

بررسی عددی و تجربی آیرودینامیک پره کوادرتور در جریان با رینولدزهای کم*سجاد محمودی^(۱) محمدحسن جوارشکیان^(۲) محمدصادق توکلی^(۳)

چکیده در این تحقیق یک پره در جریان با رینولدزهای کم توسط روش‌های عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته و منحنی‌های مشخصه آن استخراج شده است. در روش تجربی، حالت استاتیکی توسط دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیشران، در دورهای مختلف مورد بررسی و آزمایش قرار گرفته و منحنی‌های مشخصه نیروی پیشران، توان مصرفی موتور، جریان و ولتاژ ثبت گردیده است. هم‌چنین با توجه به اهمیت حوزه جریان در اطراف پره، به‌طور عددی بررسی استاتیکی و دینامیکی شبیه‌سازی جریان عبوری از روی یک پره کوادرتور پرداخته شده و علاوه بر نتایج آیرودینامیکی روی پره، نتایج در حوزه حل نیز مورد تحلیل قرار گرفته است. در روش عددی، با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلونت بر مبنای حجم محدود با فرض جریان غیر قابل تراکم و لزج و استفاده از مدل آشفتگی $k-\epsilon$ شبیه‌سازی انجام شده است. در این تحقیق منحنی‌های مشخصه پره روتور توسط این دو روش استخراج شده‌اند و مقایسه نتایج عددی و تجربی تطابق خوبی را نشان می‌دهد که صحت اندازه‌گیری و شبیه‌سازی عددی را تأیید می‌نماید. با توجه به شبیه‌سازی حوزه جریان اطراف پره توسط روش عددی، فاصله تأثیرگذار جریان اطراف پره به‌منظور قرار گرفتن در ساختار یک کوادرتور مورد بررسی قرار گرفته است.

واژه‌های کلیدی آیرودینامیک، پره، کوادرتور، تحلیل جریان، پیشران، گردابه، تجربی.

Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamic of Quadrotor Blades in low Reynolds

S. Mahmoudi M.H. Djavarehshkian M.S. Tavakoli

Abstract In this study, a low Reynolds flow around a blade is studied by experimental and numerical methods and characteristic curves are extracted. In the experimental static test, the results of thrust force, engine power, current and voltage in different speed for a rotor were recorded. Considering the importance of the flow field around the blade, the static and dynamic numerical simulations of the flow through a blade of Quadrotor are investigated. In addition to the blade aerodynamic results, the statistical of the computational domain are also analyzed. For the numerical simulation, a commercial software (Fluent) is used with the assumption of compressible viscous flow and $k-\epsilon$ turbulence model simulations. In this study, the characteristic curves of the rotor blade are extracted by the two mentioned methods. Comparison of numerical and experimental results show good agreement and confirm the accuracy of the measurement. According to the simulation of the flow field around the blade using the numerical method, the effective distance of the blades in order to find the optimum Quadrotor structure is studied.

Key Words Aerodynamic, propeller, Quadrotor, flow analysis, propulsion, vorticity, Experimental

* تاریخ دریافت مقاله ۹۲/۶/۱۶ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۲/۲۷ می‌باشد.

(۱) کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا آیرودینامیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۲) نویسنده مسئول: دانشیار، گروه مهندسی مکانیک دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد. javarehshkian@um.ac.ir

(۳) مهندس مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

مقدمه

در دهه اخیر توجه بسیار زیادی از جانب محققان و پژوهشگران به ریزپرنده‌های بدون سرنشین (MAV) در سراسر جهان صورت گرفته و این امر باعث رشد قابل توجهی در این حوزه گردیده است. با این حال گرچه امروزه وسایل نقلیه بدون سرنشین هم بازار تجاری و نظامی مختلفی در سراسر جهان دارند اما اطلاعات دقیقی در مورد بخش‌های مختلفی از قبیل آیرودینامیک، مکانیک و کنترل آن موجود نیست. لذا توجه به کلیه پارامترهای مؤثر در کاراتر کردن این نوع وسیله‌ها و توسعه آنها در همه ابعاد امری ضروری و اجتناب‌ناپذیر است. نکته قابل توجه آن است که بررسی پارامترهای آیرودینامیکی مؤثر در این نوع وسایل نقلیه بدون سرنشین ضروری می‌باشد چرا که این نوع وسیله‌ها باید توانایی پرواز در محیط باز و معرض باد و هم‌چنین در شرایط محیط بسته را داشته باشند. دسته‌بندی‌های زیادی در حوزه ریزپرنده‌ها وجود دارد که یکی از آنها، نوع با قابلیت پرواز و فرود عمودی (VTOL) می‌باشد. در این میان کوادرتور یکی از این موارد است که مجموعاً دارای ۴ روتور و پره در هر انتهای بازوی خود می‌باشد، با توجه به سادگی ایجاد حرکت در هر راستا، یکی از کاراترین انواع پرنده‌های بدون سرنشین می‌باشد. از آنجایی که کوادرتور دارای ۶ درجه آزادی و به عبارتی یک پرنده بدون قید و چابک می‌باشد، لذا دارا بودن یک کنترلگر با قابلیت اطمینان بالا براساس اطلاعات آیرودینامیکی برای پایداری آن الزامی است.

هنری براست [1] در سال ۱۹۷۸ به بررسی و طراحی آیرودینامیکی پره هواپیماهای بدون سرنشین پرداخت و منحنی مشخصه‌هایی از آنها، با استفاده از روش‌های تجربی ارائه کرد. بیدر و همکارش [2] در سال ۱۹۹۲، با استفاده از معادلات اولر و ناوراستوکس، به بررسی نوسانات موج عبوری در لایه مرزی یک صفحه تخت در فرکانس‌های بالا برای شبیه‌سازی مدلی

از پره‌های هلیکوپتر پرداختند. آنها در این تحقیق با بررسی عدد اشتروال (σ) و پارامتر بی‌بعد موج (Γ) نشان دادند که Γ بر روی ضریب اصطکاک پوسته‌ای و ضخامت ممتم تأثیر مشخصی دارد در حالی که σ فقط بر روی ضخامت ممتم تأثیر می‌گذارد. بوتاسو و شفر [3] در سال ۱۹۹۹، با استفاده از یک کد عددی و به کار بستن معادلات اولر به‌طور ضمنی، به شبیه‌سازی پره هلی‌کوپترهای بزرگ پرداختند. هدف آنها در این تحقیق بررسی روش‌های مختلف مدل‌سازی شبکه‌های تطبیقی حول پره‌های فوق بوده‌است. مونال مرچانت [4] در سال ۲۰۰۴، با ساخت یک دستگاه آزمایش به بررسی تجربی عملکرد تعدادی از پره‌ها با کاربرد در وسایل نقلیه بدون سرنشین در رینولدزهای کم پرداختند تا با این تحقیق چارتی از اطلاعات این نوع پره‌ها در اختیار دیگران قرار دهند. آنها در این تحقیق فقط به روش تجربی اکتفا کردند. مرچانت و میلر [5] در سال ۲۰۰۶ یک سری آزمایش‌های دینامیکی روی پروانه‌هایی در محدوده قطر ۶-۲۲ اینچ اجرا کردند. آنها در تحقیق خود دستگاه آزمایشگاهی به‌منظور ثبت پارامترهای زاویه‌ای مؤثر در پایداری سیستم پیشران ساختند. در این آزمایش‌ها، سرعت دورانی پره‌ها ثابت و سرعت باد مختلفی در تونل اعمال شده است. با این دستگاه تغییرات زاویه‌ای جریان، کنترل، و پایداری سیستم بررسی گردید. میشل ال [6] در سال ۲۰۰۸ با استفاده از روش‌های تحلیلی المان پره-ممتم و آزمایش‌های تجربی به اندازه‌گیری ضرایب توان و پیشران و گشتاور پره ریزپه‌ها پرداخت. دیترز و سلیچ در سال ۲۰۰۸ [7] با ساخت یک دستگاه آزمایشگاهی به‌صورت تجربی آزمایش‌های استاتیکی را بر روی پره‌های کوچک و متفاوتی انجام دادند که ابعاد آنها بین ۲/۵ تا ۵ اینچ و سرعت دورانی آنها بین ۲۵۰۰ تا ۲۷۰۰۰ بوده است. گمبل [8] در سال ۲۰۰۹ با یک دستگاه آزمایش و نوشتن یک کد پیچیده با نرم‌افزار لب‌ویو (LabView) توانست اطلاعات آزمایشگاهی را

دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران، منحنی مشخصه‌های مربوط به پره و موتور در حالت استاتیکی ثبت شده است برای مطالعه بیشتر نیروهای آیرودینامیکی و حوزه جریان، شبیه‌سازی عددی به صورت استاتیکی و دینامیکی نیز انجام شده و جریان اطراف پره تحلیل گردیده است. در این مطالعه، نیروی پیش‌ران تولیدی و نحوه تولید گردابه‌ها به واسطه دوران پره، در سرعت‌های جریان مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت قسمتی از نتایج دو روش مقایسه گردیدند که هم‌خوانی خوبی بین آنها وجود دارد.

