

Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 54(1) (2022) 15-18 DOI: 10.22060/mej.2021.19805.7124

Characterization of the Effect of Helicopter Isolated Blade Vortex on Dynamic Stall

F. Hosseinzadeh Esfahani¹, S. M. H. Karimian^{1*}, H. Parhizkar²

¹ Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran. ² Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

Review History:

Received: Apr. 05, 2021 Revised: Jul. 18, 2021 Accepted: Oct. 09, 2021 Available Online: Nov. 17, 2021

Keywords:

Dynamic stall Unsteady separation Helicopter aerodynamics Leading edge vortex Trailing edge vortex

using computational fluid dynamics simulation. Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations are solved using model on a domain discretized into a hybrid mesh using finite volume discretization method. Numerical simulation is validated using experimental results of AH1-G helicopter flight tests. Comparison of results indicates that present numerical results match with experimental data well. Dynamic stall occurs as a result of a shock wave in the advancing side which affects the lift coefficient. Interestingly, the effect of the shock wave on the lift coefficient in the regions closer to the blade tip is weakened due to the tip vortex penetration. As a result, few changes are seen in the lift coefficient in these regions in comparison to those of the inner regions of the blade. In addition, the maximum value of lift coefficient in the section closer to the blade tip reduces by 10.2% in comparison to that of the most inner section. Results show that despite the formation of the leading-edge vortex, especially in the inner most sections of the blade, severe dynamic stall does not occur in the retreating side. In fact, this is due to the weakening of the leading edge vortex by the effect of the radial flow.

ABSTRACT: In this research, dynamic stall at sections near the rotor blade tip at a maximum cruise

speed of the helicopter with an advanced ratio of 0.35 and cyclic pitching motion, has been studied

1-Introduction

The complexity of fluid flow around the rotor blade in forward flight limits the helicopter's flight envelop. These complexities include time-varying pitch angle, mechanical out-of-plane motion, compressibility, unsteady boundary layer, large-scale flow separations, dynamic stall, and reverse flow area. The mechanism of the dynamic stall phenomenon and the parameters affecting it have been among the interesting research topics in experimental and numerical aerodynamics for many years. Experimental results of pitching airfoils in retreating sides under dynamic stall have been published by Ham et al. [1, 2] and Mc Crosskey and Fisher [3].

In this paper, the primary objective is to investigate threedimensional characteristics of dynamic stall vortex formation at the three radial sections of the blade close to the blade tip at the maximum allowable cruise speed. Due to the flight envelope of helicopter speed in relation to compressibility and dynamic stall, the study of this speed is particularly important in the design of the rotor blade.

2- Methodology

2-1-Governing equations and numerical modeling

In this paper, equations are solved using a pressurebased solver with second-order upwind discretization for the convection terms and second-order implicit discretization for

the transient terms. Also, a two-equation k-ω SST model is utilized to capture the effect of turbulent flow.

2-2-Blade geometry and computational domain

The geometry of the rotor blade used here has a radius of 5.5 meters from the center of rotation. It has two parts with different types of airfoil profiles (NACA23012 and NACA13008) and a third part to provide a transition between these two parts. Flow conditions and blade's control variables at maximum flight speed are shown in Table 1.

The computational domain is formed from three different mesh regions. A rigid mesh like a capsule is created around the blade from the root to the tip to facilitate blade pitching motion. To provide rotor rotation, this capsule-like mesh is located in a cylindrical mesh which rigidly rotates with the speed of the rotor. This cylindrical mesh itself is located within a stationary spherical mesh to represent the outer far field. The cyclic pitch of the blade is applied by equation (1).

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

where θ_0 is the collective pitch angle, θ_{lc} is the lateral cyclic pitch, θ_{ls} is the longitudinal cyclic pitch angle, and $\psi(t)$ denotes the azimuth angle.

*Corresponding author's email: hkarim@aut.ac.ir



Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.



Fig. 1. Comparison of the present numerical results of normal force coefficient with those of the flight test data and numerical results for AH-1G helicopter



Fig. 2. Lift coefficient variation with azimuth angle for sections 0.778, 0.85, and 0.95

Parameters	Value
${M}_{\scriptscriptstyle Tip}$	0.65
${M}_{\infty}$	0.236
μ	0.35
$ heta_{0}$	13.89
$ heta_{ ext{ iny{ iny{ iny{ iny{ iny{ iny{ iny{ iny$	1.34
$ heta_{_{1S}}$	-5.71
Ω	40.3

Table 1. Flight condition and blade control variables

2-3-Validation and verification

Simulation results are validated and verified using the flight test data and numerical simulation results of the AH-1G helicopter at a maximum flight speed of 159 knots performed by Tejero Embuena et. al. [4], respectively.

Fig. 1 depicts the comparison of the present results of the normal force coefficient at one section in the dimensionless radius (r/R) of 0.86 with those of the flight test data and numerical results of the FLOWer solver.

Present results compare well with those of the fight test in Fig. 1. The maximum difference between the normal force coefficient obtained in this study and that of experimental data was 12%, which occurs at an azimuth angle of 269 degrees in the third quarter of the blade rotation. Present numerical results demonstrate that the simulation is done correctly in this research study. As seen, in comparison to the numerical results of FLOWer present results are closer to the experimental data.

3- Results and Discussion

To better understand the behavior of dynamic stall and high flow separations on the rotor blade with cyclic pitch, three sections in dimensionless radial positions (r/R) of 0.778, 0.85, and 0.95 close to the blade tip are investigated. Variation of lift coefficient with azimuth angle in these three sections are shown in Fig. 2. For section with r/R=0.778, the maximum lift coefficient occurs at the azimuth angle of 39 degrees and after that, the lift coefficient suddenly drops. This is due to shock-induced separation. At this azimuth angle, the maximum Mach number of this section is 1.32. Similarly, in sections with r/R=0.85 and 0.95 shock-induced separations occurs at the azimuth angles of 23 and 17 degrees respectively.

Due to the three-dimensional effects of attenuated tip vortex penetration, the effect of shock wave on lift coefficient in regions closer to the blade tip decreases as seen in Fig. 2. In addition, the variation of lift coefficient at the section near the blade tip has become more smooth. As a result, the ratio of lift coefficient to its maximum value at the section with r/R=0.95 has decreased by 10.2% in comparison to that of section r/R=0.778. In the third quadrant of the blade rotation, the lift coefficient experiences another abrupt drop at the azimuth angle of 205 degrees on the section r/R=0.778. The same happens at the section with r/R=0.85 at an azimuth angle of

171 degrees. At the section with r/R=0.95, no sudden change is seen in the second and third quadrants. by moving in time, In the fourth quadrant of the blade rotation, section 0.778 has two sharp drops in its lift coefficient. The first drop is from 322 to 337 degrees and the next drop that is more severe is from 343 to 360 degrees. At the section with r/R=0.85, there is a sharp drop in lift coefficient at an angle of 297 to 340 degrees. At the section with r/R=0.95, however, there is no sudden drop in this range of motion and the lift coefficient gradually decreases.

