



بررسی عددی اثرات اندازه ناحیه چرخشی بر عملکرد آیرودینامیکی روتور کارادونا - تانگ در شرایط پرواز ایستایی

سید علیرضا شجاعی^۱، مصطفی منفرد مسقانی^{۲*}

^۱ کارشناسی ارشد رشته مهندسی هوافضا، آیرودینامیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، ایران

^۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی علوم و فناوری هوادریا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۶/۱۰ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۱۱/۲۷ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۱۸

چکیده

این مطالعه به بررسی تاثیر اندازه ناحیه چرخشی در شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی بر ضریب فشار و توزیع نیروی برآ بر روی پره‌های روتور کارادونا - تانگ می‌پردازد. تحلیل‌ها برای شرایط پرواز ایستایی (هاور) و با استفاده از یک مدل سه‌بعدی تراکم‌پذیر انجام شده و از نرم‌افزار فلوئنت و مدل توربولانسی کی اپسین برای شبیه‌سازی جریان استفاده گردیده است. روتور مورد بررسی دارای شعاع ۱۱۴ سانتی‌متر، وتر ۱۹ سانتی‌متر و ایرفویل NACA0012 بدون باریک‌شوندگی و پیچش است، که با زاویه گام کالکتیو ۸ درجه و سرعت چرخش ۱۷۵۰ دور در دقیقه عمل می‌کند. هدف اصلی این پژوهش، ارزیابی اثرات سه اندازه مختلف ناحیه چرخشی (۵، ۱۲ و ۱۸ سانتی‌متر) بر دقت پیش‌بینی‌های آیرودینامیکی است. نتایج به‌دست آمده با داده‌های تجربی مقایسه شد و نشان می‌دهند که نواحی چرخشی با ابعاد ۱۲ و ۱۸ سانتی‌متر بهترین تطابق را با داده‌های تجربی داشتند، در حالی که اندازه ۵ سانتی‌متر دقت کمتری دارد. به ویژه، در مقاطع نزدیک به نوک پره (مقطع ۰.۹۶) شبیه‌سازی‌ها افت نوک پره را نشان می‌دهند، حتی اگر داده‌های تجربی آن را تایید نکنند. همچنین مشخص شد که فاصله ناحیه چرخشی از سطح بالایی روتور باید حداقل ۸ درصد قطر روتور باشد تا نتایج قابل اعتمادی به‌دست آید.

کلمات کلیدی: جریان تراکم‌پذیر لزج؛ روتور بالغرد، پرواز ایستا؛ دینامیک سیالات محاسباتی؛ دستگاه مختصات چرخان.

Numerical Investigation of Rotational Domain Size on Aerodynamic Performance of the Caradonna-Tung Rotor in Hover Conditions

Seyed Alireza Shojaei¹, Mostafa Monfared Mosghani^{2*}

¹ MSc of Aerospace Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

² Assist. Prof. of Mechanical Engineering, Faculty of Naval Aviation, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

This study investigates the impact of the rotational domain size on computational fluid dynamics (CFD) simulations on the pressure coefficient and lift force distribution on the Caradonna-Tung rotor blades. The analyses were conducted for hover flight conditions. The rotor, with a radius of 114 cm, a chord length of 19 cm, and a NACA 0012 airfoil, operates without taper and twist at a collective pitch angle of 8 degrees and a rotational speed of 1750 RPM. The primary objective of this research is to evaluate the effects of three different rotational domain sizes (5, 12, and 18 cm) on the accuracy of aerodynamic predictions. The results were compared with experimental data, demonstrating that the 12 cm and 18 cm rotational domain sizes show excellent agreement with the experimental results, while the 5 cm domain size underperforms. Notably, in sections close to the blade tip (at the 0.96 Span-wise location), the simulations indicate a tip vortex phenomenon, which is not observed in the experimental data. However, due to unavailability of experimental data beyond this point, the accuracy of this observation cannot be confirmed or refuted. Additionally, it was determined that the distance of the rotational domain from the upper surface of rotor should be at least 8% of the rotor diameter to ensure reliable results.

Keywords: compressible flow; single rotor; hover flight; CFD, moving reference frame (MRF).

۱- مقدمه

روتور وسیله‌ایست که برای تبدیل نیروی مکانیکی به نیروی رانش در بالگرد استفاده می‌شود و به همین خاطر تحلیل آیرودینامیکی روتور اصلی در طراحی این وسیله بسیار پراهمیت است. جریان گردابی حاصل از چرخش روتور باعث شده است که شبیه‌سازی میدان جریان یک روتور مشکل باشد. همین موضوع باعث شده تا میدان جریان یک روتور با میدان جریان بال ثابت تفاوت زیادی داشته باشد. در مورد یک بال ثابت گردابه‌های مستقیمی در نوک‌های بال ساطع و از آن دور می‌شوند و تأثیر گردابه‌ها بر روی جریان اطراف بال زیاد نمی‌باشد در حالی که جریان اطراف یک روتور به شدت تحت تأثیر گردابه‌های قوی ساطع شده از نوک پره‌ها می‌باشد [۱]. همچنین جریان عبوری روتور و اندرکنش آن با اجزای دیگر کارایی بالگرد را تحت تأثیر قرار می‌دهد. بنابراین برآوردی از مشخصه‌های آیرودینامیکی روتور، اهمیت بسزایی در طراحی و عملکرد بالگرد دارد و در همین راستا چندین روش از قبیل مومنتوم، روش پتانسیل سرعت، روش مقاطع پره [۱] و روش معادلات انتگرالی [۲، ۳] ارائه شده است. دورفر [۴] در سال ۲۰۰۸ میلادی میدان جریان نزدیک روتور بالگرد کارادونا - تانگ در شرایط پروازی ایستایی مورد بررسی و تحلیل قرار داد. کد SPARC نمونه‌ای از توانایی محاسبه نیروهای آیرودینامیکی روتور دو پره در سرعت بالای ترنسونیک در شرایط پروازی ایستایی است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی دقت قابل قبول این روش را ثابت کردند. باراکوس و همکاران [۵] چندین نمونه جریان اساسی را مورد مطالعه قرار دادند که شامل جریان نوک پره، تعامل گردابه - پره و استال دینامیکی سه بعدی در شرایط پروازی ایستایی و رو به جلو است. یانجی و همکاران [۶] یک روش هیبرید اویلر (پتانسل و لاگرانژی) برای شبیه‌سازی روتور منفرد به منظور پیش‌بینی جریان آیرودینامیکی ناپایا اطراف روتور بالگرد در پرواز ایستایی و رو به جلو توسعه دادند. در این روش یک حلگر برای مدل‌سازی پدیده تغییر شکل گردابه اطراف پره ارائه شد و معادلات کامل پتانسیل برای مدل‌سازی میدان جریان بالقوه آیزنتروپیک دور از روتور استفاده شد. برای به حداقل رساندن زمان اجرای تجزیه و تحلیل، حل دینامیک سیالات محاسباتی و آنالیز گردابه روتور به طور همزمان صورت گرفته است. با استفاده از روش‌های توسعه داده شده، چندین نمونه پروازی بر اساس

