

بررسی نظری اثر حضور روتور در ایجاد فشار غیردائم

روی بدنه‌ی هلیکوپتر

کامیار منصور (استادیار)

مهران برازنده (کارشناس ارشد)

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

به منظور بررسی اثر حضور روتور در ایجاد بارهای غیردائم وارد بر بدنه‌ی هلیکوپتر در پرواز، میدان جریان غیردائم تراکم‌ناپذیر، غیرلزج و غیرچرخشی حول بدنه و روتور در پرواز به جلو از طریق مدل‌سازی کاملاً سه‌بعدی روتور، دنباله و بدنه به طور عددی حل شده است. در این رویکرد نظری، بدنه با مجموعه‌ی از پانل‌های چشمه و روتور به همراه دنباله‌ی آن با پانل‌های دابلت و دنباله‌ی صلب مدل شده است. کد محاسباتی جامعی مبتنی بر یک روش ترکیب و تکرار تهیه شده است و برای مدلی از یک هلیکوپتر تک‌روتور به کار رفته است. در اینجا، رفتار فشار غیردائم روی بدنه ناشی از دو اثر از چهار اثر شناخته شده در برهمکنش روتور، دنباله و بدنه گرفته شده‌اند. نتایج حاصله نشان می‌دهند که این روش تا حدی قادر به شبیه‌سازی میدان پیچیده حول هلیکوپتر است.

مقدمه

از دید مکانیک سیالات، میدان جریان اطراف یک هلیکوپتر در حین پرواز کاملاً سه‌بعدی و غیردائم (وابسته به زمان) است. هرگاه بخواهیم میدان اطراف کل هلیکوپتر را به عنوان یک سیستم با همی اجزاء یا بعضی از آنها بررسی کنیم، ناچاریم که اثرات سه‌بعدی و غیردائم بودن جریان را در نظر بگیریم. از دیرباز، مسائل و پدیده‌های مختلف موجود در این زمینه ذهن محققان و طراحان را به خود مشغول کرده است. از جمله‌ی این مسائل می‌توان به تأثیر متقابل یا یک طرفه‌ی اجزاء تشکیل‌دهنده‌ی یک هلیکوپتر روی یکدیگر یا روی محیط اشاره کرد، مانند تأثیر آئرو‌دینامیکی روتور اصلی، روتور دم و بدنه روی یکدیگر یا تأثیر آئرو‌دینامیکی روتور اصلی و زمین روی یکدیگر یا روی دیگر اجزاء در هنگام پرواز. از این‌گونه اثرات تحت عنوان برهمکنش^۱ آئرو‌دینامیکی یاد می‌کنیم. شاخه‌ی از سیالات، که به مطالعه‌ی این اثرات می‌پردازد، آئرو‌دینامیک برهمکنشی^۲ نام دارد. در آئرو‌دینامیک برهمکنشی، پدیده‌ها و فرایندهای مختلف متأثر از یکدیگر که از مجاورت اجزاء یک جسم (سیستم) حاصل می‌شوند، مطالعه می‌شود. این مطالعه فقط با فرایندهای فیزیکی در مکانیک سیالات، که حاصل میدان جریان و اثرات جریان هستند، سر و کار دارد. برهمکنش آئرو‌دینامیکی به عنوان یکی از این فرایندها، به معنی دخالت و شراکت دوجانبه‌ی اجزاء یا سیستم‌های مختلف نزدیک به هم در یک میدان جریان است که فقط از طریق ذرات سیال برقرار می‌شود.

هلیکوپترهای امروزی به دلیل ملاحظات طراحی، از حجم کمتر و بارگذاری بیشتر روی دیسک روتور (ها) برخوردارند. از طرفی، اجرای عملیات در نزدیکی سطح زمین که در آن برهمکنش روتور، بدنه و زمین زیاد است به عنوان یکی از ملزومات برخی هلیکوپترها به شمار می‌آید.^[۱] از این رو، بررسی نظری و تجربی برهمکنش اجزاء مختلف هلیکوپتر در پرواز، جایگاه ویژه‌ی نزد محققان و طراحان یافته است.

یک هلیکوپتر در حال پرواز به جلو را در نظر بگیرید. گردهایی که دنباله‌ی روتور را تشکیل می‌دهند، به سمت عقب ادامه می‌یابند به طوری که یک میدان جریان کاملاً سه‌بعدی و غیردائم ایجاد می‌کنند. این دنباله، با بخش‌های مختلف بدنه و دم تداخل می‌یابد و به این ترتیب بارهای آئرو‌دینامیکی غیردائم وارد بر بدنه ناشی از عبور تیغه (ها) از بالای بدنه و نیز برخورد دنباله به بدنه مطرح می‌شوند. این نیروها ممکن است باعث ارتعاش بدنه شوند و در نتیجه روی عمر خستگی سازه و آرامش سرنشینان، و نیز بر کیفیت پروازی جسم پرنده تأثیر بگذارند. گاهی بر طرف کردن پیامدهای نامطلوب این آثار مستلزم آزمایش‌های پروازی پرهزینه است. این اثرات پیچیده، موضوع اصلی تحقیقات نظری و تجربی در زمینه‌ی برهمکنش روتور، دنباله و بدنه را به خود اختصاص داده‌اند.

از نظر تاریخی، کار بر برهمکنش روتور و بدنه به طور خاص، با مطالعات تجربی آغاز شد. بررسی‌های ویلسون و مینیک^[۲] که آزمایش‌هایی را برای مطالعه‌ی اثرات دنباله‌ی روتور روی

جریان، \vec{V} ، برابر با مجموع سرعت جریان آزاد، \vec{V}_∞ ، و سرعت اغتشاشی، \vec{V}_P ، است. یعنی:

$$\vec{V} = \vec{V}_\infty + \vec{V}_P \quad (1)$$

سرعت در هر نقطه از سطح روتور برابر با مجموع سرعت جریان آزاد، سرعت سینماتیک روتور، \vec{v} ، ناشی از حرکت آن و سرعت اغتشاشی است. یعنی:

$$\vec{V} = \vec{V}_\infty + \vec{v} + \vec{V}_P \quad (2)$$

از آن جا که جریان غیر چرخشی است، پتانسیل سرعت، Φ ، چنین تعریف می شود:

$$\vec{V}_P = \vec{\nabla} \Phi \quad (3)$$

پتانسیل اغتشاشی تابعی از مکان و زمان است، یعنی $\Phi = \Phi(r, t)$. همچنین جریان تراکم ناپذیر است و معادله پیوستگی چنین می شود:

$$\nabla \cdot \vec{V}_P = 0 \quad (4)$$

پس پتانسیل سرعت در این میدان، پاسخ معادله لاپلاس خواهد بود:

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (5)$$

شرایط مرزی

از آنجا که فقط با میدان پتانسیل سر و کار داریم، فقط شرط صفر بودن جریان عمود بر سطح قابل طرح است. یعنی مؤلفه عمود بر سطح از سرعت نسبی بین جریان و سطح جسم برابر صفر است. این شرط در دستگاه مختصات بدنه برای هر نقطه‌ای روی سطح بدنه که سرعت جریان در آن \vec{V}_∞ است، به صورت زیر قابل بیان است:

$$\vec{\nabla}(\Phi + \Phi_\infty) \cdot \vec{n} = 0 \quad (6)$$

که در آن Φ_∞ ، پتانسیل جریان آزاد و \vec{n} بردار عمود بر سطح است. توجه کنید که $\vec{\nabla} \Phi$ در رابطه‌ی فوق، سرعت اغتشاشی در هر نقطه، یا همان سرعت القایی ناشی از پانل‌ها (المان‌های تکین) است.

هندسه‌ی تیغه‌ها در دستگاه مختصاتی که به مرکز روتور متصل است و همراه با آن می‌چرخد بیان می‌شود. سرعت دوران هر نقطه از تیغه با موقعیت \vec{r} ، نسبت به این دستگاه مختصات مطابق رابطه‌ی ۷ محاسبه می‌شود:

$$\vec{V}_\Omega = \vec{\Omega} \times \vec{r} \quad (7)$$

$\vec{\Omega}$ سرعت زاویه‌ی روتور است که مؤلفه‌های آن عبارتند از:

$$\vec{\Omega} = \Omega_i \vec{i} + \Omega_j \vec{j} + \Omega_k \vec{k}$$

سرعت جریان در هر نقطه‌ی روی تیغه، از مجموع سرعت جریان آزاد (\vec{V}_∞)، سرعت دوران، (\vec{V}_Ω) و سرعت القایی ناشی از پانل‌ها (\vec{V}_i)

مشخصات آئرو دینامیکی سه مدل مختلف از بدنه‌ی هلیکوپتر ترتیب دادند، از اولین مطالعات در این زمینه است. در این آزمایش‌ها نیروی رو به پایین و گشتاور یا \vec{Q} قابل توجهی روی بدنه‌ی هلیکوپتر ناشی از فروزش^۴ روتور اندازه‌گیری شد. پس از آن آزمایش‌هایی بر روی یک مدل هلیکوپتر با روتور از نوع الاکلنگی و بدنه‌ی دوار (مقارن محوری) در تونل باد انجام شد.^{[۳] و [۴]} در این آزمایش‌ها نشان داده شد که حضور روتور و دنباله‌اش، به‌طور قابل ملاحظه‌ی باعث تغییر مشخصه‌های آئرو دینامیکی بدنه می‌شوند.

مطالعات نظری در زمینه‌ی برهمکنش روتور و بدنه عمدتاً بر محاسبه‌ی کمیت‌های غیردائم در میدان جریان، و خصوصاً فشار غیردائم روی بدنه متمرکز شد. عده‌ی از افراد با مدل‌سازی‌های مبتنی بر جریان پتانسیل، و البته درجات مختلفی از ساده‌سازی، توانستند فشار غیردائم روی بدنه را محاسبه کنند.^[۵-۷] بعضی از نتایج آنها تطابق نسبتاً معقولی با فشار متوسط اندازه‌گیری شده در آزمایش دارد.

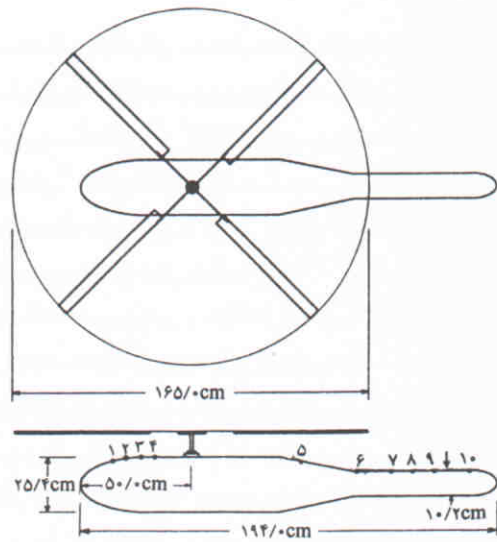
در اینجا هدف آن است که برهمکنش روتور، دنباله و بدنه‌ی مدلی از هلیکوپتر با یک رویکرد نظری مبتنی بر میدان پتانسیل مورد بررسی قرار گیرد و فشار غیردائم روی بدنه، که ناشی از میدان غیردائم حول آن در حین پرواز است، محاسبه شود. در این شیوه‌ی محاسباتی، برای حل میدان حول بدنه و محاسبه‌ی فشار روی آن از روش پانل استفاده شده است. بدنه با المان‌های مسطح چشمه و روتور و دنباله‌ی آن با المان‌های دابلت مدل می‌شوند. با ترکیب این مدل‌ها در قالب یک فرایند محاسباتی، بارهای غیردائم روی بدنه ناشی از حضور روتور محاسبه می‌شوند و بعضی مشخصه‌های برهمکنش آئرو دینامیکی بین روتور و بدنه نشان داده می‌شوند.

اساس نظریه

میدان جریان مورد بررسی به صورت تراکم ناپذیر، غیر لزج و غیر چرخشی در نظر گرفته می‌شود. بنابراین، محاسبات براساس نظریه‌ی جریان پتانسیل تراکم ناپذیر انجام می‌گیرد. هلیکوپتر مورد نظر متشکل از یک روتور چهار تیغه و بدنه است. برای حل این میدان از روش پانل استفاده می‌کنیم، به این ترتیب که تیغه‌های روتور با مجموعه‌ی از پانل‌های دابلت، دنباله‌ی حاصل از هر تیغه نیز با پانل‌های دابلت، و بدنه با پانل‌های چشمه با قدرت ثابت مدل می‌شوند. قدرت این المان‌های تکین در طی فرایند حل محاسبه می‌شود.

معادلات حاکم

در اینجا، با میدان پتانسیل سر و کار داریم. سرعت در هر نقطه از



شکل ۱. هندسه مدل مورد بررسی و نقاط در نظر گرفته شده روی بدنه.

فرمول‌بندی حاکم بر مسئله در شبیه‌سازی میدان جریان حول روتور و بدنه‌ی هلیکوپتر، تلاش‌هایی در مراکز مختلف تحقیقاتی صورت گرفته است. نتیجه‌ی این تلاش‌ها کدهای عددی است که برای حل این میدان به کار می‌روند.

در اینجا نیز یک رویکرد محاسباتی مبتنی بر حل عددی برای بررسی برهمکنش روتور، دنباله و بدنه‌ی هلیکوپتر و به عبارتی محاسبه‌ی بار غیردائم وارد بر بدنه در حین پرواز ارائه می‌شود. این بررسی، با استفاده از رهنمودهای قابل دسترس انجام شده است. [۶-۱۰] با در نظر گرفتن میدان جریان پتانسیل حول هلیکوپتر، کدهای محاسباتی که در اینجا تهیه شده‌اند، بدنه را با مجموعه‌ی از المان‌های تکین چشمه، و روتور را به همراه دنباله‌ی آن با پانل‌های دابلت و دنباله‌ی صلب مدل می‌کنند. حاصل ترکیب این کدها، یک کد محاسباتی مبتنی بر روشی شبه دائم است که با پیشروی درجهت زاویه‌ی آزیموت^۵ به حل میدان می‌پردازد. تعیین قدرت المان‌های تکین توزیع شده روی تیغه‌های روتور و دنباله‌ی آنها، و نیز قدرت المان‌های چیده شده روی بدنه و تغییر شکل دنباله در هر گام زمانی (در هر زاویه آزیموت)، اساس محاسبات را تشکیل می‌دهند. در هر زاویه، پس از همگرایی توزیع سرعت القایی روی تیغه، فشار غیردائم روی بدنه محاسبه می‌شود. کل این روند با یک روش ترکیب و تکرار^۶ انجام می‌گیرد. ساختار هر یک از این کدهای محاسباتی و نحوه‌ی ترکیب آنها با یکدیگر در ادامه توضیح داده می‌شود.

مدل‌سازی و کد محاسباتی بدنه

برای مدل کردن جریان تراکم ناپذیر و غیرچرخشی حول بدنه، از روش پانل استفاده شده است. نظریه، فرمول‌بندی و شیوه‌ی عددی

به دست می‌آید. پس شرط صفر بودن جریان عمود بر سطح تیغه‌های روتور به صورت زیر قابل بیان است:

$$\left[\vec{V}_\infty + \vec{V}_\Omega + \vec{V}_i \right] \cdot \vec{n} = 0 \quad (8)$$

در این معادله باید سرعت‌ها و بردار عمود بر سطح در یک دستگاه مختصات تعریف شوند.

مدل هلیکوپتر مورد بررسی

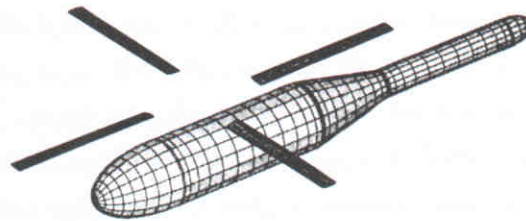
در اینجا، سعی شده است که مسئله‌ی برهمکنش روتور و بدنه، روی مدلی از یک هلیکوپتر که در تونل باد دانشگاه مریلند مورد آزمایش قرار گرفته، به صورت نظری مطالعه شود. این آزمایش رابی و لیسمن برای بررسی تجربی اثرات شناخته شده در برهمکنش روتور و بدنه ترتیب داده‌اند. [۶] گرچه بعضی از مشخصات مدل مورد آزمایش در مریلند در دست نیستند، اما سعی کرده‌ایم که با انتخاب‌های مناسب به شرایط آن آزمایش نزدیک شویم. از سوی دیگر، در اینجا هدف آن است که فقط قابلیت این روش نظری را برای مدل‌سازی و حل مسئله‌ی موردنظر و پیش‌بینی آنچه که در عمل اتفاق می‌افتد بررسی کنیم. بدین منظور برای ارزیابی کیفی نتایج حاصل از این بررسی به نتایج آزمایش مریلند اشاره می‌کنیم.

در شکل ۱، مدل مورد بررسی که یک هلیکوپتر چهار تیغه است، نشان داده شده است. تیغه‌ها مستطیل شکل، با پیچش هندسی ۱۲ درجه و شعاع داخلی ۲۰/۶ cm و شعاع خارجی ۸۲/۵ cm هستند. وتر تیغه‌ها ۶/۳۵ cm است. روتور از نوع کاملاً صلب در نظر گرفته شده است و با $RPM = 1180$ دوران می‌کند. فاصله‌ی صفحه‌ی دوران روتور از خط مرکزی بدنه ۲۴/۰ cm است. تیغه‌ها دارای ایرفویل NACA 0012 هستند.

محل‌هایی از بدنه متناظر با همان آزمایش مریلند انتخاب شده‌اند که شماره‌گذاری آنها در شکل ۱ ملاحظه می‌شود. هدف آن است که به کمک روش محاسباتی ذکر شده در قسمت بعد، فشار غیردائم در این نقاط که ناشی از حضور روتور در پرواز به جلو است محاسبه شود.

روش حل عددی

لزوم مدل‌سازی میدان جریان حول هلیکوپتر و استفاده از روش‌های عددی برای حل آن از این روست که بررسی تجربی جریان روی مدل هلیکوپتر در تونل باد یا اقدام به آزمایش‌های پرواز روی هلیکوپتر واقعی مستلزم امکانات و تجهیزات خاص است و اخذ اطلاعات مفید برای ارزیابی نتایج مختلف بسیار وقت‌گیر و پرهزینه است. از این رو، به منظور تهیه‌ی مدل‌هایی واقع‌بینانه و مبتنی بر مشاهدات تجربی و



شکل ۲. مدل سازی بدنه و روتور هلیکوپتر مورد بررسی با پانل های سطحی.

سرعت فروزش روتور و سرعت پرواز شکل می گیرد و به سمت پایین ادامه می یابد. برحسب آنکه هلیکوپتر در چه وضعیتی از پرواز باشد و با چه سرعتی حرکت کند، ممکن است دنباله ای حاصل از روتور با قسمت های مختلف بدنه تداخل یابد و بخشی از برهمکنش روتور و بدنه را به خود اختصاص دهد. برای مدل سازی و تولید دنباله ای روتور روش های مختلفی وجود دارد. در دسته یی از این روش ها دنباله به صورت یک سطح مارپیچ مدل می شود که با فرض یکنواخت بودن جریان ناشی از روتور شکل می گیرد. در این حالت از یک روش نیمه خودکار برای تولید دنباله، با عنوان دنباله ای کلاسیک استفاده می کنیم.^[۱۳] در این نوشتار از همین روش برای مدل سازی دنباله ای روتور استفاده کرده ایم. دنباله یی که به این طریق حاصل می شود، «دنباله ای صلب» نیز نامیده می شود.

با در نظر گرفتن این مطلب که سرعت القایی در زیر روتور یکنواخت است و فقط مؤلفه یی در امتداد محور روتور (عمود بر دیسک) دارد، دنباله ای حاصل از هر تیغه به صورت یک سطح مارپیچ نظیر شکل ۳ تولید می شود. این سطح مارپیچ با ردیف هایی از پانل های دابلت و با قدرت ثابت مدل می شود.^[۱۴]

ترکیب کدهای محاسباتی روتور، دنباله و بدنه

برای بررسی برهمکنش روتور، دنباله و بدنه مدل های ذکر شده در قسمت های فوق با هم ترکیب می شوند و یک سیستم جامع تشکیل می دهند. این سیستم جامع به روش ترکیب و تکرار حل می شود که با پیشروی در زاویه ای آزیموت به زمان وابسته می شود.

در ابتدا به کمک کد محاسباتی بدنه، حل میدان حول بدنه به طور مجزا انجام می شود و قدرت المان های تکین روی آن مشخص می شود. سپس به کمک کد محاسباتی روتور و دنباله، میدان حول آنها بدون در نظر گرفتن بدنه حل می شود و به این ترتیب شکل اولیه ی دنباله و قدرت المان های روی روتور و دنباله تعیین می شود. برحسب فاصله ی دیسک روتور از سطح فوقانی بدنه، مقداری از دنباله که بدون تداخل با بدنه بین روتور و بدنه قرار می گیرد، حفظ می شود و بقیه ی آن قطع می شود. از اینجا به بعد، فرایند ترکیب و تکرار آغاز می شود. یک حلقه ی بیرونی، پیشروی در زاویه آزیموت را میسر می سازد و یک حلقه ی داخلی همگرایی حل را در هر زاویه کنترل می کند. در هر زاویه آزیموت نظیر ψ ، جابه جایی نقاط دنباله ای روتور تحت تاثیر سرعت های القایی روتور (V_{rotor}) ، بدنه (V_{body}) ، دنباله (V_{wake}) و جریان آزاد محاسبه می شود و شکل جدید دنباله (به عبارتی X_{i+1}) به صورت زیر حساب می شود:

$$X_{i+1} = X(\psi + \Delta\psi) \quad (9)$$

$$= X_i + [V_{rotor}(\psi) + V_{wake}(\psi) + V_{body}(\psi) + V_{\infty}] \frac{\Delta\psi}{\Omega}$$

این روش به تفصیل در مراجع قابل دسترس است.^[۱۱ و ۱۲] بدنه به عنوان یک جسم بدون برآ با مجموعه یی از پانل های چهارضلعی و مثلثی چشمه (یا چاه) با قدرت یکنواخت مدل می شود. مدل سازی بدنه ی هلیکوپتر مورد بررسی در این مقاله با پانل های مسطح، در شکل ۲ نشان داده شده است. شرط مرزی صفر بودن جریان عمود بر هر پانل (معادله ی ۶) به صورت شرط مرزی نیومن یا دیریکله در مرکز هر پانل اعمال می شود که حاصل آن یک دستگاه معادلات خطی است که از حل آن، قدرت پانل های چشمه به دست می آید. با معلوم بودن قدرت این پانل ها می توان سرعت و فشار ناشی از کل بدنه را در هر نقطه از میدان محاسبه کرد.

مدل سازی و کد محاسباتی روتور

روتور به عنوان یک جسم برآ با مجموعه یی از پانل های دابلت با قدرت ثابت مدل می شود. هر تیغه ی روتور به منزله ی یک بال است که پانل ها روی سطح آن در جهت وتر و دهانه چیده شده اند. در شکل ۲، مدل سازی روتور هلیکوپتر مورد نظر با پانل های دابلت نشان داده شده است.

مشخصات هندسی و عملیاتی روتور به عنوان ورودی مسئله گرفته می شوند. حرکت روتور در فضا یک حرکت غیردائم (وابسته به زمان) است که سینماتیک آن نسبت به دستگاه مختصات مرجع معلوم است. هر تیغه ی روتور در حین دوران، یک دنباله ای مارپیچ تولید می کند که نحوه ی مدل سازی آن در قسمت بعد بیان شده است. میدان حاصل از روتور، طبق روش پانل غیردائم و با روش تقسیم زمان^۷ حل می شود.^[۱۱ و ۱۲]

حرکت روتور در لحظه ی $t=0$ آغاز می شود. در هر گام زمانی که متناظر با موقعیتی جدید برای روتور است، شرط مرزی نیومن به صورت معادله ی ۸ روی هر پانل اعمال می شود و شرط کوتا^۸ در لبه ی فرار تیغه ها به کار گرفته می شود تا سیستم معادلات مربوط به روتور شکل گیرد.

مدل سازی و کد محاسباتی دنباله

همزمان با دوران روتور، دنباله ای حاصل از هر تیغه تحت تاثیر

استفاده کرده‌ایم. عدد ۱۰۰ یک ضریب رایج است که برای تغییر مقیاس ضریب فشار به کار رفته است. [۶] اگر نقطه‌ی M را مرکز هر پانل روی بدنه در نظر بگیریم، طبق آنچه که در قسمت قبل بیان شد، سرعت در این نقطه یعنی $V(M,t)$ با تکرار در هر زاویه‌ی آزمایش محاسبه می‌شود. عمده‌ترین بخش این محاسبات، تعیین جمله‌ی $\frac{\partial \Phi(M,t)}{\partial t}$ است. پتانسیل روی بدنه متشکل از چهار قسمت است که عبارتند از پتانسیل القایی روتور، دنباله، جریان آزاد و خود بدنه. پس می‌توان نوشت:

$$\Phi(M,t) = \Phi_{rotor} + \Phi_{wake} + \Phi_{\infty} + \Phi_{body} \quad (12)$$

با مشتق‌گیری از رابطه‌ی فوق چنین داریم:

$$\frac{\partial \Phi(M,t)}{\partial t} = \left[\frac{\partial \Phi_{rotor}}{\partial t} + \frac{\partial \Phi_{wake}}{\partial t} + \frac{\partial \Phi_{body}}{\partial t} \right]_{(M,t)} \quad (13)$$

در انتهای هر گام زمانی (یا زاویه‌ی ψ)، قدرت پانل‌های روتور، دنباله و بدنه معلوم‌اند و می‌توان پتانسیل القایی آنها را در نقطه‌ی M حساب کرد. پس مشتقات زمانی ذکر شده در معادله‌ی ۱۳ با تقریب‌های تفاضل محدود پسر و قابل محاسبه‌اند.

نتایج حل

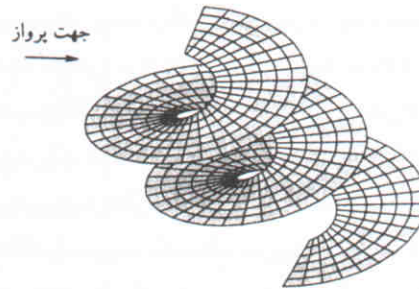
طبق الگوریتم ذکر شده در قبل، یک کد محاسباتی تهیه شده است و برای مسئله‌ی معرفی شده در شکل ۱ به کار رفته است. اجزاء دخیل در این مسئله، آن گونه که در قسمت روش حل عددی بیان شد مدل‌سازی شده‌اند که نتیجه‌ی آن در ابتدای حل برای پرواز به جلو در شکل ۴ آمده است.

در اینجا، محاسبات برای پرواز به جلو با نسبت پیشروی $\mu = 0.1$ انجام شده است که در آن حالت بارگذاری دیسک روتور برابر $C_T/\sigma = 0.081$ است. C_T و σ به ترتیب ضریب نیروی تراست و متغیر سالییدیته^۹ روتور هستند که چنین تعریف می‌شوند:

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 V_T^2} \quad \sigma = \frac{bc}{\pi R} \quad (14)$$

که R شعاع تیغه، c طول وتر تیغه و b تعداد تیغه‌های روتور است. در شکل ۵ تغییرات ضریب فشار محاسبه شده در نقاط شماره ۱ و ۵ روی بدنه (شکل ۱) نسبت به زاویه‌ی آزمایش نشان داده شده است. در این شکل شاهد یک نوسان با فرکانس چهار بار در هر دور روتور هستیم که بیانگر اثر عبور تیغه از بالای این نقطه است. این اثر را برهمکنش نوع ۱ می‌نامند. [۶]

در این نسبت پیشروی، به دلیل کج‌شدگی دنباله به سمت عقب، المان‌های دنباله با این نقاط از بدنه تداخل نمی‌یابند و با فاصله‌ی از



شکل ۳. مدل‌سازی دنباله تیغه‌ی روتور با پانل‌های دابلت.

که در آن $\Delta\psi/\Omega$ زمان حرکت تیغه‌ها از موقعیت ψ به $\psi + \Delta\psi$ است. حال، بدنه تحت تأثیر این شکل جدید دنباله قرار دارد و برای حل میدان جدید حول آن و یافتن قدرت جدید المان‌های تکین روی بدنه، اثر سرعت القایی روتور و دنباله را به همراه جریان آزاد در نظر می‌گیریم. سپس توزیع سرعت القایی در نقاط کنترل روتور محاسبه و با توزیع حاصل از تکرار قبلی مقایسه می‌شود. اگر همگرایی حاصل شده باشد حلقه‌ی داخلی خاتمه می‌یابد، در غیر این صورت محاسبات برای تکرار بعدی طی می‌شود. پس از حصول این همگرایی، فشار غیردائم روی بدنه حساب می‌شود. روش محاسبه‌ی این فشار را در قسمت بعد شرح داده‌ایم. حال با افزایش زاویه‌ی ψ ، روتور در موقعیت جدید قرار می‌گیرد و محاسبات فوق برای این موقعیت انجام می‌شود.

محاسبه‌ی فشار غیردائم روی بدنه

میدان جریان اطراف روتور کاملاً غیردائم است و در نظر گرفتن این مطلب بیش از هر چیز برای محاسبه‌ی فشار اهمیت دارد. برای محاسبه‌ی فشار در جریان غیردائم، از معادله‌ی برنولی غیردائم استفاده می‌کنیم. این معادله برای نقطه‌ی از میدان با سرعت V ، فشار استاتیکی p ، چگالی ρ و پتانسیل Φ چنین است:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{V^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \text{مقدار ثابت} \quad (10)$$

عوامل مختلفی از میدان اطراف روتور و بدنه که در جمله‌ی $\frac{\partial \Phi}{\partial t}$ سهیم‌اند عبارتند از حرکت یک المان تکین در جریان (مانند حرکت المانی از دنباله یا تیغه) یا تغییر قدرت آن المان با گذشت زمان.

به کمک معادله‌ی ۱۰ می‌توان ضریب فشار غیردائم را در نقطه‌ی بر بدنه مانند M به صورت زیر نوشت:

$$C_p(M,t) = \frac{100}{V_T^2} \left[V_{\infty}^2 - V^2(M,t) - 2 \frac{\partial \Phi(M,t)}{\partial t} \right] \quad (11)$$

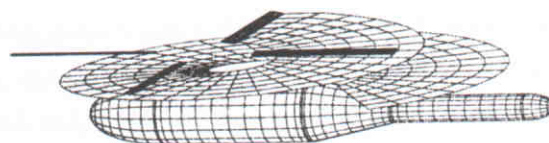
در اینجا، برای بی‌بعد کردن فشار از سرعت خطی نوک تیغه (V_T)

برهمکنش نوع ۱، با قدرت گردابه‌های روی تیغه^{۱۰} و سرعت عبور آنها از بالای سطح متناسب است و با فاصله‌ی تیغه‌ها از سطح بدنه نسبت عکس دارد.

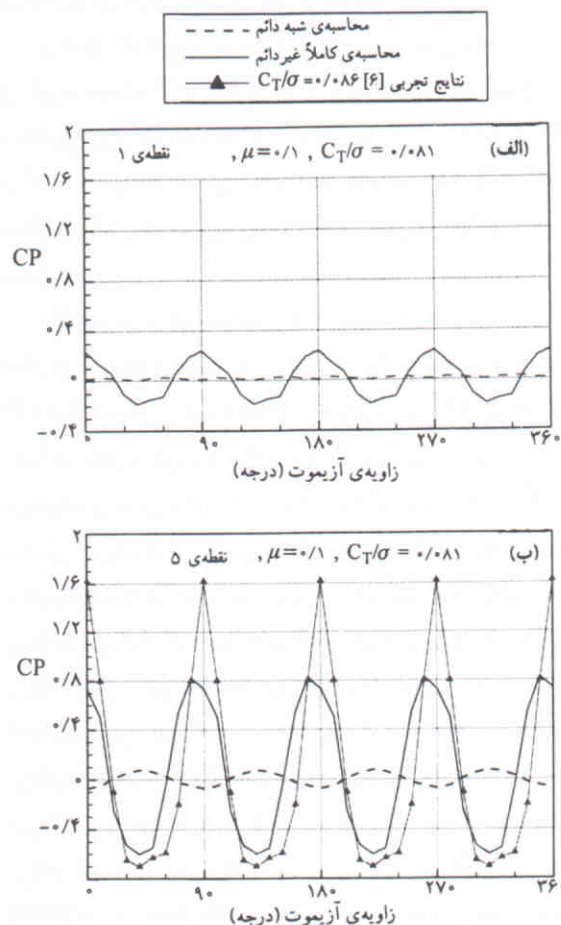
آنچه که تحت عنوان محاسبه‌ی شبه دائم^{۱۱} در این شکل ملاحظه می‌کنید، فقط با در نظر گرفتن سرعت محلی برای محاسبه‌ی فشار حاصل شده است، یعنی در معادله‌ی ۱۳ فقط از دو جمله‌ی اول استفاده شده و از جمله‌ی $\frac{\partial \Phi}{\partial t}$ صرف نظر شده است. از مقایسه‌ی این محاسبه با آنچه که از در نظر گرفتن کل جملات غیردائم حاصل می‌شود، نتیجه می‌گیریم که سهم جمله‌ی غیردائم $\frac{\partial \Phi}{\partial t}$ در محاسبه‌ی فشار غیردائم بسیار مهم است و اندازه‌ی دامنه‌ی نوسانات فشار اصولاً ناشی از این جمله است.

برای ارزیابی این روش محاسباتی و نتایج حاصل از آن سعی شد که خصوصیات مدل مورد بررسی، به آنچه که در تونل باد دانشگاه مریلند آزمایش شده است^[۶] نزدیک باشد، گرچه بعضی مشخصات آن در دسترس نبوده یا امکان مدل‌سازی آنها وجود نداشته است، در شکل ۵ فشار غیردائم اندازه‌گیری شده در نقطه‌ی شماره ۵، مربوط به این آزمایش نیز آورده شده است. البته این نتایج در $C_T/\sigma = 0.086$ اخذ شده‌اند. از مقایسه‌ی کیفی نتایج این نظریه با آن آزمایش، ملاحظه می‌کنیم که این روش محاسباتی قابلیت خوبی در پیش‌بینی رفتار فشار در این محل دارد.

در شکل ۶، فشار محاسبه شده در نقطه‌های شماره ۱، ۵، ۸، و ۹ روی بدنه به‌ازاء $\mu = 0.1$ و $C_T/\sigma = 0.081$ نشان داده شده است. ضرایب فشار رسم شده در این شکل، یک بار فقط با در نظر گرفتن سهم عبور تیغه‌ها در C_p یعنی فقط جمله‌ی $\frac{\partial \Phi_{rotor}}{\partial t}$ در کنار دو جمله‌ی اول در معادله‌ی ۱۳ و یک بار با در نظر گرفتن کل جملات، یعنی سهم عبور تیغه‌ها، دنباله و تغییر قدرت پانل‌های بدنه محاسبه شده‌اند. در نقطه‌ی شماره ۱ که شاهد برهمکنش نوع ۱ یا اثر عبور تیغه هستیم، سهم مهمی از کل فشار، به اثر عبور تیغه اختصاص دارد. این بدان علت است که در پرواز به جلو، این نقطه که روی دماغه است در فاصله‌ی دور از دنباله‌ی روتور قرار دارد و فقط اثر عبور تیغه را می‌بیند. ملاحظه می‌شود که در نقاط ۵، ۸، و ۹ که پشت تویی روتور قرار دارند، اثر دنباله در مقایسه با اثر عبور تیغه به تدریج مهم‌تر می‌شود. رفتار فشار در نقطه‌ی شماره ۹ بیانگر برهمکنش نوع ۲ یا اثر دنباله‌ی نزدیک به بدنه است، یعنی یک نوسان تقریباً دندانه‌اره‌یی با پریود ۴.۴^[۸] این اثر در نقاط مختلفی از قسمت عقب بدنه به‌ازاء ترکیبات متنوعی از μ و C_T/σ قابل مشاهده است، چراکه به موقعیت دنباله‌ی روتور نسبت به بدنه بستگی دارد. بنابراین دنباله‌ی روتور که به سمت عقب کج شده است، در این محل به سطح بدنه خیلی نزدیک می‌شود. پس انتظار داریم که در بالادست این محل یعنی



شکل ۴. ترکیب مدل‌های محاسباتی روتور، دنباله و بدنه برای هلیکوپتر مورد بررسی.



شکل ۵. فشار غیردائم محاسبه شده در نقاط ۱ و ۵ روی بدنه.

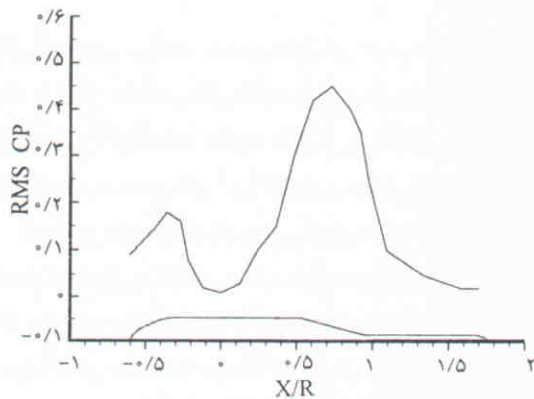
بالای آنها عبور می‌کنند. به همین دلیل این اثر، به قدرت گردابه‌های دنباله یا شکل دنباله بستگی ندارد و در عوض به بارگذاری دیسک روتور یعنی C_T/σ یا به عبارت دقیق‌تر به بارگذاری محلی تیغه وابسته است. به همین دلیل آن را اثر عبور تیغه می‌نامند.

فاصله‌ی صفحه‌ی دوران روتور از هر دو نقطه‌ی ۱ و ۵ تقریباً یکسان است ولی در نقطه‌ی شماره ۵ دامنه‌ی بزرگتری برای نوسانات فشار مشاهده می‌شود. علت این مطلب تفاوت در توزیع بار آئرو‌دینامیکی روی تیغه در هنگام عبور از بالای این محل و تفاوت در سرعت بخشی از تیغه است که از بالای این محل عبور می‌کند. پس به‌طور خلاصه می‌توان گفت که فشار روی بدنه ناشی از عبور تیغه یا

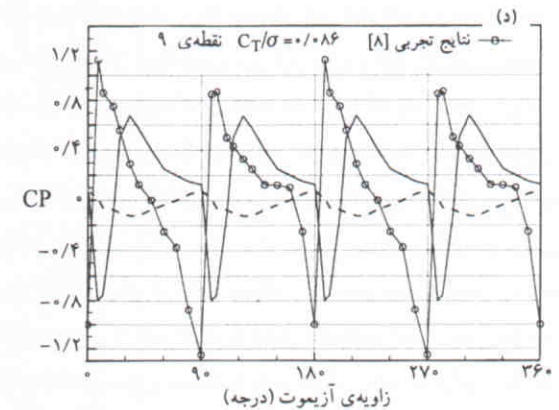
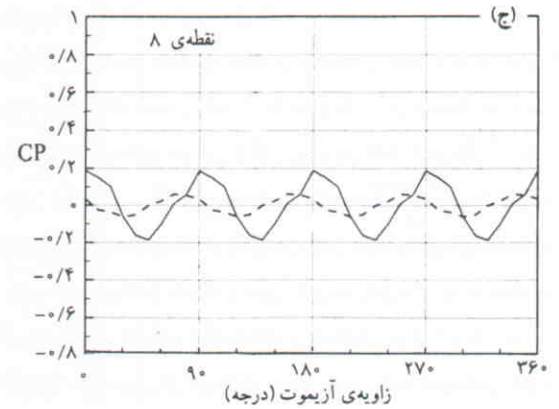
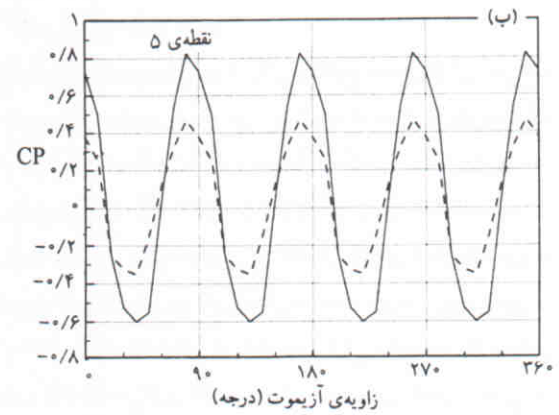
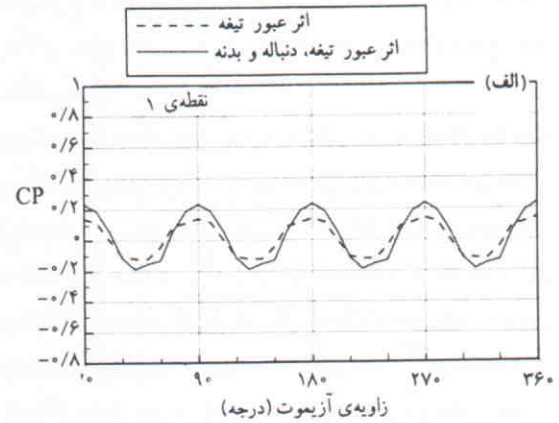
نقطه‌ی شماره ۸، دنباله از بالای سطح عبور کند. قسمت ج از شکل ۶ نیز مؤید همین مطلب است. این محل زیر دیسک روتور قرار ندارد و مقدار فشار در آنجا متأثر از عبور المان‌های دنباله از بالای آن است که سهم ضعیفی از اثر عبور تیغه رانیز در خود دارد. دو قسمت ج و د از این شکل نشان می‌دهند که برای بررسی برهمکنش روتور و بدنه در نقاطی که به دنباله نزدیک‌ترند یا با آن تداخل می‌یابند باید اثر غیردائم بودن دنباله کاملاً در نظر گرفته شود.

در شکل ۶ نتایج مربوط به آزمایش روی مدلی مشابه در مرینلد نیز آورده شده‌اند^[۸] این نتایج تجربی وجود برهمکنش نوع ۲ را در نقطه‌ی روی دم به ازاء $\mu = 0.1$ و $\sigma = 0.086$ با C_T/σ تأیید می‌کنند. مقایسه‌ی کیفی نتایج نظری و تجربی بیانگر قابلیت محاسبات اخیر در پیش‌بینی رفتار فشار ناشی از دنباله‌ی نزدیک به بدنه است.

علاوه بر دو نوع برهمکنشی که در فوق بیان شدند، تاکنون دو اثر دیگر نیز شناخته شده‌اند. یکی برخورد دنباله به بدنه (برهمکنش نوع ۳) و دیگری پس برخورد دنباله (برهمکنش نوع ۴). این دو اثر که دقیقاً در محل برخورد دنباله به بدنه و پایین دست آن مشاهده می‌شوند، براساس شکل رفتار فشار غیردائم روی بدنه از دیگر اثرات متمایز می‌شوند.^[۸] این دو اثر، از فیزیک نسبتاً پیچیده‌ی برخورد دارند، که در اینجا به دلیل محدودیت محاسباتی به آنها نپرداخته‌ایم. البته عمده بارهای القایی غیردائم روی بدنه به هنگام پرواز به جلو، ناشی از دو اثر عبور تیغه و دنباله‌ی نزدیک به بدنه است که با پیش‌بینی دقیق آنها بخش مهمی از بارهای وارد بر بدنه مشخص می‌شود. با وجود آنکه اثر عبور تیغه مهم‌ترین نقش را در مقدار فشار غیردائم روی بدنه دارد، در نقاط دور از روتور این اثر به سرعت افت می‌کند. این مطلب در شکل ۷ با رسم جذر میانگین مربعات^{۱۲} (RMS) ضریب فشار ناشی از عبور تیغه روی بدنه، برحسب فاصله از محور روتور در $\mu = 0.1$ نشان داده شده است. به کمک این شکل



شکل ۷. جذر میانگین مربعات ضریب فشار ناشی از عبور تیغه در امتداد بدنه در $\mu = 0.1$



شکل ۶. فشار غیردائم محاسبه شده در نقاط ۱، ۵، ۸، و ۹ روی بدنه برای $C_T/\sigma = 0.081$ و $\mu = 0.1$

دخیل در برهمکنش باشد، سهم هر یک از مجموعه المان‌های تکین مدل‌کننده‌ی روتور، دنباله و بدنه در فشار غیردائم روی سطح می‌تواند بسیار مهم باشد.

● با توجه به این‌که تغییر نسبت پیشروی باعث تغییر موقعیت دنباله نسبت به بدنه می‌شود و در نتیجه محل برخورد دنباله به بدنه را جابه‌جا می‌کند، رفتار و اندازه‌ی فشار غیردائم روی بدنه می‌تواند به شرایط پرواز یعنی نسبت پیشروی و تراست روتور وابسته باشد. در اینجا این موضوع به‌طور ضمنی قابل استنباط است ولی بررسی بیشتر در مورد آن در مرجع ۱۲ آمده است. فشار ناشی از اثر عبور تیغه، به فاصله و سرعت حرکت تیغه بستگی دارد. هر قدر که فاصله از روتور بیشتر باشد، یا سرعت نسبی عبور تیغه کم‌تر باشد این اثر ضعیف‌تر است.

● با وجود آنکه میدان جریان حول هلیکوپتر و پدیده‌ی برهمکنش پیچیده است ولی بررسی این میدان به کمک نظریه‌ی پتانسیل غیرلزج و غیردائم و مدل‌کردن آن با المان‌های تکین، سازگاری خوبی با نتایج تجربی نشان می‌دهد و دورنمای مناسبی برای یک رویکرد نظری در تحقیقات کاربردی ترسیم می‌کند.

می‌توان مناطقی از بدنه راکه به شدت تحت تأثیر بارهای القایی ناشی از عبور تیغه قرار دارند از مناطقی که بیشتر تحت تأثیر دنباله هستند تشخیص داد.

نتیجه‌گیری

در این مطالعه، مسئله‌ی برهمکنش آئرو‌دینامیکی بین روتور و بدنه‌ی هلیکوپتر در پرواز مطرح شد و اثر حضور روتور روی میدان جریان اطراف بدنه و بارهای آئرو‌دینامیکی غیردائم روی آن نشان داده شد. در این رویکرد نظری، یک مدل ساده از هلیکوپتر شامل بدنه و روتور اصلی مورد بررسی قرار گرفت و با مدل‌سازی اجزاء دخیل در میدان حول بدنه (شامل روتور، دنباله روتور و بدنه) دو اثر از چهار اثر شناخته شده در برهمکنش روتور و بدنه نشان داده شدند. از این بررسی، نتایج مفیدی قابل استنباط است که در اینجا به آنها اشاره می‌کنیم.

● میدان جریان اطراف بدنه‌ی هلیکوپتر کاملاً غیردائم است و نمی‌توان آن را بدون در نظر گرفتن سهم جمله‌ی غیردائم $\frac{\partial \Phi}{\partial t}$ در محاسبه‌ی فشار روی سطح مدل کرد.

● برحسب آن‌که یک نقطه روی بدنه تحت تأثیر کدام یک از اثرات

پانویس

1. interaction
2. interactional aerodynamics
3. yaw
4. downwash
5. azimuthal marching
6. iterative coupling
7. time stepping
8. kutta condition
9. solidity
10. bound vortex
11. quasi-steady
12. root mean square

منابع

1. Sheridan P. F., Smith R. P., "Interactional Aerodynamics-A New Challenge to Helicopter Technology," *35th Annual Forum of the American Helicopter Society*, PP. 59-(1-15), (May 1979).
2. Wilson J. C., Mineck R. E., "Wind-Tunnel Investigation of Helicopter Rotor Wake Effects on Three Helicopter Fuselage Models," *NASA TM X-3185*, (March 1975).
3. Betzina M. D., Shinoda P., "Aerodynamic Interactions between a 1/6-scale Helicopter Rotor and a Body of Revolution," *NASA TM X-84247*, (June 1982).
4. Smith C. A., Betzina M. D., "Aerodynamic Loads Induced by a Rotor on a Body of Revolution," *Journal of the American Helicopter Society*, **31**, (1), PP. 29-36, (1986).
5. Clark D. R., Maskew B., "Study For Prediction of

- Rotor/Wake/Fuselage Interference," *NASA CR-77340*, (March 1985).
6. Bi N., Leishman J. G., "Analysis of Unsteady Pressures Induced on a body by a Rotor," *Journal of Aircraft*, **28** (11) PP. 756-767, (November 1991).
7. Bettschart N., Gasser D., "Analysis of Helicopter Rotor-Fuselage Interaction", *Proceedings of the 20th European Rotorcraft Forum*, PP. 14-(1-17), Amsterdam, (Oct 1994).
8. Crouse G. L., Leishman J. G., Bi N., "Theoretical and Experimental Study of Unsteady Rotor/Body Aerodynamic Interactions," *Proceedings of the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society*, PP. 1075-1087, Washington D.C, (May 1990).
9. Komerath N., McMahon H., Brand A., Liou S., Mavris D., "Prediction and Measurement of the Aerodynamic Interactions Between a Rotor and Airframe in Forward Flight," *Proceeding of the 45th Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society*, (May 1989).
10. McMahon H., Komerath N., Hubbart J., "Studies of Rotor-Airframe Interactions in Forward Flight," *AIAA paper 85-5015*, (1985).
11. Katz J., Plotkin A., "Low-Speed Aerodynamics," McGraw-Hill Inc., (1991).
۱۲. برازنده، مهران «بررسی عددی کنش متقابل آئرو‌دینامیکی روتور و بدنه‌ی هلیکوپتر»، پایان‌نامه‌ی کارشناسی ارشد، دانشکده‌ی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، (۱۳۷۸).
13. Stepniewski W. Z., Keys C. N., "Rotary-Wing Aerodynamics," *NASA Contractor Report 3082*, (1979).