4- Conclusions

In this research, numerical simulation of the helicopter rotor blade with cyclic pitching has been performed at the maximum cruise speed to understand its flow complexities at the three selected sections in the region close to the blade tip by the finite volume method. Numerical results obtained here showed that

1) The reason for the occurrence of dynamic stall on all three blade sections in the first quadrant of rotor rotation, where the relative speed of flow with respect to the blade section is high, is the shock-induced separation.

2) As a result of relatively high-speed rotor rotation, strong radial flow is formed towards the blade tip. Despite the growth of dynamic stall vortex this radial flow pushes these vortices towards the blade tip and prevents them from sufficient growth and durability. Therefore, a limited dynamic stall occurs in the inner sections. At section with r/R=0.778

dynamic stall occurs in the third and fourth quadrants. This is accompanied by the growth of the TEV and the weakening of the LEV. Also, at the section with r/R=0.85, the formation of a weaker dynamic stall is observed in the third quarter of the rotor blade rotation.

3) Despite the existence of extensive flow separation at the third section where r/R=0.95, strong penetration of the tip vortex and its effect on the LEV dynamic stall does not occur at all.

The results of the present study can be used to design the geometry of the tip shape and according to the effects of the vortex penetration on the dynamic stall conditions of the outer blade area, it can be used as a factor limiting the maximum allowable flight speed in helicopters.

References

- N.D. Ham, Aerodynamic loading on a two-dimensional airfoil during dynamic stall, AIAA journal, 6(10) (1968) 1927-1934.
- [2] N.D. Ham, M.S. Garelick, Dynamic stall considerations in helicopter rotors, Journal of the American Helicopter Society, 13(2) (1968) 49-55.
- [3] W. McCroskey, R. Fisher, Dynamic stall of airfoils and helicopter rotors, AGARD R, 595 (1972) 2.1-2.7.
- [4] F. Tejero Embuena, P. Doerffer, O. Szulc, Application of passive flow control device on helicopter rotor blades, Journal of the American Helicopter Society, (2015).

HOW TO CITE THIS ARTICLE

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) 15-18.



DOI: 10.22060/mej.2021.19805.7124

This page intentionally left blank

نشريه مهندسي مكانيك اميركبير

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۴، شماره ۱، سال ۱۴۰۱، صفحات ۷۵ تا ۱۰۰ DOI: 10.22060/mej.2021.19805.7124

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

فرید حسین زاده اصفهانی'، سید محمد حسین کریمیان'*، حمید پرهیزکار'

۱– دانشکده مهندسیهوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران ۲– دانشکده مهندسیهوافضا، 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 آیرودینامیک 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 ۰۳/۵ همراه با تغییرات نوسان پیچشی توسط شبیهسازی دینامیک سیالات محاسباتی مورد مطالعه قرار گرفته است. به منظور شبیهسازی میدان جریان، معادلات ناپایای متوسط گیری شده ناویر استوکس با استفاده از روش گسستهسازی حجم محدود حل شده است. شبکه مورد استفاده از نوع ترکیبی بوده و از مدل SST له – ω مدل این مدل سازی جریان مغشوش بهره گرفته شده است. جهت اعتبارسنجی شبیهسازی عددی از نتایج تست پروازی بالگرد A – ω SST استفاده شده که دارای تطابق مناسبی می بشد. نتایج نشان دهنده ای موضوع است که موج ضربه ای عامل واماندگی دینامیکی در ناحیه پیشرونده تیغه روتور بوده و اثرات موج ضربه ای بر روی ضرایب برآ در نواحی نزدیک تر به نوک تیغه به دلیل اثرات نفوذ گردابه نوک تضعیف شده و تغییرات ضریب برآ نسبت به نواحی داخلی تیغه کمتر و یکنواخت تر گردیده به گونه ای که نسبت تغییرات ضریب برآ نسبت به بیشینه این ضریب در نواحی نزدیک تر به نوک تیغه کمتر و کاهش یافته است. از طرفی نتایج این پژوهش نشان داد که بر خلاف انتظار، با وجود شکل گیری گسترده گردابه لبه حمله در قسمت داخلی تیغه در بیشتر ناحیه پسرونده، وجود جریان شعاعی به واسطه چرخش تیغه روتور عامل تضیف گردابه لبه حمله در قسمت شدن واماندگی دینامیکی در این ناعی شمان داد که بر خلاف انتظار، با وجود شکل گیری گسترده گردابه لبه حمله و محدود

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^۱ باید دارای عملکرد مناسبی باشند، در پرواز روبهجلو نیز باید دارای شرایط مطلوبی از جمله سرعت بالای پروازی وسطح ارتعاشات پایین در کابین باشند. با این حال، ایجاد پدیدههای پیچیده آیرودینامیکی اطراف تیغه روتور در پرواز روبهجلو باعث ایجاد محدودیت افزایش سرعت در پاکتپروازی^۲ بالگردها شده است. برای ایجاد شرایط مورد نیاز در پرواز روبهجلوی بالگردها، تیغههای روتور به گونهای طراحی میشوند که در شرایط آیرودینامیکی پیچیده و ناپایای جریان بهخوبی عمل نماید. این پیچیدگیها شامل زاویه پیچ متغیر با زمان، حرکت مکانیکی خارج از صفحه تیغه روتور^۳، تراکمپذیری⁷،

l Hover flight

- 3 Flapping motion
- 4 Compressibility

دون مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) کو کو در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس By No

لایه مرزی ناپایا، جدایشهای گسترده جریان، واماندگی دینامیکی و ناحیه معکوس شوندگی^۵ جریان می باشد. در پرواز روبه جلو 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 می شود. این ناحیه در روتور بالگردها با نام پیش رونده^۶ شناخته می شود. 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 می کند کمتر از سرعت پرواز رو به جلو می شود. این ناحیه به نام پس رونده^۲ شناخته می شود. در شکل ۱ صفحه چرخش روتور و تغییرات پروفیل سرعت نسبی در پرواز روبه جلو نشان داده شده است.

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

² Flight envelop

^{*} نویسنده عهدهدار مکاتبات: hkarim@aut.ac.ir

⁵ Reverse flow

⁶ Advancing side

⁷ Retreating side



شکل ۱. صفحه روتور بالگرد در پرواز روبهجلو [۱]



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 کنترلی² و ارتعاشات کابین بالگرد میباشد. عدم کنترل این پدیده منجر به ایجاد ناپایداری واماندگی^۷ 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 واماندگی میتواند ترکیبی از مکانیزمهای مختلف آیرودینامیکی از قبیل جدایش لبهفرار^۸، جدایش ناگهانی از لبه حمله^۹ و یا ترکیدن حباب جدایش آرام^{۱۰} و گاهی نیز اثرات تراکمپذیری^{۱۱} باشد [۲]. نکته دیگری که در شرایط پرواز رو به جلو با آن روبهرو هستیم، این است که تیغه روتور سرعت مماسی^{۲۱} متفاوتی در زوایای سمت مختلف تجربه می کند. در هر موقعیت شعاعی (*T*)، این سرعت بهصورت معادله (۲) محاسبه

- 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

زاویه حمله، توسط اعمال زاویه پیچ به تیغهها در موقعیتهای مختلف، توسط صفحه لغزان^۱ انجام می شود. در نتیجه نوسان پیچشی به صورت رابطه (۱) به تیغهها اعمال می شود.

$$\theta = \theta_0 + \theta_{\rm lc} \cos \psi(t) + \theta_{\rm ls} \sin \psi(t) \tag{1}$$

در رابطه (۱)، θ_{1c} زاویه پیچ اعمال شده توسط کالکتیو^۲، θ_{1c} زاویه پیچ عرضی⁷ و θ_{1s} زاویه پیچ طولی^۴ تیغه میباشد. زاویه پیشروی تیغه روتور یا همان تغییرات زمانی زاویه سمت^۵ 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 واماندگی دینامیکی در

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

¹ Swash plate

به صورتی که حداکثر سرعت مماسی در کمترین زاویه پیچ تیغه رخ می دهد.
$$U_{_T}=r\; \varOmega + U_{_{ff}} \sin \psi(t\,)$$
 (۲)

در معادله (۲)، Ω سرعت زاویهای روتور و $U_{f\!f}$ سرعت پرواز روبهجلوی بالگرد می باشد.

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 سیستماتیکی بر روی واماندگی دینامیکی ايرفويل نوسان پيچشي در شرايط مشابه با تيغه پسرونده توسط هام و همکاران [۳ و ۴] و مککروسکی و فیشر [۵] انتشار یافته است. نتایج این تحقیقات اطلاعات سودمندی در زمینه شکل گیری این پدیده در اختیار محققان قرار داد اما شرايط واقعى مقطع روتور بالكرد تفاوتهاي قابل توجهي با شرایط آزمایشهای انجام شده دارد. مقاطع روتور بالگرد تحت تأثیر اثرات سهبعدی نفوذ گردابههای نوک'، کوپل جریان شعاعی ّ و جریان عرضی ّ و اثر کریولیس ٔ قرار دارد که این اثرات در آزمایشهای دوبعدی صورت گرفته دیده نمی شوند. اولین تجزیه و تحلیل واماندگی دینامیکی در محیط آیرودینامیکی بالگرد بر اساس آزمایشهای پروازی بالگرد VH – ۶۰ توسط بوزمان [8] انجام شده است. نتايج اين تحقيق نشاندهنده وقوع چندين واماندگی دینامیکی در شعاعها و زوایای سمت مختلف روی روتور بالگرد میباشد. نکته مهمی در این تحقیق به آن اشاره شده است تغییرات سیکل به سیکل⁶ 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 ۰۶- UH پرداختند. نتایج آنها با وجود مقداری اختلاف فاز، از نظر کیفی دارای تطابق مناسبی با تستهای پروازی انجام شده بود. اسپنزوس و همکاران [۸] با استفاده از شبیهسازی عددی به بررسی ویژگیهای سهبعدی واماندگی دینامیکی بال محدود پرداختند. نتایج این تحقیق شکل گیری گردابه امگاع به دلیل اثرات متقابل گردابه واماندگی

- 5 Cycle to cycle variation
- 6 Omega vortex

دینامیکی و نفوذ گردابه نوک را نشان میدهد. آبیشک و همکاران [۹] با استفاده از کوپل آیرودینامیک و سازه به شبیهسازی عددی روتور بالگرد UH-۶۰ در مانور بالاکشیدن^۷ پرداختند. نتایج نشان از وقوع یک واماندگی دینامیکی ناشی از موج ضربهای در ناحیه پیشرونده و دو واماندگی دینامیکی در ناحیه پسرونده می باشد. گاردنر و ریچر [۱۰] به بررسی اثرات دوران روتور بر روی واماندگی دینامیکی با استفاده از شبیهسازی عددی پرداختند. نتایج شبيهسازی آنها نشاندهنده کاهش قدرت گردابههای واماندگی دینامیکی تیغه دوار نسبت به بال محدود می باشد. قرئلی و جانسون [۱۱] با استفاده از شبیهسازی عددی به بررسی جریان ورودی متغیر با زمان بر روی ایرفویل نوسان پیچشی 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 پیچشی 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 شکل گیری و ریزش گردابههای قوی روی سطح ایرفویل در حرکت پایین رونده^، تنها در حالت سهبعدی دیده می شود. راقو و کومرت [۱۳] با استفاده از اندازهگیری تجربی و روش محاسباتی به بررسی اثرات نسبت پیشروندگی^۰ بر روی شکل گیری واماندگی دینامیکی تیغه پسرونده پرداختند. در این تحقیق اشاره شد که گردابه واماندگی دینامیکی دارای یک مؤلفه سرعت قابل توجه در مرکز خود می باشد که نشان دهنده ساختار مارپیچی ^{۱۰} بوده که در حال حرکت به سمت ناحیه خارجی تیغه می باشد. 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 پیچشی پرداختند. نتایج آنها نشاندهنده شروع جدایش در ناحیه خارجی روتور در اثر وجود موج ضربهای و همچنین شکل گیری گردابه امگا به واسطه اثرات متقابل گردابه واماندگی دینامیکی و گردابه نوک تیغه میباشد.

7 Pull up

- 9 Advance ratio
- 10 Helical structure

¹ Tip vortex 2 Radial flow

³ Yaw flow

⁴ Coriolis effect

⁸ Downstroke

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 براً در نزدیکی نوک تیغه در شرایط واماندگی استاتیکی شده است ولی در شرایط واماندگی دینامیکی، براً در نزدیکی نوک به دلیل نفوذ و تجمع ورتیسیته افزایش یافته است. ویزابل و گارمان [۱۶] با استفاده از شبیه سازی عددی به بررسی اثرات انتهای دهانه بال محدود نوسان پیچشی بر روی واماندگی دینامیکی پرداختند. نتایج آنها نشان داد که انتهای دهانه و نسبت منظری بال اثرات قابل توجهی بر روی ویژگیهای ساختار واماندگی دینامیکی دارد. ریچز [۱۷] به بررسی مکانیزمهای واماندگی دینامیکی روتور ۷۸ در سرعت متوسط پروازی و شرایط تراست بالا توسط شبیه سازی عددی پرداخته است. بررسی این تحقیق نشان از وقوع چندین واماندگیدینامیکی 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 لبه حمله و همچنین با وجود جدایش ناشی موج ضربه ای 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 پراختند. نتایج شبیهسازی بال، نشان از محدودشدن 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. لتگوس و همکاران [۱۹] با استفاده از شبیهسازی عددی به بررسی واماندگی دینامیکی روتور بالگرد ارباس ۱۹۴۵ در شرایط مانور چرخش با حداکثر سرعت^۲ پرداختند. نتایج این شبیهسازی نشانداد 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

همکاران [۲۰] اثرات چندین تغییر شکل افتادگی به پایین^۳ لبه حمله ایرفویل روتور بالگرد ۶۰–UH 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 شکل گیری گردابه واماندگی دینامیکی در سه مقطع شعاعی و تغییر ایرفویل این مقاطع در ناحیه نزدیک به نوک تیغه در حداکثر سرعت مجاز پروازی میباشد. همان طور که در ادبیات موضوع نیز بررسی شد، چرخش تیغه باعث ایجاد جریان شعاعی قابل توجه و کویل آن با جریان عرضی در طول دهانه و همچنین اثرات شتاب کریولیس بر روی جریان میشود که ویژگیهای شکل گیری گردابه واماندگی دینامیکی را متمایز از حالتی میکند که چرخش در نظر گرفته نمی شود. در نتیجه، فیزیک جریان با توجه به ویژگیهای شکل گیری 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 ديناميكي و نواحي مربوطه با استفاده از ضرايب برا، خطوط جريان، توزيع 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 فلوئنت³، 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^ه و با استفاده از تکنیک مش لغزنده² که دارای حرکت صلب در ناحیه مشمتحرک است، کنترل میشود و نواحی سلولی از طریق سطح مرزی نامنطبق^۷ بهیکدیگر متصل میشوند [۲۱]. استفاده از روش مش لغزنده در شبیهسازی نوسان پیچشی روتور توسط بسیاری از محققان در این زمینه مورد استفاده قرار گرفته است [۲۴–۲۲]. فرم انتگرالی معادلات بقاء برای

6 Sliding mesh

¹ Spanwise end

² High-Speed Turn

³ Nose Droop

⁴ ANSYS FLUENT

⁵ User define function

⁷ Non conformal

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V} \rho \phi dV = \frac{\left[\left(\rho \phi \right)^{n+1} - \left(\rho \phi \right)^{n} \right] V}{\Delta t} \tag{8}$$

بهمنظور 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 بهصورت معادله (۲) محاسبه می شود.

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \vec{u}_g. \ \vec{dA} = \sum_{j}^{n_f} \vec{u}_{g,j}. \ \vec{A}_g = 0 \tag{Y}$$

در معادله (۷)، A_{g} بردار مساحت سطح و n_{f} تعداد سطوح حجم کنترل میباشد.

در این تحقیق برای حل معادلات دیفرانسیل از حلگر فشارپایه^۲ ، برای ترمهای جابجایی^۳ از گسستهسازی مرتبه دوم بالادست⁴ و برای ترم زمانی، از گسستهسازی مرتبه دوم ضمنی^۵ برای افزایش دقت محاسبات استفاده شده است. برای مدلسازی آشفتگی، از مدل دو معادلهای ^۶ 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 پیش بینی جدایش جریان دارای دقت مناسبی می باشد [۲۱]. با توجه به وجود پدیدههای غیرخطی جریان گذرصوتی و جدایش های گسترده جریان، جهت جلوگیری از واگرایی از مقدار ضریب تخفیف^۷ ۵_/۰ 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 می باشد. پیچش هندسی^۸ تیغه صفر می باشد. همچنین نسبت

- 7 Under relaxation
- 8 Geomtric twist

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

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V} \rho \phi dV + \int_{\partial V} \rho \phi (\vec{u} - \vec{u_g}) \cdot d\vec{A} =$$

$$\int_{\partial V} \Gamma \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_{V} S_{\phi} dV$$
(7)

 $\overrightarrow{u_g}$ در معادله (۳) ρ چگالی ، Γ ضریب نفوذ، \overrightarrow{u} سرعت جریان، \overrightarrow{p} بردار سرعت شبکه متحرک، ∂V نشان دهنده مرز حجم کنترل، \overrightarrow{A} بردار مساحت سطح و σ_{ϕ} ترم چشمه مربوط به کمیت اسکالر ϕ می باشد. معادله عمومی جابجایی کمیتهای اسکالر (معادله (۳)) توسط روش حجم محدود به معادله جبری تبدیل می شود. این روش شامل انتگرال گیری از معادله جابجایی روی حجم کنترل به فرم معادله گسسته شده بوده که قانون بقاء را روی حجم کنترل ارضا نماید. در این حالت به روز شدن تغییرات حجم توسط معادله مرتبه اول پس رو['] بر اساس معادله (۴) حل می شود.

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

که در آن $n \in I + n$ 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 می شود.

$$V^{n+1} = V^n \tag{(d)}$$

با استفاده از معادله (۵)، ترم اول معادله (۳) بهصورت زیر بازنویسی می شود.

² Pressure based

³ Convective terms

⁴ Second order upwind

⁵ implicit

⁶ Shear stress transport

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

مقدار	پارامتر
۰ ₁ ۶۵	عدد ماخ نوک
۰,۲۳۶	عدد ماخ جريان آزاد
• ,۳۵	نسبت پیشروی
۱۳٫۸۹	زاويه پيچ كالكتيو (درجه)
1,84	زاويه پيچ عرضی (درجه)

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

منظری^۱ 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^۲ شروع به دوران میکند. در ادامه در جدول ۱ شرایط جریان و ورودیهای کنترلی تیغه روتور در حداکثر سرعت پروازی اشاره شده است.

زاويه پيچ طولي (درجه)

سرعت دورانی (رادیان/ثانیه)

۴- دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

در این شبیه سازی برای دامنه محاسباتی از سهناحیه 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

لغزش با استفاده از اعمال پیچ نوسانی توسط مش متحرک میباشد. در مرحله بعدی یک فضای استوانه ای ایجاد شده که امکان استفاده از شبکه لغزان برای اعمال چرخش تیغه روتور را فراهم میکند. شعاع این استوانه Λ برابر شعاع روتور و دارای ارتفاعی برابر $\Lambda^{, 0}$ شعاع روتور در هر دو سمت میباشد. در فضای خارجی نیز یک حجم کروی ساکن با شعاع $\Gamma^{, 0}$ برابر شعاع روتور بر استوانه محیط شده تا اثرات جریان دور دست اطراف روتور را شبیه سازی نماید. حجم داخلی این کره تا سطح استوانه چرخان داخلی میباشد که این دو تشکیل سطح مشترک^۳ داده تا اطلاعات را به درستی از یک حجم به حجم دیگر انتقال دهد. روی تیغه نیز شرط عدم لغزش^{*} اعمال شده است. دامنه

-Δ,Y 1

۴٠,٣

¹ Aspect ratio

² CCW

³ Interface

⁴ Noslip condition

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۴، شماره ۱، سال ۱۴۰۱، صفحه ۷۵ تا ۱۰۰



شکل ۳. دامنه محاسباتی و شرایط مرزی



محاسباتی ایجاد شده در شکل۳ نشان داده شده است.

