن بر مبنای ایرفویل بهینه شده استاندارد

حلگر در نظر گرفته شود. بهترین راه تعیین گام زمانی مناسب، بررسی شرایط استقلال از میزان جابه‌جایی تیغه در میزان پیشروی زاویه سمت می‌باشد. در این تحقیق جهت بررسی استقلال گام زمانی، با استفاده از رابطه (۹)، اندازه گام زمانی برای دو زاویه جابجایی ۰٫۵ و ۱ درجه بر روی ضریب برآ روتور بررسی شده است. جزئیات مربوط به انتخاب گام زمانی در جدول ۴ ذکر شده است. در رابطه (۹)،  $N_{sub\ loop}$  برابر تعداد گام لازم برای طی کردن یک سیکل کامل می‌باشد. همچنین در شکل ۷ مقایسه ضریب برای تیغه روتور مربوط به دو زاویه پیشروی نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۷ مشخص است، با وجود اختلاف جزئی در قله‌های نوسان، رفتار ضرایب برآ برای دو گام زمانی کاملاً مشابه می‌باشد. با توجه به محدودیت در انتخاب شبکه و تمرکز بر فیزیک جریان و تسخیر پدیده واماندگی دینامیکی در این

1 Capture

- 2 Flight Test
- 3 Teetering rotor
- 4 Bell Textron



شکل ۸. مشخصات ابعادی بالگرد AH-1G

Fig. 8. Dimensional specifications of AH-1G Helicopter

در رابطه (۱۰)،  $\beta$  زاویه هندسی مخروط اولیه،  $\beta_{lc}$  زاویه فلاپ طولی<sup>۲</sup> و  $\beta_{ls}$  زاویه فلاپ عرضی<sup>۳</sup> تیغه است. این رابطه توسط کد واسط به صورت فلپ اجباری همراه با نوسان پیچشی به حلگر اعمال شده است. در جدول ۵ شرایط عملیاتی بالگرد AH-1G در سرعت بالای پرواز ۱۵۹ نات<sup>۴</sup> (معادل با ۲۹۰ کیلومتر بر ساعت) ذکر شده است. در شکل ۹ مقایسه نتایج ضرایب نیروی عمودی<sup>۵</sup> برای دو مقطع در شعاع بی‌بعد  $(r/R)$ ، ۰٫۸۶ و ۰٫۹۵ مربوط به تست پروازی، شبیه‌سازی حلگر<sup>۶</sup> FLOWER و شبیه‌سازی پژوهش حاضر بر اساس جدول ۵ ارائه شده است. حل‌گر FLOWER یک حل‌گر مبتنی بر روش حجم محدود می‌باشد که

می‌باشد. همچنین تیغه این بالگرد دارای پیچش هندسی ۱۰-درجه از مرکز هاب تا نوک تیغه است. شعاع روتور این بالگرد ۶٫۷۱ متر، وتر آن ۶۹ سانتی‌متر و نسبت منظری ۹٫۸ می‌باشد. جهت انجام تست‌های پروازی و نصب تجهیزات اندازه‌گیری بر روی تیغه، وتر آن به ۷۳ سانتی‌متر افزایش و نسبت نظری آن به ۹٫۲ کاهش یافته است. همچنین زاویه مخروطی اولیه<sup>۱</sup> تیغه برابر ۲٫۷۵ درجه می‌باشد [۲۶]. سایر مشخصات ابعادی این بالگرد در شکل ۸ نشان داده شده است.

برای اعمال زاویه پیچ‌نوسانی از رابطه (۱) و زاویه فلاپ متغیر با زمان تیغه روتور در پرواز، از رابطه (۱۰) استفاده شده است.

$$\beta = \beta_0 + \beta_{lc} \cos \psi(t) + \beta_{ls} \sin \psi(t) \quad (10)$$

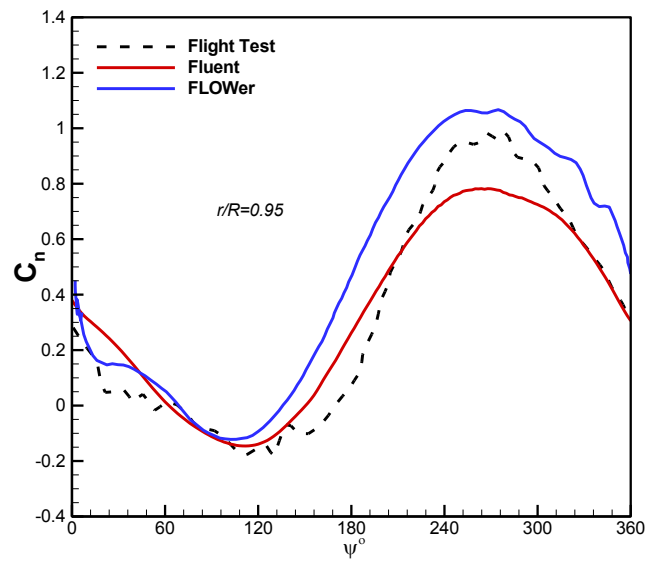
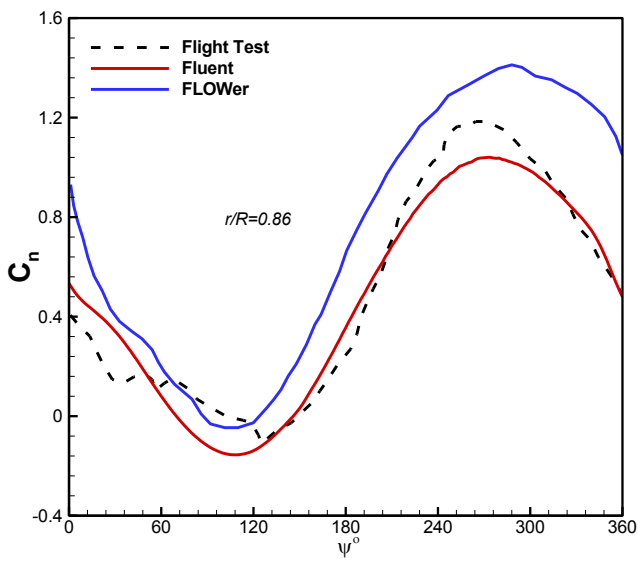
- 2 Longitudinal flapping
- 3 Lateral flapping angle
- 4 Knot
- 5 Normal force
- 6 Solver

1 precone

جدول ۵. شرایط پروازی بالگرد AH-1G [۲۷]

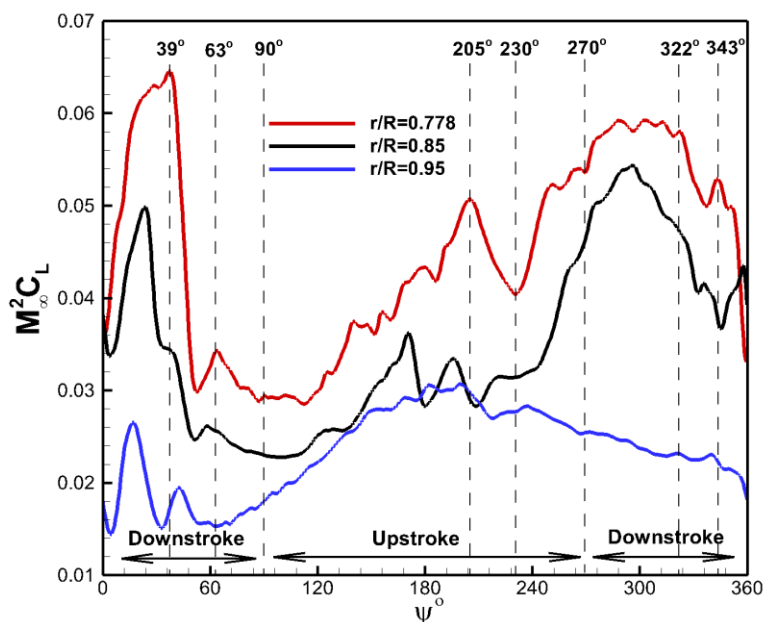
Table 5. AH-1G helicopter flight conditions

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



شکل ۹. مقایسه نتایج ضرایب نیروی عمودی شبیه‌سازی انجام شده با تست پروازی بالگرد AH-1G [۲۶]

Fig. 9. Comparison of the results of simulation normal force coefficients performed with AH-1G helicopter flight test [26]



شکل ۱۰. تغییرات ضریب برآ با زاویه سمت مربوط به مقاطع ۰/۷۷۸، ۰/۸۵ و ۰/۹۵.

