



(علمی - پژوهشی)

# محاسبه عددی بارهای آیرودینامیکی روتور بالگرد با استفاده از روش CFD/BET

مهدي نادري نژاد<sup>\*۱</sup>، نويد فخرالمباشري<sup>\*\*۲</sup>،  
عيسي عطوف<sup>\*\*\*۳</sup>

- ۱- دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران
- ۲- دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران
- ۳- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، شاهین شهر، ایران

\* کارشناس ارشد (نویسنده پاسخگو)،

ایمیل: mahdi.naderinezhad@mail.um.ir

\*\* کارشناسی ارشد

\*\*\* دکترای تخصصی

با توجه به پیچیدگی تحلیل پدیده‌های تأثیرگذار بر عملکرد آیرودینامیکی روتور اصلی بالگرد و نحوی شبیه‌سازی حرکت‌های دینامیکی پره نسبت به مرکز دوران، استفاده از روش‌هایی مانند تئوری المان روتور همراه با دینامیک سیالات محاسباتی می‌تواند راه‌حل ساده‌تری و کم‌هزینه‌تری نسبت به شبیه‌سازی فیزیکی روتور بالگرد باشد. مشخصات هندسی روتور بالگرد Bell UH-1 به صورت یک دیسک مجازی در دو حالت روتور تنها و همراه با بنده در شرایط پروازی ایستا و روبه‌جلو بررسی شده‌است. برای شبیه‌سازی جریان از معادلات ناپایایی تراکم پذیر همراه با مؤلفه‌های آشفته‌گی استفاده شده و برای گسسته سازی آن‌ها از دقت مرتبه دوم بالادست استفاده شده همچنین تأثیرات عملکردی روتور به صورت مؤلفه چشمه در این معادلات لحاظ شده‌است. در کار حاضر ابتدا روش اشاره با داده‌های تجربی روتور تنها مورد صحت سنجی قرار گرفته و سپس تأثیرات بنده بر متغیرهای آیرودینامیکی روتور مورد بررسی قرار گرفته‌است. نتایج ارائه شده نشان می‌دهد که بیشترین تأثیر زاویه جانبی دیسک روتور و نصب بنده بر روی نیروهای عمودی وارد بر روتور به ترتیب در زاویه آزیموت ۹۰ و ربع چهارم رخ خواهد داد. همچنین بنده بالگرد با توجه به فرضیات انجام شده در کار حاضر تأثیرات زیادی روی عملکرد آیرودینامیکی روتور نداشته است.

واژه‌های کلیدی: بالگرد، روتور، آیرودینامیک، دیسک مجازی، دینامیک سیالات محاسباتی

## Numerical Calculation of Aerodynamic Loads of Helicopter Rotor using CFD/ BET Method

Considering the complexity of analyzing the phenomena affecting the aerodynamic performance of the main rotor helicopter and how to simulate the dynamic movements of the blade relative to the center of rotation, using methods such as blade element theory together with computational fluid dynamics can be a simpler and less expensive solution than the physical simulation of a helicopter rotor. The geometric characteristics of the rotor of the Bell UH-1 helicopter have been investigated as a virtual disc in two modes of the rotor alone and with the body in static and forward flight conditions. To simulate the flow, unsteady compressible equations with turbulence components are used, and for their discretization, upwind second-order accuracy is used, and the functional effects of the rotor in the form of a spring component are included in these equations. In the present work firstly, these method has been validated with the experimental data of the single rotor, and then the effects of the body on the aerodynamic variables of the rotor have been investigated. The presented results show that the greatest impact of the lateral angle of the rotor disk and body installation on the vertical forces on the rotor will occur in the azimuth angle of 90 and the fourth quadrant, respectively. Also, according to the assumptions made in the present work, the helicopter body has not had many effects on the aerodynamic performance of the rotor.

**Keywords:** Helicopter, Rotor, Aerodynamic, Virtual disk, Computational fluid dynamy

Mehdi Naderi Nezhad<sup>\*1</sup>, Navid Fakhri Mobasheri<sup>\*\*2</sup>, Eisa Atoofa<sup>\*\*\*3</sup>

- 1- Ferdowsi University Mashhad, Mashhad, IRAN
- 2- Isfahan University of Technology, Isfahan, IRAN
- 3- Isfahan University of Technology, Malik Ashtar University Isfahan, Shahinshahr, IRAN

\*M.Sc. (Corresponding Author)

Email: mahdi.naderinezhad@mail.um.ir

\*\* M.Sc.

\*\*\* Ph.D.

## مقدمه

پدیده‌های فیزیکی مختلفی بر روی آیرودینامیکی روتور و عملکرد کلی بالگرد تأثیرگذار است. بررسی عوامل تشکیل و نحوی رفتار این پدیده‌ها در فازهای مختلف پروازی بالگرد از اهمیت بالایی برخوردار است. استفاده از آزمایش‌های تجربی جهت بررسی تغییرات این پدیده‌ها حول پیکربندی‌های مختلف بالگرد نیازمند صرف انرژی و هزینه بالایی است. افزایش سرعت جریان محلی در سمت پیش روند روتور نسبت به سمت پس‌رونده باعث پیچیدگی جریان و در نتیجه کاهش دقت روش‌های عددی نسبت با داده‌های تجربی خواهد شد. بر همین اساس استفاده از روش‌های عددی جدید بر پایه معادلات حاکم بر سیال حول روتور و بالگرد، راهکار مناسبی برای کاهش هزینه محاسباتی محسوب می‌شود. یکی از این روش‌ها ترکیب داده‌های حاصل از تئوری المان روتور با معادلات تکانه ناویر استوکس است [۲].

پلازا و همکاران به مقایسه نتایج دو روش تئوری المان روتور و دینامیک سیالات محاسباتی در تحلیل آیرودینامیکی روتور توربین بادی مدل مکزیک پرداخته‌اند. در این مطالعه نیروها، فشار و گشتاور تولیدشده در روتور با استفاده از دو روش برای ارزیابی نقاط ضعف و قدرت اصلی این روش‌ها در سرعت‌های مختلف باد و مقاطع مختلف پره بررسی شده‌است. بر اساس این پژوهش روش CFD دارای دقت تقریباً یکسانی در سرعت‌های مختلف بوده‌است. اما مدل BEM در سرعت پایین؛ دقت بیشتری از مدل CFD نشان داده‌است [۳]. با توجه به این نکته که فیزیک جریان و مقدار عددی نیروهای وارد حول روتور بالگرد به ترتیب در دینامیک سیالات محاسباتی و تئوری المان روتور در دسترس است. مرتبط کردن مقادیر این دو روش با یکدیگر می‌تواند نتایج نزدیک‌تری را نسبت به استفاده تنها از روش BEM به همراه داشته باشد. بر همین اساس ماتور و سانجی عملکرد روتور یک بالگرد را به ازای نسبت‌های پیشروی مختلف توسط روش BEM-CFD مورد ارزیابی قرار داده‌اند [۴].

در این کار مقدار نیروی عمودی وارد بر هر مقطع از روتور با داده‌های تجربی مقایسه شده‌است. که نشان دهنده دقت قابل قبول برای مقاطع میانی روتور است. محاسبه انتقال حرارت ناپایا<sup>۴</sup> حول پره‌های روتور، طراحی بهینه بالواره بالگرد اکتشافی مریخ به کمک روش فوق، اثر شتاب جریان بر گردابه‌های توربین باد، توسعه مدلی برای نمایش گردابه‌های پایین دست توربین باد [۵-۸]. از جمله مواردی هستند که به کمک ترکیب این دو روش انجام گرفته‌اند. به دلیل وابستگی مستقیم محاسبات تئوری المان روتور به ضرایب

آیرودینامیکی مقاطع مختلف روتور، مارک و همکاران برای شبیه‌سازی اثرات آیرودینامیکی در نوک پره و مقاطع نزدیک به شعاع داخلی روتور، ضرایب هر مقطع را به صورت جداگانه توسط معادلات RANS محاسبه شده و سپس وارد کد BEM کرده‌اند. به این کار اثرات سه بعدی جریان در طول کل روتور در نظر گرفته شده‌است [۹]. توسعه این مدل برای شبیه‌سازی روتور بالگرد در مرجع [۱۰] منتشر شده‌است.