۵- تولید شبکه محاسباتی

شبکه تولیدشده در قسمت کپسول از نوع ترکیبی ٔ بوده و توسط روش چند ناحیهای ٔ و الگوریتم اصلاحشده دلانی ٔ توسط نرم افزار ICEM چند ناحیهای ٔ و الگوریتم اصلاحشده دلانی ٔ توسط نرم افزار KED لایه مرزی دارای مش منظم ٔ شش وجهی و از لایه مرزی تا سطح کپسول مش نامظم^۵ چهار وجهی می باشد. استفاده از این روش بر مبنای حساسیت پدیده شروع واماندگی دینامیکی ٔ 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 ^۷ تولید

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

شده است و در داخل فلوئنت به یکدیگر ضمیمه[^] 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 $1 \ge {}^{+} \mathcal{X}$ با نسبت رشد 1_{1} به تعداد ۲۶ لایه ایجاد شده است. شکل ۴، کانتور توزیع ${}^{+} \mathcal{X}$ را در بحرانیترین حالت موجود (زاویه سمت ۹۰ درجه) روی سطح تیغه را نشان میدهد. همان طور که در این شکل قابل مشاهده است، شبکه تولید شده روی سطح دارای کیفیت مناسب جهت افزایش دقت استفاده از مدل آشفتگی k- ω 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



شکل ۴. کانتور توزیع ۲۰ روی سطح تیغه در زاویه سمت ۹۰ درجه

Fig. 4. Contour of y plus distribution on the blade surface in azimuth 90°



شکل ۵. مش روی سطح تیغه (راست) و مش لایهمرزی 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
Υ/λ۶×۱・ -۶	فاصله اولين سلول تا سطح
78	تعداد لايه مرزى
/ • ,ΔΛ	متوسط فاصله بیبعد شبکه در لبه حمله (جهت x)
% YF	متوسط فاصله بیبعد شبکه در لبه حمله (جهت ٪)
۲. ۱ _/ ۲	متوسط فاصله بیبعد شبکه در وسط تیغه (جهت x)
·/. ١,Δ٩	متوسط فاصله بیبعد شبکه در وسط تیغه (جهت y)
/. 1 _/ ۲۶	متوسط فاصله بیبعد شبکه در لبه فرار (جهت x)
<i>'.</i> /۶λ	متوسط فاصله بیبعد شبکه در لبه فرار (جهت y)

جدول ۳. مشخصات شبکههای تولیدشده

Table 3. Specifications of different grids

متوسط ضريب برآ تيغه	تعداد كل المانها	شبکه
۰,۱۷۵۸۸۹	2114648	(G1)
• /) ٩ • ۵ • Y	YX17081	(Gr)
•,194424	141.028	(<i>G</i> ٣)



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

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

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

$$e^{0} = \frac{\sum_{i=1}^{720} (C_{L,G2} - C_{L,G1})}{\sum_{i=1}^{720} C_{L,G2}}$$
(A)

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

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 ۸۶ درصد میباشد. از اینرو شبکه با تعداد سلول ۷٫۸ میلیون، انتخاب مناسبی برای این پژوهش بوده است. در شکل۶ 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 اهیمت 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 نشریه مهندسی مکانیک امیر کبیر، دوره ۵۴، شماره ۱، سال ۱۴۰۱، صفحه ۷۵ تا ۱۰۰



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

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

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

$$\Delta t = \frac{2\pi}{\boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{N}_{sub\ loop}} \tag{9}$$

Table 4. Comparison of time step size

زاویه پیشروی(درجه)	گام زمانی(ثانیه)
•/۵	•,••• ٢ ١ ۶ ۵
١	•,••• • • • • • •

جدول ۴. مقایسه گام زمانی

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 ${}^{0}_{,} {}^{0}$ و ۲ درجه بر روی ضریب برآ روتور بررسی شده است. جزئیات مربوط به انتخاب گام زمانی در جدول ۴ ذکر شده است. در رابطه (۹)، موروط به انتخاب گام زمانی در جدول ۲ ذکر شده سیکل کامل میباشد. همچنین در شکل ۲ مقایسه ضریب برآی 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

1 Capture

۶– اعتبار سنجی

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

AH-IG Cobra معرفى بالكرد - ۱ – معرفى الكرد

بالگرد GH-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 الاکلنگی^۳ میباشد. ایرفویل تیغهها از نوع Bell ۵۴۰ Sym.Mod بوده که مخصوص شرکت بالگردسازی بل تکسترون^۴ بوده و پروفیل آن بر مبنای ایرفویل بهینه شده استاندارد

² Flight Test

³ Teetering rotor

⁴ Bell Textron



شکل ۸. مشخصات ابعادی بالگرد AH-۱G

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

در رابطه (۱۰)، $\beta_{,C}$ زاویه هندسی مخروط اولیه، $\beta_{,C}$ زاویه فلاپ طولی^۲ و $\beta_{,s}$ زاویه فلاپ عرضی^۲ 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-۱G در سرعت بالای پروازی ۱۵۹ نات^{*} (معادل با ۲۹۰ کیلومتر بر ساعت) ذکر شده است.

در شکل ۹ مقایسه نتایج ضرایب نیروی عمودی^۵ برای دو مقطع در شعاع بی بعد (r/R)، ۹۸ و ۰٫۵۵ مربوط به تست پروازی، شبیه سازی حلگر^۶ FLOWer و شبیه سازی پژوهش حاضر بر اساس جدول ۵ ارائه شده است. حل گر FLOWer یک حل گر مبتنی بر روش حجم محدود می باشد که NACA ۰۰۱۲ 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 اندازه گیری بر روی تیغه، وتر آن به ۷۳ سانتیمتر افزایش و نسبت نظری آن به ۹٬۲ کاهش یافته است. همچنین زاویه مخروطی اولیه تیغه برابر ۲٬۷۵ درجه میباشد [۲۶]. سایر مشخصات ابعادی این بالگرد در شکل ۸ نشان داده شده است.

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

$$\beta = \beta_0 + \beta_{lc} \cos \psi(t) + \beta_{ls} \sin \psi(t) \qquad (1.1)$$

² Longitudinal flapping

³ Lateral flapping angle

⁴ Knot

⁵ Normal force

⁶ Solver

¹ precone

جدول ۵. شرایط پروازی بالگرد AH-۱G [۲۷]

Table 5. AH-1G helicopter flight conditions

مقدار	پارامتر	
• ،۶۵	عدد ماخ نوک	
۰ _/ ۲۴	عدد ماخ جریان آزاد	
• <i>۲</i> ۳۷	نسبت پیشروی	
١٨	زاويه پيچ کالکتيو(درجه)	
٣٫۶	زاويه پيچ عرضي(درجه)	
- 1 1 _/ A	زاويه پيچ طولى(درجه)	
$\lambda_{I}\lambda_{J}$	زاويه فلاپ عرضی(درجه)	
١,١٣	زاويه فلاپ طولی(درجه)	
٣٢٫٨٨	سرعت دورانی(رادیان/ثانیه)	





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



شکل ۱۰. تغییرات ضریب براً با زاویه سمت مربوط به مقاطع ۷۷۸/۰۰، ۸۵/۰ و ۰/۹۵

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

توسط مرکز هوافضای ألمان توسعه داده شده است. این حل گر معادلات ناویر استوکس سهبعدی متوسط گیری شده را با استفاده از مدل أشفتگی حل نمودہ و اعتبار آن در مراجع [۱۴ و ۱۹ و ۲۸ و ۲۹] بررسی شدہ $m{k}-m{\omega}$ است. همان طور که ملاحظه می شود، نتایج نشان دهنده تشابه کیفی مناسب ضریب نیروی عمودی این دو مقطع با تست پروازی میباشد. این تشابه در مقطع ۸۶ نسبت به ۹۵ دارای دقت بهتری مخصوصاً در ناحیه پس رونده تيغه روتور است. علاوه بر آن، مقايسه ضريب اين مقطع نسبت به نتيجه حلگر FLOWer نشان دهنده اختلاف کمتر شبیهسازی تحقیق حاضر با نتیجه تست پروازی میباشد. همچنین در مقطع ۰۸۶ 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 نتيجه تست يروازي مي باشد. نتايج شبيه سازي حاضر مكان 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، نشان دهنده شبیهسازی صحیح در این پژوهش میباشد. اختلاف ضریب نیروی عمودی بهدست آمده در این تحقیق با نتیجه تجربی، در

بیشترین حالت ۱۲ درصد بوده که در ربع سوم حرکت تیغه و در زاویه سمت ۲۶۹ درجه ایجاد شده است. در مقطع ۹۵٬۰ 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 مناسب تر 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 می باشد. لازم به ذکر است مقادیر خطا در این مورد تحقیقاتی راضی کننده 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

۷- نتايج و بحث

به منظور درک بهتر پدیده واماندگی دینامیکی و جدایشهای گسترده تیغه روتور همراه با نوسان پیچشی، در ابتدا به بررسی سه مقطع در موقعیت شعاعی بیبعد (r/R)، ۲۷۷۸ ، ۸۵ و 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



شکل ۱۱. کانتور عدد ماخ (سمت چپ) و توزیع ضریب فشار (سمت راست) مقطع ۷۹۸/۰ در زاویه سمت ۳۹ درجه Fig. 11. Mach number contour (left) and pressure coefficient (right) of 0.778 section at 39° Azimuth angle

تیغه روتور از زاویه سمت صفر درجه، در مقطع ۷۷۸ حداکثر ضریب براً در زاویه سمت ۳۹ درجه اتفاق افتاده است. زاویه نوسان پیچشی در این موقعیت بر اساس رابطه۱ برابر با ۱۱٬۳۳ درجه میباشد. در این شرایط ضریب برآ به یکباره دچار افت شدیدی می شود. این افت شدید تا زاویه سمتی حدود ۵۲ درجه ادامه یافته است. زاویه نوسان پیچشی روتور در هنگام ایجاد این پدیده کاهشی و در فاز پایین رونده میباشد، اما سرعت مماسی به مقطع بهصورت پیوسته افزایش یافته است (معادله (۲)). در این شرایط مقطع روتور به علت افزایش گرادیان 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 ۷۷۸ در زاویه سمت ۳۹ درجه واماندگی دینامیکی ناشی وجود موج ضربهای شده است. در مقطع 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 برا پس از اندکی کاهش شروع به افزایش نموده و به حداکثر ضریب براً 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 براً در نواحی نزدیکتر به نوک تیغه به دلیل اثرات سهبعدی نفوذ گردابه نوک تضعیف شده و تغییرات ضریب براً نسبت به نواحی داخلی تیغه کمتر و یکنواختتر به گونهای که نسبت تغییرات ضریب

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

در ربع سوم حرکت تیغه روتور، در مقطع ۰۰٬۷۷۸ ضریب برا 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 براً خفیفتر بوده و از زاویه سمت حدود ۱۹۵ درجه شروع و تا زاویه ۲۰۷ درجه ادامه یافته است. مقطع ۹۵ افت یکباره ضریب برا 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 ۷۷۸ و افت شدید در ضریب براً 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 ۸۵ • هم در فاصله زاویه سمت ۲۹۷ تا ۳۴۰ درجه دارای افت شدیدی در ضریب براً میباشد. مقطع ۹۵ • دارای افت یکباره در این بازه از حرکت نمى باشد و كاهش ضريب برأ به صورت تدريجي اتفاق افتاده است. با اينكه 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 ضريب براً اتفاق افتاده است، يرداخته شود.

در شکل۱۱ کانتور عدد ماخ و نمودار ضریب فشار در زاویه سمت ۳۹ درجه نشان داده شده است. همان طور که در این شکل مشخص است، وجود ناحیه مافوق صوت در نزدیکی لبه حمله و همچنین وجود گرادیان در ضریب



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



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 ۲۷۸٬۰ گردابه لبهفرار در حال حرکت به پاییندست میباشد و به نظر میرسد که تأثیر ناچیزی بر ضریب فشار داشته باشد. حداکثر عدد ماخ در این مقطع ۲٫۲۴ میباشد. این موضوع در مقطع ۸۸٬۰ نیز قابل مشاهده بوده و همان طور که از خطوط جریان نیز مشخص است، گردابه لبه حمله نیز تحت اثر حرکت گردابه لبهفرار قرار گرفته و خطوط جریان کشیدهتر شده است. حداکثر عدد ماخ در این مقطع برابر ۸٫۱۸ میباشد. در مقطع ۵۹٫۰ 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 را ۲٫۹۵٬۰ 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 می شود، در مقطع ۰٫۷۷۸ فشار نیز تأییدکننده وجود یک موج ضربهای در نزدیکی ۷٫۵ درصد وتر میباشد. وجود گرادیان فشار ناشی از موج ضربهای باعث افزایش ضخامت لایهمرزی شده که در این شرایط لایه مرزی روی سطح ایرفویل مستعد جدایش می شود [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 ضريب فشار، وجود ناحيه چرخشي روى سطح ايرفويل باعث صاف شدن ضریب فشار و گسترده شدن آن در بیشتر ناحیه مکش 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 می باشد. در دو مقطع دیگر نیز مکانیزمی مشابه با آنچه در مقطع ۷۷۸ و رخ داده، اتفاق افتاده است. با توجه به شکل ۱۰ هرچه به نوک تیغه نزدیکتر می شویم، وجود واماندگی ناشی از موج ضربه ای زودتر و با افت کمتری اتفاق افتاده است. مقطع ۰٫۹۵ مجدداً واماندگی ناشی از وجود موج ضربهای را در زاویه سمت حدود ۴۲۶ 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 نزديک لبه حمله مي باشد.