تفاوت بال ثابت با بال چرخان

برای حل و شبیه‌سازی هر جریانی، ابتدا باید شرایط فیزیکی حاکم بر آن را مشخص نمود. جریان در اطراف پره اکثر سیستم‌های بال چرخان به علت سرعت دورانی و ماخ نوک پره در محدوده تراکم‌پذیر آشفته قرار دارد. اما با توجه به محاسبات انجام شده برای پره کوادرتور، ماخ پروازی آن در حدود ۰/۱۵ می‌باشد، لذا جریان از نوع تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است.

برای تشخیص این‌که جریان در اطراف پره در محدوده آشفته است یا آرام، از عدد رینولدز نوک پره استفاده می‌شود. اگر رینولدز نوک پره در حالت ایستا (Static) (بدون جریان باد) از 2×10^4 بیشتر باشد، می‌توان جریان را آشفته فرض نمود [11]. از طرفی در محدوده آشفته به‌خاطر وجود گردابه‌ها، جریان رفتاری کاملاً تصادفی دارد. برای شبیه‌سازی جریان آشفته یا باید گردابه‌ها را به‌طور کامل محاسبه نمود و یا این‌که تأثیر آنها را روی جریان متوسط در نظر گرفت یکی از این روش‌ها استفاده از مدل‌های آشفتنگی می‌باشد.

قبل از این‌که به نحوه بررسی عددی و تجربی پره کوادرتور پرداخته شود، تحلیل و بررسی تفاوت نحوه تغییرات جریان بر حول پهنادهای بال ثابت

به صورت خودکار جمع‌آوری و بهترین طرح مناسب را به صورت تجربی برای عملکرد موتور و پره ایجاد کند. برانندت و سلینج [9] در سال ۲۰۱۱ با ایجاد یک بستر آزمایش، به بررسی اثر رینولدز و راندمان تعدادی از پره‌ها مثل ایراسکرو (Air screw) و کیوشو (Kyosho) پرداختند. اسکات و همکارانش [10] در سال ۲۰۱۲ به بررسی استاتیکی و دینامیکی اثر تغییر قطر و پیچ هندسی پره‌های مربعی موتورهای الکتریکی، بر روی پارامترهای پیش‌رانشی پرداختند. آنها در این تحقیق از یک چیدمان آزمایشگاهی و انواع مختلفی از پره‌ها استفاده کردند.

در بیشتر تحقیقات انجام شده بعضاً از روش تجربی برای محاسبه پارامترهای پیش‌رانشی استفاده شده است و در بعضی موارد با استفاده از حل معادلات اویلر پارامترهای فوق محاسبه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود کمتر تحقیقاتی به‌طور تجربی و عددی در حوزه ریزپهنادهای انجام شده است. با توجه به آنچه ذکر شده انجام آزمایش‌های تجربی و عددی و مطالعه حوزه جریان در حالت استاتیکی و دینامیکی و مقایسه آنها از نوآوری‌های این تحقیق می‌باشد.

با توجه به این‌که پره‌های موجود برای ریزپهنادهای گسترده است و مأموریت‌های این پرنده‌های مصنوعی نیز متنوع می‌باشد، به‌منظور ساختن و دسترسی به تکنولوژی این نوع ریزپهنادهای داشتن دستگاه متناسب برای آزمایش‌های عملی ضروری می‌باشد. همان‌طور که در تاریخچه اشاره شد، بررسی عددی حوزه جریان در اطراف پره ریزپرنده‌ها به‌طور جامع صورت نگرفته و اطلاعات کافی از نحوه تشکیل و میراشدن گردابه‌ها و همچنین اثرات این گردابه‌ها در سیال اطراف خود موجود نیست.

لذا در این تحقیق ابتدا دستگاه آزمایشگاهی به‌منظور بررسی اثر پارامترهای پیش‌رانشی یک پره ساخته شده، سپس آزمایش‌های تجربی روی پره‌ای خاص انجام گردیده است. در این روش با استفاده از

معادلات حاکم

برای حل جریان خارجی در اطراف یک جسم متحرک، مدل را در داخل یک تونل باد مجازی در نظر می‌گیرند. بنابراین می‌توان با شبکه‌بندی، محدوده تونل باد محاسباتی همراه با جسم مورد نظر و دادن شرایط مرزی ورود و خروج، جریان را شبیه‌سازی نمود [14]. در این حالت معادلات ناویر استوکس فرم اصلی خود را دارند که در ذیل آمده است. معادله پیوستگی براساس رابطه (۱) می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

که در آن، ρ معرف چگالی و V بردار سرعت سیال می‌باشد. معادله اندازه حرکت در مختصات ثابت به صورت زیر است:

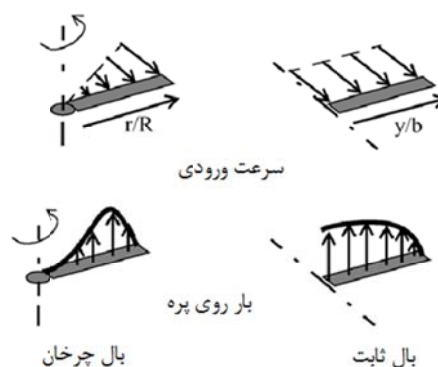
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F \quad (2)$$

که در آن، p نشان‌دهنده فشار، τ_{ij} تانسور تنش و F_i نیروی خارجی است. همچنین تانسور تنش از رابطه زیر به دست می‌آید.

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

که در آن، μ معرف ویسکوزیته دینامیکی سیال می‌باشد. جریان حول بال‌های چرخان را به دو روش شبکه متحرک و مختصات نسبی چرخان می‌توان حل نمود. در روش شبکه متحرک، شبکه‌های ایجاد شده نسبت به یکدیگر حول یک مرکز میانی در حرکت خواهند بود. این روش زمانی ضروری است که جریان به صورت ناپایدار باشد یا هندسه مدل تغییر نماید، به عنوان مثال جریان در اطراف پره روتور کوادرتوری که در حال

(Fixed wing) و بال چرخان، امری قابل توجه می‌باشد. به طور کلی تغییرات جریان بر روی یک پره با جریان حول و اطراف بال ثابت، متفاوت می‌باشد. زیرا برای یک بال ثابت، گردابه تولید شده در نوک و سطح آن از بال دور می‌شود و تأثیر گردابه روی جریان سیال در اطراف بال کم است. در حالی که جریان در اطراف یک پره به شدت تحت تأثیر گردابه قوی که از نوک آن به وجود می‌آید، قرار می‌گیرد [12].



شکل ۱ تفاوت بال ثابت و پره چرخان

علاوه بر این، اساس توزیع سرعت برخورد هوای نسبی در حالت بال ثابت و پره چرخان کاملاً متفاوت می‌باشد. همان‌طور که از شکل (۱) پیداست در حالتی که بال ثابت است، سرعت نسبی برخورد هوا در طول بال یکسان است در صورتی که در مورد پره چرخان در حالت ایده‌آل یک رابطه خطی بین سرعت نسبی و شعاع وجود دارد. همچنین بارگذاری حاصل از عبور جریان از روی سطح مقطع بال‌های ثابت و پره‌های چرخان متفاوت است. در هواپیما جایی که بال ثابت می‌باشد، نیروی‌های اعمالی دارای شکل تقریباً یکنواختی می‌باشند که در نوک بال به صفر می‌رسد. در صورتی که در نزدیکی مرکز پره‌های چرخان به علت عدم وجود باد نسبی، مقدار نیروی برآ بسیار کم است و از ریشه به سمت نوک به تدریج افزایش می‌یابد تا به یک حداکثر در نزدیکی نوک پره می‌رسد و سپس با یک شیب تند در نوک پره به صفر می‌رسد [13].

ظاهر می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V_r) + \nabla \cdot (\rho V_r V_r) + 2\Omega \times V_r + \Omega \times \Omega \times r + \rho \frac{\partial \Omega}{\partial t} \quad (6)$$

در رابطه فوق $2\Omega \times V_r + \Omega \times \Omega \times r$ همان نیروی کریولیس می‌باشد. از عبارت $\rho \frac{\partial \Omega}{\partial t}$ صرف‌نظر می‌شود، زیرا فرض بر این است که سرعت زاویه‌ای پره ثابت است. البته اگر شتاب زاویه‌ای وارد شود بهتر است از فورمولاسیون سرعت مطلق استفاده نمود. در این مقاله از فورمولاسیون سرعت ثابت استفاده شده است. بنابراین معادلات اندازه‌حرکت براساس رابطه (۶) خواهد بود هم‌چنین معادله پیوستگی به‌صورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V_r) = 0 \quad (7)$$

روش حل معادلات

گسسته‌سازی معادلات ناویراستوکس بر پایه یک روش عددی بر مبنای حجم محدود می‌باشد. در بررسی عددی از روش‌های مختلفی برای حل معادلات حاکم استفاده می‌کنند. در این تحقیق با توجه به کارهای مشابه و کارایی آنها، از روش نیمه‌ضمنی سیمپل (Simple)، در حل معادلات استفاده شده است. در این روش ابتدا معادلات اندازه‌حرکت با توجه به مقادیر اولیه داده شده حل می‌شوند و سپس با حل معادله تصحیح فشار، مقادیر فشار و سرعت‌ها تصحیح می‌گردند. پس از آن معادلات اسکالر از جمله معادلات آشفته‌گی حل می‌گردند. در تحقیق حاضر، برای مدل‌سازی آشفته‌گی از مدل K-ε استفاده گردیده است. در صورت همگرایی، روند حل متوقف می‌شود و در صورت عدم همگرایی، نتایج حل حاصل به‌عنوان ورودی الگوریتم فوق داده شده و روند حل ادامه می‌یابد.