در این مطالعه، ابتدا روند ترکیب دو روش المان روتور پره با معادلات جریان ارائه شده و برای یک روتور مورد صحت سنجی قرار گرفته‌است. سپس بالگرد Bell UH-1 به عنوان بالگردی با ساعت پروازی بالا در کشور ایران جهت شبیه‌سازی در شرایط پروازی ایستا<sup>۵</sup> و روبه‌جلو<sup>۶</sup> انتخاب و بارگذاری‌های روی آن در دو حالت روتور تنها و روتور با بدنه استخراج شده‌است. سپس تأثیرات بدنه بر روی توزیع زاویه حمله و نیروی عمودی وارد بر دیسک روتور به ازای تغییر نسبت‌های پیشروی مختلف با فرض ثابت بودن زوایای گام و بالزنی مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. در کار حاضر از تأثیر گردابه‌های ناشی از برخورد جریان به مرکزی روتور<sup>۷</sup>، صفحه گردان<sup>۸</sup> و سایر اتصالات مکانیکی بر روی فروزش<sup>۹</sup> حاصل روتور صرف نظر شده و تنها گردابه خارجی روتور در نظر گرفته شده‌است. در کار حاضر از نرم‌افزار سیالاتی Star CCM+ متعلق به شرکت آلمانی Siemens به عنوان تنها نرم‌افزار سیالاتی دارای ماژول مجزا جهت شبیه‌سازی روتور بالگرد همراه با اعمال پارامترهای مکانیکی مانند زاویه کالکتیو و سایکلینگ مورد استفاده قرار گرفته‌است. همچنین از مزایای دیگر این نرم‌افزار ایجاد شرایط پایدار برای دیسک و بر اساس نیروی جلوبرندگی مورد نظر است [۱۱].

## معادلات حاکم

با توجه به عدم حضور فیزیکی پره بالگرد و شبیه‌سازی مستقیم آن در کار حاضر، برای شبیه‌سازی تأثیرات متقابل روتور و بدنه بر روی یکدیگر از معادلات ناویر استوکس حاکم بر جریان همراه با وارد کردن اثرات چرخش روتور در جمله چشمه معادلات وارد شده‌است [۱۱]. برای شبیه‌سازی جریان در پژوهش حاضر از فرم میانگین رینولدز معادلات ناویر استوکس<sup>۱۰</sup> به صورت فشار مبنی<sup>۱۱</sup> استفاده شده‌است [۱۲]. کلیه معادلات حاکم با دقت مرتبه دوم بالادست<sup>۱۲</sup> لحل شده و برای اطمینان از قرار داشتن فاصله اولین سلول تا مرز جامد در بازه مورد نظر مدل آشفتگی k-w SST، از رابطه نیمه تجربی (۱) برای محاسبه مشخصات آشفتگی جریان در زیر لایه لزوج و نواحی لگاریتمی به

7. Hub
8. Downwash
9. Swashplate
10. Navier Stokes equations
11. pressure based
12. upstream

1. Advancinc Side
2. Retrea Ting Side
3. Blade Element Theory
4. Unsteady Heat Transfer
5. Hover Flight
6. Forward Flight

## مختصات دامنه محاسباتی

معادلات حاکم در دامنه محاسباتی حل می‌شوند، که یک موازی مستطیلی است که روتور را در بر می‌گیرد.  $(X, Y, Z)$  مختصات دکارتی این دامنه هستند.  $\hat{I}$  و  $\hat{K}$  بردارهای واحد در این سیستم مختصات هستند. مرکز روتور نسبت به این سیستم در  $(Y_C, X_C, Z_C)$  است و محور چرخش آن در امتداد بردار  $\hat{\Omega}$  خواهد بود. که در آن:

$$\vec{\Omega} = \Omega_1 \hat{I} + \Omega_2 \hat{J} + \Omega_3 \hat{K} \quad (2)$$

و  $|\vec{\Omega}| = \Omega$ ، سرعت چرخش بر حسب رادیان بر ثانیه است.

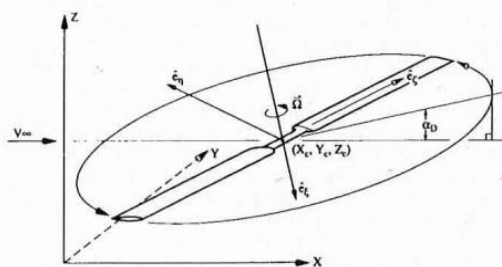
## سیستم دکارتی مبتنی بر روتور

به دلایل مرتبط با الگوریتم حل، داشتن مختصات محاسباتی در جهت موازی و نرمال با سرعت جریان آزاد راحت‌تر است. با این حال، روتور دارای جهت گیری دلخواه نسبت به جریان آزاد است. بنابراین ما یک سیستم مختصات دکارتی تعریف می‌کنیم  $\xi, \eta, \zeta$  که مبدأ آن در مرکز روتور و محور  $\xi$  در جهت مخالف سرعت چرخشی  $\vec{\Omega}$  است. به عبارت دیگر، همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، محور  $\xi$  عمود بر صفحه چرخش است، در حالی که محورهای  $\eta$  و  $\zeta$  در صفحه قرار دارند. برای یافتن رابطه بین این سیستم و سیستم مختصات محاسباتی، از روش چرخش‌های زاویه اویلر استفاده می‌کنیم، که منجر به یک تبدیل متعارف می‌شود. ترکیب این چرخش با تغییر مبدأ، تبدیل از روتور محور به مختصات محاسباتی را به دست می‌دهد که می‌توان آن را به صورت زیر نوشت:

$$\begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos B & \sin A \sin B & -\cos A \sin B \\ 0 & \cos A & \sin A \\ \sin B & -\sin A \cos B & \cos A \cos B \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X - X_C \\ Y - Y_C \\ Z - Z_C \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} X - X_C \\ Y - Y_C \\ Z - Z_C \end{bmatrix} = M_1 \begin{bmatrix} X - X_C \\ Y - Y_C \\ Z - Z_C \end{bmatrix}$$

که در آن  $A$  و  $B$  دو زاویه هستند که جهت روتور را با توجه به سیستم مختصات محاسباتی توصیف می‌کنند.

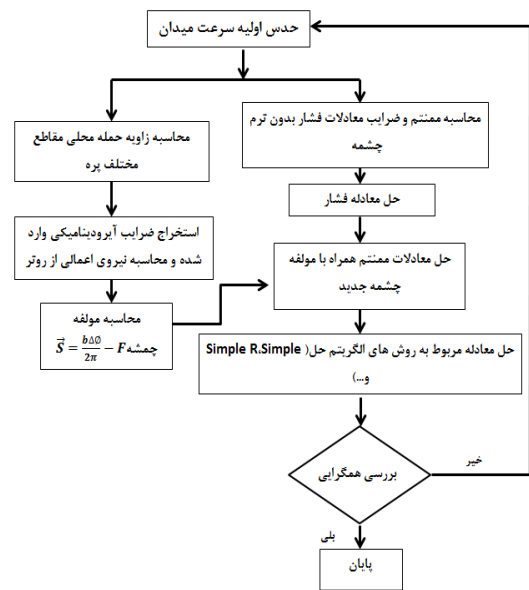


شکل (۲): مختصات سیستم دکارتی مبتنی بر روتور

صورت ترکیبی استفاده شده است. این رابطه با توجه به قابلیت جدید نرم‌افزار Star-ccm توانایی مناسبی جهت پوشش نواحی مختلف لایه مرزی (از زیر لایه لزج تا لایه لگاریتمی) در زمان استفاده از مدل آشفتگی مورد نظر را دارد [۱۳]. در این رابطه  $\beta_2$  و  $\beta_2$  ضرایب مدل آشفتگی استفاده شده،  $K$  ثابت ون کارمن است.

$$\omega^+ = \sqrt{\frac{6}{\beta_1 y^+}} + \frac{1}{\beta_2 k y^+} \quad (1)$$

روند محاسبه مشخصات جریان کار حاضر در شکل (۱) ارائه شده است.