روتور استاندارد کارادونا - تانگ مورد شبیه‌سازی قرار گرفت و نتایج به‌دست آمده با نتایج تجربی اعتبار این مدل توسعه داده شده را اثبات می‌کند. همچنین زمان موردنیاز برای انجام محاسبات مختلف در این مقاله نشان داده شده است که روش هیبرید توسعه داده شده زمان شبیه‌سازی را بسیار کوتاه می‌کند. در ایران نیز تحلیل جریان اطراف پره بالگرد توسط نرم افزارهای مختلفی از جمله فلوئنت و یا از طریق کدنویسی انجام شده است [۱۳]. منصور و محمدخانی [۷]، آیرودینامیک روتور هلیکوپتر در حالت ایستایی را مورد بررسی قرار دادند. در این مقاله جریان اطراف روتور بالگرد به صورت تراکم‌پذیر غیرلزج در نظر گرفته شده است و حل عددی معادلات اویلر بر مبنای حجم محدود با استفاده از روش صریح گام زمانی رانج - کوتا انجام شده است. هدف از ارائه این مقاله نشان دادن صحت نتایج به‌دست آمده با نتایج تجربی به روش دستگاه مختصات چرخان است. تحلیل‌ها در ماخ‌های ۰/۴۴، ۰/۶۱۲ و ۰/۸۷۷ تعریف شده به وسیله سرعت نوک روتور انجام شده است. خسروشیری و همکاران [۸] میدان جریان اطراف روتور اصلی بالگرد را در حالت سه بعدی و با مدل توربولانسی اسپالارت الماراس مورد مطالعه قرار دادند. معادلات با استفاده از نرم‌افزار دینامیک سیالاتی فلوئنت و به روش حجم محدود صریح حل شده است. نتایج هر دو حالت لزج و غیرلزج با نتایج تجربی و محاسبات عددی مقایسه شده است. این نتایج ناتوانی فرض جریان غیرلزج در مکان‌هایی که تغییر شدید در گرادیان فشار وجود دارد را نشان داد. کان و کانگ در سال ۲۰۰۳ جریان اطراف روتور بالگرد را در حالت سه‌بعدی، تراکم‌پذیر و لزج تحلیل کردند که نتایج این تحلیل در مراجع [۹ و ۱۰] دیده می‌شود.

بطور کلی اساس نظریه روتورها در اوایل دهه ۱۹۲۰ و با به کار گرفتن مفهوم سرعت القایی شکل گرفت. در طی سال‌های ۱۹۱۲ تا ۱۹۲۹ ژوکوفسکی نظریه گردابی را مطرح و سیستم گردابی مارپیچ حاصل از ملخ‌ها را معرفی کرد ولی در نظریه خود از فرض نامتناهی بودن تعداد پره‌ها استفاده کرد. در سال ۱۹۲۹ گلدشتاین [۱۱] دنباله گردابی حاصل از روتور را با دقتی بیشتر تحلیل کرد و در نظریه وی از تعداد پره‌های محدود استفاده شده بود و سرانجام در سال ۱۹۳۰ لاک از نتایج تئوری گردابی گلدشتاین در طراحی ملخ‌ها سود جست. اما کاربرد تئوری گردابی در آیرودینامیک بال‌های دوار از دهه پنجاه آغاز

دستگاه مختصات چرخان و مدل توربولانسی $k - w SST$ استفاده کرد و سپس نتایج خود را با نتایج تجربی مقایسه و اعتبارسنجی کرد.

با گسترش روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، نرم-افزارهای مختلفی با هدف تحلیل آیرودینامیکی عرضه شده است که لازمه استفاده از این نرم‌افزارهای تسلط بر دانش آیرودینامیک می‌باشد. نرم‌افزارهای فلونت، CFX، STARCCM+ و VSPAERO از جمله معروف‌ترین نرم-افزارهای تحلیل جریان می‌باشند که در پروژه حاضر از نرم‌افزار فلونت بهره گرفته شده است.

در نرم‌افزار فلونت روش‌های مختلفی برای تحلیل جریان حول اجسام چرخان وجود دارد که در پروژه حاضر از روش دستگاه مختصات چرخان (Moving Reference Frame) استفاده شده است و هدف از انجام این کار آن است که توانایی، انعطاف-پذیری و میزان کارایی این شیوه حل در یک پروژه علمی معرفی شود و کیفیت نتایج آن برای مسائل پیچیده، از مقایسه با داده‌های تجربی ارزیابی گردد.

۲- معادلات حاکم در دستگاه ثابت

معادلات حاکم بر جریان سیال تراکم‌ناپذیر به شکل معادلات ناویر استوکس خواهند بود. بر این اساس، معادله پیوستگی به شکل رابطه زیر می‌باشد [۱۸].

$$\partial_i(\rho v_i) = 0 \quad (1)$$

که در آن ρ معرف چگالی و V بردار سرعت سیال می‌باشد. معادله تانسوری مومنوم نیز در دستگاه مختصات ثابت بصورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i \quad (2)$$

P نشان دهنده فشار و τ_{ij} تانسور تنش است. تانسور تنش از رابطه زیر به دست می‌آید.

شد که در بین دانشمندان غربی بیشترین سهم به لانگرب و چتی تعلق دارد. در روسیه نیز به موازات کارهای دیگران در غرب و بطور مستقل، روند تکاملی تئوری گردابی و کاربرد آن در طراحی روتورها دنبال می‌شد که بطور مثال می‌توان به تحقیقات دانشمندانی همچون باسکین [۱۲]، ویلدگروپ، وژدایف و میکاپر اشاره کرد.