پرواز رو به جلو می‌باشد. اما از آنجا که در این تحقیق جریان در حالت ایستا مدل‌سازی می‌شود و پره موردنظر ایزوله می‌باشد، نیازی به استفاده از روش شبکه متحرک نیست. در روش دیگر یعنی مختصات نسبی چرخان، معادلات حاکم بر جریان در یک مختصات چرخان نوشته می‌شوند. بنابراین به‌جای این‌که آن جسم صلب بچرخد، محیط اطراف آن در حال چرخش خواهد بود. بردارهای سرعت نسبی را می‌توان از بردار حاصل از بردار چرخش مختصات کم نمود و در نتیجه جریان واقعی اطراف یک پره را شبیه‌سازی کرد. در این روش شتاب سیال دارای عبارتهای اضافی است که در معادلات اندازه حرکت ظاهر می‌شوند. البته هم می‌توان از سرعت‌های نسبی و هم از سرعت‌های مطلق استفاده کرد. رابطه بین این دو سرعت به‌صورت زیر می‌باشد.

$$V_r = V \times \Omega \cdot r = 0 \quad (8)$$

که Ω در آن سرعت زاویه‌ای مختصات چرخان، V_r سرعت نسبی، V سرعت مطلق، r بردار مکان است. با توجه به معادله (۲) سمت چپ معادله اندازه‌حرکت برای مختصات ثابت به‌صورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla \cdot (\rho V V) \quad (9)$$

در حالی که سمت چپ معادله اندازه‌حرکت برای مختصات چرخان با استفاده از سرعت مطلق رابطه زیر خواهد بود و جمله‌های سمت راست معادله تغییری نخواهد داشت.

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

چنانچه از فورمولاسیون سرعت نسبی استفاده گردد. رابطه زیر در سمت چپ معادله اندازه‌حرکت

لازم به ذکر است، در این تحقیق از مدل کردن تجهیزات موتور و هاب (Hub) مرکزی پره به دلیل کم اثر بودن در تولید نتایج، صرف نظر گردیده است. روش عددی به دو دسته، آزمایش‌های استاتیکی و دینامیکی تقسیم‌بندی می‌شود. در آزمایش‌های استاتیکی سرعت جریان ورودی برابر صفر در نظر گرفته شده است و در این حالت در سرعت دورانی مختلف پره به ثبت داده‌هایی مثل نیروی پیش‌ران و توزیع فشار و نحوه مسیر عبور جریان از روی پره پرداخته شده است. هم‌چنین در آزمایش‌های دینامیکی در یک دور ثابت در سرعت بادهای مختلف به بررسی پارامترهای فوق پرداخته شده و در هر یک از این آزمایش‌ها نتایج باهم مورد مقایسه قرار گرفته است. لازم به ذکر است برای ثبت توزیع فشار از مقطعی در فاصله ۰/۷۵ شعاع پره استفاده شده است. با توجه به سرعت دورانی پره، برای تشخیص این‌که جریان در اطراف روتور در محدوده متلاطم است یا آرام، از عدد رینولدز در ۰/۷۵ پره استفاده می‌شود. اگر رینولدز نوک پره در حالت ایستا از 2×10^4 بیشتر باشد، می‌توان جریان را متلاطم فرض نمود [15,16].

جریان آشفته $Re = V_{tip} \times C_{tip} / \nu \geq 2 \times 10^4 \rightarrow$

$$Re = V_{0.75 \text{ blade}} \times C_{0.75 \text{ blade}} / \nu = 5.6 \times 10^4$$

لذا در این تحقیق جریان را آشفته و هم‌چنین با توجه به این‌که ماخ نوک پره حدوداً برابر ۰/۱۵ می‌باشد، جریان تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است.

مدل هندسی و شبکه‌بندی

به‌منظور مدل‌سازی پره، دو ناحیه اطراف آن در نظر گرفته شده که ناحیه داخلی همراه پره می‌چرخد و ناحیه خارجی ثابت می‌باشد. این کار به ما اجازه می‌دهد به‌جای ایجاد حرکت در شبکه، جریان عبوری از آن را به حرکت در بیاوریم و بررسی‌ها با سادگی

لازم به ذکر است در این تحقیق از شبکه هم‌مکان (شبکه‌ای که تمام متغیرها در یک مکان ذخیره می‌شوند) استفاده شده است که برای محاسبه عبارت جابه‌جایی، معادلات گسسته‌سازی شده اندازه حرکت، از روش درون و یا برون‌یابی مرتبه دوم بالادست استفاده گردیده است.

شرایط آزمایش حل عددی

با توجه به اهمیت سازگاری پره و موتور مورد استفاده در این تحقیق، پره $10 \times 4/7$ که دارای قطر $25/4$ سانتی‌متر و گام $4/7$ می‌باشد، بعد از آزمایش‌های تجربی صورت گرفته با استفاده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران، برای مدل‌سازی و تست‌های عددی، ابتدا هندسه پره توسط دستگاه اسکن شد و در نرم‌افزار سالیید مدل‌سازی گردید، سپس برای بررسی عددی مورد استفاده قرار گرفته هم‌چنین هندسه پره در جدول (۱) ارائه شده است که r شعاع متغیر، R شعاع پره و β پیش‌پره می‌باشد.

جدول ۱

r/R	c/R	β
0.15	0.109	21.11
0.2	0.132	23.9
0.25	0.156	24.65
0.3	0.176	24.11
0.35	0.193	22.78
0.4	0.206	21.01
0.45	0.216	19
0.5	0.223	17.06
0.55	0.226	15.33
0.6	0.225	13.82
0.65	0.219	12.51
0.7	0.21	11.36
0.75	0.197	10.27
0.8	0.179	9.32
0.85	0.157	8.36
0.9	0.13	7.27
0.95	0.087	6.15
1	0.042	5.04

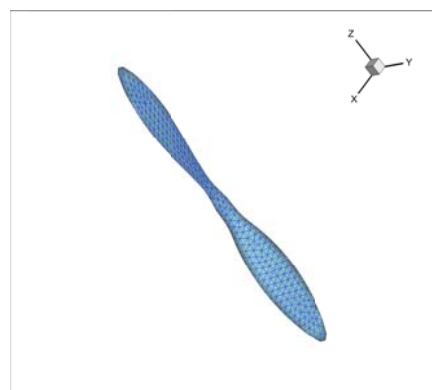
همچنین گردابه حاصل از پره میرا شود. فاصله اولین المان از روی پره با توجه به مقدار Y^+ بین ۳۰ تا ۵۰۰ تنظیم شده است که استفاده از توابع دیواره را برای جریان تأیید می‌نماید.

شرایط مرزی

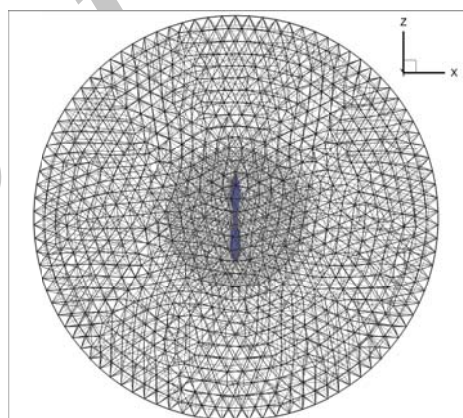
تعیین شرایط مرزی یکی از مهم‌ترین مسائل در شبیه‌سازی جریان اطراف پره می‌باشد. برای آن که بتوان نتیجه‌گیری درستی از روند حل و نتایج حاصل از آن داشته باشیم، انتخاب شرایط مرزی مناسب برای تحلیل حل عددی یک پره از مهم‌ترین مباحث در این زمینه می‌باشد. در ابتدا اشاره‌ای به قسمت‌های مختلف ناحیه‌ها داشته و بعد از آن به شرایط لحاظ شده برای آنها پرداخته می‌شود.