شکل (۱): روند ترکیب روش المان تئوری پره با دینامیک سیالات

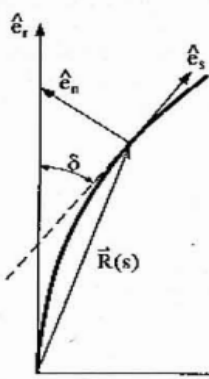
محاسباتی [۱۱]

## مدل سازی روتور

نظریه مونتوم المان مرزی برای روتورهای در حال هاور یک روش ترکیبی است که اولین بار توسط Gustafson & Gessow برای بالگردها ارائه شده است [۱۴]. این روش، اصول پایه از هر دو روش المان بلید و نظریه مونتوم را باهم ترکیب می‌کند. برای تعیین تأثیر روتور بر میدان جریان، باید دو جنبه در نظر گرفته شود. اولین مورد اینکه مکان‌هایی در دامنه فیزیکی یا محاسباتی که تحت تأثیر قرار می‌گیرد، تعیین شوند. دوم مورد تعیین عبارت‌های ترم‌های چشمه معادلات تکانه در این مکان‌ها است. هر دو جنبه نیاز به شرح هندسه روتور دارند. برای کمک به این توصیف، از چهار سیستم مختصات مختلف استفاده می‌شود. شرح مختصری از هر سیستم مختصات و همچنین عباراتی برای تبدیل‌های متقابل آورده شده است.

## (علمی - پژوهشی)

مهدی نادری نژاد، نوید فخر المباشری، عیسی عطف



شکل (۴): سیستم مختصات برای انحراف روتور

با توجه به توزیع انحراف در طول دهانه روتور، به راحتی می‌توان از منحنی روتور، معادله زیر را به دست آورد.

$$\vec{R}(s) = \hat{e}_r \int_0^s \cos \delta(s) ds + \hat{e}_z \int_0^s \sin \delta(s) ds \quad (۶)$$

## گسسته سازی روتور

روتورهای روتور توسط دایره‌هایی که از مرکز روتور کشیده می‌شوند، به عناصری گسسته تبدیل می‌شوند. خصوصیات روتور (مانند طول وتر، انحراف خارج از صفحه، پیچش، ضخامت و ویژگی‌های مقطع در مرکز هر عنصر) در سراسر یک عنصر یکسان فرض می‌شود. مرکز هر یک از بخش‌های روتور یک دایره را توصیف می‌کند که روتور یک دور کامل آن را طی می‌کند. از این رو اولین کار، مکان‌یابی سلول‌هایی از شبکه دامنه محاسباتی است که توسط این دایره قطع شده‌اند. از آنجایی که شبکه محاسباتی سه بعدی به طور دلخواه با توجه به این دایره جهت گیری می‌شود، یک الگوریتم کلی برای این منظور توسعه داده شده‌است.

## محاسبه نیروهای روتور

سرعت سیال در هر نقطه از روتور، در موقعیت زاویه  $\phi$  به صورت زیر است.

$$\vec{V} = u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k} \quad (۷)$$

با استفاده از معادله‌های (۱۷)، (۱۸) و (۱۹) می‌توان در سیستم  $(n, \phi, s)$  به صورت مشابه نوشت:

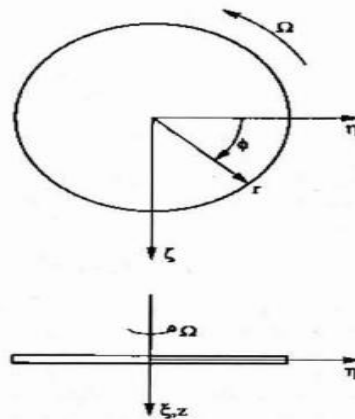
$$\vec{V} = v_s \hat{e}_s + v_\phi \hat{e}_\phi + v_n \hat{e}_n \quad (۸)$$

که در آن رابطه میان ماتریس مؤلفه‌های سرعت سیال و سرعت‌های هر مقطع از روتور را به صورت زیر نوشت:

$$\begin{bmatrix} v_s \\ v_\phi \\ v_n \end{bmatrix} = M_1 M_2 M_3 \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

## سیستم استوانه‌ای مبتنی بر روتور

برای سهولت، یک سیستم مختصات استوانه‌ای  $(r, \phi, z)$  را همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده شده‌است تعریف می‌کنیم.



شکل (۳): مختصات سیستم استوانه‌ای مبتنی بر روتور

بردارهای واحد این سیستم از طریق رابطه ماتریسی زیر به

سیستم  $(\xi, \zeta, \eta)$  مرتبط می‌شوند.

$$\begin{bmatrix} \hat{e}_r \\ \hat{e}_\phi \\ \hat{e}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \hat{e}_\xi \\ \hat{e}_\eta \\ \hat{e}_\zeta \end{bmatrix} = M_2 \begin{bmatrix} \hat{e}_\xi \\ \hat{e}_\eta \\ \hat{e}_\zeta \end{bmatrix} \quad (۴)$$

از آنجا که روش فعلی، دینامیک ساختاری روتورها را مدل نمی‌کند، انحرافات در صورت وجود، باید به طور مشخص پیش‌بینی شوند. در صورتی که روتور نسبت به صفحه چرخش منحرف شود، باید سیستم مختصات دیگری را در نظر بگیریم  $(n, \phi, s)$ . که در آن  $s$  در جهت پهنای روتور است (یعنی  $s$  در مرکز فشار بخش‌های بالواره واقع است). یک طرح-خط در شکل ۳ روتور منحنی را نشان می‌دهد. جهت  $\hat{e}_\phi$  مانند سیستم قبلی است و  $\hat{e}_n$  برای تکمیل سیستم دست راست تعریف شده‌است. بنابراین محورهای  $(s, n)$  همیشه در صفحه  $r-z$  قرار دارند. وقتی  $\delta = 0$  باشد، محور  $n$  با  $z$  مخالف است در حالی که محور  $s$  با  $r$  منطبق است. تبدیل بین این سیستم و سیستم استوانه‌ای را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\begin{bmatrix} \hat{e}_n \\ \hat{e}_\phi \\ \hat{e}_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \delta & 0 & -\cos \delta \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos \delta & 0 & \sin \delta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \hat{e}_r \\ \hat{e}_\phi \\ \hat{e}_z \end{bmatrix} = M_3 \begin{bmatrix} \hat{e}_r \\ \hat{e}_\phi \\ \hat{e}_z \end{bmatrix} \quad (۵)$$

همچنین، از آنجایی که هیچ نیروی آیرودینامیکی در طول دهانه وجود ندارد،

$$f_x = 0 \quad (17)$$

بنابراین می‌توان نیروی آیرودینامیکی  $\vec{f} = (f_n, f_\phi, f_s)$  حاصل در بخش روتور را، برای سیستم  $(n, \phi, s)$  محاسبه کرد. بردار نیروی متناظر در سیستم  $(X, Y, Z)$  را می‌توان با استفاده از روابط تبدیل معکوس پیدا کرد.

$$\vec{F} = M_1^T M_2^T M_3^T \vec{f} \quad (18)$$

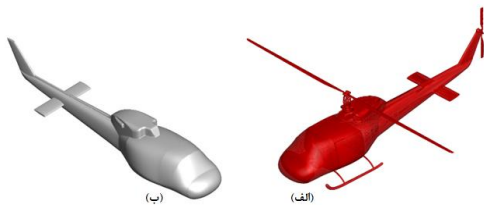
نیروی لحظه‌ای وارد بر عنصر سیال در مکان  $(s, \phi)$ ، برابر  $-\vec{F}$  است. عبارات میانگین زمانی چشمه ترمها،  $\vec{s} = (s_x, s_y, s_z)$  که باید به معادلات گسسته شده بقای تکانه، در این حجم کنترل اضافه شوند به صورت زیر به دست می‌آیند.

$$\vec{S} = \frac{b\Delta\phi}{2\pi} (-\vec{F}) \quad (19)$$

که  $b$  تعداد روتورها و  $\Delta\phi$  فاصله زاویه ایی است که روتور در عبور از حجم کنترل از آن عبور می‌کند.

### هندسه و روش حل

در این شبیه‌سازی، هندسه سازی شده بالگرد Bell UH-1 به صورت شکل ۳ در نظر گرفته شده‌است. فاصله نوک تا انتهای بالگرد ۱۳/۴ متر، وزن بالگرد معادل ۱۳۸۰۰ پوند، روتور اصلی از نوع نیمه صلب دارای دو پره با شعاع داخلی ۱/۷ متر و شعاع خارجی ۷/۶۵ متر است. مقطع پره‌های روتور بالواره FX-69-H-098 است. به دلیل عدم استفاده از هندسه فیزیکی پره در روش دیسک ایده آل، پیکربندی بالگرد به صورت شکل ۶ ساده سازی شده‌است.