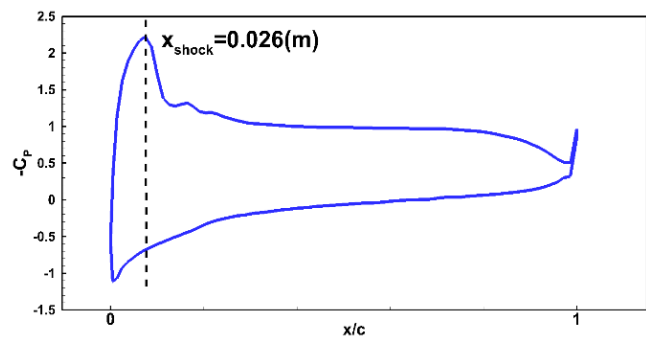
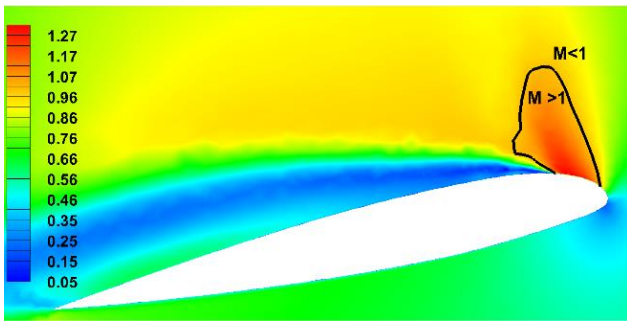
Fig. 10. lift Coefficient variation with Azimuth Angle for section 0.778, 0.85, and 0.95

بیشترین حالت ۱۲ درصد بوده که در ربع سوم حرکت تیغه و در زاویه سمت ۲۶۹ درجه ایجاد شده است. در مقطع ۰/۹۵ اختلاف ضریب نیروی عمودی در ناحیه پیش‌رونده مناسب بوده در حالی که با ورود به ناحیه پس‌رونده روتور، این اختلاف افزایش یافته است. با این حال دقت شبیه‌سازی ضریب نیروی عمودی این مقطع نسبت به حلگر FLOWer مناسب‌تر است. دلایل اختلاف کمی شبیه‌سازی انجام شده با نتایج تست پروازی ناشی از عواملی همچون ایجاد پدیده‌های گذرای غیرخطی پیچیده در زمان‌های بسیار کوچک، و خطاهای مربوط به محاسبه ضریب انتگرالی می‌باشد. لازم به ذکر است مقادیر خطا در این مورد تحقیقاتی راضی‌کننده و همانند مرجع مشابه آن قابل قبول است [۲۶]. نتایج ضرایب نیروی عمودی ارائه شده، مربوط به سیکل چهارم چرخش تیغه و گام زمانی محاسبه شده بر اساس پیش‌روی یک درجه تیغه می‌باشد.

#### ۷- نتایج و بحث

به منظور درک بهتر پدیده و اماندگی دینامیکی و جدایش‌های گسترده تیغه روتور همراه با نوسان پیش‌روی، در ابتدا به بررسی سه مقطع در موقعیت شعاعی بی‌بعد (r/R)، ۰/۷۷۸، ۰/۸۵ و ۰/۹۵ در ناحیه خارجی تیغه (نزدیک به نوک) مطابق تعریف شکل ۲ پرداخته شده است. در شکل ۱۰ ضریب برآ در این سه مقطع در طول یک سیکل کامل نشان داده شده است. با حرکت

توسط مرکز هوافضای آلمان<sup>۱</sup> توسعه داده شده است. این حل‌گر معادلات ناویر استوکس سه‌بعدی متوسط‌گیری شده را با استفاده از مدل آشفتگی  $k-\omega$  حل نموده و اعتبار آن در مراجع [۱۴ و ۱۹ و ۲۸ و ۲۹] بررسی شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، نتایج نشان‌دهنده تشابه کیفی مناسب ضریب نیروی عمودی این دو مقطع با تست پروازی می‌باشد. این تشابه در مقطع ۰/۸۶ نسبت به ۰/۹۵ دارای دقت بهتری مخصوصاً در ناحیه پس‌رونده تیغه روتور است. علاوه بر آن، مقایسه ضریب این مقطع نسبت به نتیجه حلگر FLOWer نشان‌دهنده اختلاف کمتر شبیه‌سازی تحقیق حاضر با نتیجه تست پروازی می‌باشد. همچنین در مقطع ۰/۸۶ مکان وقوع حداکثر ضریب نیروی عمودی در این مقطع به‌درستی پیش‌بینی شده در صورتی که نتیجه حلگر FLOWer دارای اختلاف نسبتاً زیادی در این موقعیت نسبت به نتیجه تست پروازی می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی حاضر مکان وقوع حداکثر ضریب نیروی عمودی را در زاویه ۲۶۷ درجه پیش‌بینی کرده است در حالی که حلگر FLOWer این مقدار را در زاویه ۲۸۶ درجه محاسبه نموده است. با توجه به اینکه بیشترین ضریب نیروی عمودی در نتایج تجربی در حدود زاویه ۲۶۴ درجه رخ می‌دهد، نتایج عددی بدست آمده در تحقیق حاضر، نشان‌دهنده شبیه‌سازی صحیح در این پژوهش می‌باشد. اختلاف ضریب نیروی عمودی به‌دست آمده در این تحقیق با نتیجه تجربی، در



شکل ۱۱. کانتور عدد ماخ (سمت چپ) و توزیع ضریب فشار (سمت راست) مقطع ۰/۷۷۸ در زاویه سمت ۳۹ درجه

Fig. 11. Mach number contour (left) and pressure coefficient (right) of 0.778 section at 39° Azimuth angle

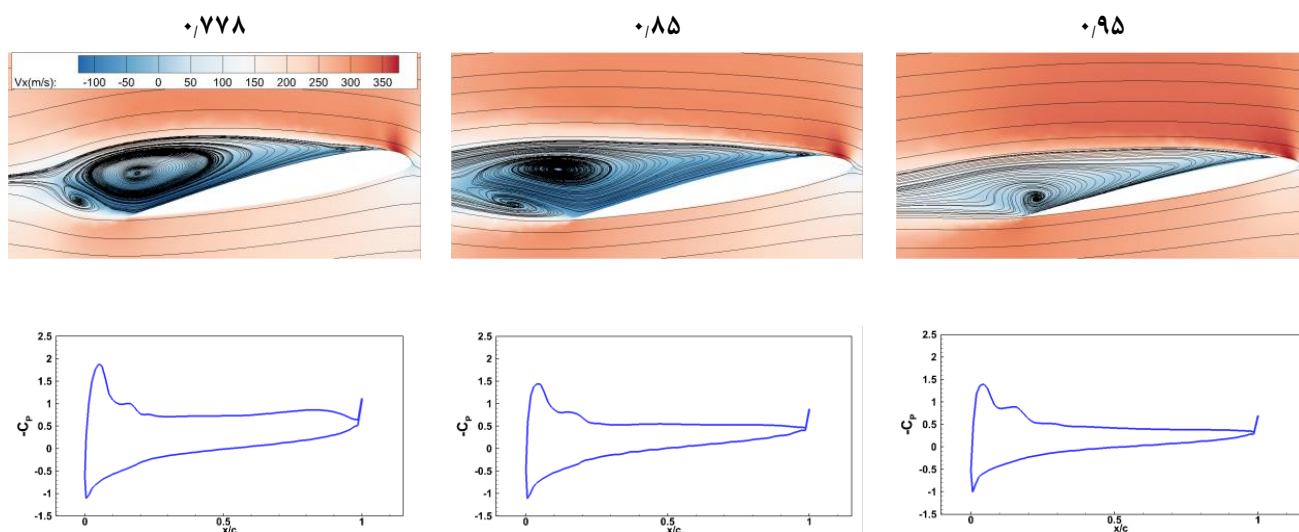
برآ نسبت به بیشینه ضریب برآ در نواحی نزدیک‌تر به نوک تیغه ۱۰/۲ درصد کاهش یافته است.

در ربع سوم حرکت تیغه روتور، در مقطع ۰/۷۷۸، ضریب برآ مجدداً افت یکباره را در زاویه سمت ۲۰۵ درجه تجربه می‌کند. این افت تا زاویه سمت ۲۳۰ درجه ادامه یافته است. مقطع ۰/۸۵ دو افت ضریب برآ در این ناحیه دارد. افت اول در حد فاصل ربع دوم و سوم پیشروی و در زاویه سمت بین ۱۷۰ درجه تا ۱۷۹ درجه و افت دوم ضریب برآ خفیف‌تر بوده و از زاویه سمت حدود ۱۹۵ درجه شروع و تا زاویه ۲۰۷ درجه ادامه یافته است. مقطع ۰/۹۵ افت یکباره ضریب برآ در این ناحیه حرکت را تجربه نمی‌کند. تیغه در ربع سوم پیشروی دارای حرکت بالارونده و همراه با افزایش زاویه پیچ تیغه می‌باشد. در ربع چهارم پیشروی تیغه، مقطع ۰/۷۷۸ دو افت شدید در ضریب برآ دارد. افت اول در فاصله زاویه سمت ۳۲۲ درجه تا ۳۳۷ درجه و افت بعدی که شدت بیشتری دارد از زاویه سمت ۳۴۳ تا ۳۶۰ درجه ادامه یافته است. مقطع ۰/۸۵ هم در فاصله زاویه سمت ۲۹۷ تا ۳۴۰ درجه دارای افت شدیدی در ضریب برآ می‌باشد. مقطع ۰/۹۵ دارای افت یکباره در این بازه از حرکت نمی‌باشد و کاهش ضریب برآ به صورت تدریجی اتفاق افتاده است. با اینکه حرکت در ربع چهارم پیشروی همراه با کاهش زاویه پیچ تیغه بوده که خود عامل کاهش ضریب برآ می‌باشد، اما باید به بررسی نواحی که در آن کاهش قابل توجه ضریب برآ اتفاق افتاده است، پرداخته شود.