همان‌طور که در شکل (۴) مشاهده می‌گردد کل ناحیه‌ها به دو بخش جامد و سیال تقسیم‌بندی می‌شود که بخش جامد مربوط به حجم پره و بخش سیال استوانه‌ای است که حجم پره از آن کم می‌شود و مربوط به سیال اطراف پره خواهد بود. با توجه به شکل، در بالادست پره یعنی ورودی که به‌عنوان ورودی تونل باد محاسباتی در نظر گرفته شده است، از شرایط مرزی سرعت ورودی استفاده شده است. بسته به استاتیکی (عدم وجود جریان در ورودی) و یا دینامیکی (وجود سرعت جریان در ورودی) بودن آزمایش، سرعت آن صفر و یا سرعت مربوطه لحاظ گردیده است. این شرط مرزی برای تعریف سرعت جریان، با تمام خاصیت‌های اسکالر جریان به‌کار می‌رود و فقط برای جریان‌های غیرقابل تراکم مورد استفاده قرار می‌گیرد. در پایین‌دست جریان که فاصله آن از پره طوری در نظر گرفته شده است که مرز دوردست، روی جریان اطراف پره روتور تأثیر نداشته باشد. شرایط مرزی آن را از نوع فشار خروجی که برابر با فشار اتمسفر می‌باشد، و با توجه به این که مرز

بیشتری همراه خواهد بود. سپس این نواحی به‌صورت بی‌سازمان شبکه‌بندی شده که نمایی از آن در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۲ نحوه شبکه‌بندی روی سطح پره مدل شده $10 \times 4/7$



شکل ۳ نحوه شبکه‌بندی حجمی در اطراف پره

نسبت کشیدگی هر المان در این شبکه‌بندی بی‌سازمان بین ۱ تا ۵ است که در محدوده بسیار خوبی می‌باشد. در واقع یکی از مزیت‌های اصلی شبکه‌بندی بی‌سازمان، محدوده بسیار پایین کشیدگی المان‌ها است. همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، در شبکه‌بندی از شبکه‌های چهاروجهی بی‌سازمان استفاده شده و تراکم شبکه در نزدیکی پره برای محاسبه بهتر گردابه‌ها و توزیع پارامترهای جریان بیشتر است. در نقاط دور دست المان‌ها دارای ابعاد بزرگ‌تری هستند تا در نهایت تعداد کل شبکه‌ها خیلی زیاد نباشد و

دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران

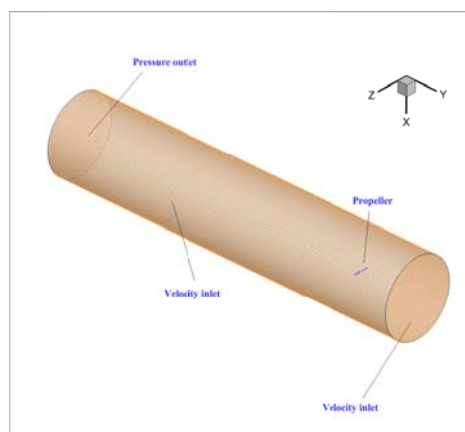
همان‌طور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود، برای اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران موتور و پره و همچنین بررسی اثر پارامترهای مختلف مؤثر بر روی نیروی پیش‌ران از دستگاه فوق استفاده شده است. آزمایش رانش برای مشخص کردن ترکیب‌های مختلف از موتور و ملخ به‌عنوان گزینه‌های مناسب برای تأمین نیروی مورد نیاز در ریزپهپاد مورد نظر استفاده قرار گرفته شده است. دستگاه اندازه‌گیری ساخته شده متشکل از: نیروسنج الکتریکی، پایه با ارتفاع مشخص به‌منظور قرارگیری در تونل باد، اتصالات و اهرم‌ها، باتری، کنترلگر سرعت، رادیوکنترل، تاکومتر لیزری، آمپرمتر، ولت‌سنج، کارت گرفتن داده‌ها، کامپیوتر، موتور و ملخ می‌باشد.

تجهیزات الکتریکی

موتور انتخاب شده برای آزمایش 6T2215/ 09 EMAX است که از نوع بدون جاروبک می‌باشد و برای تأمین قدرت و توان راه‌اندازی آن از یک باتری سه سلولی (3Cell) استفاده گردید. هم‌چنین برای اعمال سرعت‌ها و دورهای مختلف به موتور و بررسی اثر آن را روی پارامترهای مختلف، مثلاً نیروی پیش‌ران، ولتاژ، توان، آمپر و گشتاور، از یک دستگاه تنظیم‌کننده سرعت استفاده گردیده است. در این روش رادیو کنترل به همراه دریافت‌کننده (Receiver) و هم‌چنین کارت گرفتن داده به‌منظور اعتبارسنجی داده‌های دریافتی مورد استفاده قرار گرفت و برای اعمال دور مشخص به موتور، ابتدا یک دریافت‌کننده در مدار قرار داده شد و از طریق رادیو، دور مورد نظر به‌طور آنالوگ به موتور منتقل گردید.

همان‌طور که در شکل (۶) مشاهده می‌شود، اطلاعات نمایش داده شده می‌شود، هم‌چنین به‌منظور بررسی صحت سرعت زاویه‌ای به‌دست‌آمده، در هر

خارجی بسیار دور از پره در نظر گرفته شده به‌طوری که هیچ جریانی در نزدیکی این مرز وجود ندارد، از شرط لغزشی استفاده شده است.



شکل ۴ شرایط مرزی لحاظ شده در تحلیل عددی پره کواترتور



شکل ۵ دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران ساخته شده در آزمایشگاه ریزپهپاد



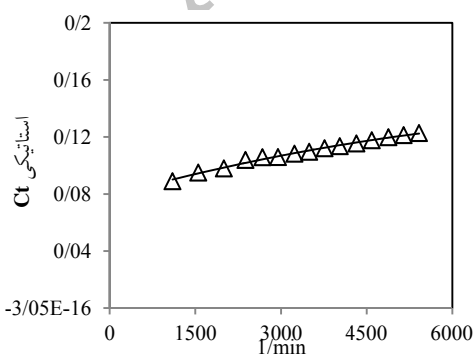
شکل ۶ نمایش اطلاعات برد پردازشگر بر روی کامپیوتر

نتایج تجربی

در این بخش به بررسی منحنی مشخصه‌های به دست آمده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیشران پرداخته شده است. همان‌طور که در شکل (۷) نشان داده شده است، افزایش دور، باعث افزایش نیروی پیشران تولیدی حاصل از موتور و پره گردیده است، اما این افزایش نیروی پیشران، روی برخی از پارامترهای دیگر اثر می‌گذارد که در شکل‌های بعدی قابل مشاهده است.

در شکل (۸) دیده می‌شود که با افزایش دور در حالی که نیروی پیشران تولیدی حاصل از موتور و پره افزایش می‌یابد، اثر قابل توجهی بر توان مصرفی موتور دارد و باعث می‌شود در یک بازه زمانی مشخص، شارژ باتری سریع‌تر تمام می‌شود و لذا زمان استفاده از باتری را کم می‌کند. در نتیجه باید با توجه به هدف از ساخت ریزپهپاد مورد نظر، نیروی پیشران مورد نیاز آن را تأمین کنیم. البته اگر بیشتر به نمودار توجه کنیم، خواهیم دید که در بازه دورهای بین ۱۰۰۰ تا ۴۰۰۰ دور بر دقیقه تغییرات توان مصرفی نسبت به افزایش دور با شیب کمتری مواجه است که این امر نکته قابل توجهی است، چراکه در این بازه ما می‌توانیم تقریباً با یک توان مصرفی ثابت، نیروی پیشران بیشتری را با افزایش دور تولید کنیم.

هم‌چنین ضریب نیروی پیشران و توان بی‌بعد شده نیز در شکل (۹-۱۱) نشان داده شده است.

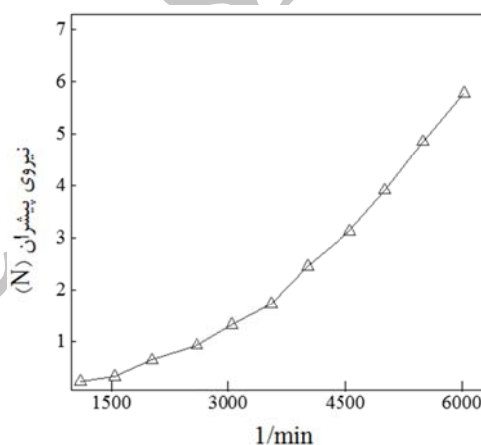


شکل ۹ ضریب نیروی پیشران در حالت استاتیکی

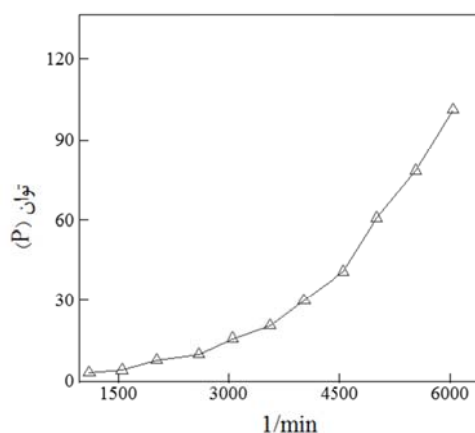
مرحله سرعت زاویه‌ای توسط تاکومتر رصد گردیده است همین‌طور برای اندازه‌گیری ولتاژ، توان و آمپر مصرفی در هر دور مشخص، از ولت‌سنج و جریان‌سنج‌های مخصوص که دقت بسیار بالایی برخوردارند استفاده شده است.