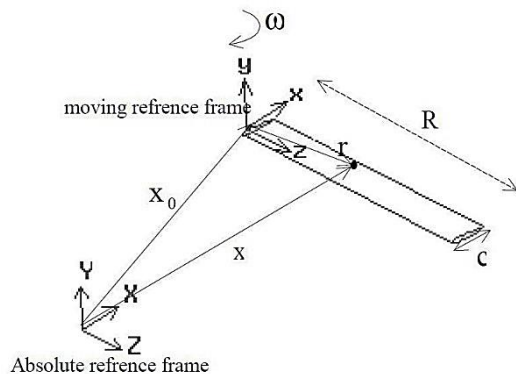
باراکوس [۱۴] در سال ۲۰۲۰ روشی بر اساس دیسک محرک ناپایا بر اساس ترکیب توزیع گردش سطح با داده تجربی، تئوری مومنوم و تئوری المان پره ارائه داد. توزیع گردش غیریکنواخت اثرات بار پره سه بعدی و به ویژه افت‌های نوک پره را در نظر می‌گیرد. اعتبارسنجی انجام گرفته شده برای این روش در پرواز ایستایی و رو به جلو، با استفاده از CFD که از مدل توربولانسی $k - w SST$ استفاده می‌کند، انجام شده است.

جنکوویچ [۱۵] در سال ۲۰۱۷ بر روی تعیین بارها و تخمین عمر خستگی پره‌های روتور دم بالگرد کار کرد. ساختار فلزی اصلی این تیغه‌ها با ساختاری جدید از تیغه‌های ساخته شده از مواد کامپوزیت جایگزین شد. موضوع این تحقیق تعیین دقیق بارهای تیغه‌های روتور دم کامپوزیت بالگرد همراه با تأیید آزمایشی قدرت خستگی آنها است. در این تحقیق برای تعیین بارهای تیغه‌های روتور دم از دینامیک سیالات محاسباتی استفاده شده است. برای مطالعه رفتار خستگی تیغه‌های کامپوزیت، تیغه‌ها تحت بارهای استاتیکی و طیف بارهای خستگی آزمایش می‌شوند. برای تعیین بارهای آیرودینامیکی تیغه‌های روتور دم در این تحقیق، از دو مدل محاسبه استفاده شده است. در مدل اول، یک تیغه روتور دم جدا شده در نظر گرفته شده است. در مدل محاسباتی دوم، بالگرد کامل از جمله بدنه همراه با تیغه‌های روتور اصلی و دم مدل‌سازی می‌شود. برای بررسی مقاومت ساختار ترکیبی تیغه روتور دم، تحت بارهای استاتیکی و طیف‌های بار خستگی آزمایش شد. در سال ۲۰۱۹ چنگ‌لانگ [۱۶] طی بررسی‌های خود روتور بالگرد را به سه روش دستگاه مختصات چرخان، حرکت شبکه و شبکه متحرک مورد تحلیل قرار داد و تفاوت این سه روش را از نظر زمان همگرایی و دقت مورد بررسی قرار داد.

گوردیلو [۱۷] در سال ۲۰۱۹ با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی ضریب فشار، تراست و گشتاور را برای یک کوادکوپتر محاسبه کرد. او برای محاسبه این ضرائب از روش

مختصات نوشته شده‌اند، اما سرعت‌ها نسبت به دستگاه مختصات ساکن سنجیده می‌شوند [۱۸].

رابطه بین دو سرعت نسبی (V_r) و مطلق (V) و همچنین بردارهای مکان با توجه به شکل (۱) به صورت زیر بیان می‌شود.



شکل ۱- مرجع مطلق و متحرک

$$V_r = V - \Omega \times r \quad (۵)$$

$$r = x - x_0 \quad (۶)$$

نمادهای x, Ω, r و x_0 به ترتیب بردار مکان نسبت به دستگاه دورانی، بردار سرعت دورانی، بردار مکان نسبت به دستگاه مختصات مطلق و بردار مکان نسبت به دستگاه دورانی می‌باشند. با توجه به رابطه (۲) طرف چپ معادلات مومنوم در دستگاه مختصات مطلق به صورت زیر است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla \cdot (\rho V V) = 0 \quad (۷)$$

هنگامی که معادلات حرکت در یک دستگاه دوار حل می‌گردند، جملات دیگری از شتاب در معادلات مومنوم ظاهر می‌گردد. در دستگاه مختصات دوار، سمت چپ معادلات مومنوم به شکل زیر نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla \cdot (\rho V_r V) + \Omega \times V = 0 \quad (۸)$$

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \quad (۳)$$

که در آن μ بیانگر لزجت دینامیکی سیال و δ_{ij} دلتای کرونیکر می‌باشد. معادله تانسوری انرژی نیز به صورت زیر است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right) + S_h \quad (۴)$$

در این معادله E انرژی کل، k_{eff} ضریب هدایت مؤثر (مجموع ضریب هدایت مولکولی و ضریب هدایت آشفتگی) و S_h ترم چشمه می‌باشد.

با توجه به پیچیدگی جریان حول یک جسم چرخان، از معادلات پیوستگی در شکل ذکر شده نمی‌توان استفاده کرد. برای تحلیل چنین جریان‌هایی در نرم‌افزار فلوئنت از سه روش شبکه متحرک (Dynamic Mesh)، حرکت شبکه (Moving Mesh) و دستگاه مختصات چرخان (Moving Reference Frame) استفاده می‌شود که هر کدام دارای ویژگی و خصوصیات مربوط به خود هستند و در این مقاله تنها به بررسی روش دستگاه مختصات چرخان می‌پردازیم.

۳- معادلات حاکم بر دستگاه مختصات چرخان

از آنجایی که در این مقاله جریان در شرایط پروازی ایستا (هاور) مدل‌سازی می‌شود و روتور مورد نظر ایزوله می‌باشد، نیازی به استفاده از روش شبکه متحرک نیست. در روش دستگاه مختصات چرخان، معادلات حاکم بر جریان در یک مختصات چرخان نوشته می‌شوند. بنابراین بجای آنکه پره روتور (صلب) بچرخد، محیط اطراف آن در حال چرخش خواهد بود. بردارهای سرعت نسبی حاصل را می‌توان از بردار حاصل از چرخش مختصات کم نموده و در نتیجه جریان واقعی اطراف یک روتور را شبیه‌سازی کرد. در این روش شتاب سیال دارای ترم‌های اضافی است که در معادلات مومنوم ظاهر می‌شوند. البته هم می‌توان مستقیماً از سرعت‌های نسبی استفاده کرد و هم از سرعت‌های مطلق.