در شکل ۱۱ کانتور عدد ماخ و نمودار ضریب فشار در زاویه سمت ۳۹ درجه نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشخص است، وجود ناحیه مافوق صوت در نزدیکی لبه حمله و همچنین وجود گردابان در ضریب

تیغه روتور از زاویه سمت صفر درجه، در مقطع ۰/۷۷۸ حداکثر ضریب برآ در زاویه سمت ۳۹ درجه اتفاق افتاده است. زاویه نوسان پیچشی در این موقعیت بر اساس رابطه ۱ برابر با ۱۱/۳۳ درجه می‌باشد. در این شرایط ضریب برآ به یکباره دچار افت شدیدی می‌شود. این افت شدید تا زاویه سمتی حدود ۵۲ درجه ادامه یافته است. زاویه نوسان پیچشی روتور در هنگام ایجاد این پدیده کاهش و در فاز پایین رونده می‌باشد، اما سرعت مماسی به مقطع به صورت پیوسته افزایش یافته است (معادله (۲)). در این شرایط مقطع روتور به علت افزایش گردابان فشار معکوس دچار واماندگی شده است. با توجه به کاهش زاویه نوسان پیچشی در یک چهارم اول پیشروی روتور و همچنین وجود مکانیزم‌های مختلف ایجاد واماندگی دینامیکی که در مقدمه به آنها اشاره شده، مقطع ۰/۷۷۸ در زاویه سمت ۳۹ درجه واماندگی دینامیکی ناشی وجود موج ضربه‌ای شده است. در مقطع ۰/۸۵ حداکثر ضریب برآ در زاویه سمت ۲۳ درجه اتفاق افتاده و مشابه با مقطع قبلی، در این زاویه دچار افت ناگهانی شده که این افت تا زاویه سمت حدود ۵۲ درجه، مشابه مقطع قبلی ادامه یافته است. این افت ناگهانی به منزله واماندگی دینامیکی مقطع در این فاصله می‌باشد. در مقطع ۰/۹۵ ضریب برآ پس از اندکی کاهش شروع به افزایش نموده و به حداکثر ضریب برآ در زاویه سمت ۱۷ درجه در ناحیه پیش‌رونده روتور رسیده است. این افت ناگهانی تا زاویه سمت حدود ۳۳ درجه ادامه یافته است. همچنین در شکل ۱۰ قابل مشاهده است که اثرات موج ضربه‌ای بر روی ضرایب برآ در نواحی نزدیک‌تر به نوک تیغه به دلیل اثرات سه‌بعدی نفوذ گردابه نوک تضعیف شده و تغییرات ضریب برآ نسبت به نواحی داخلی تیغه کمتر و یکنواخت‌تر به گونه‌ای که نسبت تغییرات ضریب





شکل ۱۲. کانتور سرعت در راستای جریان همراه با خطوط جریان (بالا) و نمودار ضریب فشار مقاطع (پایین) در زاویه سمت ۴۵ درجه

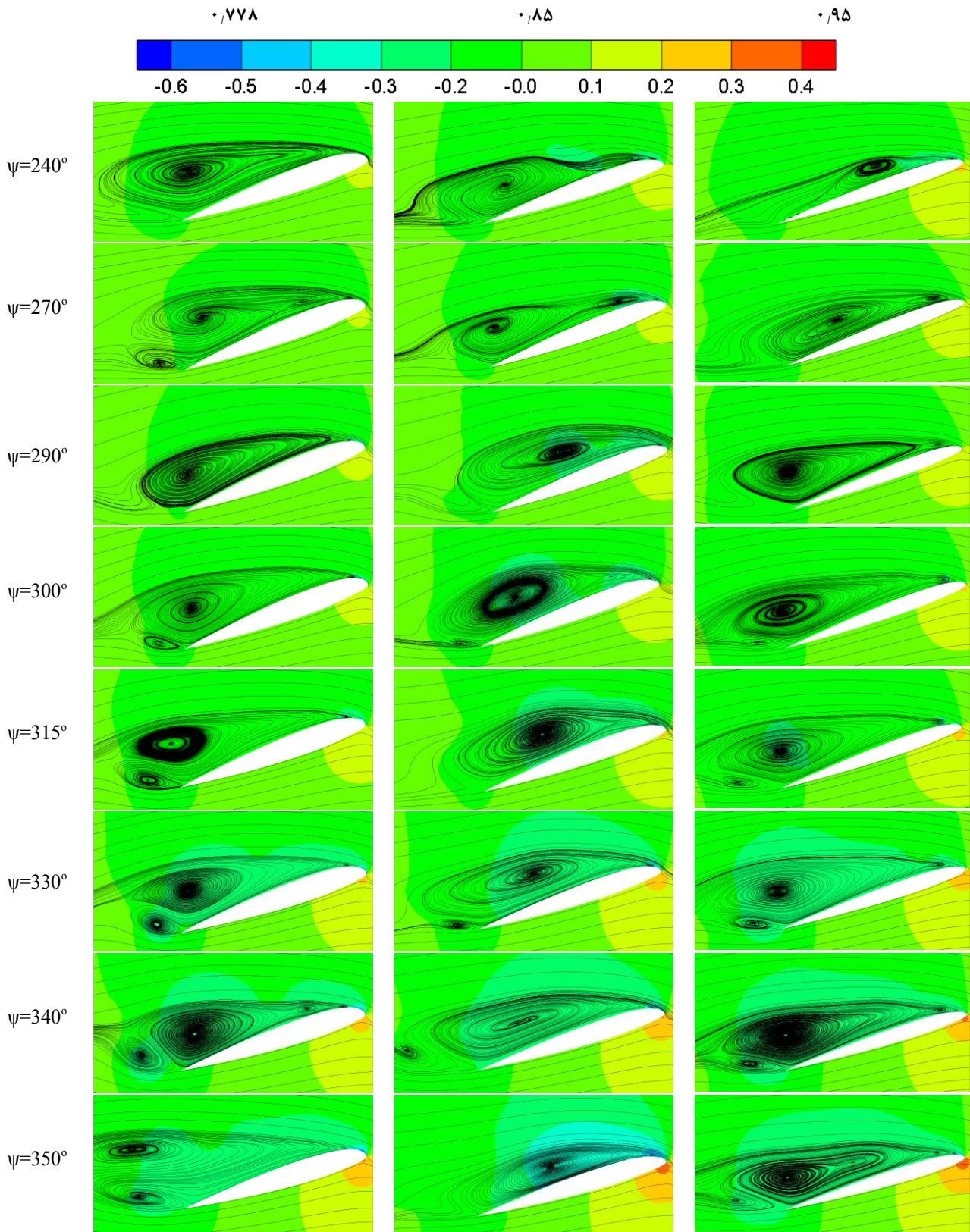
Fig. 12. The contour of the chordwise direction velocity along with the streamlines (top) and pressure coefficient diagrams (bottom) for different sections at 45° Azimuth angle

درجه، که هر سه مقطع در شرایط واماندگی قرار دارند، نشان داده شده است. همان طور که در این شکل قابل مشاهده می‌باشد، ناحیه چرخشی سطح مکش مقاطع را پوشانده و عامل صاف شدن ضریب فشار روی سطوح بالایی شده است. در مقطع ۰٫۷۷۸ گردابه لبه‌فرار در حال حرکت به پایین دست می‌باشد و به نظر می‌رسد که تأثیر ناچیزی بر ضریب فشار داشته باشد. حداکثر عدد ماخ در این مقطع ۱٫۲۴ می‌باشد. این موضوع در مقطع ۰٫۸۵ نیز قابل مشاهده بوده و همان طور که از خطوط جریان نیز مشخص است، گردابه لبه‌حمله نیز تحت اثر حرکت گردابه لبه‌فرار قرار گرفته و خطوط جریان کشیده‌تر شده است. حداکثر عدد ماخ در این مقطع برابر ۱٫۱۸ می‌باشد. در مقطع ۰٫۹۵ هسته گردابه لبه‌حمله به انتهای ایرفویل رسیده است ولی همچنان اثرات خود را به صورت ناحیه چرخشی در بیشتر سطح مکش مقطع حفظ نموده است. در این مقطع (۰٫۹۵) نیز با وجود جابه‌جایی مرکز گردابه، ضریب فشار در بیشتر سطح بالایی مسطح شده است. حداکثر عدد ماخ در این مقطع برابر ۱٫۱۷ می‌باشد.

در شکل ۱۳ کانتور ضریب فشار همراه با خطوط جریان سه مقطع مختلف از زاویه سمت ۲۴۰ تا ۳۶۰ درجه نشان داده شده است. همچنین در شکل ۱۴ نمودار ضریب فشار هر سه مقطع در این نواحی مهم ارائه شده است. همان طور که در شکل ۱۳ دیده می‌شود، در مقطع ۰٫۷۷۸ خطوط

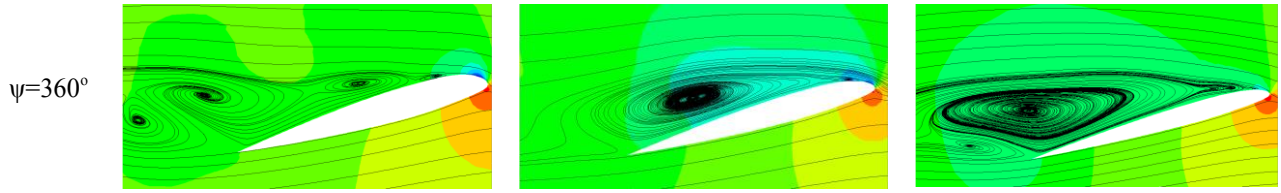
فشار نیز تأییدکننده وجود یک موج ضربه‌ای در نزدیکی ۷٫۵ درصد وتر می‌باشد. وجود گرادیان فشار ناشی از موج ضربه‌ای باعث افزایش ضخامت لایه مرزی شده که در این شرایط لایه مرزی روی سطح ایرفویل مستعد جدایش می‌شود [۳۰]. وقوع واماندگی ناشی از تراکم‌پذیری در ناحیه اول پیشروی روتور در چندین مرجع گزارش شده است [۱ و ۶ و ۹ و ۳۰]. در نمودار مربوط به ضریب فشار، وجود ناحیه چرخشی روی سطح ایرفویل باعث صاف شدن ضریب فشار و گسترده شدن آن در بیشتر ناحیه مکش<sup>۱</sup> روی سطح ایرفویل بعد از ناحیه کوچکی در نزدیکی لبه حمله (ناحیه جدایش آرام) شده است. حداکثر عدد ماخ در این مقطع در زاویه سمت ۳۹ درجه برابر با ۱٫۳۲ می‌باشد. در دو مقطع دیگر نیز مکانیزمی مشابه با آنچه در مقطع ۰٫۷۷۸ رخ داده، اتفاق افتاده است. با توجه به شکل ۱۰ هرچه به نوک تیغه نزدیک‌تر می‌شویم، وجود واماندگی ناشی از موج ضربه‌ای زودتر و با افت کمتری اتفاق افتاده است. مقطع ۰٫۹۵ مجدداً واماندگی ناشی از وجود موج ضربه‌ای را در زاویه سمت حدود ۴۲٫۶ درجه تجربه کرده است. حداکثر عدد ماخ این مقطع در زاویه سمت ۳۹ درجه برابر با ۱٫۲۳ و ناحیه مافوق صوت ناحیه کوچکی در نزدیک لبه‌حمله می‌باشد.

در شکل ۱۲ خطوط جریان و توزیع ضریب فشار در زاویه سمت ۴۵



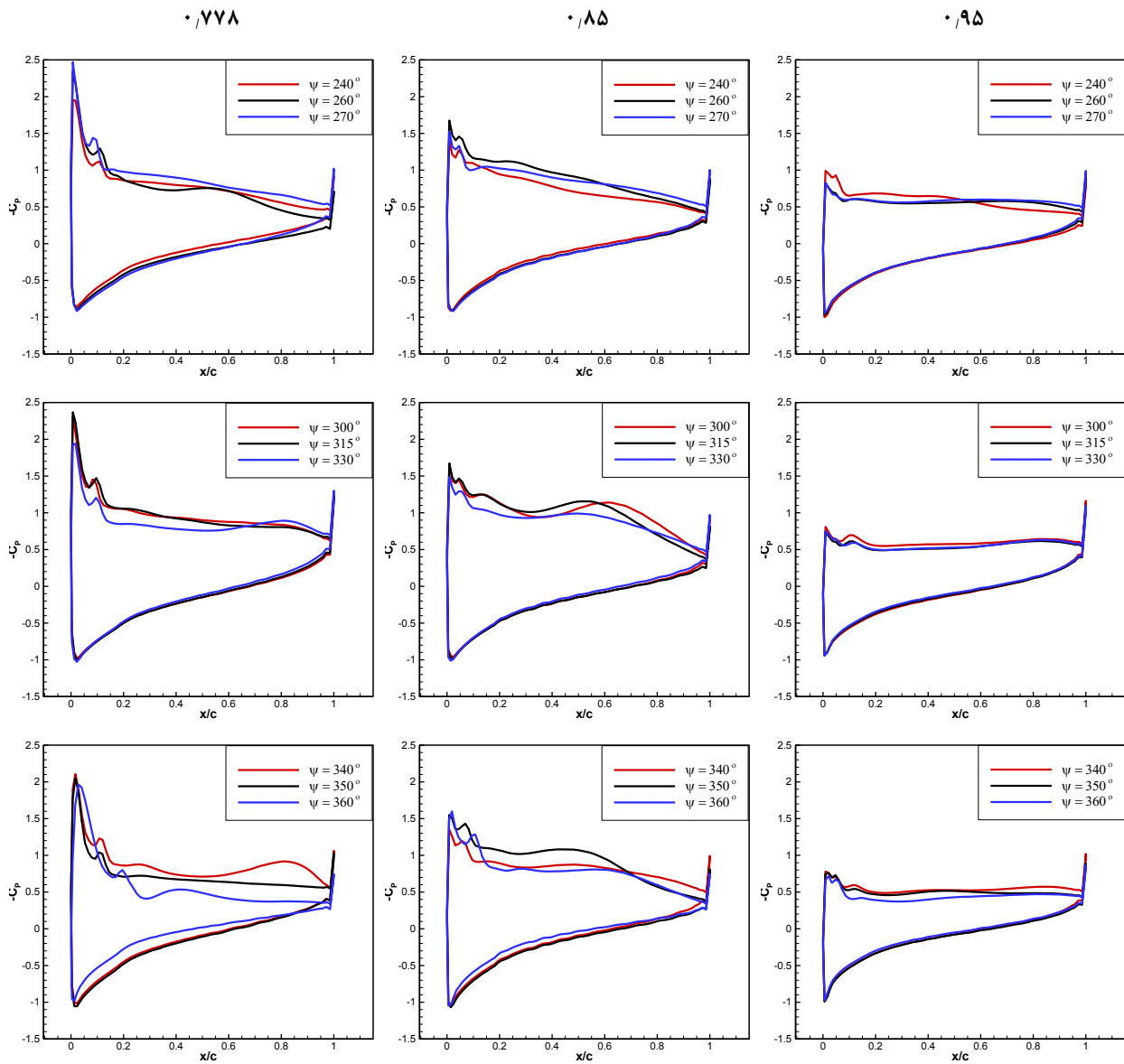
شکل ۱۳. کانتور فشار همراه با خطوط جریان برای مقاطع ۰/۷۷۸، ۰/۸۵ و ۰/۹۵ شعاع در ناحیه پس‌رونده روتور (ادامه دارد)

Fig. 13. Pressure coefficient contour along with streamlines for 0.778, 0.85, and 0.95 radius sections in the rotor retreating side (Continue)



شکل ۱۳. کانتور فشار همراه با خطوط جریان برای مقاطع  $0.778$ ،  $0.85$  و  $0.95$  شعاع در ناحیه پس‌رونده روتور

Fig. 13. Pressure coefficient contour along with streamlines for 0.778, 0.85, and 0.95 radius sections in the rotor retreating side



شکل ۱۴. توزیع ضریب فشار مقاطع  $0.778$ ،  $0.85$  و  $0.95$  شعاع در ناحیه پس‌رونده روتور

Fig. 14. Distribution of pressure coefficient of 0.778, 0.85, and 0.95 radius sections in the rotor retreating side

مقطع قرار دارد. همچنین اثرات متقابل جداشدن گردابه لبه‌فرار در زاویه سمت ۳۴۰ درجه باعث کشیده‌شدن مرکز گردابه (شکل ۱۳) و پخش‌شدن گردادین فشار نامطلوب روی سطح این مقطع شده است. در مقطع ۰٫۹۵، تقریباً در تمامی زوایای مورد بررسی، توزیع ضریب فشار روی سطح کاملاً صاف شده است، که نشان از جدایش گسترده روی سطح این مقطع در تمامی زوایای سمت در ناحیه پس‌رونده دارد. در این مقطع برخلاف دو مقطع قبلی، تغییرات قابل توجهی در توزیع ضریب فشار در زوایای سمت مورد بررسی دیده نمی‌شود. آنچه در نمودار ضریب برآ (شکل ۱۰) نیز مشخص است، در این ناحیه واماندگی دینامیکی رخ نداده است که علت آن ناشی از نفوذ شدید گردابه نوک و کاهش زاویه حمله مؤثر در این مقطع می‌باشد. نکته دیگری که در شکل ۱۴ مشخص می‌باشد، کاهش حداکثر ضریب فشار با نزدیک‌شدن به ناحیه نوک تیغه می‌باشد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که اثر گردابه نوک، آشکارا بر روی محدودکردن واماندگی دینامیکی مقاطع نزدیک به آن مؤثر بوده است. با اینکه که در تمامی ضرایب فشار، ناحیه کوچک جدایش آرام دیده می‌شود، اثر قابل توجهی بر روی ضریب برآ نداشته که بتوان آن را مرتبط با واماندگی دینامیکی دانست.