نتایج

در این بخش به بررسی و تحلیل نتایج به دست آمده از روش تجربی و عددی پرداخته شده است. در بخش اول نتایج، داده‌های تجربی و در بخش دوم به بررسی نتایج عددی پرداخته شده است.



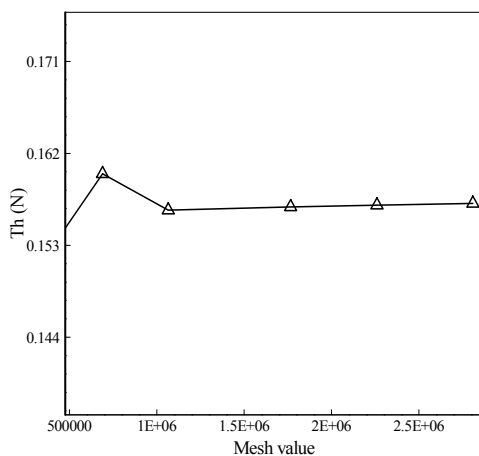
شکل ۷ نتایج تجربی تغییرات نیروی پیشران در ازای دورهای مختلف پره



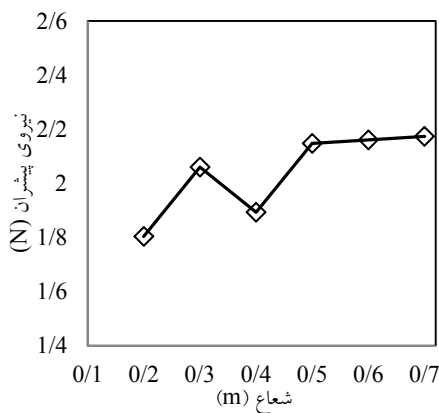
شکل ۸ نتایج تجربی تغییرات توان مصرفی موتور

تأثیری در نتایج رخ نداده است. شکل (۱۳)، نتایج استقلال از حوزه محاسباتی را نشان می‌دهد. اما با توجه به استفاده از دستگاه مختصات چرخان، ناحیه‌ای از محدوده حل به‌عنوان سیال تحت دوران به‌جای پره، در نظر گرفته شده است. لذا در جهت انتخاب اندازه بهینه این محدوده، حجم‌های مختلفی از آن بررسی و مورد مقایسه قرار گرفت، و اندازه بهینه آن به جهت کم‌تأثیر بودن ارائه نشده است.

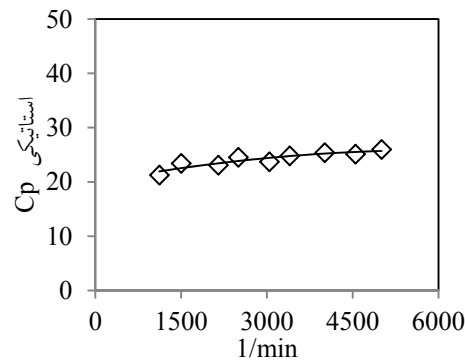
هم‌چنین در شکل (۱۴) توزیع Y^+ بر روی سطح پره نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود این پارامتر در محدوده بین ۳۰ تا ۳۰۰ قرار دارد.



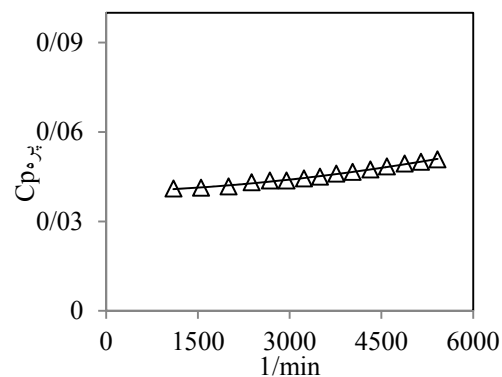
شکل ۱۲ بررسی استقلال از شبکه



شکل ۱۳ بررسی استقلال از حوزه محاسباتی



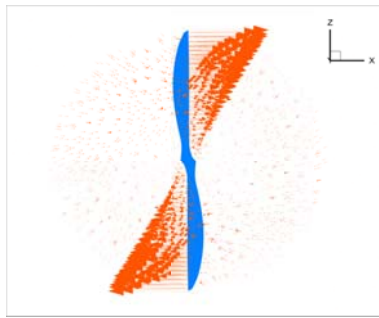
شکل ۱۰ ضریب توان مصرفی موتور در حالت استاتیکی



شکل ۱۱ ضریب توان تولیدی پره در حالت استاتیکی

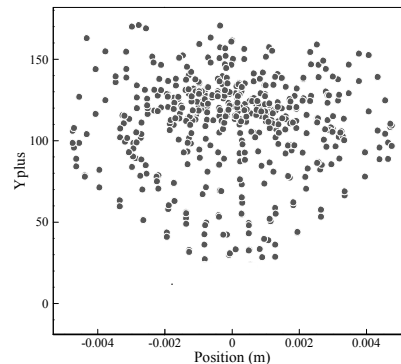
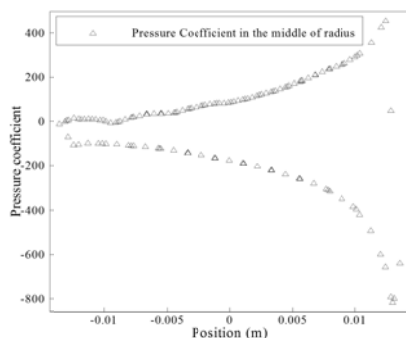
نتایج عددی استاتیکی

در ابتدای هر تحلیل و بررسی عددی، تبدیل کردن فضای محاسباتی به فضایی مستقل از شبکه و دامنه حل یک مورد الزامی است. در بررسی استقلال از شبکه، شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های متفاوت مورد آزمایش قرار گرفت. همان‌طور که در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود برای تعداد سلول‌های بیش از یک میلیون، مقدار نیروی رانش تغییرات قابل‌ملاحظه‌ای را نشان نمی‌دهد لذا در این تحقیق نتایج برای تعداد شبکه یک و نیم میلیونی ارائه شده است. هم‌چنین در تعیین بهترین محدوده محاسباتی، محدوده‌هایی با اندازه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت که در نهایت، قطر دامنه محاسباتی تقریباً سه برابر (۶۰ سانتی‌متر) و طول آن ۳۰ برابر (۵ متر) قطر پره می‌باشد. به‌طوری‌که با تغییر قطر و طول حوزه حل

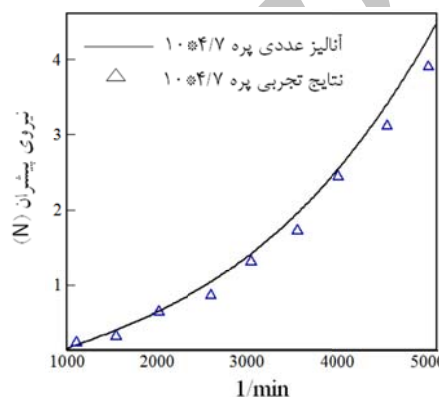


شکل ۱۶ توزیع برداری سرعت در مقطع صفر بر روی

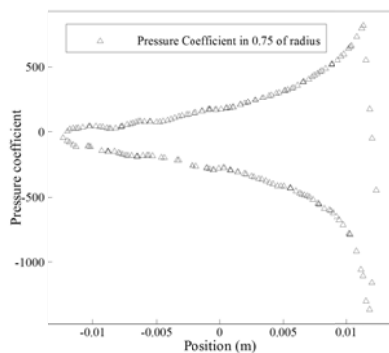
پره در صفحه Z-X

شکل ۱۴ توزیع Y^+ بر روی سطح پره

شکل ۱۷ ضریب فشار در میانه شعاع پره



شکل ۱۵ مقایسه نتایج نیروی رانش روش عددی با تجربی



شکل ۱۸ توزیع فشار روی سطح در مقطع ۰/۷۵ شعاع

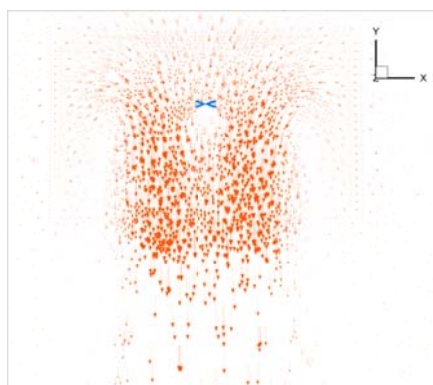
از ریشه پره

همان‌طور که در شکل (۱۵) مشاهده می‌شود، به‌منظور اعتبارسنجی شبیه‌سازی انجام شده، نتایج حالت استاتیکی عددی با داده‌های تجربی انجام شده در این تحقیق مقایسه گردیده است، تطابق خوب بین نتایج استخراجی و داده‌های منتشر شده نشان‌دهنده صحت تحقیق انجام شده می‌باشد.