در این تحلیل، از روابط سرعت مطلق استفاده شده است. در این حالت، معادلات حاکم در هر میدان با توجه به نوع دستگاه

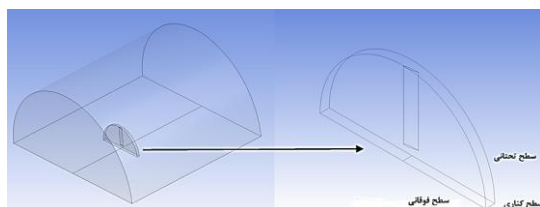
مدل استاندارد می‌باشد. اما دارای یک جمله اضافی در معادله ۴ است که به‌طور قابل توجهی باعث افزایش دقت برای جریان‌های با چرخش سریع می‌گردد. بعلاوه به منظور در نظر گرفتن اثرات رینولدز پایین، این مدل دارای یک معادله دیفرانسیلی تحلیلی برای محاسبه ویسکوزیته مؤثر می‌باشد که اثرات پایین بودن عدد رینولدز را در داخل حل وارد می‌نماید. استفاده مؤثر از این خاصیت، نیازمند مطالعه دقیق ناحیه نزدیک دیواره و بررسی آن می‌باشد.

۴- تعریف مسأله

هدف از انجام این تحقیق، بررسی اثرات اندازه ناحیه دورانی حول روتور با استفاده از روش دستگاه مختصات چرخان بر ضریب فشار و ضریب نیروی برآ مقاطع مختلف پره در شبیه‌سازی عددی روتور است. در این راستا از نتایج تجربی روتور استاندارد کارادونا - تانگ استفاده شده است. ابعاد ناحیه دورانی بر اساس فاصله روتور از سطوح فوقانی، تحتانی و کناری پره تعیین می‌گردد که هدف از انجام این تحقیق، بررسی اثرات فواصل گفته شده بر توزیع ضریب فشار مقاطع مختلف پره می‌باشد. برای این منظور ۳ اندازه مختلف از ناحیه چرخشی در نظر گرفته شده است که در جدول (۱) مشخص شده‌اند. ذکر این نکته ضروری است که به منظور بررسی‌های بیشتر دو اندازه ۸ و ۱۵ سانتی‌متر نیز مورد تحلیل قرار گرفت که به دلیل جلوگیری از شلوغی نمودارها از ارائه نتایج آنها خودداری شده است.

جدول ۱ - فواصل مورد مطالعه

نمونه	فاصله روتور از سطوح فوقانی، تحتانی و کناری
نمونه ۱	۵ سانتی متر
نمونه ۲	۱۲ سانتی متر
نمونه ۳	۱۸ سانتی متر



شکل ۱ - ناحیه دورانی

و چنانچه از فرمول سرعت نسبی استفاده شود، جملات زیر در سمت چپ معادله مومنتوم ظاهر می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V_r) + \nabla \cdot (\rho V_r V_r) + 2\Omega \times V_r + \Omega \times \Omega \times r + \rho \frac{\partial \Omega}{\partial t} \times r = 0 \quad (9)$$

در رابطه فوق $2\Omega \times V_r + \Omega \times \Omega \times r$ شتاب کریولیس می‌باشد. از جمله $\rho \frac{\partial \Omega}{\partial t} \times r$ صرف‌نظر می‌شود، زیرا فرض بر این است که سرعت زاویه‌ای روتور ثابت است. همچنین معادله پیوستگی برای سرعت‌های مطلق به شکل زیر می‌باشد [۱۷].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho V_{r_i}) = 0 \quad (10)$$

معادلات مومنتوم برای دستگاه مرجع چرخان از معادلات ناویر - استوکس مشتق شده‌اند و اثرات حرکت نسبی دستگاه مرجع را در نظر می‌گیرند. این معادلات برای تحلیل مسائل مرتبط با سیستم‌های چرخشی یا انتقالی، مانند پره‌های روتور یا ملخ‌ها، بسیار مهم هستند. اجزای اصلی این معادله سرعت نسبی و اثرات چرخشی هستند. اگر دستگاه مرجع در حال چرخش باشد، نیروهای کریولیس و گریز از مرکز در معادلات لحاظ می‌شوند.

$$\frac{d}{dt} + (V_{rel} \cdot \nabla) V_{rel} + 2\Omega \times V_{rel} + \Omega \times \Omega \times r + \frac{d\Omega}{dt} \times \frac{d\Omega}{dt} \times r = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 V_{rel} + F_{body} \quad (11)$$

که در معادله فوق $2\Omega \times V_{rel}$ نیروی کریولیس ناشی از چرخش دستگاه مختصات، $\Omega \times (\Omega \times r)$ نیروی گریز از مرکز و $\frac{d\Omega}{dt} \times r$ شتاب انتقالی است.

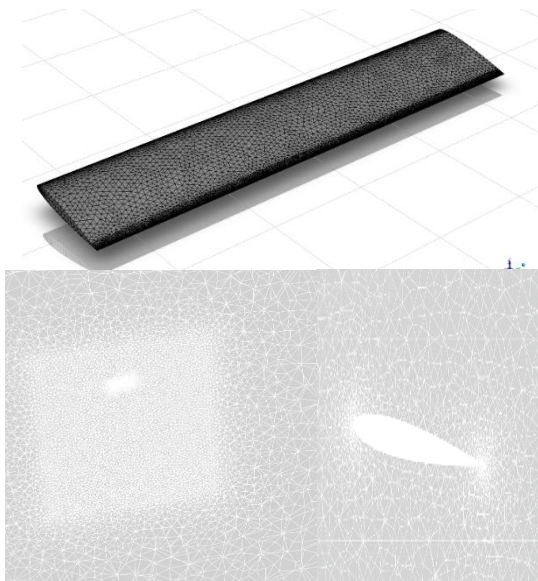
برای چرخش پایا $\frac{d\Omega}{dt} = 0$ قرار می‌گیرد. این معادلات پایه و اساس شبیه‌سازی جریان‌ها در سیستم‌های متحرک یا چرخشی، مانند روتورهای هلی‌کوپتر، توربین‌های بادی، یا ماشین‌آلات دوار هستند.

در این مقاله برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل $k-\epsilon$ RNG استفاده گردیده است. مدل مذکور در شکل ظاهری شبیه به

است. به منظور بهبود دقت محاسبات در نزدیکی دیواره‌ها، از مش لایه مرزی با ضخامت کل ۱ میلی‌متر استفاده شده که در ۱۲ لایه توزیع شده است. مقدار Y^+ در سطح دیواره کمتر از ۱۶ حفظ شده که با توجه به مدل توربولانسی کی اپسپلین نشان‌دهنده دقت قابل قبول است.

برای تضمین کیفیت شبکه در نواحی بحرانی، اندازه المان‌ها در سطح پره‌ها بین ۰,۰۰۰۵ متر و ۰,۰۰۴ متر تنظیم شده است. این شبکه‌بندی با استفاده از ابزار مشینگ در نرم‌افزار انسیس انجام شده است. در مناطق حساس مانند لبه‌های حمله و فرار و نیز نواحی مشترک بین ناحیه چرخشی و غیرچرخشی، با به‌کارگیری ضریب رشد ۱,۰۷، شبکه به صورت موضعی ریز شده است.