شکل (۶): پیکربندی بالگرد Bell UH-1 (الف) اصلی (ب) ساده شده

مطابق شکل ۴ از شبکه با سازمان برای پوشش بدنه بالگرد و روتور استفاده شده‌است. دامنه جریان به صورت یک کره به شعاع ۱۰۰ متر تولید شده و دیسک بالاتر از مرکز کره قرار گرفته‌است. تمام سطح کره به عنوان شرط مرزی ورودی آزاد در نظر گرفته شده‌است. سرعت جریان ورودی در حالت

روتور به دلیل چرخش خود دارای سرعتی است که می‌توان آن را در سیستم  $(n, \phi, s)$  به صورت زیر نوشت:

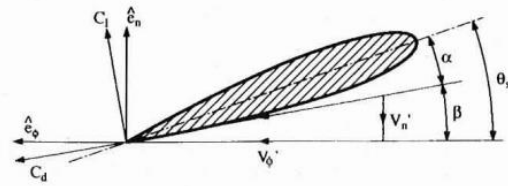
$$\vec{V}_{bl} = M_3(M_2M_1\vec{\Omega} \times \vec{R}(s)) \quad (9)$$

که در آن  $\vec{R}(s)$  بردار موقعیت هر نقطه روی روتور مورد بررسی است. بنابراین سرعت جریان نسبت به روتور، به صورت زیر قابل محاسبه است.

$$\vec{V}_{rel} = \vec{V} - \vec{V}_{bl} = M_3M_2M_1\vec{V} - M_3(M_2M_1\vec{\Omega} \times \vec{R}(s)) \quad (10)$$

برای تعیین نیروهای آیرودینامیکی روی بخش(برش) بالواره در  $s$ ، فقط به مؤلفه  $\vec{V}_{rel}$  در صفحه نرمال(عمود) به  $\hat{e}_s$  نیاز داریم. زاویه ایجاد شده توسط این مؤلفه با جهت  $\hat{e}_\phi$  (شکل ۴) به صورت زیر است.

$$\beta = \arctan(-v'_n/v'_\phi) \quad (11)$$



شکل (۵): نیروهای آیرودینامیکی روی بخش(برش) بالواره

اگر بخش(برش)، دارای یک پیش زاویه نسبت به صفحه چرخش باشد، با توجه شکل ۴، زاویه حمله مؤثر که توسط بالواره دیده می‌شود، به صورت زیر است.

$$\alpha = \theta - \beta \quad (12)$$

با دانستن زاویه حمله  $\alpha$  و مؤلفه‌های سرعت نسبی جریان روی بالواره، می‌توان ضرایب آیرودینامیکی هر مقطع را  $C_d$  و  $C_l$  از مشخصات بالواره پیدا استخراج کرده و برای محاسبه نیروهای برآ و پسا استفاده کرد.

$$L' = \frac{1}{2}\rho v'^2 C_l cds \quad (13)$$

$$D' = \frac{1}{2}\rho v'^2 C_d cds \quad (14)$$

که در آن  $c$  طول وتر روتور و  $v'^2 = v_n'^2 + v_\phi'^2$  است. نیروهای برآ و پسا به ترتیب عمود و موازی بر بردار سرعت نسبی عمل می‌کنند. با حل این نیروها در جهت‌های  $\hat{e}_\phi$  و  $\hat{e}_n$  داریم:

$$f_n = L' \cos \beta - D' \sin \beta \quad (15)$$

$$f_\phi = L' \sin \beta - D' \cos \beta \quad (16)$$

## (علمی - پژوهشی)

مهدی نادری نژاد، نوید فخر المباشری، عیسی عطف

محیطی) درون یابی می‌شود؛ بنابراین رزولوشن دیسک مجازی (مش تولیدی برای دیسک مجازی) بر نتایج درون یابی مؤثر است. با توجه به مطلب ذکر شده، علاوه بر بررسی اثر المان‌های شبکه بر نتایج، اثر رزولوشن دیسک مجازی بر نتایج باید بررسی شود.

اثر چهار شبکه مختلف و چهار رزولوشن مختلف  $20 \times 20$ ،  $30 \times 30$ ،  $40 \times 40$  و  $50 \times 50$  بر مقدار نیرو در راستای محور Z دیسک مجازی و ممان حول محور Z دیسک مجازی در حالت هاور بررسی شده‌است و نتایج آن در جدول ۱ ارائه شده‌است.

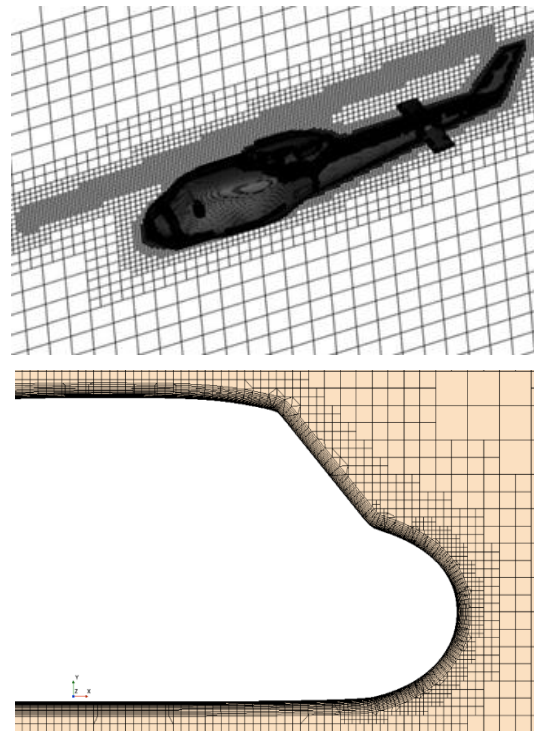
بررسی‌ها نشان می‌دهد رزولوشن دیسک، اثر و روند مشخصی بر نتایج ندارد اما جهت اطمینان، تعداد رزولوشن دیسک در سایر شبیه‌سازی‌ها  $50 \times 50$  انتخاب شده‌است. نتایج دو شبکه ۳ و ۴ تقریباً برابر است بنابراین جهت کاهش هزینه محاسباتی، شبکه شماره ۳ در سایر شبیه‌سازی‌ها انتخاب شده‌است.

جدول (۱): اثر رزولوشن دیسک و شبکه بر نتایج حالت اول

شناسه مش	تعداد المان مش	رزولوشن دیسک ( $r \times \theta$ )	نیروی Z (N)	گشتاور $N-Z$ (m)
۱	۲۴۷۶۰۹	۲۰×۲۰	۴۹۵۱۷	۲۹۸۹۰-
		۳۰×۳۰	۴۹۸۰۰	۳۰۱۵۷-
		۴۰×۴۰	*	*
		۵۰×۵۰	*	*
۲	۵۶۳۶۴۴	۲۰×۲۰	۵۰۲۹۰	۳۰۲۳۸-
		۳۰×۳۰	۴۹۵۷۰	۲۹۷۹۲-
		۴۰×۴۰	۴۹۷۶۸	۲۹۹۸۲-
		۵۰×۵۰	۴۹۷۳۵	۲۹۹۸۶-
۳	۱۴۶۴۰۵۲	۲۰×۲۰	۵۱۲۹۷	۳۰۲۸۲-
		۳۰×۳۰	۵۱۴۴۸	۳۰۵۷۹-
		۴۰×۴۰	۵۱۲۶۳	۳۰۵۴۰-
		۵۰×۵۰	۵۱۴۲۴	۳۰۵۵۵-
۴	۳۹۲۵۱۵۰	۵۰×۵۰	۵۱۳۴۹	۳۰۳۱۸-
علامت * بیان‌گر کافی نبودن تعداد المان شبکه، جهت درون‌یابی اطلاعات با دیسک مجازی				

با توجه به نامتقارن بودن فیزیک جریان در شرایط پروازی رو به جلو و رفتار گردابه‌های القائی ایجاد شده در نوک پره، شبیه‌سازی نیمی از بدنه مغایر با شرایط واقعی بوده و به همین دلیل کل بدنه و روتور به صورت شکل ۶ در نظر گرفته شده‌است. دامنه حل از بالادست

ایستا برابر با صفر و در حالت روبه‌جلو برابر ۱۳۰ کیلومتر بر ساعت در نظر گرفته شده‌است. سیال مورد استفاده در این شبیه‌سازی هوا و چگالی با قانون گاز ایده‌آل محاسبه می‌شود. سرعت دوران روتور برابر با ۳۰۰ دور بر دقیقه است و به منظور عدم واگرایی حل، سرعت دورانی در چند مرحله وارد معادلات حل می‌شود. با توجه به وجود جریان‌های چرخشی و جمله چشمه در معادله مومنتوم، به منظور همگرایی بهتر از شبیه‌سازی غیر دائم با گام زمانی نسبتاً بزرگ استفاده شده‌است. برای کوپل فشار و سرعت از الگوریتم SIMPLE و معادلات مومنتوم و دما به صورت مجزا استفاده شده‌است. برای احتساب جملات آشفتگی در جریان از مدل kw-SST بهره گرفته شده‌است.