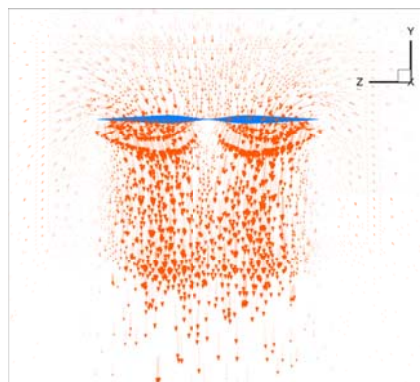
با توجه به شکل (۱۶) مشاهده می‌شود، تغییرات سرعت زیادی روی سطح پره نشان داده می‌شود، در این حالت، همان‌طور که انتظار داریم با توجه به حرکت دورانی پره، توزیع سرعت بر روی سطح آن از عدد صفر در مرکز پره تا ماکزیمم سرعت در نوک پره‌ها تغییر می‌کند. لام به ذکر است این توزیع سرعت به سرعت دورانی ۴۰۰۰ دور بر دقیقه به‌دست آمده است.

برای درک بهتری از توزیع فشار روی مقاطع مختلف پره در شکل‌های (۱۷ و ۱۸) توزیع فشار در دو مقطع نصف و سه‌چهارم شعاع از مرکز پره نشان داده شده است.

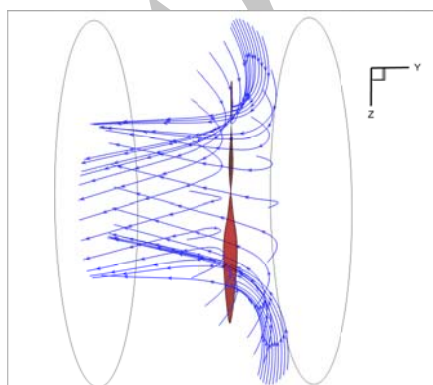
در هر پره در حال دورانی، انتظار می‌رود که با دوران پره، جریان جلوی آن به سمت پشت آن مکیده



شکل ۱۹ نحوه مکیده شدن جریان توسط پره در راستای محور Y در صفحه XY



شکل ۲۰ نحوه مکیده شدن جریان توسط پره در راستای محور Y در صفحه YZ



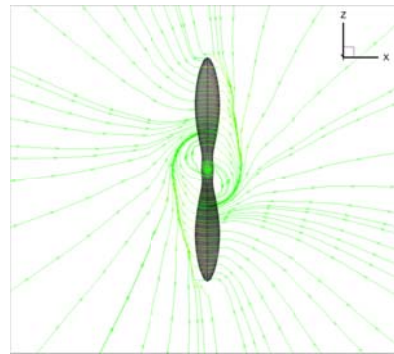
شکل ۲۱ نحوه توزیع و آرایش حرکتی خطوط جریان بالادست پره به سمت پایین دست آن

شود. شکل‌های (۲۰ و ۱۹) که مربوط به نحوه مکیده شدن جریان توسط پره در آزمایش‌های استاتیکی است، کاملاً نشان می‌دهد که جریان در جلوی پره دارای سرعت صفر است و با دوران آن، کم کم به سمت پره مکیده می‌شود و سرعت آن افزایش می‌یابد و هرچه سرعت دورانی پره افزایش بیشتری پیدا کند، شتاب‌گیری جریان اطراف آن سریع‌تر اتفاق می‌افتد. هم‌چنین فاصله بهینه بین دو پره با وجود هاب مرکزی مهم می‌باشد. به عبارت دیگر در صورت کم بودن فاصله بین دو پره، جریان مکیده شده یک پره بر روی پره دیگر اثر می‌گذارد و نیروی پیشران را کاهش می‌دهد. این شکل‌ها نشان می‌دهند که بردارهای سرعت جریان که به سمت پره کشیده می‌شوند، تقریباً تا فاصله $1/5$ برابر شعاع پره دارای مقدار قابل توجهی هستند. لذا برای حذف اثر این پارامترها از نیروی پیشران تولیدی پره، حداقل فاصله قرار گرفتن تجهیزات از پره باید $1/5$ برابر شعاع از مرکز پره در نظر گرفته شود.

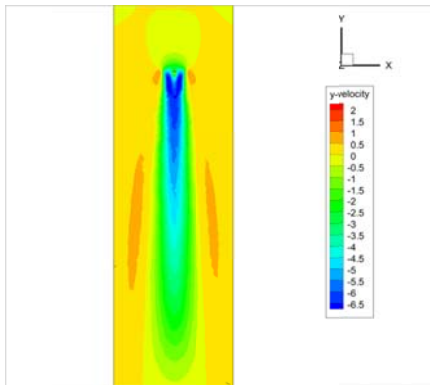
نکته قابل توجه دیگری که متوجه هر تحلیلگر آیرودینامیکی است. نحوه عبور و حرکت خطوط جریان از بالادست پره به سمت پایین دست آن است. همان‌طور که در شکل (۲۱) مشاهده می‌شود این حرکت از حالت یکنواخت در بالادست پره آغاز می‌گردد و در حین عبور از پره به دوران در می‌آید و رفته رفته با گذر از سطح پره این دوران و پیچش افزایش می‌یابد و جریان در پایین دست پره به دور خود پیچیده و گردابه تولید می‌کند. از زاویه دیگر و با جزئیات بیشتر روند این تغییرات در شکل (۲۲) نشان داده شده است.

هم‌چنین می‌توان گردابه‌ها و تغییرات سرعت ایجاد شده بر رو و پشت پره را با رسم کانتورهای سرعت در پشت پره دید. برای این کار به فواصل مختلف، در پشت پره صفحاتی تعریف شده است. موقعیت دقیق این صفحات در شکل (۲۳) مشاهده می‌شود.

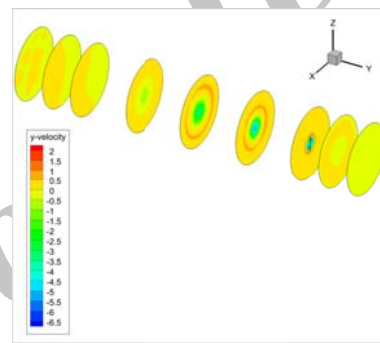
این عمل رخ داده است. نکته دیگر آن که در لبه پره و در هر دو طرف آن سرعت به یک میزان افزایش یافته است و می توان ماکزیمم سرعت را در آنجا مشاهده نمود.



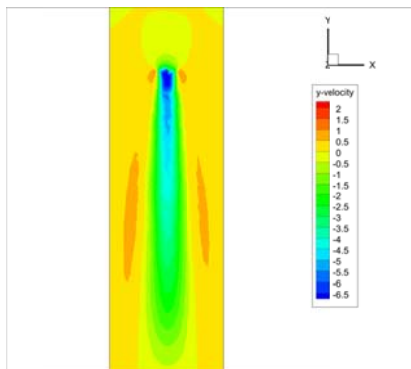
شکل ۲۲ نحوه توزیع عبور خطوط جریان در اطراف پره و روی سطح پره



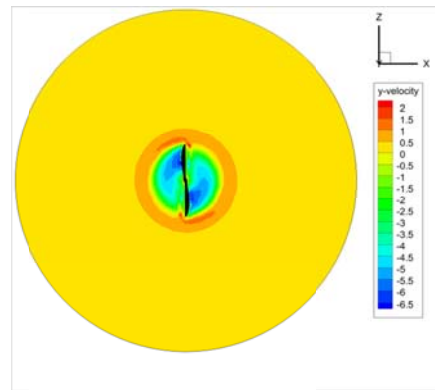
شکل ۲۵ پروفیل سرعت در مقطع صفر از مرکز پره بر روی صفحه Y-X



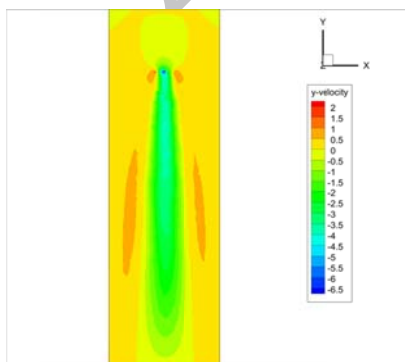
شکل ۲۳ پروفیل سرعت در مقاطع مختلف بر روی صفحه Z-X