میدان حل به صورت یک استوانه در نظر گرفته شده است. با توجه به شرایط پروازی ایستا، تقارن فیزیکی و رفتار جریان، و همچنین کاهش هزینه‌های محاسباتی، تنها نیمی از دامنه محاسباتی مورد تحلیل قرار گرفته و از شرط مرزی پریودیک برای شبیه‌سازی نیمه دیگر استفاده شده است. ابعاد میدان حل به گونه‌ای تنظیم شده که اطمینان حاصل شود اثرات جریان در مناطق دوردست قابل اغماض باشند. برای این منظور، شعاع استوانه، فاصله روتور از سطح فوقانی و تحتانی استوانه غیرچرخشی به ترتیب ۱۶، ۱۶، و ۲۵ متر در نظر گرفته شده است که در شکل ۴ به وضوح مشخص است.

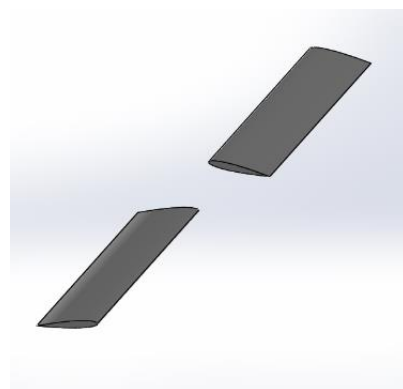


شکل ۳- نمایی از شبکه ایجاد شده روی پره

در این پژوهش، به بررسی آیرودینامیکی روتور مرجع کارادونا تانگ پرداخته می‌شود که با سرعت زاویه‌ای ۱۷۵۰ دور در دقیقه در حال دوران است. این روتور به دلیل هندسه ساده و پروفیل شناخته شده، به طور گسترده‌ای در مطالعات تجربی و عددی استفاده می‌شود. این روتور به عنوان یک معیار استاندارد برای تحلیل جریان‌های پیچیده اطراف روتورهای هلی‌کوپتر شناخته می‌شود.

مشخصات هندسی روتور شامل شعاع ۱۱۴ سانتیمتر و وتر مقاطع برابر با ۱۹ سانتیمتر است. پروفیل مقاطع این روتور از نوع ایرفویل NACA 0012 انتخاب شده است که به دلیل خصوصیات آیرودینامیکی مطلوب، کاربرد وسیعی در طراحی بال و پره‌های روتور دارد. این روتور فاقد باریک‌شوندگی و پیچش بوده و زاویه گام کالکتیو آن به میزان ۸ درجه تنظیم شده است.

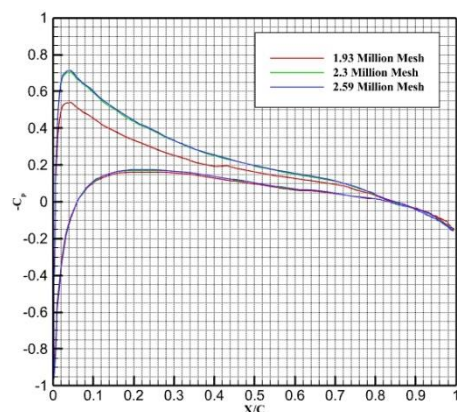
هدف اصلی این پژوهش، بررسی دقیق اثرات ناحیه چرخشی در روش MRF بر توزیع ضریب فشار و نیروی برآ در سطح روتور است. تحلیل‌های عددی با دقت بالا انجام می‌شود تا توزیع فشار روی سطح روتور و همچنین توزیع نیروی برآ در طول تیغه‌ها، با در نظر گرفتن اثرات دینامیکی ناشی از دوران، به دقت مورد ارزیابی قرار گیرد. این تحلیل‌ها می‌توانند به ارائه درک عمیق‌تری از رفتار جریان در نواحی چرخشی و تسریع در محاسبات عددی منجر شوند.



شکل ۲ - مدل سازی ملخ در نرم افزار سالیدورکز

در این پژوهش، از شبکه‌بندی بی‌سازمان برای شبیه‌سازی جریان حول روتور استفاده شده است. هندسه ملخ با استفاده از نرم‌افزار سالیدورکز طراحی و در شکل ۲ نمایش داده شده

حد مشخص، افزایش بیشتر تراکم شبکه تاثیر چشمگیری بر روی نتایج نداشت. این رفتار نشان‌دهنده رسیدن به استقلال حل از شبکه است. با توجه به این تحلیل، تعداد نهایی المان‌های استفاده شده در شبیه‌سازی بین ۲ تا ۲٫۵ میلیون متغیر بود که تعادلی مناسب بین دقت نتایج و هزینه‌های محاسباتی ارائه می‌دهد.



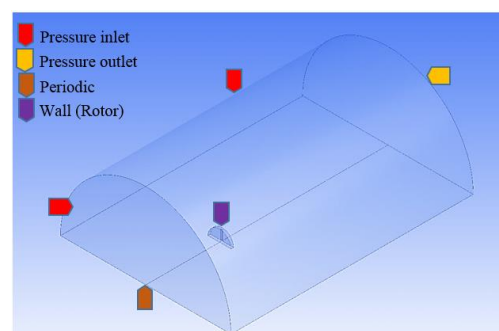
شکل ۵- نمودار استقلال از مش مبتنی بر متغیر ضریب فشار در مقطع $\frac{r}{R} = 0.5$

۵- بررسی نتایج به‌دست آمده

شکل‌های (۶) تا (۱۱) تغییرات ضریب فشار بر حسب وتر ایرفویل در مقاطع مختلف پره روتور، و مقایسه آنها با نتایج تجربی برای اندازه‌های مختلف ناحیه چرخشی نشان می‌دهند. این مقاله به طور جامع به بررسی سه اندازه مختلف از ناحیه چرخشی در روش دستگاه مختصات چرخان می‌پردازد. تحلیل‌ها نشان می‌دهند که فاصله پره از سطوح فوقانی، تحتانی و کناری در روش دستگاه مختصات چرخان، نقش کلیدی در دقت شبیه‌سازی جریان حول روتور ایفا می‌کند. این پارامتر به طور مستقیم تحت تاثیر ابعاد هندسی و سرعت چرخش قرار دارد و باید با دقت انتخاب شود.