شکل (۷): شبکه تولید شده حول بدنه و روتور

## استقلال از شبکه

دامنه جریان به صورت یک کره به شعاع ۱۰۰ متر در نظر گرفته شده‌است به صورتی که دیسک بالاتر از مرکز کره قرار گرفته‌است. تمام سطح کره به عنوان شرط مرزی Free stream در نظر گرفته شده‌است. سرعت جریان ورودی در حالت هاور برابر با صفر و در حالت رو به جلو برابر ۱۳۰ کیلومتر بر ساعت در نظر گرفته شده‌است.

شبکه مورد استفاده در این شبیه‌سازی از نوع تریب است. اطلاعات شبکه اصلی حول بالگرد، با اطلاعات دیسک مجازی از طریق المان‌های شبکه و المان‌های دیسک مجازی (رزولوشن دیسک مجازی = تعداد المان در راستای شعاعی  $\times$  تعداد المان در راستای

## بحث و نتایج

در قسمت نتایج حاصل از شبیه‌سازی، سه شرایط پروازی مختلف برای روتور تنها و روتور با بدنه ارائه شده‌است. بر اساس کار مارک و همکاران [۹] به جهت محاسبه تغییرات اعمال شده بر توزیع نیروی عمودی و زاویه حمله مؤثر بر روی دیسک روتور، ضرایب برآ و پسا بالواره به عنوان ورودی به نرم‌افزار داده شده‌است. شرایط پروازی مورد نظر برای پرواز ایستا و رو به جلو در جداول ۲ و ۳ ارائه شده‌است. علاوه بر پرواز روبه‌جلوی ارائه شده در این جدول حالتی دیگر هم در نظر گرفته شده‌است. که به جز زاویه جانبی دیسک (۲- درجه) در جهت پیش‌رونده روتور کلیه مشخصات مکانیکی روتور و شرایط پروازی مشابه باحالت اول در نظر گرفته شده‌است.

جدول (۳): مشخصات مکانیکی

زوایای داخلی روتور		ایستا	رو به جلو
زاویه‌های گام <sup>۳</sup>	زاویه گام کالکتیو <sup>۴</sup>	۱۵/۲۵	۱۴/۰۳
	زاویه گام سایکلک <sup>۵</sup>	-۲/۰۵	-۲/۲۱
زاویه‌های بالزنی <sup>۶</sup>	مؤلفه عرضی	۲/۵	-۰/۹۶
	مؤلفه طولی	-۲/۲	۰/۵
زاویه مخروط روتور <sup>۷</sup>	۲/۵	۲/۵	
جهت قرارگیری دیسک	زاویه‌های گام و جانبی	*	-۵
	زاویه جانبی	*	۰

جدول ۴: شرایط پروازی

متغیر جریان	ایستا	رو به جلو
ارتفاع از سطح دریا (m)	۱۶۴۵	۲۰۰۰
دما (°C)	۲۸	۱۳
فشار هوا (Pa)	۸۳۰۵۳	۷۷۳۶۰
سرعت هوا (m/s)	۰	۳۶/۱۱

و پایین‌دست جریان به ترتیب ۵ و ۱۲ برابر طول بالگرد و در سایر جهات حدود ۵ برابر گسترش یافته‌است. شرایط مرزی در بالادست و پایین دست جریان به ترتیب سرعت ورودی و فشار خروجی<sup>۲</sup> انتخاب شده‌است. بدنه بالگرد به‌عنوان شرط مرزی دیواره بودن لغزش، سقف و کف به‌عنوان دیواره لغزشی و مرزهای جانبی دامنه بافاصله مناسب از بدنه به عنوان شرط مرزی متقارن انتخاب شده‌است.

## اعتبارسنجی

با توجه به عدم دسترسی به نتایج آزمون پرواز بالگرد UH-1 جهت اعتبارسنجی در کار حاضر ابتدا ساختار عددی و روش حل برای هندسه بررسی شده در مرجع [۲۱] مورد ارزیابی قرار گرفته، سپس بالگرد اشاره شده شبیه‌سازی شده‌است. در مرجع فوق نتایج حاصل از بارگذاری آیرودینامیکی حول یک روتور با چهار پره و سایر مشخصات در جدول ۲ ارائه شده‌است [۱۶].

جدول (۲): مشخصات هندسی روتور بررسی شده جهت اعتبارسنجی [۱۷]

متغیر	مقدار
شعاع روتور (m)	۸/۵۴
طول وتر (m)	۰/۴۱۷
زاویه پیش‌سوی هندسی (°)	۸- (از ریشه تا نوک به صورت خطی)
بالواره	NACA0012
شعاع داخلی (m)	۱/۷۰۸
نسبت پیشروی	۰/۲۳۷
سرعت دورانی (rad/s)	۲۳/۲۴

نتایج ارائه شده در شکل ۸ برای دو مقطع از پره ارائه شده‌است. داده‌های آزمون پرواز این شکل از مرجع [۱۶] و نتایج تحلیل از مرجع [۴] استخراج شده‌است. و با توجه به تأثیرگذاری پدیده‌های مختلف آیرودینامیکی در شبیه‌سازی بالگرد به‌واسطه متغیر بودن زاویه حمله مؤثر در مقاطع مختلف پره و اثرات بالزنی بر روی بر بارگذاری روتور در شرایط تجربی، دستیابی به روند و محدوده نزدیک به داده‌های تجربی نسبت به کاهش هزینه‌های محاسباتی توسط روش CFD-BEM قابل قبول است. هرچند این امکان وجود دارد با شبیه‌سازی فیزیکی روتور و در نظر گرفتن اثرات مقابل سازه و سیال دقت شبیه‌سازی را بالاتر برد.

5. Mechanical Flap Angle  
6. Cyclic Flap Angle  
7. Disk Coning Angle

1. Velocity Inlet  
2. Pressure Outlet  
3. Mechanical Pitch Angle  
4. Collective Pitch Angle

## (علمی - پژوهشی)

مهدی نادری نژاد، نوید فخر المباشری، عیسی عطوف

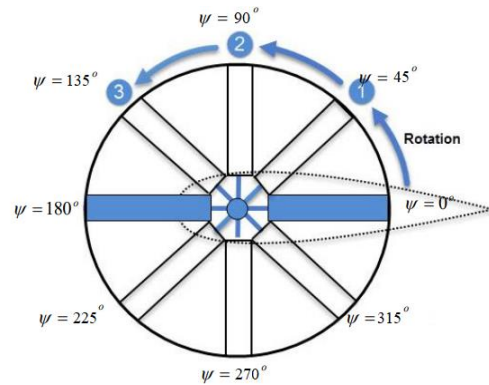
نشان داده شده‌است، در کلیه زوایای آزیموت به دلیل افت ناشی از گردابه‌های القایی و در انتهای پره مقدار سرعت افت شدیدی پیدا کرده‌است [۱۶]. به دلیل عدم شبیه‌سازی مجموعه هاب در کار حاضر مقدار سرعت القایی در ناحیه  $r/R$  بین ۰٫۲- تا ۰٫۲ رسم نشده‌است.