شکل ۲۶ پروفیل سرعت در مقطع 0/5 از مرکز پره بر روی صفحه Y-X

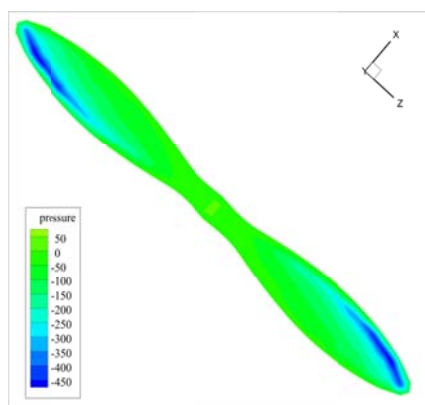


شکل ۲۴ پروفیل سرعت در مقطع صفر بر روی پره در صفحه Z-X

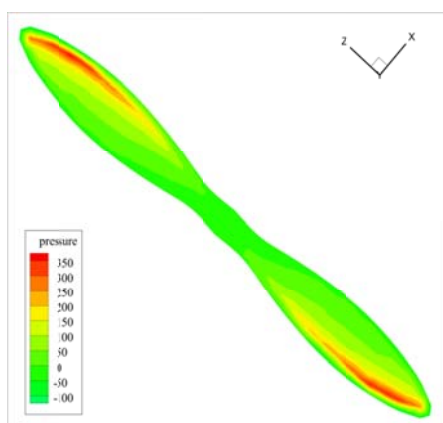


شکل ۲۷ پروفیل سرعت در مقطع 0/75 از مرکز پره بر روی صفحه Y-X

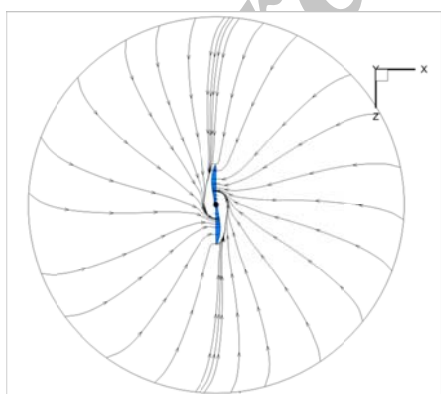
شکل (۲۴) تغییرات گرادیان سرعت ایجاد شده بر روی پره را در مقطع با فاصله صفر از سطح پره و عمود بر محور Y نشان می دهد. همان طور که در شکل مشاهده می شود، در دو لبه، افت فشار کم و افزایش سرعت ایجاد گردیده است و در دو لبه دیگر آن عکس



شکل ۲۸ توزیع فشار بر روی سطح جلوی پره در سرعت ۴۰۰۰ دور بر دقیقه



شکل ۲۹ توزیع فشار بر روی سطح پشت پره در سرعت ۴۰۰۰ دور بر دقیقه



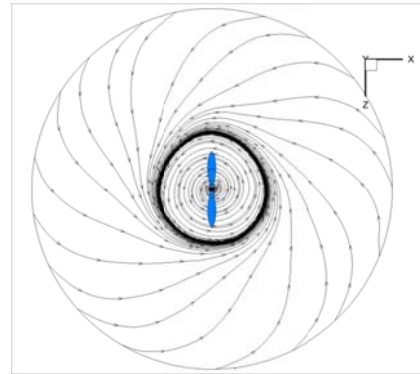
شکل ۳۰ نحوه تشکیل گردابه‌ها از روی سطح پره در بالادست

در شکل‌های (۲۷-۲۵) با توجه به اهمیت تغییرات سرعت بر روی پره و پایین‌دست آن و بررسی تأثیرگذارترین بخش پره در ایجاد مکش جریان و تولید نیروی پیش‌ران، نحوه این تغییرات و گردابه‌های سرعت نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد هرچه از مرکز پره به سمت میانه آن یعنی ۰/۷۵ شعاع، نزدیک می‌شویم با یکنواختی بیشتر در سرعت مواجه خواهیم شد و این امر نشان می‌دهد بیشینه ایجاد نیروی پیش‌ران با توجه به همین فاصله ایجاد می‌گردد.

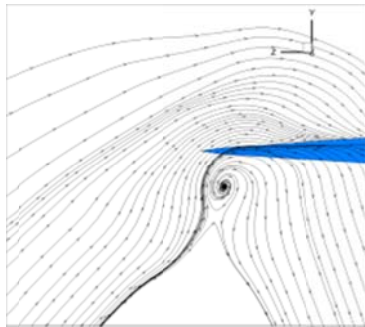
شکل (۲۸ و ۲۹) به خوبی نحوه توزیع و تغییر فشار بر رو و پشت پره را در سرعت دورانی ۴۰۰۰ دور بر دقیقه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌گردد توزیع فشار در جلو، بر خلاف توزیع آن در پشت پره می‌باشد و این یعنی مکیده شدن جریان در بالادست به دلیل حرکت دورانی پره، باعث افزایش سرعت سطح پره از ریشه تا نوک می‌گردد و لذا فشار کاهش می‌یابد و از طرفی با عبور جریان و جدا شدن آن از سطح پره، فشار در سطح پشت پره افزایش یافته است.

اما شکل (۳۰) نحوه تشکیل گردابه را نشان می‌دهد. به طوری که از مقطع صفر روی سطح پره گردابه‌ها به تدریج تشکیل می‌گردند و با دور شدن از سطح پره، در فاصله یک متری آن (شکل ۳۱)، گردابه‌ها به آرامی شروع به میرا شدن می‌کنند و همان‌طور که در شکل (۳۲) مشاهده می‌شود در فاصله ۲ متری از سطح پره بخش قابل توجهی از گردابه‌ها به طور کامل میرا شده‌اند.

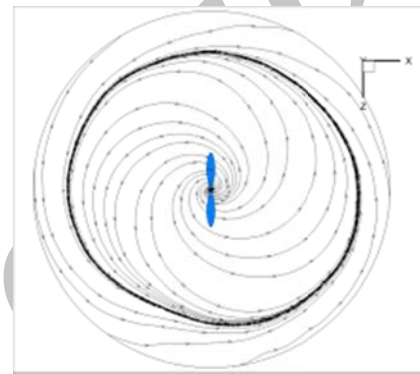
بودن جریان در یک طرف نوک پره، موجبات دورانی گشتن جریان اطراف نوک پره می‌گردد. که با فاصله گرفتن (شکل ۳۵ و ۳۴) از نوک پره در راستای محور x ، باعث میرا شدن گردابه‌های اطراف پره می‌گردد.



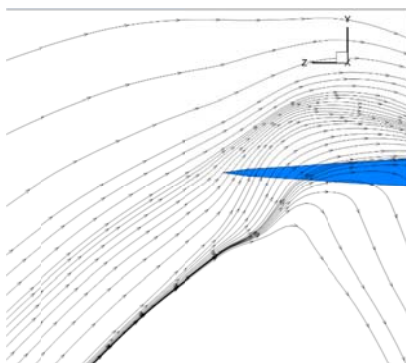
شکل ۳۱ نمایش خطوط جریان در میرایی بخشی از گردابه‌های پشت پره در فاصله ۱ متری پشت پره



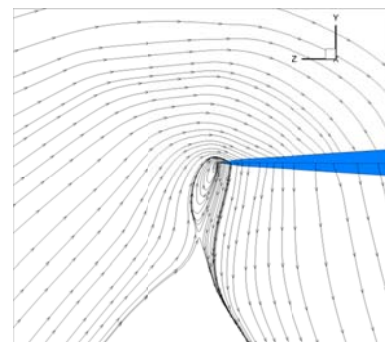
شکل ۳۴ نمایش خطوط جریان در میرا شدن بخشی از گردابه‌های ایجاد شده در فاصله ۲ متری از سطح پره



شکل ۳۲ میرا شدن پخش زیادی از گردابه‌های تشکیل شده، در فاصله ۲ متری پشت پره



شکل ۳۵ نمایش خطوط جریان در میرا شدن کامل گردابه‌ها در فاصله ۲ متری از سطح پره



شکل ۳۳ نمایش خطوط جریان در گردابه‌های ایجاد شده در مقطعی بر روی پره در صفحه $Z-Y$

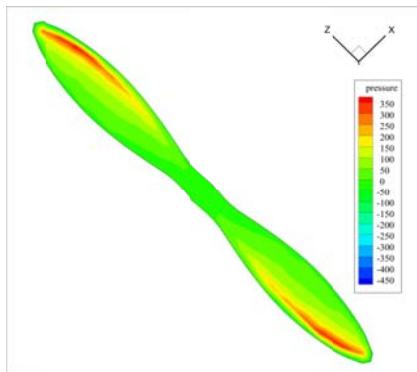
نتایج عددی دینامیکی

هم‌چنین در اعتبارسنجی نتایج دینامیکی تجربی، نتایج ضریب نیروی پیشران در آزمایش‌های دینامیکی با داده‌های مرجع [5] مقایسه شده و در شکل (۳۶) نشان داده شده است. J (Advance Ratio) نسبت پیشرفت و یا به عبارتی $J = \frac{V_{\infty}}{n.D}$ می‌باشد که V سرعت جریان آزاد و n دور بر حسب ثانیه و D قطر پره می‌باشد).

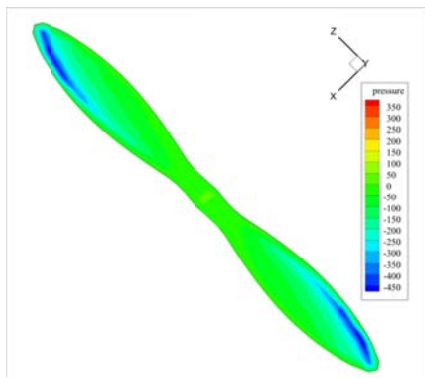
نتایج فوق نشان می‌دهد با افزایش سرعت جریان ورودی، ضریب نیروی پیشران کاهش می‌یابد و در یک

نکته قابل توجه دیگر گردابه‌های تشکیل شده در نوک پره می‌باشد. همان‌طور که در شکل (۳۳) مشاهده می‌شود در اثر دوران پره، بخشی از جریان عبوری از روی پره به علت محدود بودن سطح و هم‌چنین آزاد

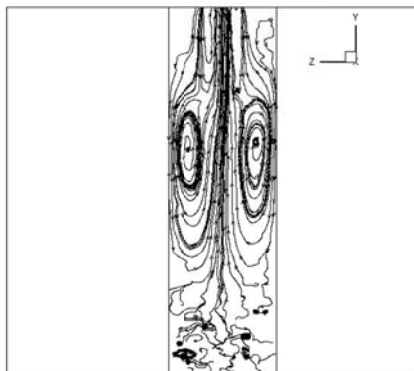
تقریباً نامتقارنی تشکیل و دائماً دستخوش تغییراتی در اندازه و جهت خود می گردند و به طور تقریبی، این امر نشان دهنده غیر قابل پیش بینی بودن نحوه تغییرات گردابه‌ها در پشت پره‌های چرخشی در حالت دینامیکی است.



شکل ۳۷ توزیع فشار در سطح پشت پره به ازای سرعت ورودی ۵ متر بر ثانیه

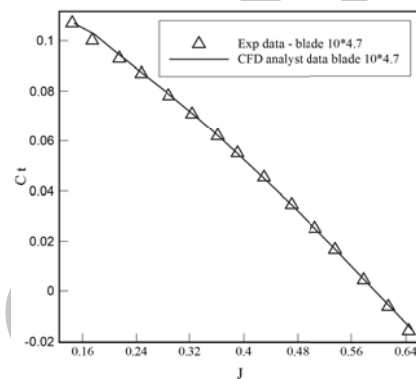


شکل ۳۸ توزیع فشار در سطح پشت پره به ازای سرعت ورودی ۱۰ متر بر ثانیه



شکل ۳۹ نحوه تشکیل و توزیع گردابه‌ها در حوزه حل

سرعت مشخص در ورودی به صفر می رسد و به جای تولید نیروی پیش‌ران، مانند توربین باد تولید توان می کند. لذا بررسی سرعت جریان هوا برای آزمایش واقعی یک کواترتور نقش تعیین کننده‌ای در پایداری آن ایفا می کند. زیرا همان طور که مشاهده می شود ضرایب آیرودینامیکی آن تغییرات اساسی دارد. هم چنین با نمایش توزیع فشار پشت پره برای سرعت ورودی مختلف این مطلب تأیید می گردد.



شکل ۳۶ مقایسه نتایج تجربی [5] و عددی دینامیکی ضریب نیروی پیش‌ران نسبت به نسبت پیشرفت (J)

در شکل (۳۷) سرعت هوای روی از صفر به ۵ متر بر ثانیه افزایش پیدا می کند و همان طور که مشاهده می شود توزیع فشار در اکثر بخش‌های سطح پشت پره افزایش پیدا کرده است و به تدریج نواحی ماکزیمم و مینیمم فشار در پشت پره معکوس می گردد. این تغییرات در شکل (۳۸) و مقایسه آن با شکل‌های به ترتیب (۲۹ و ۳۷)، با افزایش سرعت ورودی به میزان ۱۰ متر بر ثانیه کاملاً نمایان است.

نکته قابل توجه دیگری که وجود دارد نحوه تولید و تغییرات گردابه‌های پشت پره در طول حوزه حل به ازای افزایش سرعت در ورودی است. شکل (۳۹) توزیع گردابه‌های تولید شده در پشت پره را به ازای سرعت ۲/۵ متر بر ثانیه نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود گردابه‌ها به شکل‌های جدا از هم و

نتیجه گیری

۴- شبیه سازی عددی توزیع سرعت و فشار بر روی پره استخراج شده، در انتخاب جنس پره برای دلیل داشتن تحمل این توزیع نیرو، ضروری می باشد.

۵- نتایج آزمایش های تجربی نشان می دهد اگر فاصله یک صفحه مسطح تا پره (اثر زمین) از مقدار مشخصی کمتر باشد، به دلیل گردابه های پایین دست جریان، نیروی رانش را تحت تأثیر قرار می دهد.

۶- نتایج دینامیکی نشان می دهد تشکیل گردابه های پشت پره نسبت به حالت استاتیکی در فاصله دورتری از سطح پره ایجاد می شود و میرایی آنها تا حدودی غیرقابل پیش بینی است مگر این که حجم حوزه حل بسیار بزرگ انتخاب شود و این امر مستلزم کامپیوترهای بسیار قدرتمند می باشد.

۷- همان طور که مشاهده می شود پره مورد استفاده در این تحقیق تقریباً به ازای سرعت ورودی ۱۰ متر بر ثانیه نیروی پیش رانی تولید نمی کند و به حالت آسیاب بادی می رسد و این امر اثر جریان هوا بر روی پارامترهای آیرودینامیکی و پیش رانشی را تأیید می کند.

در این تحقیق به بررسی آیرودینامیکی یک پره کوادرتور به صورت تجربی و عددی پرداخته شده است. نکات اصلی استخراج شده در این تحقیق نشان می دهد که

۱- مقایسه نتایج عددی و تجربی تطابق خوبی را نشان می دهد.

۲- از آنجایی که منبع تغذیه پرنده های مصنوعی محدود می باشد انتخاب پره مناسب برای روتور می تواند مداومت پروازی آنها را افزایش دهد. این انتخاب بدون داشتن منحنی های مشخصه پره غیرممکن می باشد. در این تحقیق، منحنی های مشخصه یک پره توسط آزمایش ها تجربی استخراج شده است.

۳- به دلیل وجود تجهیزات ضروری در وسایل پرنده، عدم رعایت فاصله این تجهیزات تا پره می تواند بر روی نیروی رانش اثر بگذارد در این تحقیق، در فاصله های مختلف در اطراف و در پشت پره، جریان گردابه ای حول پره شبیه سازی عددی شده است.

مراجع

1. Henry V. Borst, "Aerodynamic Design and Analysis of Propellers for Mini-Remotely Piloted Air Vehicles", *USAAMRDL-TR-77-45A*, Vol. 1, January, (1978).
2. Srinivasan, G.R. and Baeder, J.D., "TURNS: A Free-Wake Euler/ Navier-Stokes Numerical Method for Helicopter Rotors", *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 5, Technical Notes. (1992)
3. Bottasso, C.L. and Shephard, M.S.; "Finite Element Adaptive Multigrid Euler Solver for Rotary Wing Aerodynamics", *AIAA Journal*, December, (1999).
4. Monal Pankaj Merchant, Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number Unmanned Aerial Vehicle Applications, Wichita State University, (2004).
5. Merchant, M.P. and Miller, L.S., "Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number UAV Applications", *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2006-1127, (2006).
6. Ol, M., Zeune, C. and Logan, M., "Analytical – Experimental Comparison for Small Electric Unmanned Air Vehicle Propellers", *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA 2008-7345, (2008).
7. Deters, R.W. and Selig, M.S., "Static Testing of Micro Propellers", *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA 2008-6246, (2008).
8. Gamble, D.E., "Automated Dynamic Propeller Testing at Low Reynolds Numbers", *M.S. Thesis*,

- Oklahoma State University, Stillwater, OK, (2009).
9. Brandt, J.B. and Selig, M.S., "Propeller Performance Data at Low Reynolds Number", *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2011-1255,(2011)
 10. Aron J. Brezina and Scott K. Thomas M.S., "Measurement of Static and Dynamic Performance Characteristics of Electric Propulsion Systems", MastersThesis, Wright State University, (2012).
 11. Leishman, Gordon J. *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge Aerospace's Series, Cambridge, pp. 496, (2000).
 12. Fay J. "The Helicopter History, Piloting and How it Flies", 3rd ed., Himalayan Books, pp. 359, (1995).
 13. Newman, S., "*The Foundation of Helicopter Flight*", 1st ed., Elsevier, (1994).
 14. Versteeg, H.K. and MalaLasekera, W., "An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method", Longman Scientific & Technical, (1995).
 15. Newman, S., "*The Foundation of Helicopter Flight*", 1st edition, Elsevier, pp. 563, (1994).
 16. Leishman, Gordon J., "*Principles of Helicopter Aerodynamics*", Cambridge Aerospace's Series, pp. 496, (2000).