نتایج نشان می‌دهند که با افزایش ابعاد هندسی و سرعت چرخش، اندازه ناحیه چرخشی نیز باید متناسب با آن افزایش یابد تا شبیه‌سازی‌ها بتوانند دقت مطلوب را حفظ کنند. همانگونه که در شکل‌های (۶) تا (۱۱) مشاهده می‌شود، افزایش اندازه ناحیه چرخشی منجر به بهبود تطابق نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی می‌شود. به طور خاص، در

شرایط مرزی در این مطالعه، به دقت انتخاب شده‌اند تا دقت و پایداری حل عددی تضمین شود. در مرزهای دور دست، از شرط مرزی فشار ثابت استفاده شده است، به طوری که فشار بالادست روتور برابر با 103027 پاسکال و دمای بالادست 289.15 کلوین در نظر گرفته شده است. سطح روتور به عنوان یک دیواره صلب با شرط بدون لغزش تعریف شده است. با توجه به فاصله زیاد مرز خروجی از روتور، فشار جریان خروجی به محیط، برابر با فشار استاتیکی محیط فرض شده است تا تاثیرات بازگشتی به حداقل برسد. علاوه بر این، به منظور کاهش هزینه محاسباتی و بهره‌برداری از تقارن جریان، از شرط مرزی پرئودیک استفاده شده است. این انتخاب‌های مرزی در شکل ۴ به وضوح نمایش داده شده‌اند.



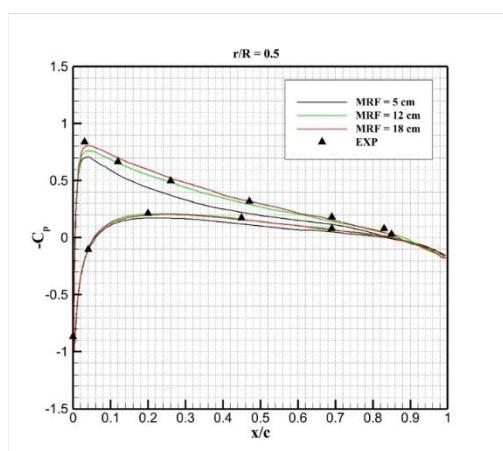
شکل ۴- دامنه اطراف روتور

برای اطمینان از استقلال حل عددی از شبکه‌بندی، تحلیل حساسیت به تراکم شبکه براساس پارامتر توزیع فشار و نیروی برآ در سطح ایرفویل انجام شد. در این راستا، چندین شبکه با درجات مختلف تراکم تولید و نتایج حاصل از شبیه‌سازی مورد بررسی قرار گرفتند. پارامتر انتخابی برای ارزیابی استقلال حل، ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل در نواحی خاصی از پره روتور و همچنین مقدار نیروی برآ بود. زیرا این پارامترها با تغییرات شبکه حساس بوده و معیار مناسبی برای این تحلیل محسوب می‌شوند.

ابتدا شبکه‌ای با تعداد المان‌های پایه ایجاد و شبیه‌سازی انجام شد. سپس، با افزایش تدریجی تعداد المان‌ها، تغییرات در توزیع فشار روی سطح ایرفویل و مقدار نیروی برآ کل روتور تحلیل گردید. همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود با افزایش تراکم شبکه تا حد معینی، تغییرات قابل توجهی در مقادیر فشار و برآ مشاهده می‌شد. با این حال، پس از رسیدن به یک

اختلاف می‌تواند ناشی از این واقعیت باشد که در شرایط واقعی، افت نوک پره در مقطع ۰,۹۶ به بعد اتفاق می‌افتد، اما به دلیل عدم دسترسی به داده‌های تجربی از این مقطع به بعد، تایید یا رد این موضوع ممکن نیست. این مسئله نشان می‌دهد که مدل‌سازی CFD در بازتولید برخی از پدیده‌های فیزیکی پیشرفته، از جمله افت نوک پره، حساسیت بالایی دارد که نیازمند تحلیل‌های دقیق‌تر و دسترسی به داده‌های تجربی بیشتری است.

شکل (۱۲) و (۱۳) به ترتیب نشان‌دهنده کانتور فشار و کانتور خطوط جریان بر روی پره روتور می‌باشد. خطوط هم‌تراز فشار بر روی سطح پره در شکل ۱۲ نشان داده شده است که با توجه به شکل می‌توان اثرات افزایش سرعت در نوک پره را مشاهده کرد. مقادیر فشار استاتیک به صورت نسبی گزارش شده‌اند و به همین دلیل مقادیر فشار استاتیک منفی گزارش شده است. همچنین با توجه به تئوری مومنتوم - اجزای پره مشاهده می‌شود که جریان بر روی روتور به صورت قیفی شکل (شکل ۱۳) در آمده است که صحت فرضیه این تئوری را ثابت می‌کند.



شکل ۱۹: مقایسه با نتایج تجربی [۱۹] در $M = 0.612$ و $\frac{r}{R} = 0.5$ ضریب فشار

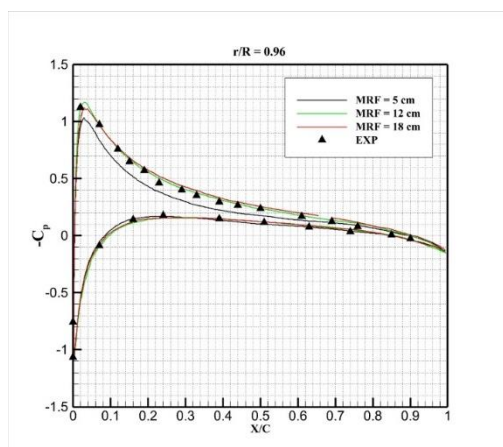
شرایطی که سرعت چرخش روتور ۱۷۵۰ دور در دقیقه است، نتایج تجربی و شبیه‌سازی در صورت انتخاب اندازه ناحیه چرخشی ۱۲ تا ۱۸ سانتی‌متر، تطابق بسیار خوبی را نشان می‌دهند. در مقابل، اندازه کوچکتر ۵ سانتی متر در این شرایط منجر به پیش‌بینی ضریب فشار کمتری نسبت به داده‌های تجربی می‌شود. بنابراین برای شبیه‌سازی دقیق پره‌های روتور بالغ‌گرد، توصیه می‌شود حداقل فاصله از سطح بالایی معادل ۸ درصد قطر روتور انتخاب شود تا نتایج به‌دست آمده با واقعیت مطابقت بیشتری داشته باشد.

علاوه بر این، بررسی شکل‌های (۶) تا (۱۱) نشان می‌دهد که تاثیر اندازه ناحیه چرخشی بر سطح پایینی پره، نسبت به سطح بالایی به مراتب کمتر است، که این مسئله به وضوح نشان‌دهنده حساسیت کمتر سطح زیرین پره به تغییرات اندازه ناحیه چرخشی است. با حرکت از ریشه پره به سمت نوک، نتایج شبیه‌سازی تطابق بیشتری با داده‌های تجربی پیدا می‌کنند، که این امر صحت مدل‌سازی و شبیه‌سازی انجام شده را تایید می‌کند.

