

تحلیل آیرودینامیکی روتور بالگرد با استفاده از روش شبکه گردابه و مدل سازی دنباله آزاد

مهدی هاشم آبادی^۱ و کاظم هجران فر^{۲*}

^۱ دانش آموخته کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی شریف

^۲ استادیار دانشکده مهندسی هوافضا - دانشگاه صنعتی شریف

(تاریخ دریافت ۸۴/۸/۳۰، تاریخ دریافت روایت اصلاح شده ۸۵/۲/۹، تاریخ تصویب ۸۵/۴/۳)

چکیده

در این تحقیق، از روش شبکه گردابه و مدل سازی دنباله آزاد برای پیش بینی دقیق ساختار دنباله و بارگذاری تیغه های روتور بالگرد در پرواز ایستایی استفاده شده است. در روش شبکه گردابه، تیغه ها با صفحه تخت مدل شده و حلقه های گردابه روی سطح تیغه ها توزیع می گردند. در مدل سازی دنباله آزاد و با چرخش تیغه ها، گردابه ها به دنباله ریزش کرده و با سرعت محلی القاشده توسط گردابه های روی تیغه ها و روی دنباله جابجا می شوند. در نتیجه، دنباله به صورت آزادانه تغییر شکل یافته و ساختار طبیعی خود را پیدا می کند. با استفاده از روش شبکه گردابه و مدل سازی دنباله آزاد، محاسبات آیرودینامیکی بال مسطح در حالت ثابت و حرکت نوسانی صورت گرفته تا دقت و صحت روش در تحلیل جریان غیردائم ارزیابی شود. سپس تحلیل آیرودینامیکی یک روتور در پرواز ایستایی در دو حالت مختلف برای ماخ نوک تیغه ها ($M_{tip} = 0.44, 0.88$) انجام شده و نتایج با داده های تجربی و تئوری موجود مقایسه شده اند. در حالت تراکم پذیر ($M_{tip} = 0.88$) برای محاسبه سرعت های القایی، از تصحیح تراکم پذیری پرانتل-گلارت روی قانون بیو-ساوارت استفاده شده است. در ادامه، تاثیر پارامترهای مختلف نظیر اندازه شعاع هسته گردابه، تعداد پانل ها و اندازه گام زمانی روی دقت نتایج آیرودینامیکی و همچنین شکل دنباله مورد مطالعه قرار گرفته است. در نهایت، قابلیت روش شبکه گردابه در تحلیل آیرودینامیکی روتور با تیغه های دارای پیچش نشان داده شده است.

واژه های کلیدی: روتور بالگرد - دنباله آزاد - جریان غیردائم - روش شبکه گردابه

مقدمه

تعیین نواحی چرخش جریان و دنباله روتور توسط این روش ها امکان پذیر است. با این وجود، روش های اویلر/ناویر-استوکس با استفاده از الگوریتم های عددی و شبکه های متداول قادر به محاسبه دقیق ساختار دنباله و در نتیجه توزیع میدان جریان القایی حول روتور نخواهند بود. دلیل امر، مقدار زیاد لزجت مصنوعی روش های عددی مرسوم به ویژه در شبکه های درشت در نواحی دور از صفحه روتور است که سبب محو شدن ساختار دنباله روتور در این نواحی می گردد. برای حل این مشکل، راهکارهای متعددی ابداع شده که از آن جمله می توان به استفاده از الگوریتم های عددی با دقت بسیار بالا به همراه شبکه های نسبتاً ریز [۵-۱] و یا روش هایی با حل های تطبیقی [۶،۷] نام برد که قادرند نواحی با گردایان های زیاد نظیر گردابه های نوک^{۱۳} تیغه و یا ساختار کلی دنباله روتور را حتی در نواحی دور از صفحه روتور حفظ کنند. با این حال، این تمهیدات مستلزم زمان محاسباتی و حافظه

پيچيدگي ها و مشكلات زيادي که در اندازه گيري، مدل سازی و پیش بینی آیرودینامیک بالگرد وجود دارد، رقابت شدیدی را در این زمینه ایجاد کرده است. یکی از مواردی که در صنایع مربوط به بالگرد بشدت بر سر آن رقابت است، مسئله پیش بینی دقیق دنباله روتور می باشد. فهم جزئیات ساختار دنباله برای پیش بینی دقیق بارگذاری روتور، محاسبه عملکرد، ارتعاشات و اکوستیک بسیار مهم است. موقعیت و قدرت دنباله روتور تحت تأثیر فاکتورهای زیادی از قبیل هندسه روتور، تعداد تیغه ها، تراست روتور، زاویه حمله تیغه ها و نوع حالت عملکردی بالگرد قرار دارند. روش های مختلفی برای مدل سازی دنباله و تحلیل آیرودینامیکی روتور وجود دارد که از آن جمله می توان روش های پتانسیل، روش های اویلر/ناویر-استوکس و روش های ترکیبی را نام برد. روش های اویلر/ناویر-استوکس قادر به محاسبه دقیق میدان جریان تراکم پذیر مادون صوت/ گذر صوتی حول یک روتور بوده و

کامپیوتری بسیار بالا خواهد بود.

روش‌های جریان پتانسیل سبب ساده‌سازی تحلیل مسئله شده و توسط این روش‌ها، حل‌های مؤثر و نسبتاً دقیق حاصل می‌شود [۸-۱۲]. مشکل اصلی روش‌های پتانسیل، ضعف آن‌ها در تخمین میدان جریان تراکم‌پذیر بوده و در نتیجه در حالات پروازی رو به جلوی بالگرد که تیغه پیش‌رو معمولاً در حالت جریان گذر صوتی قرار دارد، دارای دقت مناسب نخواهند بود. با این وجود، از اصلاح تراکم‌پذیری برای رفع نسبی این مشکل می‌توان استفاده کرد. روش‌های پتانسیل به دو دسته کلی روش شبکه گردابه^{۱۵} و روش پانل^۸ تقسیم‌بندی می‌شوند. در روش شبکه گردابه، از توزیع گردابه‌های حلقوی روی جسم و دنباله استفاده شده و در این روش از اثرات ضخامت جسم صرف‌نظر می‌شود. در روش پانل، از توزیع چشمه/مزدوج روی جسم و توزیع مزدوج در دنباله استفاده شده و اثرات ضخامت قابل محاسبه می‌باشد. استفاده از روش‌های ترکیبی (استفاده از روش اولیفر/ناویر-استوکس در مجاور تیغه‌ها و روش پتانسیل در نواحی دور از تیغه‌ها) نیز در تحقیقات جدید جهت تحلیل آیرودینامیکی دقیق و مؤثر روتور بالگرد مورد توجه خاص قرار گرفته است [۱۵-۱۳].

دو روش اصلی مدل‌سازی دنباله در روش‌های پتانسیل عبارتند از روش دنباله از پیش تعیین‌شده^{۱۰} و روش دنباله آزاد^۸. در روش دنباله از پیش تعیین‌شده، موقعیت دنباله جسم بر پایه داده‌های تجربی فرض می‌شود. در روش دنباله آزاد، با حرکت جسم در گام‌های زمانی مختلف، گردابه‌ها به درون دنباله ریزش کرده و توسط سرعت‌های القایی دیگر گردابه‌های جسم و دنباله جابجا می‌شوند. به این ترتیب، دنباله جسم به تدریج شکل واقعی خود را می‌گیرد. در حقیقت، در این روش، قدرت و موقعیت دنباله به‌طور مستقیم در هر گام زمانی تعیین می‌شود. دقت نتایج آیرودینامیکی روش دنباله آزاد بهتر بوده و ساختار حقیقی و دقیق دنباله روتور به دست خواهد آمد. با این وجود، زمان بیشتری نیز نیاز دارد.

در زمینه مدل‌سازی دنباله روتور تحقیقات زیادی انجام شده است. لانگرب [۱۶] در سال ۱۹۶۹ دنباله روتور در پرواز ایستایی را با روش صلب آن مدل کرد. سپس توسط داده‌های تجربی، یک دنباله از پیش تعیین‌شده ارائه کرد و دقت تحلیل را افزایش داد [۱۷]. اگولف و لانگرب

[۱۸] با استفاده از یک روش مشابه، یک مدل دنباله کلی برای روتور در پرواز رو به جلو ایجاد کردند. بدوز [۱۹] یک مدل دنباله از پیش تعیین‌شده ساده برای پرواز رو به جلو و با استفاده از دنباله صلب و توسعه یک گروه معادلات برای تغییر جابجایی عمودی المان‌های دنباله ایجاد کرد. این مدل نتایجی بخوبی نتایج دنباله آزاد داشت، اما میزان محاسبات آن بیشتر بود. با افزایش قدرت محاسباتی، جستجو برای ایجاد یک مدل دنباله آزاد بهبود یافته، شروع شد. کلارک و لیپر [۲۰] در سال ۱۹۷۰ روی مدل‌های دنباله آزاد برای بالگردهای سنگین در حالت پرواز ایستایی مطالعه کردند. آنها شکل دنباله را با رشته‌های گردابه به صورت خط مستقیم مدل کرده و نشان دادند که گردابه نوک نزدیک مسیر صفحه نوک تیغه‌ها باقی مانده و هنگام برخورد با تیغه بعدی به سمت پایین حرکت می‌کند. در همان زمان سادلر [۲۱] یک مدل دنباله آزاد پیشنهاد داد که در آن، تیغه ناگهان شروع به حرکت کرده و دنباله در هر گام زمانی پشت تیغه تشکیل شده و با سرعت رو به جلوی بالگرد و سرعت القایی محلی جابجا می‌شود. او توانست نتایج خوبی از این روش اخذ کند، ولی این روش نیازمند محاسبات زیاد بود و برای کاهش محاسبات برای دنباله‌های دور از روتور تنها از گردابه‌هایی که در راستای جریان بودند استفاده نموده و از سایر گردابه‌ها صرف‌نظر کرد. نتایج او برای نسبت پیشروی^۱ بزرگتر از ۰/۱ عالی بود. در سال ۱۹۸۸، اگلف و ماسار [۲۲] روش سادلر را بدون ساده‌سازی و توسط کامپیوترهای پیشرفته انجام دادند. در دهه اخیر نیز استفاده از روش‌های پتانسیل به همراه مدل‌سازی دنباله آزاد [۸-۱۲] به دلیل کارایی و دقت این روش‌ها مورد توجه قرار گرفته است.

در تحقیق حاضر، از روش شبکه گردابه و مدل‌سازی دنباله آزاد برای تحلیل آیرودینامیکی روتور بالگرد در پرواز ایستایی استفاده شده است. در ابتدا، تحلیل آیرودینامیکی بال در حالت ثابت و حرکت نوسانی صورت گرفته تا دقت و صحت روش در تحلیل جریان غیردائم ارزیابی شود. سپس، محاسبات یک روتور در پرواز ایستایی در دو سرعت دورانی مختلف ($M_{tip} = 0.44, 0.88$) انجام شده و نتایج حاصل با اطلاعات تجربی و تئوری موجود مقایسه و مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. در ادامه، اثر پارامترهای مختلف نظیر اندازه شعاع هسته گردابه، ابعاد پانل و اندازه گام زمانی روی دقت نتایج آیرودینامیکی و شکل دنباله تیغه

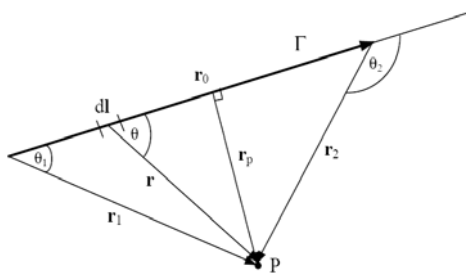
روش شبکه گردابه

در روش شبکه گردابه، تیغه با صفحه تخت مدل می‌شود. هر تیغه به پانلهایی تقسیم‌بندی شده و یک گردابه حلقوی در هر پانل جایگزین می‌شود. با حرکت تیغه، گردابه‌های لبه فرار تیغه به دنباله ریزش می‌کنند. قدرت گردابه‌های ریزش‌شده به دنباله در هر زمان معادل با قدرت گردابه لبه فرار در زمان قبل می‌باشد. قدرت گردابه‌های روی تیغه را می‌توان در هر گام زمانی و با اعمال شرط مرزی "جریان عمود به تیغه مساوی صفر" به‌دست آورد. سرعت عمودی روی هر گردابه حلقوی تیغه (Q_{nK}) متشکل از مولفه‌های عمودی سرعت جریان آزاد تیغه، سرعت القایی دیگر گردابه‌های روی تیغه و سرعت القایی گردابه‌های موجود در دنباله می‌باشد:

$$Q_{nK} = Q_{\text{due to wing vortices}} + Q_{\text{due to wake vortices}} + Q_{\text{due to freestream}} = 0 \quad (3)$$

هر گردابه حلقوی روی تیغه و دنباله، یک سرعت روی دیگر گردابه‌ها در میدان القا کرده که این سرعت القایی توسط قانون بیو-ساواریت^۲ به‌دست می‌آید. سرعت القایی در نقطه کنترلی نظیر P ناشی از یک المان گردابه با قدرت Γ به‌شکل زیر تعیین می‌شود [۲۳]:

$$\mathbf{q} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2} \left[\frac{\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{r}_1}{r_1} - \frac{\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{r}_2}{r_2} \right] = a_{KL} \Gamma \quad (4)$$



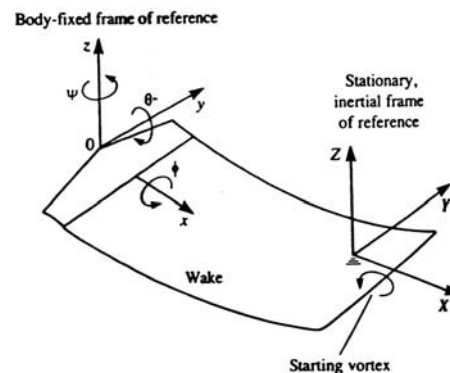
شکل ۲: تعریف پارامترها.

که در آن، n_1 ، n_2 و n_0 در شکل (۲) نشان داده شده‌است. a_{KL} معرف ضریب تأثیر L امین پانل روی K امین پانل می‌باشد. معادله بیو-ساواریت را می‌توان به‌صورت ماتریسی برای تمام پانلهای روی تیغه خلاصه نمود:

های روتور بررسی شده‌اند. در نهایت، قابلیت روش شبکه گردابه در تحلیل آیرودینامیکی روتور با تیغه‌های دارای پیچش^{۱۴} نشان داده شده‌است.

تئوری و انتخاب سیستم مختصات

برای جریان‌های ناپایا، از معادله پتانسیل جریان جهت به‌دست آوردن میدان سرعت برای یک سیال تراکم‌ناپذیر غیرچرخشی استفاده می‌شود. عبارت زمان به‌طور مستقیم در معادله پیوستگی وارد نمی‌شود. لذا وابستگی به زمان در این‌گونه معادلات، از طریق شرایط مرزی اعمال می‌شوند. بنابراین، از روش‌های به‌دست آمده برای جریان‌های پایا، با کمی اصلاح می‌توان در جریان‌های ناپایا نیز استفاده کرد. در هنگام بررسی حرکت اجسام وابسته به زمان، انتخاب سیستم مختصات از اهمیت خاصی برخوردار است. در حالت ناپایا، مناسب‌ترین راه برای تعریف شرط مرزی جریان بدون مؤلفه عمودی سرعت بر روی سطح جامد، تعریف شرط مرزی در سیستم مختصات متصل به بدنه است. حال آن‌که حرکت مبدأ مختصات متصل به بدنه (x, y, z) در مختصات اینرسی (X, Y, Z) تعریف می‌شود. این دو دستگاه مختصات در شکل (۱) نشان داده شده‌اند.



شکل ۱: تعریف سیستم مختصات.

در زمان $t = 0$ ، دو دستگاه مختصات بر هم منطبق هستند و در زمان $t > 0$ حرکت نسبی دستگاه مختصات متصل به بدنه نسبت به مختصات مرجع توسط موقعیت آن $\mathbf{R}_0(t)$ و زوایای لحظه‌ای $\Theta(t)$ تعریف می‌شود:

$$(X_0, Y_0, Z_0) = \mathbf{R}_0(t) \quad (1)$$

$$(\phi, \theta, \psi) = \Theta(t) \quad (2)$$

که ψ ، θ و ϕ زوایای اوپلر هستند.

که در آن، T معادل با کل نیروی برای تولیدی توسط تمام تیغه‌ها و R شعاع روتور می‌باشد.

تصحیح تراکم‌پذیری

معادله بیو-ساوارت برای حالت تراکم‌ناپذیر معتبر بوده و برای حالت تراکم‌پذیر از معادله اصلاح‌شده بیو-ساوارت توسط تصحیح پرانتل-گلارت^۹ استفاده می‌شود:

$$\mathbf{q} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{\mathbf{r}'_1 \times \mathbf{r}'_2}{|\mathbf{r}'_1 \times \mathbf{r}'_2|^2} \left[\frac{\mathbf{r}'_0 \cdot \mathbf{r}'_1}{r'_1} - \frac{\mathbf{r}'_0 \cdot \mathbf{r}'_2}{r'_2} \right] \quad (10)$$

که در آن

$$r'_i = \frac{r_i}{\sqrt{1 - M_i^2}} \quad (11)$$

در این رابطه، M_i معرف عدد ماخ موضعی در هر مقطع از تیغه است. در حقیقت، با استفاده از اصلاح پرانتل-گلارت، فواصل واقعی با توجه به عدد ماخ موضعی به فواصل مجازی با ابعاد بیشتر اصلاح می‌شوند.

مدل‌سازی هسته گردابه

درون هسته گردابه، اثرات لزجت مهم شده و سرعت‌های مماسی باید به صفر میل کنند (شکل ۳)، در حالی که سرعت‌های القایی محاسبه‌شده با مدل جریان پتانسیل، در نزدیکی هسته به سمت بی‌نهایت میل می‌کنند. بنابراین لازم است تا جریان درون هسته گردابه با روشی متفاوت مدل‌سازی شود. روابط مختلفی جهت مدل‌سازی هسته گردابه ارائه شده است [۲۴]. از آنجایی که میدان جریان در هسته گردابه شبیه میدان جریان اطراف یک استوانه جامد است، درون هسته یک جریان دوبعدی، میدان سرعت به صورت ساده توسط رابطه خطی زیر مدل‌سازی می‌شود:

$$q_\theta = \left(\frac{\Gamma}{2\pi r_c} \right) \left(\frac{r}{r_c} \right) \quad (12)$$

که r_c شعاع گردابه و r فاصله نقطه مورد نظر از هسته گردابه می‌باشد. این معادله یک خط مستقیم از $r = 0$ تا $r = r_c$ است. بیرون هسته، سرعتها از روش معمول و قانون بیو-ساوارت محاسبه می‌شوند. در حالت جریان

$$Q_{nb} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1L} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2L} \\ a_{31} & a_{32} & \cdots & a_{3L} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{K1} & a_{K2} & \cdots & a_{KL} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \Gamma_3 \\ \vdots \\ \Gamma_L \end{pmatrix} \quad (5)$$

با توجه به مشخص بودن سرعت ناشی از جریان آزاد همچنین سرعت القایی ناشی از گردابه‌های دنباله (با توجه به معلوم بودن قدرت آنها)، این مقادیر در سمت راست معادله (۳) قرار گرفته و به این ترتیب با حل دستگاه معادلات به دست آمده، قدرت گردابه‌های روی تیغه در هر گام زمانی محاسبه می‌شود. در هر گام زمانی، با جداسدن گردابه‌ها از لبه فرار هر تیغه و تعیین قدرت گردابه‌های روی تیغه‌ها، سرعت‌های القایی در موقعیت گوشه‌های هر پانل روی ناحیه دنباله محاسبه شده و با توجه به بازه زمانی، دنباله به طور آزادانه تغییر شکل می‌یابد. نیروی برآبر واحد عرض هر پانل با استفاده از تئوری کوتا-ژکوسکی^۷ محاسبه می‌گردد:

$$l_K = \rho U_K \Gamma_K \quad (6)$$

که در آن، U_K سرعت جریان آزاد پانل و Γ_K گردش پانل است. برای پانل لبه حمله، Γ_K معادل با گردش پانل مورد نظر است. اما برای دیگر پانل‌ها، Γ_K معادل با اختلاف گردش آن پانل و گردش پانلی است که جلو آن پانل قرار دارد ($\Gamma_i = \Gamma_i - \Gamma_{i-1}$). در نتیجه، نیروی برآی واقعی هر پانل به صورت زیر به دست خواهد آمد:

$$L_K = l_K \Delta r_K \quad (7)$$

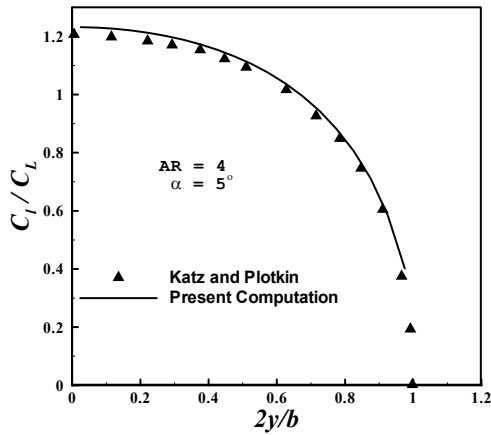
که در آن، Δr_K معرف پهناي هر پانل است. ضریب برای مقطعی تیغه در شعاع r از مرکز روتور به شکل زیر تعیین می‌شود:

$$C_{l_j} = \frac{2l_j}{\rho V_{tip}^2 c} \quad (8)$$

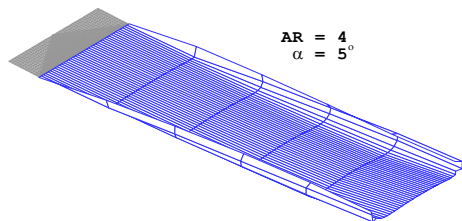
در این رابطه، c معرف وتر تیغه در مقطع j و V_{tip} معرف سرعت نوک تیغه است. ضریب تراست نیز به فرم زیر محاسبه می‌گردد:

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 V_{tip}^2} \quad (9)$$

دنباله بخوبی دیده می‌شود. برای تحلیل این بال در حالت ناپایا، بازه زمانی $\Delta t = 0.05$ ، تعداد پانل‌ها در جهات وتر و دهانه تیغه به ترتیب برابر با ۸ و ۱۰ و سرعت جریان آزاد 50 m/s در نظر گرفته شده‌است.



شکل ۴: توزیع بارگذاری در راستای دهانه بال مسطح.



شکل ۵: دنباله ناشی از بال مسطح.

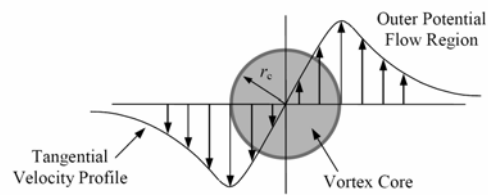
بال مسطح با حرکت نوسانی عمودی

یکی از حرکت‌های مهم در بالگرد، حرکت بال زنی^۵ تیغه‌های روتور آن بوده و مدل‌سازی این حرکت نوسانی از اهمیت خاصی برخوردار است. در این بخش، بال مثال قبل در دامنه نوسانی عمودی $h/c = 0.1$ و به‌ازاء سه مقدار بسامد کاهش‌یافته^{۱۱} $(\omega c/2V_\infty)$ مختلف برابر با ۰/۵، ۰/۳ و ۰/۱ بررسی شده‌است. در شکل (۶)، نتایج ضریب نیروی برآی بال برای یک دوره تناوب با نتایج مرجع [۲۵] مقایسه شده که از تطابق خوبی برخوردار است. در شکل (۷) نیز مقایسه دنباله‌های جداشده از بال در سه حالت صورت گرفته است. نتایج نشان می‌دهد در بسامد کاهش‌یافته کمتر به‌دلیل تغییرات آرام حرکت عمودی بال، تغییرات نیروی برآی بال ناشی از تغییرات کم زاویه حمله نسبت به زمان نسبتاً کم خواهد بود. در نتیجه، قدرت گردابه‌های جداشده از لبه فرار بال نیز کاهش یافته و این گردابه‌های با قدرت کم، تأثیر کمتری روی نیروی برآی بال خواهند داشت. برعکس، در بسامد کاهش‌یافته

سه‌بعدی، سرعت‌های القایی درون هسته گردابه به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\mathbf{q}_i = \left(\frac{r'_p}{r_c} \right) \left(\frac{\Gamma}{2\pi r_c} \right) \left(\frac{r'_1 \times r'_2}{|r'_1 \times r'_2|} \right)_i \quad (13)$$

که r'_p فاصله عمودی مابین نقطه کنترلی و گردابه فرضی می‌باشد. این رابطه هنگامی استفاده می‌شود که r'_p از اندازه شعاع هسته گردابه کوچکتر باشد. اندازه شعاع هسته گردابه تا حدی تابع مقدار گذشت زمان تولید دنباله است. در مطالعه حاضر، جهت سهولت محاسبات، اندازه شعاع هسته ثابت فرض شده‌است.



شکل ۳: میدان سرعت داخل گردابه (حالت ایده‌آل).

نتایج و بحث

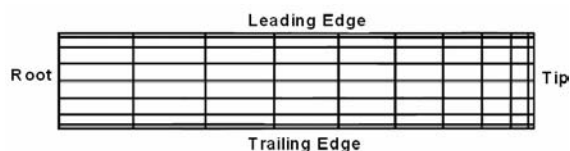
در این تحقیق، برای اطمینان از دقت و صحت نتایج در تحلیل جریان غیردائم، ابتدا نتایج آیرودینامیکی یک بال مسطح در حالت ثابت و در حرکت نوسانی عمودی با نتایج تئوری مقایسه می‌شود. سپس، تحلیل آیرودینامیکی یک روتور در پرواز ایستایی در دو حالت به‌ازاء ماخ نوک تیغه‌ها برابر با ۰/۴۴ و ۰/۸۸ انجام شده و تأثیر پارامترهای مختلف نظیر اندازه شعاع هسته گردابه، تعداد پانل‌ها و اندازه گام زمانی روی دقت نتایج آیرودینامیکی و شکل دنباله روتور بررسی می‌گردد. در نهایت، قابلیت روش شبکه گردابه در تحلیل آیرودینامیکی روتور با تیغه‌های دارای پیچش نشان داده می‌شود.

بال مسطح

بال مورد نظر دارای نسبت منظری ۴ و بدون زاویه پسگرا می‌باشد. در شکل (۴)، نتایج حاضر برای توزیع بارگذاری (C_l/C_L) در راستای دهانه بال به‌ازاء زاویه حمله ۵ درجه با نتایج مرجع [۲۳] مقایسه شده که از دقت مناسب برخوردار است. در شکل (۵)، دنباله ناشی از این بال نشان داده شده که پیچش دنباله به‌سمت بالا در نواحی مجاور نوک بال و گردابه شروع در قسمت انتهایی

اول دارای سرعت دورانی ۱۲۵۰ rpm (معادل با ماخ نوک تیغه ۰/۴۴) و حالت دوم دارای سرعت دورانی ۲۵۰۰ rpm (معادل با ماخ نوک تیغه ۰/۸۸) است. تمامی اجراها توسط رایانه پنتیوم ۴ با پردازنده ۲۶۰۰ مگاهرتز و حافظه ۲۵۶MB انجام شده است. متوسط زمان اجرا به ازاء هشت دور چرخش تیغه‌ها بدون استفاده از اصلاح تراکم پذیری حدود ۳ ساعت و ۴۰ دقیقه بوده و زمان محاسبات با اصلاح تراکم پذیری جریان نیز در حدود ۴ ساعت و ۱۵ دقیقه می‌باشد.

در شکل (۸)، نمایی از تیغه و توزیع پانل‌های انتخابی روی تیغه مورد نظر ارائه شده است. جهت مقایسه و ارزیابی نتایج، ابعاد پانل مطابق با مرجع [۱۰] برابر با ۸ و ۱۰ به ترتیب در جهات وتر و دهانه تیغه انتخاب شده اند. مطابق با شکل، مجاور نوک تیغه و در نواحی لبه حمله و لبه فرار تیغه، پانل‌ها فشرده تر می‌باشند.

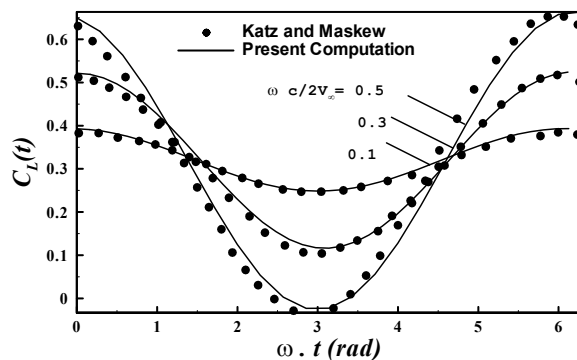


شکل ۸: نمایی از تیغه و توزیع پانل‌های انتخابی روی تیغه.

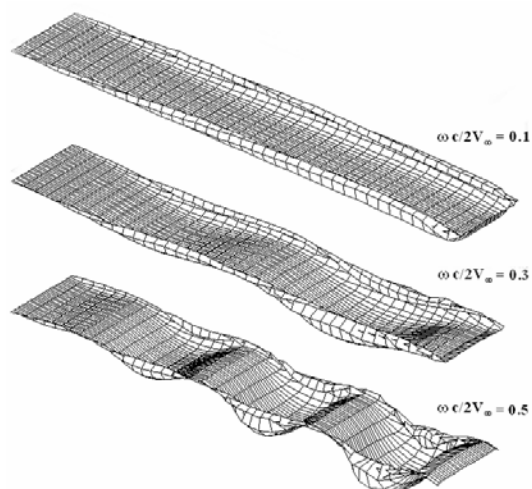
حالت اول ($M_{tip} = 0.44$)

در شکل (۹)، تغییرات ضریب تراست روتور برای حالت ماخ ۰/۴۴ در زمان‌های مختلف نشان داده شده است. مقدار ضریب تراست تجربی برابر با ۰/۰۴۵۹ بوده و مقداری که از تحلیل حاضر به دست آمده ۰/۰۴۵۵ است. در این حالت، دنباله روتور برای هشت دور چرخش ارائه شده که معمولاً بعد از چهار دور دوران تیغه‌ها، نتایج خوبی به دست می‌آید. مطابق با شکل (۹)، ابتدا مقدار C_T افزایش یافته و سپس کاهش می‌یابد و به سمت مقدار تجربی همگرا می‌شود. دلیل این روند این است که در ابتدا، دنباله چندانی تشکیل نشده و چرخش رو به بالای^{۱۲} دنباله هنوز کامل نگردیده و در نتیجه، دنباله ایجاد نمی‌تواند فروزش^۴ قابل توجهی روی سطح تیغه ایجاد کند و بنابراین، C_T افزایش می‌یابد. بعد از این که دنباله شکل خود را گرفت، دنباله ایجاد شده روی تیغه باعث ایجاد فروزش شده و بتدریج مقدار C_T کاهش می‌یابد. در شکل (۱۰)، توزیع ضریب نیروی برای مقطعی تیغه در راستای دهانه تیغه (که با سرعت نوک تیغه بی‌بعد شده)

بزرگتر، تغییرات زمانی نیروی برآ به دلیل افزایش بسامد، بیشتر بوده و در نتیجه، افزایش قدرت گردابه‌های جدا شده نیز بیشتر است.



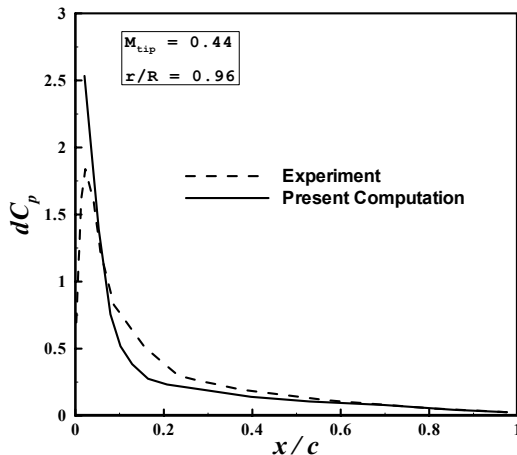
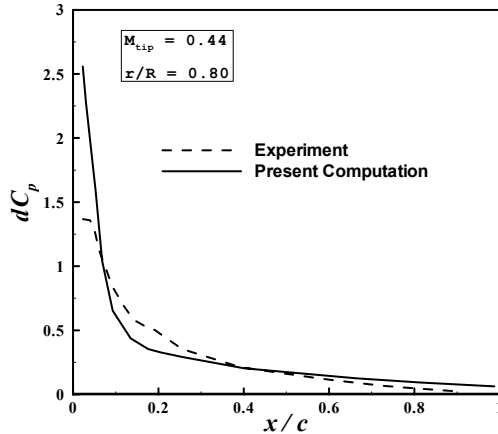
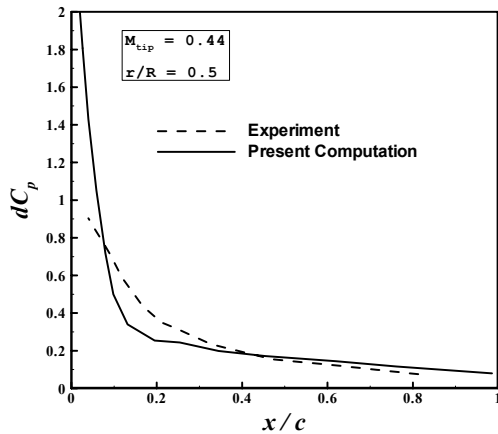
شکل ۶: مقایسه نتایج نیروی برای بال با حرکت نوسانی عمودی به ازاء سه بسامد کاهش یافته مختلف.



شکل ۷: مقایسه دنباله‌های جدا شده از بال به ازاء سه بسامد کاهش یافته مختلف.

روتور در پرواز ایستایی

از دو حالت تجربی برای اعتبارسنجی تحقیق انجام شده روی دنباله آزاد روتور در پرواز ایستایی استفاده شده است. داده‌های تجربی استفاده شده از تست‌های انجام شده توسط کارادونا و تانگ [۲۶] به دست آمده است. همچنین نتایج حاضر با نتایج مرجع [۱۰] که بر اساس روش شبکه گردابه بوده مقایسه می‌گردد. روتور مورد نظر دارای ۲ تیغه بوده و تیغه‌های آن دارای ایرفویل با مقطع NACA 0012 می‌باشند. در تیغه‌ها پیش و باریک‌شوندگی وجود ندارد. شعاع هر تیغه ۰/۷۵ m (۱/۱۴۳ ft) و نسبت منظری آن ۶ می‌باشد. فاصله شروع تیغه از هاب روتور به اندازه وتر تیغه می‌باشد. در هر دو حالت، تیغه‌ها دارای زاویه حمله ۸ درجه هستند. حالت

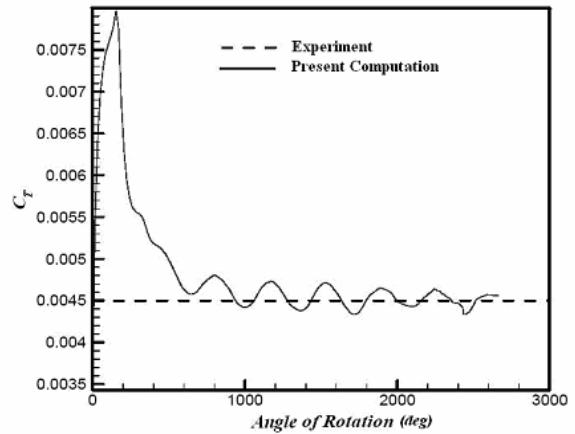


شکل ۹: مقایسه اختلاف ضریب فشار در راستای وتر در مقاطع مختلف تیغه.

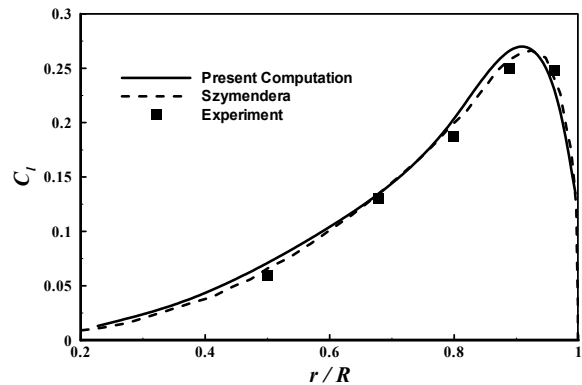
حالت دوم ($M_{tip} = 0.88$)

در این حالت، عدد ماخ در نوک تیغه 0.88 است که باعث ایجاد ناحیه تراکم‌پذیری در قسمت نوک تیغه شده و استفاده از تصحیح تراکم‌پذیری پیرانتل-گلارت مهم می‌شود. شکل ۱۲، تغییرات ضریب تراست محاسبه شده را در زوایای چرخش مختلف تیغه‌های روتور نشان می‌دهد که قابل مقایسه با مقدار تجربی ضریب تراست

با مقادیر تجربی [۲۶] و نتایج مرجع [۱۰] مقایسه شده که نشانگر دقت نتایج حاضر می‌باشد. مطابق با شکل، به دلیل سرعت بیشتر تیغه در نواحی بیرونی، بارگذاری نیز در این نواحی بیشتر است.

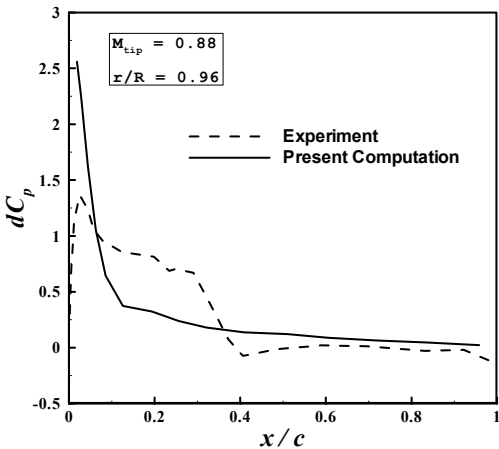
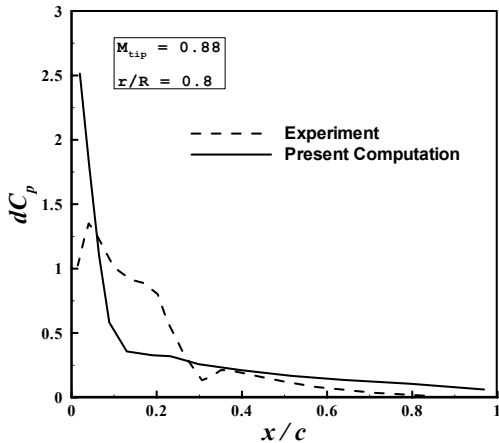
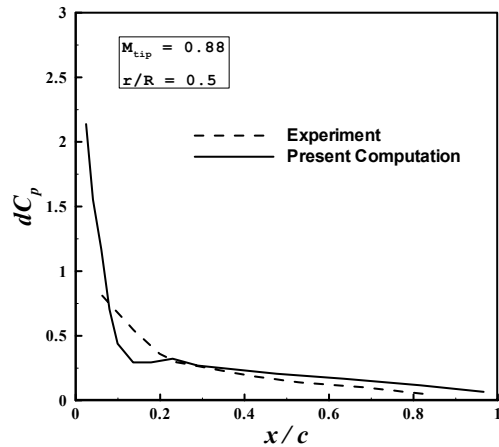


شکل ۱۰: تغییرات ضریب تراست نسبت به زمان.



شکل ۱۱: مقایسه توزیع ضریب نیروی برآ در راستای دهانه تیغه.

در روش شبکه گردابه، تیغه با صفحه تخت مدل می‌شود. در نتیجه، فشار محاسبه شده روی صفحه تخت معرف اختلاف فشار سطوح بالا و پایین می‌باشد. شکل (۱۱)، مقایسه اختلاف فشار سطح در مقاطع مختلف تیغه را با داده‌های تجربی نشان می‌دهد. روش شبکه گردابه برای یک صفحه تخت در لبه تکین می‌باشد. زیرا در این قسمت، تغییرات شدید سرعت و فشار وجود داشته و نتایج در مقایسه با نتایج تجربی دارای اختلاف است. در نواحی دیگر، نتایج دارای دقت خوبی می‌باشد. همچنین نتایج حاضر در مقایسه با نتایج مرجع [۱۰] تطابق خوبی داشته است.

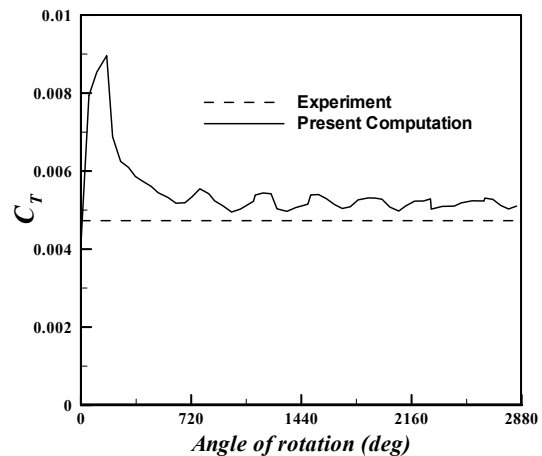


شکل ۱۴: مقایسه اختلاف ضریب فشار در راستای وتر در مقاطع مختلف تیغه.

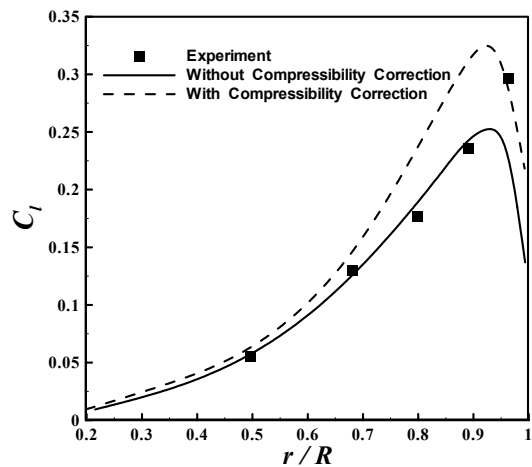
تأثیر تعداد پانل‌ها در راستای دهانه تیغه

برای بررسی تأثیر تعداد پانل‌ها در راستای دهانه تیغه، نتایج برای روتور مورد نظر برای حالت تراکم‌پذیری $(M_{tip} = 0.88)$ و با اصلاح تراکم‌پذیری به‌ازاء تعداد پانل‌های مختلف برابر با ۸، ۱۰ و ۱۵ در راستای دهانه تیغه به‌دست آمده که در شکل (۱۵) نشان داده شده‌است. برای حالت ۸ پانل، نتایج در نوک تیغه با نتایج تجربی

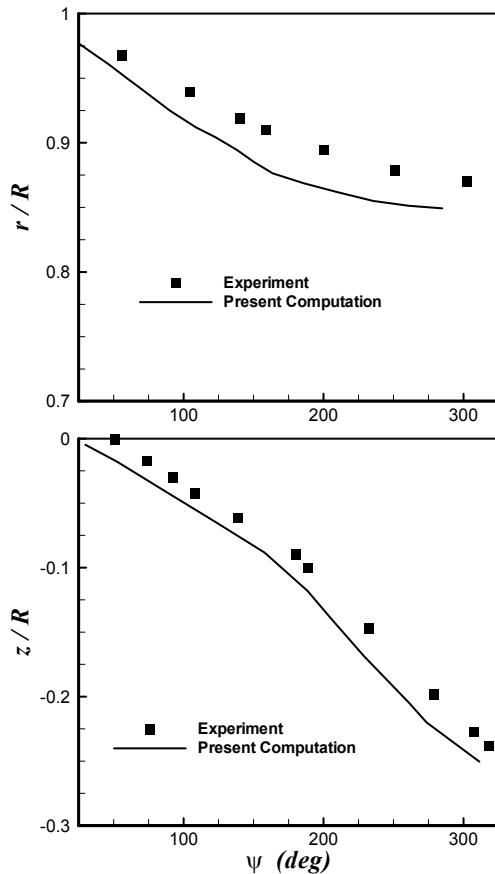
(۰/۰۴۷۳) است. در شکل (۱۳)، نتایج توزیع ضریب نیروی برآی مقطعی در راستای دهانه تیغه به‌همراه نتایج تجربی ارائه شده و نتایج حاضر با تصحیح تراکم‌پذیری نیز آورده شده‌است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از تصحیح تراکم‌پذیری باعث بهبود نتایج در نوک تیغه شده ولی در نواحی داخلی تیغه، دقت کاهش می‌یابد. شکل (۱۴)، اختلاف ضریب فشار سطوح بالا و پایین در راستای وتر را در مقاطع مختلف از تیغه بدون اصلاح تراکم‌پذیری نشان می‌دهد. چون در مقاطع داخلی تیغه، جریان تراکم‌ناپذیر است نتایج بسیار خوبی دیده می‌شود. در مقاطع نوک تیغه به‌ویژه در قسمت لبه حمله، نتایج به‌دلیل تکین بودن روش شبکه گردابه در لبه حمله تیغه همچنین به‌دلیل اثرات تراکم‌پذیری دارای اختلاف بیشتری در مقایسه با نتایج تجربی نسبت به حالت تراکم‌ناپذیر $(M_{tip} = 0.44)$ می‌باشد.



شکل ۱۲: تغییرات ضریب تراست نسبت به زمان.



شکل ۱۳: مقایسه توزیع ضریب نیروی برآ در راستای دهانه تیغه.



شکل ۱۷: مقایسه موقعیت‌های شعاعی و عمودی مرز لغزش جریان.

مسیر گردابه نوک

در شکل (۱۷)، نتایج حاضر برای مسیر گردابه نوک تیغه (مرز لغزش جریان) نسبت به زاویه عرضی در صفحه روتور در حالت تراکم‌ناپذیر ($M_{tip} = 0.44$) با نتایج تجربی مقایسه شده‌است. مطابق با شکل، نتایج حاضر از دقت نسبتاً خوبی برخوردار است. مرز لغزش بزرگتر در نتایج تجربی ناشی از اثرات لزجت و در نتیجه کاهش مومنوم محوری است. در این شکل، انقباض^۳ مرز لغزش جریان بخوبی قابل مشاهده است.

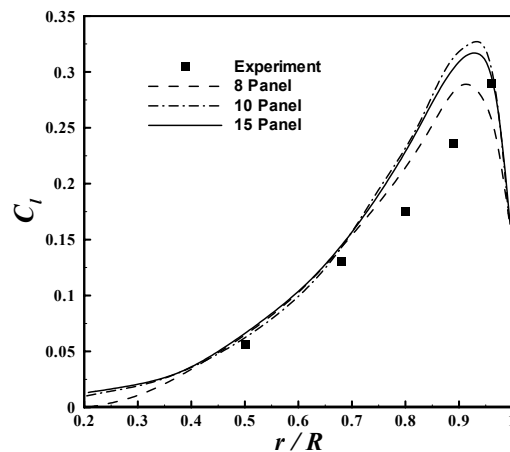
شکل دنباله

شکل‌های (۱۸) و (۱۹)، نماهایی از دنباله پشت تیغه‌های روتور را نشان می‌دهند. در این شکل‌ها، گردابه نوک^{۱۳} هر تیغه و چرخش رو به بالای آن و صفحه گردابه^{۱۶} جدا شده از هر تیغه، به وضوح قابل مشاهده است. همچنین الگوی مارپیچی دنباله روتور و نیز انقباض مرز لغزش جریان در زیر صفحه روتور دیده می‌شود. حرکت رو به پایین بیشتر در نواحی بیرونی تیغه برای صفحه گردابه

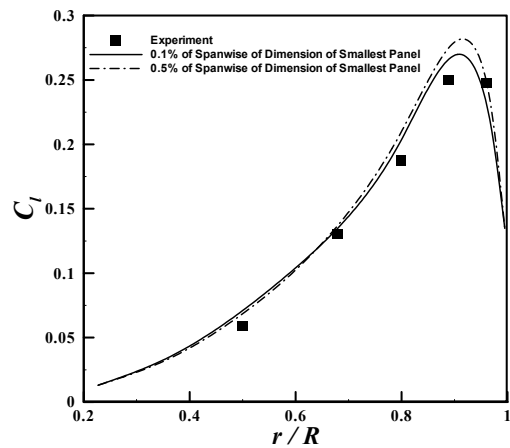
کمی اختلاف داشته و حالت‌های ۱۰ و ۱۵ پانل برای انجام محاسبات مناسب می‌باشد. اختلاف بیشتر در نواحی داخلی، ناشی از عدم دقت تصحیح تراکم‌پذیری در این نواحی است.

تأثیر اندازه شعاع هسته گردابه

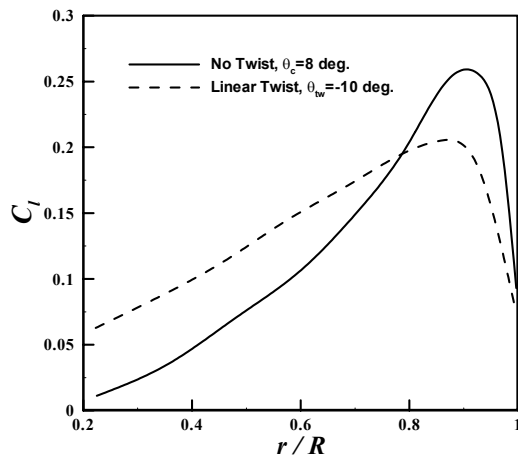
به منظور بررسی تأثیر اندازه شعاع هسته گردابه، برای حالت تراکم‌ناپذیر ($M_{tip} = 0.44$) دو حالت مختلف با شعاع هسته گردابه ۰/۱ و ۰/۱۵ برابر کوچکترین اندازه پانل در راستای دهانه تیغه انتخاب شده که نتایج آن در شکل (۱۶) نشان داده شده‌است. مشخص است که برای هسته گردابه بزرگتر، میزان برآ کمی بیشتر است. می‌توان نتیجه گرفت که هسته گردابه بزرگتر، روی چرخش رو به بالای گردابه نوک تأثیر گذاشته و تا حدی سبب افزایش نیروی برآ می‌شود.



شکل ۱۵: تأثیر ابعاد پانل‌ها روی توزیع ضریب نیروی برآ در راستای دهانه تیغه.



شکل ۱۶: تأثیر اندازه شعاع هسته گردابه روی توزیع ضریب نیروی برآ در راستای دهانه تیغه.

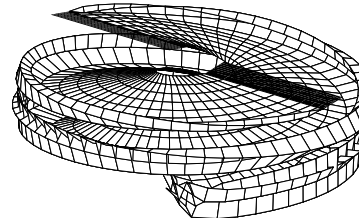
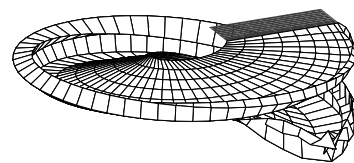


شکل ۲۰: تأثیر پیچش روی توزیع ضریب نیروی برآ در راستای دهانه تیغه.

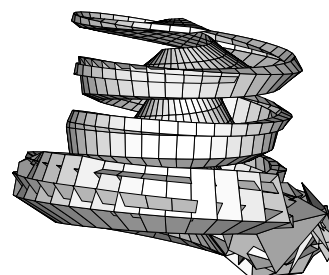
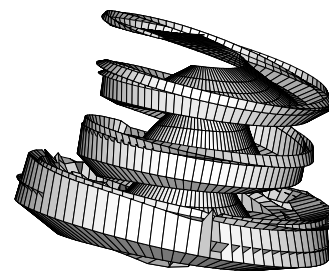
تأثیر پیچش تیغه

جهت بررسی تأثیر پیچش تیغه‌ها روی نتایج بارگذاری روتور، قابلیت محاسبات آیرودینامیکی روتور با تیغه‌های دارای پیچش به نرم‌افزار حاضر اضافه شده است. به دلیل در دسترس نبودن اطلاعات معتبر در زمینه محاسبات تیغه‌های دارای پیچش، در مثال اول ($\theta_c = 8^\circ$, $M_{tip} = 0.44$) مربوط به آزمایش کارادونا و تانگ به طور فرضی از تیغه‌های با پیچش خطی $\theta_{tw} = -10^\circ$ (مقدار پیچش مناسب برای بهبود عملکرد تیغه‌های روتور در حدود -8° تا -12° درجه است) استفاده شده است. در عمل، توزیع زاویه گام تیغه دارای پیچش به گونه‌ای تعیین می‌شود تا ضریب تراست روتور در این حالت با مقدار محاسبه شده برای تیغه بدون پیچش ($C_T = 0.00455$) یکسان باشد. برای این منظور، با تغییر توزیع زاویه گام تیغه و ثابت نگاهداشتن پیچش تیغه برابر با $\theta_{tw} = -10^\circ$ ، محاسبات توسط روش شبکه گردابه تکرار شده تا ضریب تراست مورد نظر حاصل شود. در شکل (۲۰)، نتایج حاصل از محاسبات آیرودینامیکی روتور با تیغه دارای پیچش خطی $\theta_{tw} = -10^\circ$ در مقایسه با نتایج تیغه بدون پیچش ($\theta_c = 8^\circ$) به ازاء تراست ثابت نشان داده شده است. پیچش تیغه سبب یکنواخت شدن سرعت القایی (افزایش سرعت القایی در نواحی داخلی و کاهش سرعت القایی در نواحی خارجی تیغه) در صفحه روتور شده و مطابق با شکل، بارگذاری نواحی داخلی افزایش یافته و بارگذاری نواحی خارجی تیغه کاهش می‌یابد که منجر به کاهش توان القایی و در نتیجه، افزایش عملکرد روتور به ازاء تراست ثابت می‌گردد.

به دلیل وجود سرعت القایی بیشتر در این نواحی است. مطابق با شکل (۱۹)، در قسمت‌های پایینی، دنباله دارای اعوجاج بوده که میزان آن می‌تواند وابسته به اندازه شعاع هسته گردابه و یا بازه زمانی (Δt) انتخابی باشد. شایان ذکر است در حالت واقعی، شعاع هسته گردابه با افزایش زمان بیشتر شده و در تحلیل حاضر، شعاع هسته گردابه ثابت در نظر گرفته شده است. مطابق با نتایج حاصل، کاهش بازه زمانی تأثیر کمی روی میزان اعوجاج دنباله داشته و به نظر این اعوجاج، ناشی از چرخش رو به بالای بسیار زیاد گردابه‌های نوک تیغه و در نتیجه، دقت کم روش شبکه گردابه در مدل‌سازی این نواحی از دنباله است. در محاسبات حاضر، اثر زمان با توجه به سرعت دورانی معلوم تیغه‌های روتور و با انتخاب اندازه زاویه چرخش تیغه‌ها و قرارگیری پانل‌های جداشده از لبه فرار هر تیغه در ناحیه دنباله لحاظ شده است.



شکل ۱۸: دنباله پشت تیغه‌های روتور.



شکل ۱۹: مقایسه دنباله‌های پشت تیغه به ازاء گامهای زمانی ۵ و ۱۰ درجه بعد از ۵ دور چرخش.

نتیجه گیری

شایان ذکر است نرم افزار توسعه داده شده، قابلیت تحلیل آیرودینامیکی روتور با تیغه های دارای پیچش را نیز دارا می باشد. پیچش تیغه سبب یکنواخت شدن سرعت القایی در صفحه روتور شده و بارگذاری نواحی داخلی افزایش یافته و بارگذاری نواحی خارجی تیغه کاهش می یابد که این موجب کاهش توان القایی و در نتیجه، افزایش عملکرد روتور به ازاء تراست ثابت می شود. استفاده از روش شبکه گردابه به همراه مدل سازی دنباله آزاد جهت تعیین ساختار حقیقی دنباله روتور و محاسبه دقیق میدان جریان القایی حول روتور بسیار مناسب بوده و تحلیل آیرودینامیکی و بارگذاری تیغه های روتور در پرواز ایستایی با دقت مناسب حاصل می گردد.

تشکر و قدردانی

نگارندگان از دانشگاه صنعتی شریف به دلیل در اختیار قرار دادن امکانات لازم و مساعدتهای بی شائبه، کمال تشکر و قدردانی می نمایند.

در این مقاله، جهت تحلیل آیرودینامیکی روتور بالگرد در پرواز ایستایی از روش شبکه گردابه و مدل سازی دنباله آزاد استفاده شده است. نتایج آیرودینامیکی حاصل از روش شبکه گردابه برای بال و روتور بالگرد در مقایسه با نتایج تئوری و تجربی قابل دسترس از دقت مناسب برخوردار است. استفاده از روش مدل سازی دنباله آزاد سبب ایجاد شکل دنباله حقیقی شده و در نتیجه، دقت نتایج این روش نسبت به روش دنباله از پیش تعیین شده بیشتر خواهد بود. نتایج نشان می دهد که اصلاح تراکم پذیری پراتل-گلارت برای حالت تراکم پذیر (سرعت دورانی زیاد تیغه های روتور و یا در پرواز رو به جلو) سبب افزایش دقت در نواحی خارجی تیغه شده ولی دقت نتایج در نواحی داخلی کاهش می یابد. افزایش تعداد پانل ها تأثیر چندانی روی نتایج مشخصات آیرودینامیکی نخواهد داشت. همچنین افزایش ابعاد شعاع هسته گردابه روی چرخش رو به بالای گردابه های نوک تیغه ها تأثیر گذاشته و سبب افزایش نیروی برآ در نواحی بیرونی تیغه می گردد.

مراجع

- 1 - Hariharan, N. (2003). "Evaluation of High Order Upwind Schemes for Rotors in Hover." *AIAA Paper 2003-Vol. 49*.
- 2 - Hariharan, N. and Sankar, L. N. (1994). "Higher order numerical simulation of rotor flow field." *AHS Forum and Technology Display*, Washington, DC..
- 3 - Hariharan, N. and Sankar, L. N. (1999). "First-principles based high order methodologies for rotorcraft flowfield studies." *AHS 55th Annual Forum*, Montreal, Canada.
- 4 - Hall, C. M., Long, L. N. (1999). "High-order accurate simulations of wake and tip vortex flowfields." *AHS 55th Annual Forum*, Montreal, Canada.
- 5 - Tang, L., and Baeder, J. D. (1999). "Improved euler simulation of hovering rotor tip vortices with validation." *AHS 55th Annual Forum*, Montreal, Canada.
- 6 - Kang H. J. and Kwon O. J. (2001). "Effect of wake adaptation on rotor hover simulation using unstructured meshes." *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 5, PP.. 868-877.
- 7 - Kang H. J. and Kwon O. J. (2002). "Unstructured mesh navier-stokes calculation of the flow field of a helicopter rotor in hover." *Journal of the American Helicopter Society*. PP. 90-99.
- 8 - Ahmed, S. R. and Vidjaja, V. T. (1998). "Unsteady panel method calculation of pressure distribution on BO 105 model rotor blades." *Journal of the American Helicopter Society*.
- 9 - Richason, T. F. and Katz, J. (1994). "Unsteady panel method for flows with multiple bodies moving along various paths." *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 1, PP. 62-68.
- 10 - Szymendera, C. J. (2002). *Computational free wake analysis of a helicopter rotor*. The Pennsylvania State University, Msc Thesis.

- 11 - Hashemabadi, M. (2005). *Aerodynamic analysis of rotary wing using free wake modeling*. Sharif University of Technology, Msc Thesis (in Persian).
- 12 - Hejranfar, K. and Hashemabadi, M. (2006). "Aerodynamic analysis of helicopter rotor using free wake vortex lattice method." *Proceedings of the 14th Mechanical Engineering Conference*, Iran (in Persian).
- 13 - Berkman, M. E., Sankar, L. N., Berezin, C. R. and Torok, M. S. (1997). "A navier-stokes/full potential/free wake method for advancing multi-blade rotors." *Proceedings of the 53th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Virginia Beach, VA.
- 14 - Moulton, M. A., Wenren, Y. and Caradonna, F. X. (1999). "Free-wake hover flow prediction with a hybrid potential/navier-stokes solver." *AHS 55th Annual Forum*, Montreal, Canada.
- 15 - Hariharan, N. and Sankar, L. N. (2000). "A review of computational techniques for rotor wake modeling." *AIAA Paper 2000-0114*.
- 16 - Landgrebe, A. J. (1969). "An analytical method for predicting rotor wake geometry." *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 14, No. 4, PP. 20-32.
- 17 - Landgrebe, A. J. (1972). "The wake geometry of a hovering helicopter rotor and its influence on rotor performance." *Journal of the American Helicopter Society*. Vol. 17, No. 4, PP. 3-15.
- 18 - Egolf, T. A. and Landgrebe, A. J. (1984). "Generalized wake geometry for a helicopter rotor in forward flight and effect of wake eformation on airloads." *Proceedings of the 40th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Arlington, VA.
- 19 - Beddoes, T. S. (1985). "A wake model for high resolution airloads." *Proceedings of the 2nd International Conference on Basic Rotorcraft Research*, Triangle Park, NC.
- 20 - Clark, D. R. and Leiper, A. C. (1970). "The free wake analysis, a method for the prediction of helicopter rotor hovering performance." *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 15, No. 1, PP. 3-11.
- 21 - Sadler, S. G. (1971). "A method for predicting helicopter wake geometry, wake-induced flow and wake effects on blade airloads." *Proceedings of the 27th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC.
- 22 - Egolf, T. A. and Massar, J. P. (1988). "Helicopter free wake implementation on advanced computer architectures." *2nd International Conference on Basic Rotorcraft Research*, College Park, MD.
- 23 - Katz, J. and Plotkin, A. (2000). *Low-Speed Aerodynamics*, 2nd Ed., Cambridge University Press.
- 24 - Leishman, J. G. (2000). *Principle of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press.
- 25 - Katz, J. and Maskew, B. (1988). "Unsteady low-speed aerodynamic model for complete aircraft configurations." *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 4, PP. 302-310.
- 26 - Caradonna, F. X. and Tung, C. (1981). "Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover." *NASA TM-81232*.

واژه های انگلیسی به ترتیب استفاده در متن

- | | | |
|----------------------|------------------------|----------------------------|
| 1 - Advanced Ratio | 2 - Biot-Savart | 3 - Contraction |
| 4 - Downwash | 5 - Flapping | 6 - Free Wake |
| 7 - Kutta-Joukowski | 8 - Panel Method | 9 - Prandtl-Glauert |
| 10 - Prescribed Wake | 11 - Reduced Frequency | 12 - Roll Up |
| 13 - Tip Vortex | 14 - Twist | 15 - Vortex Lattice Method |
| 16 - Vortex Sheet | | |