علاوه بر وقوع جدایش دینامیکی در راستای وتر تیغه، در راستای دهانه نیز جدایش جریان گسترش می‌یابد. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که در این نواحی، جدایش جریان منجر به کاهش فشار در لبه حمله تیغه شده است. جهت درک بهتر جنبه‌های سه‌بعدی واماندگی دینامیکی، در شکل ۱۵ توزیع فشار روی سطح تیغه از مقطع حدود ۰٫۷۷۸ تا نوک تیغه در زاویه سمت بین ۲۴۰ تا ۳۶۰ درجه در ناحیه پس‌رونده روتور نشان داده شده است (جهت فلش حرکت بالارونده و پایین رونده را مشخص می‌کند). همان‌طور که از این شکل دیده می‌شود، در زاویه سمت ۲۴۰ درجه نواحی کوچکی از جدایش جریان در نزدیکی لبه‌حمله ایجاد شده است. در ادامه پیشروی تیغه نواحی جدایش به سمت لبه فرار گسترش یافته است. گسترش جدایش در زوایای سمت بین ۳۳۰ تا ۳۶۰ درجه قابل توجه بوده و بیشتر سطح بالایی در ناحیه خارجی تیغه، تحت تأثیر این ناحیه کم فشار قرار گرفته است. همچنین در زاویه سمت ۳۶۰ درجه وجود یک هسته جدایش مجزا که از لبه‌فرار شکل گرفته است بین مقاطع ۰٫۸۵ تا ۰٫۹۵ شعاع دیده می‌شود که نشان از هسته مرکز کم فشار در آن ناحیه است. نکته دیگری که در شکل ۱۵ دیده می‌شود، کاهش گسترش ناحیه کم فشار اطراف نوک تیغه (از ۰٫۹۵ شعاع تا نوک) به دلیل وجود اثرات نفوذگردابه نوک است. همین علت باعث تضعیف شرایط واماندگی دینامیکی در نواحی نزدیک به نوک شده است. ضریب برآ مقطع

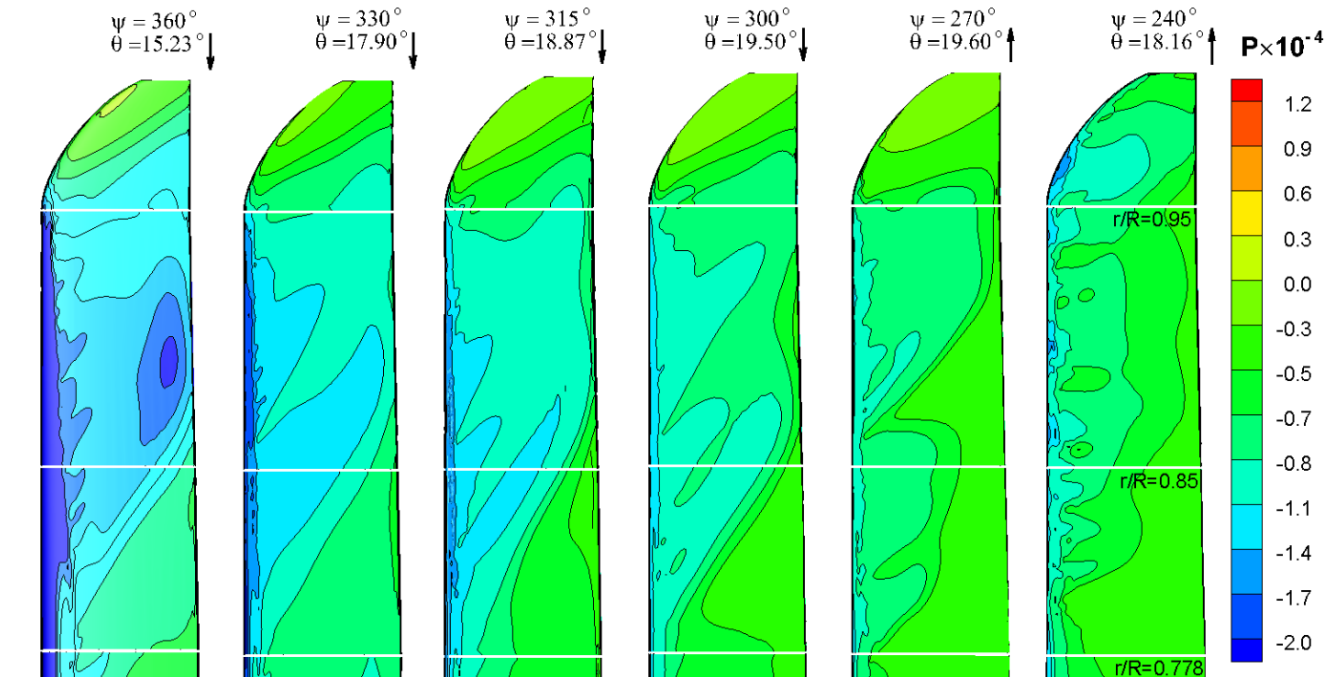
جریان نشان‌دهنده وجود گردابه لبه‌فرار در تمامی زوایای سمت مورد بررسی به جز ۲۴۰ و ۲۹۰ درجه می‌باشد. شکل‌گیری و رشد گردابه لبه‌فرار نقش قابل توجهی در کاهش ضریب برآ در این مقطع دارد که نمودارهای پیشین مربوط به ضریب برآ را تصدیق می‌نماید. همچنین هسته گردابه لبه‌حمله تا قبل از جداشدن از سطح در ناحیه نزدیک به لبه‌فرار مقطع متمرکز می‌باشد. در مقطع ۰٫۸۵ گردابه لبه‌فرار شکل‌گرفته در زوایای سمت ۳۰۰ و ۳۳۰ دیده می‌شود. در حالی که در زاویه سمت ۳۴۰ درجه این گردابه به داخل جریان ریزش نموده است. نکته دیگر که با مقایسه این دو مقطع مشخص می‌شود، وجود گردابه لبه‌فرار بزرگ‌تر در مقطع ۰٫۷۷۸ نسبت به مقطع ۰٫۸۵ می‌باشد. مقایسه قدرت این گردابه‌ها در قسمت بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. هسته گردابه لبه‌حمله تشکیل شده در مقطع ۰٫۸۵، اکثراً در نواحی مرکز مقطع قرار گرفته است. دلیل این موضوع عدم وجود گردابه لبه‌فرار در اکثر زوایای سمت در این مقطع و عدم وجود اثرات آن بر روی گردابه‌های لبه‌حمله تشکیل شده می‌باشد. در مقطع ۰٫۹۵ نیز به جز زوایای سمت ۲۴۰، ۲۷۰ و ۲۹۰ درجه، در سایر زوایای منتخب، گردابه لبه‌فرار وجود دارد. مشخصاً این گردابه‌ها نیز نسبت به گردابه لبه‌فرار در مقطع ۰٫۷۷۸ کوچک‌تر می‌باشند. همچنین در این کانتورها، مشاهده می‌گردد که نواحی کم‌فشار منطبق بر مرکز گردابه‌ها بوده و با افزایش زاویه سمت به علت رشد گردابه‌ها و اتصال آن‌ها، این نواحی کم‌فشار نیز رشد می‌کنند به گونه‌ای که مشاهده می‌گردد در زاویه سمت ۳۶۰ درجه، بیشترین ناحیه کاهش فشار در مقطع ۰٫۸۵ رخ داده است که این موضوع عامل ایجاد ضریب برآی بیشتر این مقطع در این زاویه است که پیش از این در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

شکل ۱۴ مربوط به مقایسه توزیع ضریب فشار سه مقطع در زوایای سمت منتخب در ناحیه پس‌رونده روتور می‌باشد. همان‌طور که در این شکل مشخص است، ردپای<sup>۱</sup> گردابه لبه‌حمله روی سطح مقاطع به‌صورت گردادین فشار نامطلوب در سطح بالایی دیده می‌شود. در مقطع ۰٫۷۷۸ اثرات کاهش ضریب فشار به دلیل محل قرارگیری گردابه لبه‌حمله در زوایای سمت ۲۶۰، ۳۳۰، ۳۴۰ و ۳۶۰ کاملاً مشخص می‌باشد. حداکثر گردادین فشار نامطلوب در این مقطع مربوط به زاویه سمت ۳۴۰ درجه و در ناحیه نزدیک به لبه فرار است که این موضوع در کانتور مربوطه در شکل ۱۳ نیز مشخص است. همچنین شکل‌گیری گردابه ثانویه<sup>۲</sup> لبه‌حمله نیز به‌صورت اثرات ضعیف گردادین فشار نامطلوب در زوایای سمت ۳۴۰ و ۳۶۰ درجه دیده می‌شود. در مقطع ۰٫۸۵، بر خلاف مقطع قبلی، مراکز گردابه اکثراً در نواحی مرکزی