$$\vec{V}_{bl} = M_3(M_2M_1\vec{\Omega} \times \vec{R}(s)) \quad (9)$$

در حالت ایستا، توزیع سرعت متقارن بوده و مقدار آن بین محدود ۱۰ تا ۳۰ متر بر ثانیه است. در هر دو پرواز رو به جلو تأثیرات جریان برگشتی در زاویه ۱۸۰ درجه موجب کاهش سرعت در ریشه شده‌است [۲۲، ۲۳]. همچنین افزایش زاویه گام پره از زاویه ۹۰ تا ۱۸۰ موجب افزایش سرعت در فاصله ۰/۴ تا ۰/۸ طول پره شده و افزایش شعاع روتور به دلیل اثرات تراکم پذیری سرعت القایی کاهش پیدا کرده‌است. با توجه به اینکه در معادله (۷) مقادیر پیچش هندسی روتور و زاویه گام در هر مقطع از پره ثابت است. زاویه القایی موجب تغییر زاویه حمله و بر اساس معادله (۵) و مؤلفه‌های عمودی و مماسی سرعت محلی شده‌است. بر اساس بررسی‌های انجام گرفته پیرامون رفتار دو مؤلفه عمودی و مماسی سرعت محلی نسبت به آزیموت‌های مقابل یکدیگر در دو نیمه روتور مشخص شد مؤلفه عمودی در کل شعاع روتور نرخ نزولی را طی کرده و کمترین اختلاف در دو زاویه ۹۰ و ۲۷۰ درجه رخ داده‌است. اما مؤلفه مماسی در راستای شعاع روتور به ازای هر آزیموت نرخ متفاوتی را طی کرده و در یک شعاع خاص همدیگر را قطع خواهند کرد.

## شبیه‌سازی روتور تنها

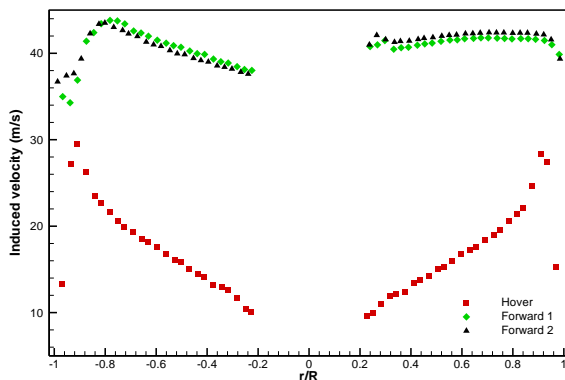
با در نظر گرفتن زوایای دورانی و جهت حرکت روتور به صورت شکل ۶، در این بخش تأثیر سه حالت پروازی اشاره شده بر توزیع سرعت‌های محلی و نیروی عمودی در راستای زوایای آزیموت مختلف نسبت به فاصله شعاعی روتور به بررسی شده‌است. برای این منظور ابتدا روند تغییرات سرعت محلی مورد بررسی قرار گرفته و سپس بر اساس نتایج به دست آمده به بررسی نیروی عمودی در مقاطع مختلف از پره به پرداخته شده‌است.



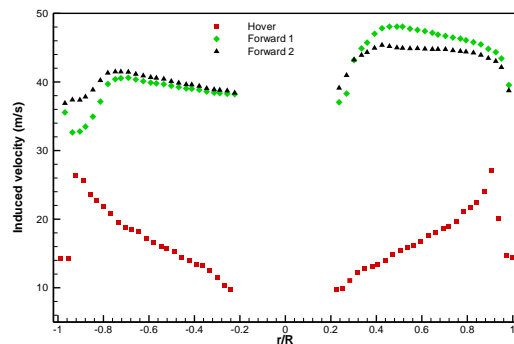
شکل (۹): زوایای دورانی روتور اصلی نسبت به بدنه

## توزیع سرعت محلی

برآیند توزیع سرعت محلی ناشی از تبدیل سرعت محلی وارده بر دیسک در مختصات کارتزین به سرعت هر مقطع از پره در مختصات استوانه است و از معادله (۹) محاسبه می‌شود [۴]. بر اساس این معادله با افزایش فاصله شعاعی از مرکز، مقدار سرعت افزایش پیدا می‌کند. اما همان‌طور که در شکل ۱۰

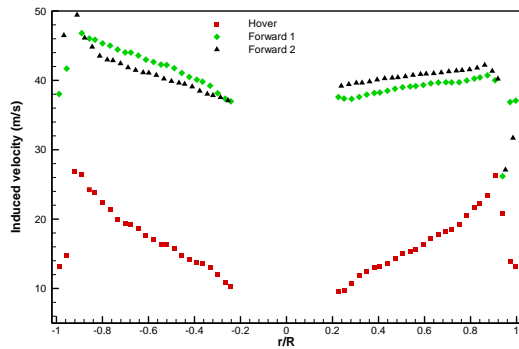


Azimuth: 45-225

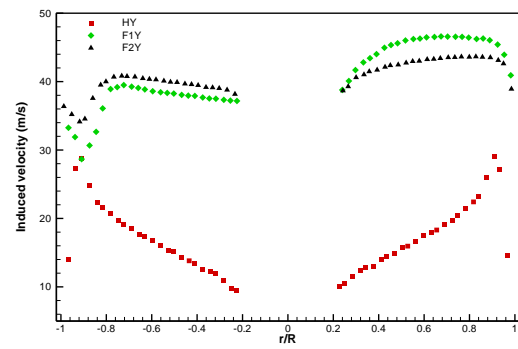


Azimuth: 0-180 deg

شکل (۱۰): مقایسه تغییرات سرعت القایی در حالت روتور تنها



Azimuth: 90-270 deg

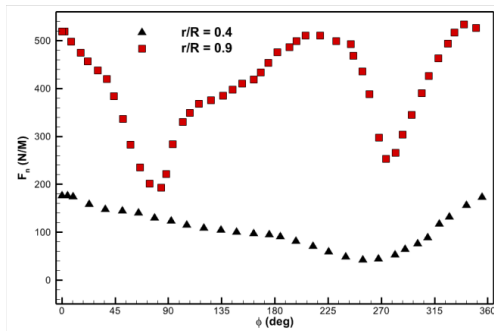


Azimuth: 135-315 deg

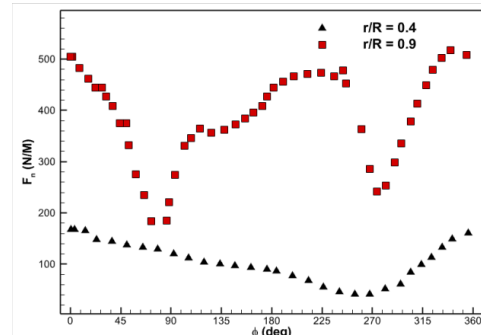
ادامه شکل (۱۰): مقایسه تغییرات سرعت القایی در حالت روتور تنها

بیشترین تأثیر کاهش زاویه جانبی دیسک در حالت روبه جلو ۲ بر روی نیروی عمودی در ربع‌های سوم و چهارم رخ داده و موجب افزایش ۲۰ درصدی نیروی عمودی در زاویه ۹۰ درجه به ازای شعاع ۰/۹ روتور شده است. این افزایش نیروی عمودی با نزدیک شعاع در نظر گرفته شده به مرکز روتور به تدریج کاهش پیدا کرده است. در حالت ایستا با افزایش فاصله از مرکز دوران نیروی عمودی افزایش پیدا کرده و بیشترین نسبت افزایش در ۰/۴ تا ۰/۷۵ شعاع روتور نسبت به ۰/۲۵ تا ۰/۴ و ۰/۷۵ تا ۰/۹ ایجاد شده است. این نمودار تأثیرگذاری بیشتر محدوده میانی روتور جهت تولید نیروی عمودی مورد نیاز را نشان می‌دهد (شکل ۸).