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

¹ Suction



شکل ۱۳. کانتور فشار همراه با خطوط جریان برای مقاطع ۷۷۸/ ۰، ۸۵/ و ۹۵/ ۰ 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 (Continude)



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



جریان نشاندهنده وجود گردابه لبهفرار در تمامی زوایای سمت مورد بررسی به جز ۲۴۰ و ۲۹۰ درجه می باشد. شکل گیری و رشد گردابه لبه فرار نقش قابل توجهی در کاهش ضریب برا در این مقطع دارد که نمودارهای پیشین مربوط به ضریب برا را تصدیق مینماید. همچنین هسته گردابه لبه حمله تا قبل از جداشدن از سطح در ناحیه نزدیک به لبهفرار مقطع متمرکز میباشد. در مقطع ۸۵ ۰ گردابه لبهفرار شکل گرفته در زوایای سمت ۳۰۰ و ۳۳۰ دیده می شود. 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 می شود، وجود گردابه لبهفرار بزرگتر در مقطع 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 لبه حمله 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 ۷۷۸ کوچکتر میباشند. همچنین در این کانتورها، مشاهده می گردد 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. همان طور که در این شکل مشخص است، ردپای^۲ گردابه لبه حمله روی سطح مقاطع به صورت گرادیان فشار نامطلوب در سطح بالایی دیده میشود. در مقطع ۲۷۸٬۰ اثرات کاهش ضریب فشار به دلیل محل قرارگیری گردابه لبه حمله در زوایای سمت ۲۶۰ ضریب فشار به دلیل محل قرارگیری گردابه لبه حمله در زوایای سمت ۲۶۰ 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 شکل گیری گردابه ثانویه^۲ لبه حمله نیز به صورت اثرات ضعیف گرادیان فشار نامطلوب در زوایای سمت ۳۶۰ و ۶۰ درجه دیده میشود.

مقطع قرار دارد. همچنین اثرات متقابل جداشدن گردابه لبهفرار در زاویه سمت ۳۴۰ درجه باعث کشیده شدن مرکز گردابه (شکل ۱۳) و پخش شدن گرادیان فشار نامطلوب روی سطح این مقطع شده است. در مقطع ۹۵ ۰، 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 نمی شود. آنچه در نمودار ضریب برا (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 می باشد. نکته دیگری که در شکل ۱۴ مشخص می باشد، کاهش حداکثر ضریب فشار با نزدیکشدن به ناحیه نوک تیغه می باشد. بنابراین می توان 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 می شود، 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 می یابد. نتایج این پژوهش نشان می دهد که در این نواحی، جدایش جریان منجر به کاهش فشار در لبه حمله تیغه شده است. جهت درک بهتر جنبه های 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 حركت بالارونده و پايين رونده را مشخص ميكند). همان طور كه از این شکل دیده می شود، در زاویه سمت ۲۴۰ درجه نواحی کوچکی از جدایش جریان در نزدیکی لبه حمله 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 می شود که نشان از هسته مرکز کم فشار در آن ناحیه است. نکته دیگری که در شکل ۱۵ دیده می شود، کاهش گسترش ناحیه کم فشار اطراف نوک تیغه (از ۰٫۹۵ شعاع تا نوک) به دليل وجود اثرات نفوذگردابه نوک است. همين علت باعث تضعيف شرايط واماندگی دینامیکی در نواحی نزدیک به نوک شده است. ضریب برا مقطع

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

$$Q = 1/2 \left(\left\| \overline{\overline{\Omega}} \right\|^2 - \left\| \overline{\overline{S}} \right\|^2 \right) > 0 \tag{11}$$

در ادامه از این معیار جهت آشکارسازی کیفی میدان گردابه ای روی سطح تیغه برای خطوط هم سطح^۲ Q استفاده شده است. در شکل ۱۶ این کمیت در چهار زاویه سمت مختلف در ناحیه پس رونده روتور نشان داده شده است. نکته مهمی که در این آشکارسازی ها دیده می شود، ماهیت سه بعدی میدان جریان می باشد که به راحتی قابل مشاهده است. در این سرعت پروازی، سطح زیادی از تیغه تحت تأثیر جریان های گردابی گسترده در این ناحیه قرار گرفته است. جریان های گردابی شکل گرفته از نزدیکی لبه حمله به سمت نواحی خارجی حرکت کرده و ناپدید می شوند و گردابه های جدیدی در ناحیه داخلی تولید می شوند. همچنین جریان های گردابی به علت 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 خارجی تر 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 نامتغیر¹ دوم گرادیان سرعت تعریف می کند. با تفکیک نامتغیرهای تانسور گرادیان سرعت، پارامتر Qمحاسبه می شود. این پارامتر بیانگر ناحیه ای از میدان جریان سیال است که مقدار ورتیسیته از مقدار نرخ کرنش بزرگتر می باشد. در رابطه (۱۱)، \overline{S} تانسور متقارن تغییرات کرنش و $\overline{\Omega}$ تانسور پاد متقارن گرادیان سرعت می باشد.

1 Invarient



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 $(Q = 150 \times 10^3 \text{ l/s})$

۷- ۱- محاسبه گردش

وجود کوپل جریان عرضی و شعاعی روی سطح تیغه، تحث 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 ورتیسیته تولید شده در لایه برشی به سمت نوک تیغه دارد [۱۳]. از این رو شکل گیری جریان گردابی در هر مقطع مستقیماً تحت تأثیر جریان شعاعی و جابجایی ورتیسیته^۱ 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^۲ از روی سطح در هنگام واماندگی دینامیکی میباشد که توسط محقیقن دیگر نیز دیده شده است سطح تیغه شده و به صورت محلی باعث افزایش برآ می شود. در شکل ۱۵ این کاهش فشار روی سطح تیغه درناحیه پس رونده تیغه دیده می شود.

بر اساس تئوری کوتا-ژوکوفسکی^۳، نیروی برا در جریان غیر لزج از رابطه (۱۲) محاسبه میشود.

$$L = \rho U \Gamma \tag{17}$$

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 ورتیسیته با استفاده از رابطه (۱۳) محاسبه میشود.

$$\Gamma = \iint_{A} \mathcal{O}_{y} dA \tag{17}$$

² Shear layer roll up

³ Kutta–Joukowski theorem



شکل ۱۷. تغییرات گردش مقاطع ۷۷۸۸ ، ۸۵/۰ و ۹۵/۰ 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

در رابطه فوق ϖ و A به ترتیب بیانگر ورتیسیته عمود بر صفحه و دامنه ای انتگرال گیری می باشد. هر سطح بسته شامل ناحیه اطراف ایرفویل است که تمامی گردابه ها را دربر گرفته است. باید توجه داشت که ناحیه محصور جهت انتگرال گیری به گونه ای انتخاب شده است که با تغییر این ناحیه، تغییرات گردش اندک باشد. چنانچه هدف محاسبه قدرت گردابه لبه حمله یا لبه فرار به صورت مجزا باشد، سطح بسته شامل نواحی از آن گردابه می شود که هسته گردابه در آن قرار گرفته و تا حد امکان با جریان های چرخشی دیگر فاصله داشته باشد. در شکل ۱۷ نتایج گردش بی بعد شده نسبت به سرعت مماسی در ناحیه پس رونده روتور در زوایای سمت ۲۴۰ تا نسبت به سرعت مماسی در ناحیه پس رونده روتور در زوایای سمت ۲۴۰ تا قونه ای انتخاب شده است که پدیده های جدایش و واماندگی در آن ها اتفاق افتاده باشد.

همان طور که در شکل ۱۷ دیده می شود در مقطع ۷۲۸٫۰ گردش بی بعد در فاصله زاویه سمت بین ۲۴۰ تا ۲۹۰ درجه افزایش یافته و در زاویه سمت ۲۹۰ درجه به حداکثر مقدار خود رسیده است. این روند افزایشی دارای همخوانی مناسبی با افزایش ضریب برآی مقطع در این بازه دارد (شکل ۱۰).

بررسی خطوط جریان نیز نشان از پوشیده شدن سطح بالایی مقطع توسط گردابه لبه حمله، که همراه با افزایش مکش سطح بالایی میباشد، دارد (شکل ۱۲). در فاصله زاویه سمت ۳۰۰ تا ۳۴۰ درجه، گردش مقطع روند کاهشی داشته که این روند در فاصله زاویه ۳۳۰ تا ۳۴۰ به صورت افت ناگهانی ظاهر شده است. همان طور 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 می گردد، این واماندگی به دلیل شکل گیری، ماندگاری و رشد پیوسته گردابه لبه فرار ایجاد شده است.

رفتار گردش در مقطع ۸۵ در زاویه سمت ۲۴۰ تا ۲۹۰ درجه، تقریبا مشابه آنچه در مقطع ۷۸۸ رخ میدهد میباشد. در اینجا نیز حداکثر مقدار گردش بیبعد شده در زاویه سمت حدود ۲۹۰ درجه اتفاق افتاده و خطوط جریان نیز همانند مقطع ۷۷۸ نشاندهنده پوشیده شدن سطح بالایی مقطع توسط گردابه لبه حمله بوده که همراه با افزایش مکش سطح بالایی مقطع میباشد.

در مقطع ₉٬۹۵ به دلیل اثرات شدیدتر نفوذ گردابه از نوک تیغه، گردش دارای رفتاری متفاوت از دو مقطع داخلی تر میباشد. نفوذ گردابه از نوک، نشریه مهندسی مکانیک امیر کبیر، دوره ۵۴، شماره ۱، سال ۱۴۰۱، صفحه ۷۵ تا ۱۰۰

جدول ۶. قدرت گردابه لبه فرار مقطع ۷۷۸/ •

قدرت گردابه لبه فرار(m ً/s)	زاویه سمت(درجه)
11,84	۳۲۵
۱۴٫۵۱	۳۲۸
۱۶/۴۸	۳۳۰
۱۷/۰۱	۳۳۵
ι γ ,Δ γ	۳۳۷
$\Lambda_{j}m{arsigma}$	٣۴.

Table 6. The trailing edge vortex strength of section 0.778

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 می باشد.

همان طور 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 ۲۷۸۸ در بازه زاویه سمت ۳۲۵ تا ۳۴۰ درجه، متمرکز می شویم. بنابراین قدرت این گردابه محاسبه شده و در جدول۶ ارائه گردیده است. همانطور که از جدول۶ 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 ۱۷/۳درجه و حرکت تیغه پایینرونده می باشد. 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 محاسبه دره گردابه لبه درار و کاهش گردش مقطع همخوانی دارد. با توجه به افت ناگهانی ضریب برآ در این فاصله، می توان 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- جمع بندی و نتیجه گیری

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 AHI-G اعتبارسنجی شده است. تحقيق حاضر نشان مىدهد به علت سرعت نسبتاً بالاى دوران تيغه 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 گردابه های 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 ضربه ی با واماندگی روبرو شده است. همچنین در مقطع ۷۷۸ به دلیل رشد گردابه لبه فرار همزمان با تضعیف گردابه لبه حمله و جدایش جریان، واماندگی دینامیکی در ربعهای سوم و چهارم رخ داده است. مقطع 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

نوع پديده	عامل	r/R	زاویه سمت (شروع)
وقوع اولين واماندكي ديناميكي	واماندگی ناشی از موج ضربهای	• , YY A	۳۹ درجه
وقوع دومين واماندكي ديناميكي	گردابه لبهفرار	• , YYX	۲۰۵ درجه
وقوع سومين واماندكي ديناميكي	گردابه لبهفرار	۰,۷۷۸	۳۲۲ درجه
وقوع چهارمین واماندگی دینامیکی	گردابه لبهحمله و لبهفرار	۰,۷۷۸	۳۵۱ درجه
وقوع اولين واماندكي ديناميكي	واماندگی ناشی از موج ضربهای	۰٬۸۵	۲۳ درجه
وقوع دومين واماندكي ديناميكي	گردابه لبهحمله	۰٬۸۵	۱۷۱ درجه
وقوع سومين واماندكى ديناميكي	گردابه لبهحمله	٠٫٨۵	۱۹۶ درجه
وقوع اولين واماندگي ديناميكي	واماندگی ناشی از موج ضربهای	۰٫۹۵	۱۷ درجه
وقوع دومين واماندكي ديناميكي	واماندگی ناشی از موج ضربهای	۰٫۹۵	۴۲ درجه

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

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 نتايج تحقيق حاضر ميتوان جهت طراحي هندسي شكل نوك 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 قرئلی عضو محترم هیئت علمی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه تهران بهخاطر مشاوره در انجام این تحقیق مراتب تشکر و قدردانی خود را اعلام نمایند.

۹- فهرست علائم

علائم انگلیسی

С	وتر ایرفویل، m
C_n	ضريب نيروى عمودى
C_P	ضريب فشار روى سطح
L	نیروی برآ، N
M_{Tip}	عدد ماخ نوک تيغه در پرواز ايستا
${M}_{\infty}$	عدد ماخ نوک جريان آزاد
$M^{r}_{\infty}C_{l}$	ضريب نيروى برآى محلى ايرفويل
r	موقعیت شعاعی،m
$U_{\it f\!f}$	سرعت بالگرد در پرواز روبه جلو،S/
U_{T}	سرعت مماسی،m/s
LE	لبهحمله
TE	لبەفرار

جلو،m/s

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 dynamicstall 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

deg زاويه پيچ کالکتيو، $heta_{.}$

- deg، زاويه پيچ عرضى $heta_{\!\scriptscriptstyle N\!\!\!C}$
- deg، زاویه پیچ طولی θ_{s}

$$U_{_{f\!f}}\,/\,(R\Omega)$$
 نسبت پیشروی روتور، μ kg/m r چگالی، ho

۵ ورتیسیته، ۱/s

deg زاویه پیشروی روتور، $\psi(t)$

rad/s،سرعت زاویه ی روتور arOmega

منابع

- 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 twobladed 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

بی موجعه محمد ا