1 Foot print

2 Secondary leading edge vortex





شکل ۱۵. کانتور فشار روی سطح بالایی تیغه پس‌رونده در موقعیت متفاوت زاویه سمت

Fig. 15. Pressure contour on the upper side of the retreating blade at different azimuthal angles

$$Q = 1/2 (\|\bar{\Omega}\|^2 - \|\bar{S}\|^2) > 0 \quad (11)$$

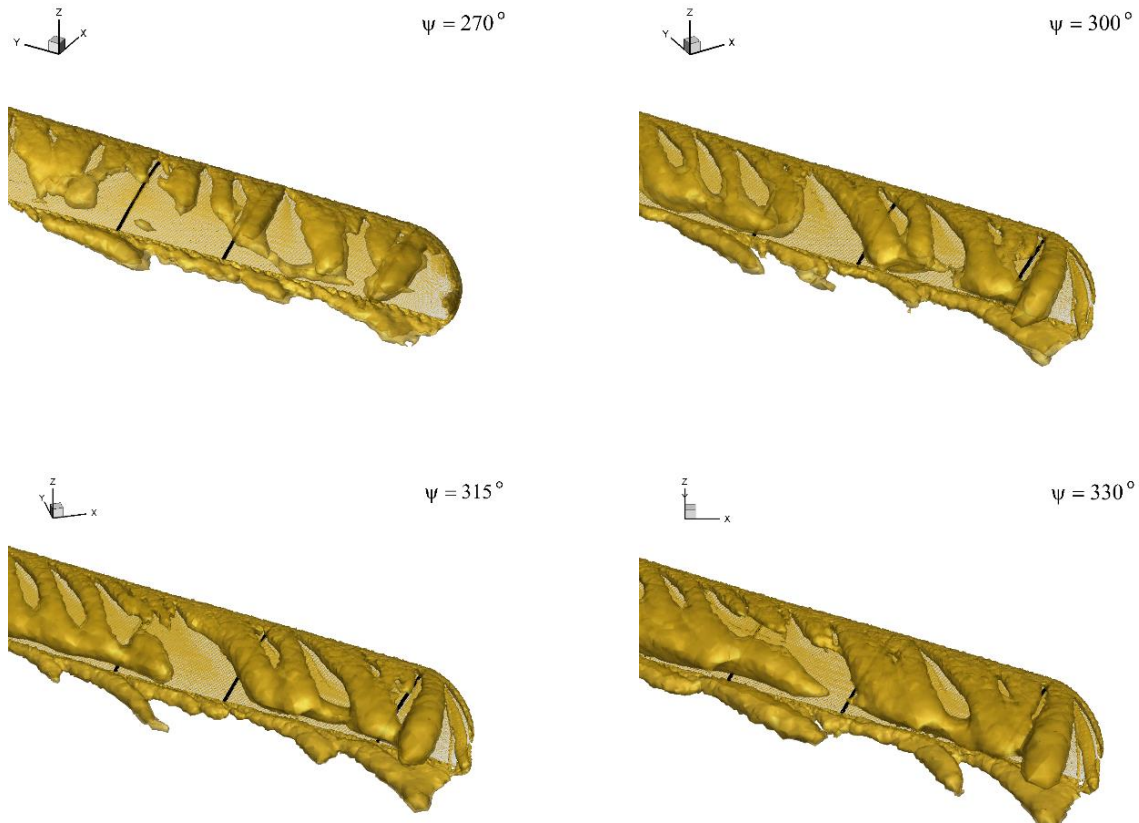
در ادامه از این معیار جهت آشکارسازی کیفی میدان گردابه‌ای روی سطح تیغه برای خطوط هم‌سطح<sup>۲</sup>  $Q$  استفاده شده است. در شکل ۱۶ این کمیت در چهار زاویه سمت مختلف در ناحیه پس‌رونده روتور نشان داده شده است. نکته مهمی که در این آشکارسازی‌ها دیده می‌شود، ماهیت سه‌بعدی میدان جریان می‌باشد که به راحتی قابل مشاهده است. در این سرعت پروازی، سطح زیادی از تیغه تحت تأثیر جریان‌های گردابی گسترده در این ناحیه قرار گرفته است. جریان‌های گردابی شکل گرفته از نزدیکی لبه‌حمله به سمت نواحی خارجی حرکت کرده و ناپدید می‌شوند و گردابه‌های جدیدی در ناحیه داخلی تولید می‌شوند. همچنین جریان‌های گردابی به علت

۰٫۹۵ که پیش از این در شکل ۱۰ ارائه شده بود تأیید کننده همین نکته می‌باشد (حرکت نواحی کم‌فشار از لبه حمله به سمت لبه فرار و گسترش به سمت نواحی خارجی‌تر تیغه).

مطابق با پژوهش‌های پیشین معیارهای متفاوتی جهت آشکارسازی جریان‌های گردابی وجود دارد. در مرجع [۳۱] به بررسی روش‌های مختلف آشکارسازی پرداخته شده است. در این تحقیق از معیار  $Q$  جهت آشکارسازی میدان گردابه روی سطح تیغه استفاده شده است. این روش میدان جریان گردابی را به صورت ناحیه پیوسته با مقادیر مثبت نامتغیر<sup>۱</sup> دوم‌گرادین سرعت تعریف می‌کند. با تفکیک نامتغیرهای تانسور گرادین سرعت، پارامتر  $Q$  محاسبه می‌شود. این پارامتر بیانگر ناحیه‌ای از میدان جریان سیال است که مقدار ورتیسیتیته از مقدار نرخ کرنش بزرگتر می‌باشد. در رابطه (۱۱)،  $S$  تانسور متقارن تغییرات کرنش و  $\Omega$  تانسور پاد متقارن گرادین سرعت می‌باشد.

2 Iso surface

1 Invariant



شکل ۱۶. آشکارسازی ساختارهای گردابی روی سطح تیغه پس‌رونده با استفاده از معیار Q

Fig. 16. Visualization of vortical structures on the upper surface of the retreating blade using of Q criterion ( $Q = 150 \times 10^3$  1/s)

#### ۷-۱- محاسبه گردش

بر اساس تئوری کوتا-ژوکوفسکی<sup>۳</sup>، نیروی برآ در جریان غیر لزج از رابطه (۱۲) محاسبه می‌شود.

$$L = \rho U \Gamma \quad (12)$$

گرچه معادله فوق برای مطالعه حاضر معتبر نمی‌باشد، اما نشان دهنده این است که نیروی برآ متناسب با گردش می‌باشد. با این حال می‌توان با استفاده از محاسبه گردش، به مطالعه رفتار گردابه‌ها پرداخت. برای محاسبه گردش، انتگرال عددی ورتیسیتته با استفاده از رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود.

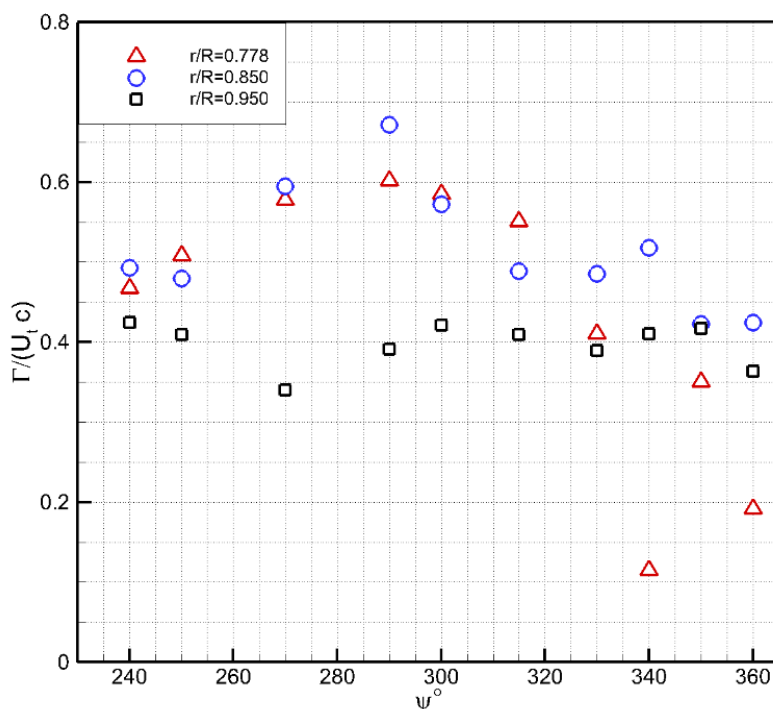
$$\Gamma = \iint_A \omega_y dA \quad (13)$$

وجود کوپل جریان عرضی و شعاعی روی سطح تیغه، تحت تأثیر جریان‌هایی که از ناحیه داخلی به سمت ناحیه خارجی حرکت می‌کند قرار می‌گیرند. این جریان شعاعی نقش قابل توجهی در برقراری تعادل از طریق جابجایی ورتیسیتته تولید شده در لایه برشی به سمت نوک تیغه دارد [۱۳]. از این رو شکل‌گیری جریان گردابی در هر مقطع مستقیماً تحت تأثیر جریان شعاعی و جابجایی ورتیسیتته<sup>۱</sup> در راستای دهانه تیغه هم می‌باشد. که این نشان‌دهنده اثرات ناحیه مجاور بر گردابه‌های مقاطع تیغه است. ساختارهای گردابه‌ای در راستای دهانه، نشان‌دهنده بلندشدن لایه برشی<sup>۲</sup> از روی سطح در هنگام واماندگی دینامیکی می‌باشد که توسط محققین دیگر نیز دیده شده است [۳۲]. علاوه بر مطالب ذکر شده، این ساختارها موجب القای فشار پایین روی سطح تیغه شده و به‌صورت محلی باعث افزایش برآ می‌شود. در شکل ۱۵ این کاهش فشار روی سطح تیغه در ناحیه پس‌رونده تیغه دیده می‌شود.