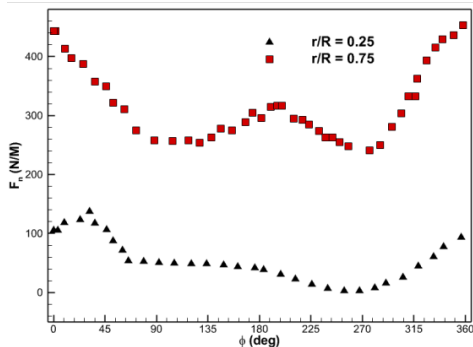
با توجه به نتایج شکل ۷ به دلیل افزایش سرعت جریان و تشدید اثرات تراکم‌پذیری در زاویه ۹۰ درجه برای پره پیش‌رونده نیروی عمودی کاهش پیدا کرده و در ادامه حرکت دورانی در زاویه ۱۸۰ درجه نیروی عمودی به بیشینه مقدار خود رسیده است. همچنین در سمت پس‌رونده به دلیل تفاضل سرعت دورانی و جریان از یکدیگر نیروی عمودی کاهش پیدا کرده است. در کلیه نمودارهای مربوط به پرواز روبه جلو شکل زیر کاهش اثرات تراکم‌پذیر موجب ثابت شدن روند تغییرات نیروی عمودی وارد بر روتور در زاویه ۹۰ درجه شده است.



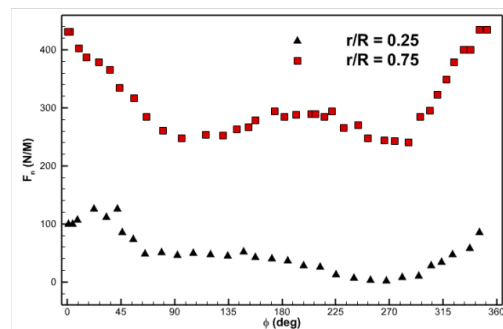
روبه جلو ۲



روبه جلو ۱



روبه جلو ۲

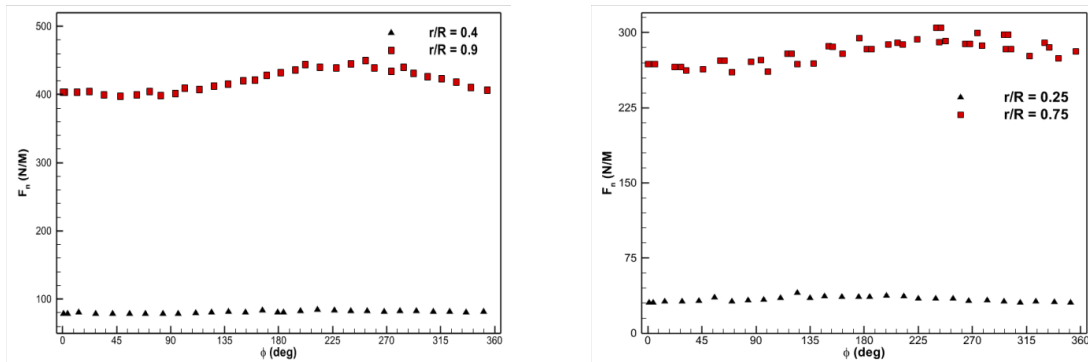


روبه جلو ۱

شکل ۱۱: نیروی عمودی وارد بر روتور به ازای فواصل شعاعی مختلف در پرواز روبه جلو

## (علمی - پژوهشی)

مهدی نادری نژاد، نوید فخر المباشری، عیسی عطوف



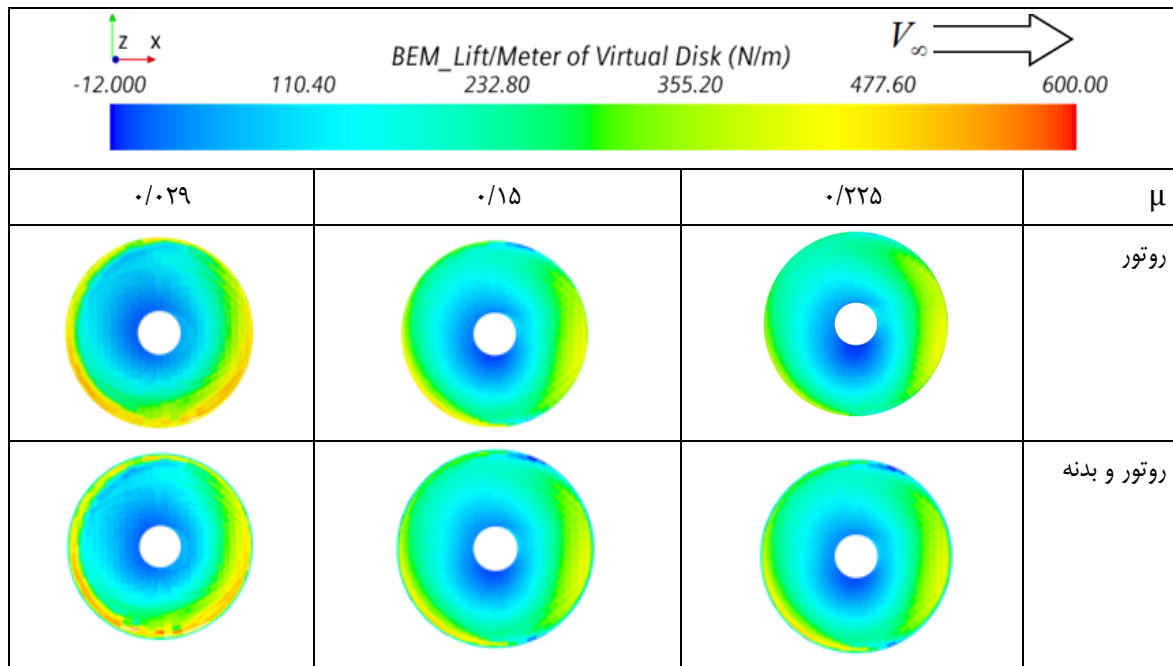
شکل ۱۲: نیروی عمودی وارد بر روتور به ازای فواصل شعاعی مختلف در پرواز ایستا

می‌شود در هر سه نسبت پیشروی بالاوژش ایجاد شده در جلوی دیسک موجب افزایش سرعت و در نتیجه مقدار توزیع نیروی برآ در این ناحیه خواهد شد و با افزایش سرعت جریان ورودی به شدت این تغییر افزوده شده‌است. اما فرووزش تأثیر معکوسی داشته‌است. این عدم تقارن توزیع نیروی تأثیر مستقیمی بر ریزی زوایای گام جانبی و طولی خواهد داشت و ب دلیل ثابت بودن این مقادیر در کار حاضر تغییرات موردنظر بر روی زاویه حمله مؤثر نشان داده شده در شکل ۱۴ اعمال شده‌است. پدیده دیگری که در حضور بدنه رخ می‌دهند تشکیل گشتاور القایی ناشی از عدم تقارن نیروی برآ است. وجود این پدیده موجب افزایش زاویه سایکلینگ جانبی و بر اساس روابط ۲ و ۷ موجب کاهش زاویه حمله در جهت پیش‌رونده می‌شود این تغییر در شکل ۱۳ مشخص شده‌است.

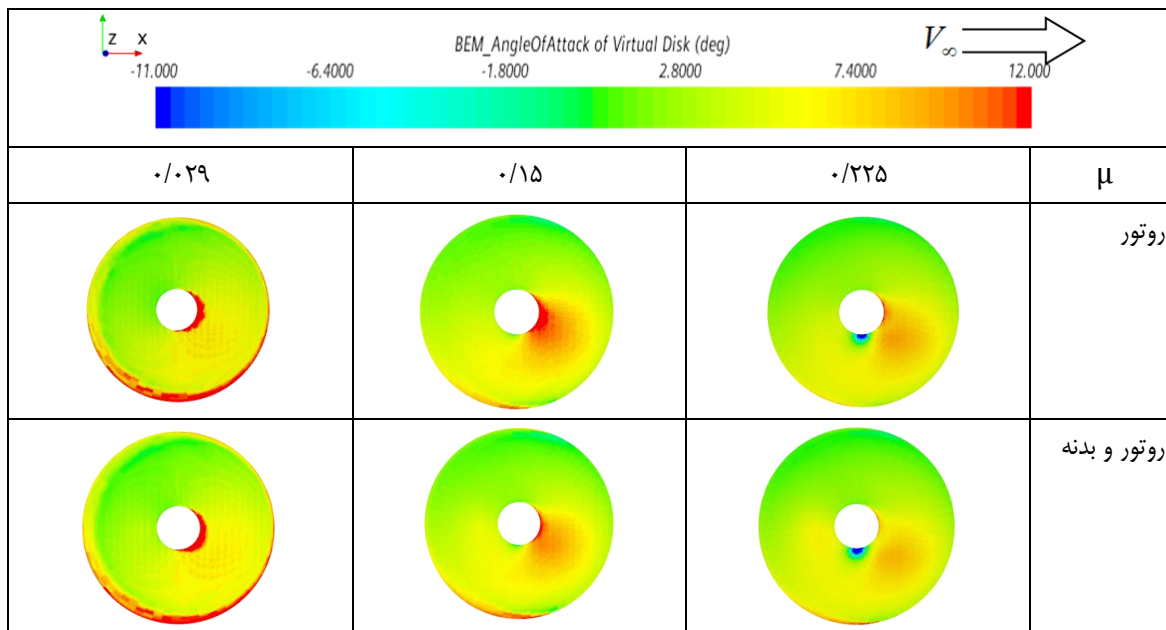
## شبیه‌سازی روتور و بالگرد باهم

در این قسمت برای بررسی عملکرد آیرودینامیکی روتور، توزیع زاویه حمله مؤثر و نیروی عمودی وارد بر دیسک روتور به ترتیب بر اساس معادلات (۵) و (۶) در دو حالت روتور تنها و روتور با بدنه به ازای سه نسبت پیشروی مختلف نشان داده شده و اثرات حضور بدنه بر این متغیرهای مورد بررسی قرار گرفته‌است.