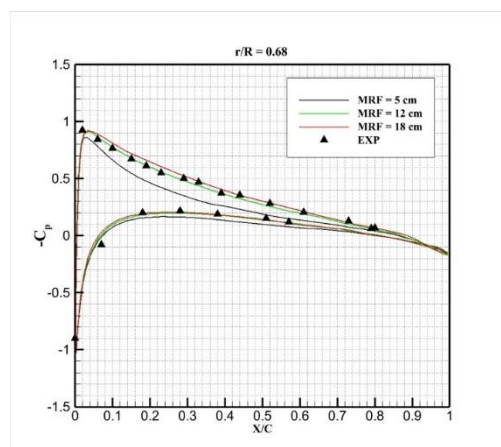
این تحلیل‌ها به وضوح نشان می‌دهند که انتخاب صحیح اندازه ناحیه چرخشی در شبیه‌سازی پره‌های روتور نه تنها دقت نتایج را افزایش می‌دهد، بلکه امکان دستیابی به نتایج معتبر و قابل اعتماد را نیز فراهم می‌کند. این یافته‌ها می‌توانند به عنوان یک راهنمای کلیدی برای تحقیقات آینده و بهبود دقت مدل‌سازی‌های عددی در حوزه دینامیک سیالات محاسباتی به کار گرفته شوند.

شکل (۱۱) توزیع ضریب نیروی برآ در اندازه‌های مختلف ناحیه چرخشی را با نتایج تجربی مقایسه می‌کند. همانطور که مشاهده می‌شود، نتایج شبیه‌سازی برای اندازه ناحیه چرخشی ۱۲ و ۱۸ سانتی‌متر، تطابق بسیار دقیقی با داده‌های تجربی دارند. این تطابق نشان‌دهنده انتخاب بهینه ابعاد ناحیه چرخشی است که توانسته دقت بالایی در پیش‌بینی ضریب نیروی برآ فراهم آورد. در مقابل، اندازه ناحیه چرخشی ۵ سانتی‌متر نتوانسته است نتایج قابل قبولی را ارائه دهد و دقت پایین‌تری نسبت به داده‌های تجربی نشان می‌دهد.

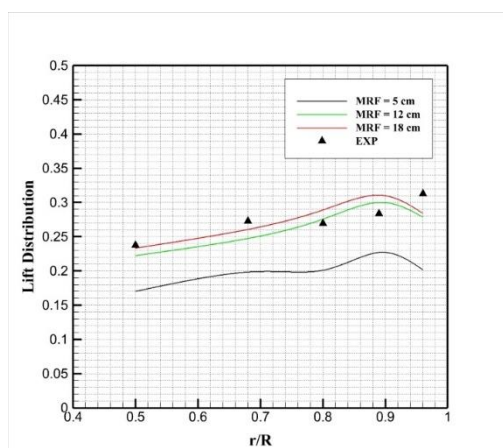
با بررسی دقیق‌تر، مشخص شد که در مقطع ۰,۹۶ دینامیک سیالات محاسباتی افت نوک پره را به وضوح نشان می‌دهد، در حالی که داده‌های تجربی چنین افتی را نمایش نمی‌دهند. این



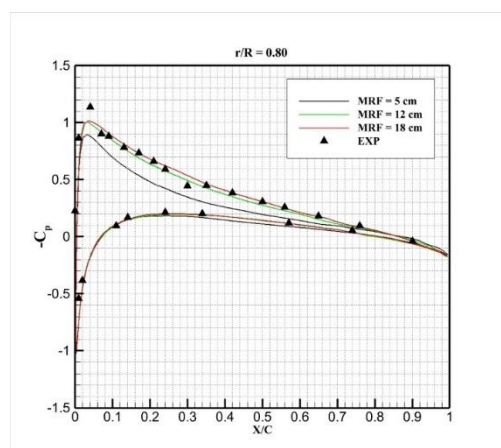
شکل ۱۰- ضریب فشار در $\frac{r}{R} = 0.96$ و $M = 0.612$ در مقایسه با نتایج تجربی [۱۹]



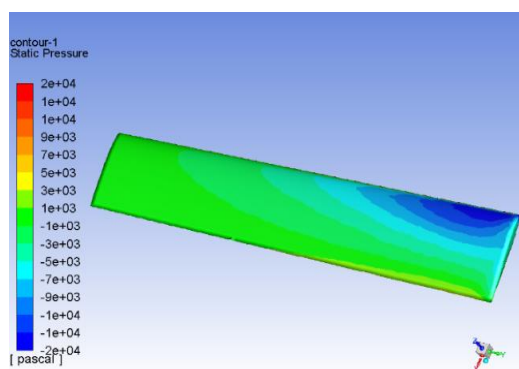
شکل ۷- ضریب فشار در $\frac{r}{R} = 0.68$ و $M = 0.612$ در مقایسه با نتایج تجربی [۱۹]



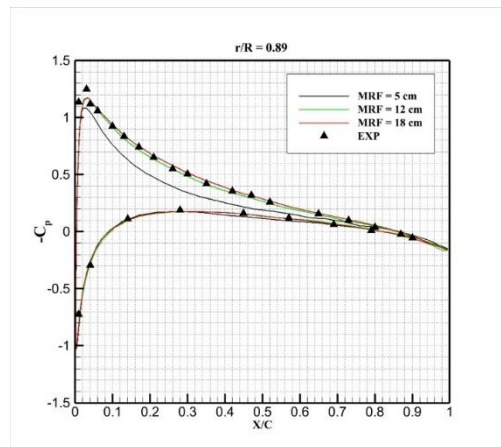
شکل ۱۱- توزیع ضریب نیروی برآ در اندازه‌های مختلف ناحیه چرخشی در مقایسه با نتایج تجربی [۱۹]



شکل ۸- ضریب فشار در $\frac{r}{R} = 0.8$ و $M = 0.612$ در مقایسه با نتایج تجربی [۱۹]



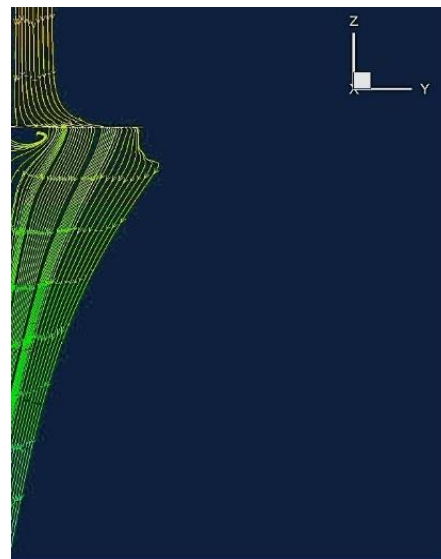
شکل ۱۲- کانتور فشار بر روی پره



شکل ۹- ضریب فشار در $\frac{r}{R} = 0.89$ و $M = 0.612$ در مقایسه با نتایج تجربی [۱۹]

به پیش‌بینی افت نوک پره است، حتی اگر این پدیده در داده‌های تجربی مشاهده نشده باشد. این یافته نشان می‌دهد که مدل‌های CFD مورد استفاده در این تحقیق، پتانسیل بالایی در بازتولید پدیده‌های آیرودینامیکی پیچیده دارند و می‌توانند به عنوان ابزارهای قابل اعتمادی در طراحی و تحلیل سیستم‌های روتور مورد استفاده قرار گیرند.

با توجه به این یافته‌ها، پژوهش حاضر تایید می‌کند که انتخاب ابعاد مناسب ناحیه چرخشی یکی از عوامل کلیدی در بهبود دقت شبیه‌سازی‌های CFD است. نتایج به دست آمده از این تحقیق نه تنها دقت بالای شبیه‌سازی‌ها را نشان می‌دهد، بلکه راهنمایی ارزشمند برای طراحی بهینه و افزایش دقت در مطالعات آتی فراهم می‌کند.



شکل ۱۳- کانتور خطوط جریان بر روی پره

مراجع

- [1] J. Seddon and Simon Newman, Basic Helicopter Aerodynamic, BSP Professional Book, 1990.
- [2] L. Morino and K. Tseng, A General Theory of Unsteady Compressible Potential Flows with Application to Aeroplanes and Rotors, Elsevier Applied Science, pp.183-254, 1990.
- [3] L. morino and M. Gennaretti, Boundary Integral Equation Methods for Aerodynamics", the American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991.
- [4] Doerffer, P. and O. Szulc, Numerical simulation of model helicopter rotor in hover. Task Quarterly, 2008. 12(3): p. 227-236.
- [5] Barakos, G., et al., Development of CFD capability for full helicopter engineering analysis. 2005.
- [6] Yongjie, S., et al., A new single-blade based hybrid CFD method for hovering and forward-flight rotor computation. Chinese J. Aeronautics, 2011. 24(2): p. 12.

[۷] کامیار منصور، حسن محمدخانی، ۱۳۸۱، تحلیل عددی جریان اطراف روتور هلیکوپتر در حالت ایستایی، چهارمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه صنعتی امیر کبیر.

[۸] علی خسروشیری، علیرضا مستوفی‌زاده، مسعود دهقان حسین-آباد، ۱۳۸۵، مقایسه حل جریان لزج و غیرلزج اطراف روتور بالگرد در پرواز ایستایی با استفاده از یک شبکه بی‌سازمان، دهمین کنفرانس دینامیک شاره‌ها، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد.

[9] Kang, H. J., and Kown, O. J., "Unstructured Mesh Navier-Stocks Calculation of the Flow Field of a Helicopter Rotor in Hover" AIAA paper January 2002.

۶- نتیجه‌گیری

این مطالعه به طور جامع تاثیر اندازه ناحیه چرخشی در دقت شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی برای روتور کارادونا تانگ [۱۹] را بررسی کرد و نتایج حاصله بینشی ارزشمند درباره پارامترهای کلیدی در شبیه‌سازی روتورهای هلی‌کوپتر ارائه داد. یکی از یافته‌های مهم این تحقیق، اهمیت انتخاب صحیح اندازه ناحیه چرخشی است. این پارامتر تاثیر مستقیمی در دقت پیش‌بینی‌های CFD دارد. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان داد که نواحی چرخشی با ابعاد ۱۲ و ۱۸ سانتی-متر به خوبی با داده‌های تجربی تطابق دارند و به دقت بالا در پیش‌بینی ضریب نیروی برآ و ضریب فشار منجر می‌شوند. در مقابل، ناحیه چرخشی با اندازه ۵ سانتی-متر نتوانست دقت کافی را تامین کند و منجر به نتایج متفاوت از داده‌های تجربی شد. برای دستیابی به نتایج دقیق در شبیه‌سازی پره‌های روتور، حداقل فاصله ناحیه چرخشی از سطح بالایی باید ۸ درصد قطر روتور در نظر گرفته شود. این نکته از اهمیت بالایی برخوردار است، زیرا کاهش این فاصله باعث کاهش دقت شبیه‌سازی شده و نتایج به دست آمده تطابق کمتری با داده‌های تجربی خواهند داشت.

همچنین، بررسی دقیق نتایج در مقاطع مختلف پره‌ها به ویژه در مقطع ۰.۹۶، نشان داد که شبیه‌سازی CFD قادر

- [15] Janković, D., et al., CFD Calculation of helicopter tail rotor airloads for fatigue strength experiments. J. Aerospace Engineering, 2017. 30(5): p. 04017032.
- [16] Cheng-Long, Z., et al. CFD Simulation Methods for Rotor Hovering Based on NS Equation. in IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. IOP Publishing.
- [17] Pérez Gordillo, A.M., et al., Numerical and Experimental Estimation of the Efficiency of a Quadcopter Rotor Operating at Hover. Energies, 2019. 12(2): p. 261.
- [18] Fluent User's Guide, Fluent Inc. July 1998, Lebanon, NH 03766, USA.
- [19] F. X. Caradonna and C. Tung, Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter in Hover, J.Aircraft, Vol. 24, 1987, pp. 231-238.
- [10] Kang, H. J., and Kown, O. J., 'Numerical Predication of Rotor Hover Performances Using Unstructured Adaptive Meshes' AIAA paper 2000-0258, January 2002.
- [11] S. Goldstein, "Vortex Theory of Screw Propellers, Royal Society Proc. 123, 1929.
- [12] R. E. Baskin, L. S. Vildgrube, E. S. Vozhdayev and G.L. Maykaper, "Theory of the lifting Airscrew", NASA-TTF-823, February 1976.
- [۱۳] کامیار منصور، حمید فرخ‌فال، ۱۳۸۱، محاسبه توزیع نیروی برآ در طول تیغه روتور با استفاده از روش گلدشتاین، چهارمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه صنعتی امیر کبیر.
- [14] Barakos, G., et al., CFD simulation of helicopter rotor flow based on unsteady actuator disk model. Chinese J.Aeronautics, 2020.