- 1 Vorticity advection
- 2 Shear layer roll up

3 Kutta-Joukowski theorem





شکل ۱۷. تغییرات گردش مقاطع  $0.778$ ،  $0.850$  و  $0.950$  شعاع در ناحیه پس‌رونده روتور

Fig. 17. Variation of the circulation of 0.778, 0.85, and 0.95 radius sections in the rotor retreating side

بررسی خطوط جریان نیز نشان از پوشیده شدن سطح بالایی مقطع توسط گردابه لبه‌حمله، که همراه با افزایش مکش سطح بالایی می‌باشد، دارد (شکل ۱۲). در فاصله زاویه سمت  $300$  تا  $340$  درجه، گردش مقطع روند کاهشی داشته که این روند در فاصله زاویه  $330$  تا  $340$  به صورت افت ناگهانی ظاهر شده است. همان‌طور که در شکل ۱۰ دیده شد، ضریب برآ نیز وقوع یک واماندگی دینامیکی شدید را در این فاصله نشان می‌دهد. همان‌طور که در خطوط جریان شکل ۱۳ مشاهده می‌گردد، این واماندگی به دلیل شکل‌گیری، ماندگاری و رشد پیوسته گردابه لبه‌فرار ایجاد شده است.

رفتار گردش در مقطع  $0.85$  در زاویه سمت  $240$  تا  $290$  درجه، تقریباً مشابه آنچه در مقطع  $0.778$  رخ می‌دهد می‌باشد. در اینجا نیز حداکثر مقدار گردش بی‌بعد شده در زاویه سمت حدود  $290$  درجه اتفاق افتاده و خطوط جریان نیز همانند مقطع  $0.778$  نشان‌دهنده پوشیده شدن سطح بالایی مقطع توسط گردابه لبه‌حمله بوده که همراه با افزایش مکش سطح بالایی مقطع می‌باشد.

در مقطع  $0.95$  به دلیل اثرات شدیدتر نفوذ گردابه از نوک تیغه، گردش دارای رفتاری متفاوت از دو مقطع داخلی‌تر می‌باشد. نفوذ گردابه از نوک،

در رابطه فوق  $\omega$  و  $A$  به ترتیب بیانگر ورتیسیته عمود بر صفحه و دامنه‌ای انتگرال‌گیری می‌باشد. هر سطح بسته شامل ناحیه اطراف ایرفویل است که تمامی گردابه‌ها را دربر گرفته است. باید توجه داشت که ناحیه محصور جهت انتگرال‌گیری به گونه‌ای انتخاب شده است که با تغییر این ناحیه، تغییرات گردش اندک باشد. چنانچه هدف محاسبه قدرت گردابه لبه‌حمله یا لبه‌فرار به صورت مجزا باشد، سطح بسته شامل نواحی از آن گردابه می‌شود که هسته گردابه در آن قرار گرفته و تا حد امکان با جریان‌های چرخشی دیگر فاصله داشته باشد. در شکل ۱۷ نتایج گردش بی‌بعد شده نسبت به سرعت مماسی در ناحیه پس‌رونده روتور در زوایای سمت  $240$  تا  $360$  درجه برای سه مقطع مورد مطالعه نشان داده شده است. این ناحیه به گونه‌ای انتخاب شده است که پدیده‌های جدایش و واماندگی در آن‌ها اتفاق افتاده باشد.

همان‌طور که در شکل ۱۷ دیده می‌شود در مقطع  $0.778$  گردش بی‌بعد در فاصله زاویه سمت بین  $240$  تا  $290$  درجه افزایش یافته و در زاویه سمت  $290$  درجه به حداکثر مقدار خود رسیده است. این روند افزایشی دارای همخوانی مناسبی با افزایش ضریب برآی مقطع در این بازه دارد (شکل ۱۰).

جدول ۶. قدرت گردابه لبه فرار مقطع ۰/۷۷۸

Table 6. The trailing edge vortex strength of section 0.778

قدرت گردابه لبه فرار ( $m^2/s$ )	زاویه سمت (درجه)
۱۱,۶۴	۳۲۵
۱۴,۵۱	۳۲۸
۱۶,۴۸	۳۳۰
۱۷,۰۱	۳۳۵
۱۷,۵۷	۳۳۷
۸,۶	۳۴۰

علاوه بر کاهش زاویه حمله مؤثر در این مقطع، باعث کاهش سرعت شعاعی به سمت نوک تیغه نیز شده است. در مرجع [۱۳] کاهش این سرعت (سرعت شعاعی) در ناحیه نزدیک به نوک تیغه گزارش شده است. نکته مهمی که در شکل مربوط به آشکارسازی جریان‌های گردابه‌ای (شکل ۱۶) مشخص است، کاهش حرکت جریان‌های عرضی در ناحیه نزدیک به نوک در اثر نفوذ گردابه نوک تیغه می‌باشد.

همان‌طور که در شکل ۱۴ منحنی ضریب فشار این مقطع معرفی گردیده است، در بیشتر زوایای سمت مورد بررسی، ضریب فشار بر روی سطح بالای مقطع صاف بوده که نشان از وقوع جدایش گسترده روی مقطع در این فاصله می‌باشد. به همین دلیل گردش بی‌بعد شده نیز دارای نرخ تغییرات کمی بوده و حداکثر مقدار گردش این مقطع در زاویه سمت ۳۰۰ درجه اتفاق افتاده است.

در ادامه جهت بررسی جداگانه اثر گردابه لبه فرار بر روی ضریب برآ، به عنوان نمونه بر روی مقطع ۰/۷۷۸ در بازه زاویه سمت ۳۲۵ تا ۳۴۰ درجه، متمرکز می‌شویم. بنابراین قدرت این گردابه محاسبه شده و در جدول ۶ ارائه گردیده است. همان‌طور که از جدول ۶ مشخص است، با پیشروی تیغه روتور، قدرت گردابه لبه‌فرار در حال رشد است. قدرت این گردابه در زاویه سمت ۳۳۷ درجه به حداکثر مقدار خود رسیده است. در این شرایط زاویه پیچ تیغه روتور برابر ۱۷/۳ درجه و حرکت تیغه پایین‌رونده می‌باشد. ضریب برآ نیز در فاصله زاوایای سمت ۳۲۲ تا ۳۳۷ درجه کاهشی و دارای حداقل مقدار در زاویه ۳۳۷ درجه است. این روند کاهش ضریب برآ با مقادیر قدرت محاسبه‌شده گردابه لبه‌فرار و کاهش گردش مقطع همخوانی دارد. با توجه به افت ناگهانی ضریب برآ در این فاصله، می‌توان نتیجه گرفت که این افت، در

نتیجه واماندگی دینامیکی ناشی از گردابه لبه‌فرار می‌باشد. همچنین به منظور جمع‌بندی نتایج ارائه‌شده، در جدول ۷ خلاصه‌ای از تحلیل‌های مربوط به فیزیک جریان و ضرایب برآ با توجه به جدایش جریان و وقوع واماندگی دینامیکی ارائه شده است.

#### ۸- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش شبیه‌سازی عددی آیرودینامیک تیغه روتور بالگرد، در حداکثر سرعت مجاز پروازی با اعمال پیچ نوسانی به‌منظور درک پیچیدگی‌های موجود در سه مقطع منتخب در قسمت خارجی و نزدیک به نوک تیغه به وسیله روش حجم محدود انجام شده است. ضریب برآی محاسبه شده از حل عددی با نتایج تست پروازی بالگرد AH1-G اعتبارسنجی شده است. تحقیق حاضر نشان می‌دهد به علت سرعت نسبتاً بالای دوران تیغه روتور، با وجود رشد گردابه‌های واماندگی دینامیکی به دلیل وجود جریان شعاعی و برقراری شرایط تعادل از طریق جابه‌جایی میدان گردابه‌ای به سمت نوک تیغه، باعث عدم رشد کافی و ماندگاری گردابه‌های شکل گرفته و محدود شدن واماندگی دینامیکی مقاطع مورد بررسی شده است. نتایج عددی نشان می‌دهد هر سه مقطع مورد بررسی، در ربع اول، به دلیل جدایش جریان ناشی از موج ضربه‌ای با واماندگی روبرو شده است. همچنین در مقطع ۰/۷۷۸ به دلیل رشد گردابه لبه فرار همزمان با تضعیف گردابه لبه‌حمله و جدایش جریان، واماندگی دینامیکی در ربع‌های سوم و چهارم رخ داده است. مقطع ۰/۸۵ دو واماندگی دینامیکی ضعیف را در حد فاصل ربع دوم و سوم پیشروی تیغه تجربه می‌کند. مقطع ۰/۹۵ با وجود جدایش‌های گسترده، به دلیل نفوذ شدید گردابه نوک و اثر آن بر روی گردابه لبه حمله ایجاد شده و همچنین

جدول ۷. مروری بر جدایش جریان و واماندگی دینامیکی در مقاطع مورد مطالعه

Table 6. Overview of flow separation and dynamic stall occurrence in the studied sections

نوع پدیده	عامل	$r/R$	زاویه سمت (شروع)
وقوع اولین واماندگی دینامیکی	واماندگی ناشی از موج ضربه‌ای	۰٫۷۷۸	۳۹ درجه
وقوع دومین واماندگی دینامیکی	گردابه لبه‌فرار	۰٫۷۷۸	۲۰۵ درجه
وقوع سومین واماندگی دینامیکی	گردابه لبه‌فرار	۰٫۷۷۸	۳۲۲ درجه
وقوع چهارمین واماندگی دینامیکی	گردابه لبه‌حمله و لبه‌فرار	۰٫۷۷۸	۳۵۱ درجه
وقوع اولین واماندگی دینامیکی	واماندگی ناشی از موج ضربه‌ای	۰٫۸۵	۲۳ درجه
وقوع دومین واماندگی دینامیکی	گردابه لبه‌حمله	۰٫۸۵	۱۷۱ درجه
وقوع سومین واماندگی دینامیکی	گردابه لبه‌حمله	۰٫۸۵	۱۹۶ درجه
وقوع اولین واماندگی دینامیکی	واماندگی ناشی از موج ضربه‌ای	۰٫۹۵	۱۷ درجه
وقوع دومین واماندگی دینامیکی	واماندگی ناشی از موج ضربه‌ای	۰٫۹۵	۴۲ درجه

۹- فهرست علائم

علائم انگلیسی

وتر ایرفویل، $m$	$C$
ضریب نیروی عمودی	$C_n$
ضریب فشار روی سطح	$C_p$
نیروی برآ، $N$	$L$
عدد ماخ نوک تیغه در پرواز ایستا	$M_{Tip}$
عدد ماخ نوک جریان آزاد	$M_\infty$
ضریب نیروی برآی محلی ایرفویل	$M_\infty^* C_l$
موقعیت شعاعی، $m$	$r$
سرعت بالگرد در پرواز روبه جلو، $m/s$	$U_{ff}$
سرعت مماسی، $m/s$	$U_T$
لبه‌حمله	LE
لبه‌فرار	TE

ضخامت کم ایرفویل در این مقطع دچار واماندگی دینامیکی نشده است. همچنین در این مقطع، تغییرات اندکی در گردش بی‌بعد ایجاد شده که نشان از تغییرات ناچیز ساختارهای گردابه‌ای شکل گرفته در این مقطع نسبت به سایر مقاطع بوده که ضرایب فشار نیز تأیید کننده این مطلب می‌باشد. از نتایج تحقیق حاضر می‌توان جهت طراحی هندسی شکل نوک با توجه به اثرات نفوذ گردابه از آن بر روی شرایط واماندگی دینامیکی ناحیه خارجی تیغه به عنوان عامل محدود کننده حداکثر سرعت مجاز پروازی در بالگردها استفاده نمود.

تشکر و قدردانی

نگارندگان بر خود لازم می‌دانند از خانم دکتر کبری قرنلی عضو محترم هیئت علمی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه تهران به‌خاطر مشاوره در انجام این تحقیق مراتب تشکر و قدردانی خود را اعلام نمایند.

## علائم یونانی

زاویه مخروطی اولیه، deg	$\beta$
زاویه فلاپ طولی، deg	$\beta_C$
زاویه فلاپ عرضی، deg	$\beta_S$
گردش، $m^2/s$	$\Gamma$
زاویه پیچ کالکتیو، deg	$\theta$
زاویه پیچ عرضی، deg	$\theta_C$
زاویه پیچ طولی، deg	$\theta_S$
نسبت پیشروی روتور، $U_{ff} / (R\Omega)$	$\mu$
چگالی، $kg/m^3$	$\rho$
ورتیسیتته، $1/s$	$\omega$
زاویه پیشروی روتور، deg	$\psi(t)$
سرعت زاویه‌ی روتور، rad/s	$\Omega$

## منابع

- dynamic stall of various planform shapes, *Journal of Aircraft*, 44(4) (2007) 1118-1128.
- [9] A. Abhishek, S. Ananthan, J. Baeder, I. Chopra, Prediction and fundamental understanding of stall loads in UH-60A pull-up maneuver, *Journal of the American Helicopter Society*, 56(4) (2011) 1-14.
- [10] A.D. Gardner, K. Richter, Influence of rotation on dynamic stall, *Journal of the American Helicopter Society*, 58(3) (2013) 1-9.
- [11] K. Gharali, D.A. Johnson, Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity, *Journal of Fluids and Structures*, 42 (2013) 228-244.
- [12] A. Zanotti, R. Nilifard, G. Gibertini, A. Guardone, G. Quaranta, Assessment of 2D/3D numerical modeling for deep dynamic stall experiments, *Journal of Fluids and Structures*, 51 (2014) 97-115.
- [13] V. Raghav, N. Komerath, 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) (2015) 027101.
- [14] J. Letzgus, M. Keßler, E. Krämer, CFD-simulation of three-dimensional dynamic stall on a rotor with cyclic pitch control, (2015).
- [15] C.B. Merz, C. Wolf, K. Richter, K. Kaufmann, A. Mielke, M. Raffel, Spanwise differences in static and dynamic stall on a pitching rotor blade tip model, *Journal of the American Helicopter Society*, 62(1) (2017) 1-11.
- [16] M.R. Visbal, D.J. Garmann, Numerical investigation of spanwise end effects on dynamic stall of a pitching NACA 0012 wing, in: 55th AIAA aerospace sciences meeting, 2017, pp. 1481.
- [17] F. Richez, Analysis of dynamic stall mechanisms in helicopter rotor environment, *Journal of the American Helicopter Society*, 63(2) (2018) 1-11.
- [18] Q. Wang, Q. Zhao, Numerical Study on Dynamic-Stall Characteristics of Finite Wing and Rotor, *Applied Sciences*, 9(3) (2019) 600.
- [19] J. Letzgus, M. Keßler, E. Krämer, Simulation of Dynamic Stall on an Elastic Rotor in High-Speed Turn
- [1] T.C. Corke, F.O. Thomas, Dynamic stall in pitching airfoils: aerodynamic damping and compressibility effects, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 47 (2015) 479-505.
- [2] A. Brocklehurst, High resolution methods for the aerodynamic design of helicopter rotors, Citeseer, 2013.
- [3] N.D. Ham, Aerodynamic loading on a two-dimensional airfoil during dynamic stall, *AIAA journal*, 6(10) (1968) 1927-1934.
- [4] N.D. Ham, M.S. Garelick, Dynamic stall considerations in helicopter rotors, *Journal of the American Helicopter Society*, 13(2) (1968) 49-55.
- [5] W. McCroskey, R. Fisher, Dynamic stall of airfoils and helicopter rotors, *AGARD R*, 595 (1972) 2.1-2.7.
- [6] W.G. Bousman, A qualitative examination of dynamic stall from flight test data, *Journal of the American Helicopter Society*, 43(4) (1998) 279-295.
- [7] M. Potsdam, H. Yeo, W. Johnson, Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling, *Journal of Aircraft*, 43(3) (2006) 732-742.
- [8] A. Spentzos, G. Barakos, K. Badcock, B. Richards, F. Coton, R.M. Galbraith, E. Berton, D. Favier, Computational fluid dynamics study of three-dimensional

- [26] F. Tejero Embuena, P. Doerffer, O. Szulc, Application of passive flow control device on helicopter rotor blades, Journal of the American Helicopter Society, (2015).
- [27] F.J. Hernandez, Correlation of airloads on a two-bladed helicopter rotor, National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, 1993.
- [28] F. Frey, J. Herb, J. Letzgus, P. Weihing, M. Keßler, E. Krämer, Enhancement and application of the flow solver FLOWer, in: High Performance Computing in Science and Engineering'18, Springer, 2019, pp. 323-336.
- [29] J. Thiemeier, C. Öhrle, F. Frey, M. Keßler, E. Krämer, Aerodynamics and flight mechanics analysis of Airbus Helicopters' compound helicopter RACER in hover under crosswind conditions, CEAS Aeronautical Journal, 11(1) (2020) 49-66.
- [30] G.J. Leishman, Principles of helicopter aerodynamics with CD extra, Cambridge university press, 2006.
- [31] J. Jeong, F. Hussain, On the identification of a vortex, Journal of fluid mechanics, 285 (1995) 69-94.
- [32] J. DiOttavio, K. Watson, J. Cormey, S. Kondor, N. Komerath, Discrete structures in the radial flow over a rotor blade in dynamic stall, in: 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008, pp. 7344.
- Flight, Journal of the American Helicopter Society, 65(2) (2020) 1-12.
- [20] S. Karimian, S. Aramian, A. Abdolahifar, Numerical investigation of dynamic stall reduction on helicopter blade section in forward flight by an airfoil deformation method, Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 43(2) (2021) 1-17.
- [21] A. Inc, ANSYS FLUENT theory guide (Release 19). Multiphase Flows, in, Ansys Inc, 2017.
- [22] J. McNaughton, I. Afgan, D. Apsley, S. Rolfo, T. Stallard, P. Stansby, A simple sliding-mesh interface procedure and its application to the CFD simulation of a tidal-stream turbine, International journal for numerical methods in fluids, 74(4) (2014) 250-269.
- [23] R. Steijl, G. Barakos, Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics, International journal for numerical methods in fluids, 58(5) (2008) 527-549.
- [24] R. Steijl, G. Barakos, K. Badcock, CFD Analysis of rotor-fuselage aerodynamics based on a sliding mesh algorithm, (2007).
- [25] F.R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, AIAA journal, 32(8) (1994) 1598-1605.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

*F. Hosseinzadeh Esfahani, S. M. H. Karimian, H. Parhizkar, Characterization of the Effect of Helicopter Isolated Blade Vortex on Dynamic Stall, Amirkabir J. Mech Eng., 54(1) (2022) 75-100.*

DOI: [10.22060/mej.2021.19805.7124](https://doi.org/10.22060/mej.2021.19805.7124)