به صورت کلی در پرواز رو به جلو حضور بدنه موجب ایجاد پدیده بالاوژش<sup>۱</sup> و فرووزش<sup>۱</sup> به ترتیب در قسمت جلو و عقب روتور می‌شود. تداخل این پدیده فیزیکی موجب افزایش عملکرد روتور و سرعت جریان در نزدیکی روتور شده و باعث تأثیرگذاری بر روی زاویه گام و بالزنی می‌شود که در شبیه‌سازی حاضر تأثیرات بدنه بر روی عملکرد روتور با فرض ثابت بودن زوایای مکانیکی انجام شده‌است [۱۷، ۲۱]. همان طور که شکل‌های زیر مشاهده



شکل ۱۳: توزیع نیروی عمودی وارد بر دیسک روتور به ازای سرعت‌های پروازی مختلف



شکل (۱۴): توزیع زاویه حمله مقاطع دیسک به ازای سرعت‌های پروازی مختلف

## نتیجه گیری

با توجه به عدم لحاظ کردن تأثیرات سازه در زوایای دینامیکی روتور مورد نظر در کار حاضر و نتایج به دست آمده می‌توان نتیجه گرفت، استفاده از روش ترکیبی BEM/CFD ارائه شده در نرم‌افزار استار برای تقریب اولیه از عملکرد و بارگذاری آیرودینامیکی روتور مناسب بوده هرچند برای افزایش دقت باید اثرات متقابل سازه و سیال در نظر گرفته شود. حضور بدنه تأثیر توزیع نیرو حول روتور را بیشتر در راستای عرضی (آزمون‌های ۹۰-۲۷۰) تحت تأثیر قرار داده و در زوایای ۰ و ۱۸۰ تأثیر نداشته‌است. این عدم تقارن موجب افزایش سایکلیت جانبی توسط خلبان قابل برای خنثی کردن گشتاور القایی حاصل می‌شود.

با توجه به یکنواخت بودن توزیع نیروی عمود بر دیسک در حالت ایستا سرعت القایی و توزیع برآ در سطح دیسک یکنواخت است. همچنین در این حالت در فاصله  $r/R = 0.95$  نیروی عمود بر دیسک به علت افت ناشی از گردابه‌های نوک پره کاهش می‌یابد. اما به دلیل ایجاد سرعت نامتقارن در پرواز روبه‌جلو نیروی عمود بر دیسک متفاوت است. به همین علت بیشترین مقدار نیروی عمودی تولیدی در زاویه ۲۲۵ درجه رخ می‌دهد. در  $r/R$  برابر با ۰/۹۵ سرعت محیطی بسیار بزرگ‌تر نسبت به سایر نقاط است و در زاویه ۹۰ درجه در  $0.9 < r/R < 0.8$  به علت وجود جریان برگشتی، نیروی عمودی دچار افت می‌شود. مؤلفه نیروی عمودی نسبت نیرو مماس در راستای شعاع روتور رفتاری یکنواخت‌تر داشته و در اختلاف سرعت‌های محلی ارائه شده رفتار متفاوت سرعت مماسی در هر زاویه بوده‌است.

## مراجع

- [1] J. G. Leishman and A. Bagai, "Challenges in understanding the vortex dynamics of helicopter rotor wakes," *AIAA journal*, vol. 36, no. 7, pp. 1130-1140, 1998.
- [2] G. Barakos, T. Fitzgibbon, A. Kusyumov, S. Kusyumov, and S. Mikhailov, "CFD simulation of helicopter rotor flow based on unsteady actuator disk model," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 33, no. 9, pp. 2313-2328, 2020.
- [3] B. Plaza, R. Bardera, and S. Visiedo, "Comparison of BEM and CFD results for MEXICO rotor aerodynamics," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 145, pp. 115-122, 2015.
- [4] R. G. Rajagopalan and S. R. Mathur, "Three dimensional analysis of a rotor in forward flight," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 38, no. 3, pp. 14-25, 1993.
- [5] I. Dobrev, F. Massouh, and M. Rapin, "Actuator surface hybrid model," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2007, vol. 75, no. 1, p. 012019: IOP Publishing.
- [6] K. Uwatoko, M. Kanazaki, H. Nagai, K. Fujita, and A. Oyama, "Blade element theory coupled with cfd applied to optimal design of rotor for mars exploration helicopter," in *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, p. 1284.
- [7] I. Masters, R. Malki, A. J. Williams, and T. N. Croft, "The influence of flow acceleration on tidal stream turbine wake dynamics: A numerical study using a coupled BEM-CFD model," *Applied Mathematical Modelling*, vol. 37, no. 16-17, pp. 7905-7918, 2013.
- [8] A. Samad, G. B. Tagawa, F. Morency, and C. Volat, "Predicting rotor heat transfer using the viscous blade element momentum theory and unsteady vortex lattice method," *Aerospace*, vol. 7, no. 7, p. 90, 2020.

- model in the presence of a rotor*. NASA Langley Research Center, 2000.
- [17] J. Scheiman, *A tabulation of helicopter rotor-blade differential pressures, stresses, and motions as measured in flight*. National Aeronautics and Space Administration, 1964.
- [18] A. Brocklehurst and G. N. Barakos, "A review of helicopter rotor blade tip shapes," *Progress in aerospace sciences*, vol. 56, pp. 35-74, 2013.
- [19] M. Yaakub, A. Wahab, A. Abdullah, N. N. Mohd, and S. Shamsuddin, "Aerodynamic prediction of helicopter rotor in forward flight using blade element theory," *Journal of Mechanical Engineering and Sciences*, vol. 11, no. 2, pp. 2711-2722, 2017.
- [20] S. LaForge, "Effects Of Blade Stall On Helicopter Rotor Blade Bending And Torsional Loads," Hughes Tool Co Culver City Calif Aircraft Div 1965.
- [21] T. M. Fletcher and R. E. Brown, "Main Rotor-Tail Rotor Interaction and Its Implications for Helicopter Directional Control," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 53, no. 2, pp. 125-138, 2008.
- [9] M. S. Schneider, J. Nitzsche, and H. Hennings, "Updating BEM models with 3D rotor CFD data," *Wind Energy Science Discussions*, pp. 1-20, 2016.
- [10] D. Viguera Leza, "Development of a Blade Element Method for CFD Simulations of Helicopter Rotors using the Actuator Disk Approach," 2018.
- [11] Simcenter STAR-CCM+ User Guide [Internet]. 2021. Available from: <https://www.plm.automation.siemens.com/>.
- [12] H. K. Versteeg and W. Malalasekera, *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Pearson education, 2007.
- [13] R. Rossi, S. Capra, and G. Iaccarino, "RANS modeling of scalar dispersion from localized sources within a simplified urban-area model," in *APS Division of Fluid Dynamics Meeting Abstracts*, 2011, vol. 64, p. A1. 009.
- [14] A. Gessow and G. C. Myers, "Flight tests of a helicopter in autorotation, including a comparison with theory," 1947.
- [15] M. Nejad, "Fundamentals of Turbulent Flow and Turbulence Modeling: daneshnegar," 2017.
- [16] R. E. Mineck, *Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage*