

تحلیل آیروالاستیک پره هلی کوپتر در پرواز درجا توسط الگوی آیرودینامیکی سه بعدی

حسین شاهرودی^۱، علی صالحزاده نوبری^۲ و مرتضی بهبهانی نژاد^۳

۱- دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

۲- دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه شهید چمران اهواز، گروه مهندسی مکانیک

چکیده

در این مطالعه، پایداری آیروالاستیک پره بدون مفصل هلی کوپتر با وابستگی حرکتی مودهای بال زدن، پیشرو-پسرو و پیچش پره تحت اثر تغییر شکل‌های بزرگ هندسی در حالت پروازی درجا مورد تحلیل واقع شده است. برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی از روش عددی اجزای مرزی بر مبنای حل جریان پتانسیل استفاده شده است. با توجه به ماهیت غیر خطی معادلات آیروالاستیک، ابتدا تغییر مکانهای حالت تعادل استاتیکی پره با استفاده از روش نیوتن-رافسون محاسبه شده و سپس با کمک تئوری اغتشاشات کوچک، معادلات حاکم حول وضعیت تعادل، خطی سازی شده است. این روش منجر به ایجاد یک دستگاه معادلات مقدار ویژه بر حسب متغیرهای سازه‌ای و آیرودینامیکی می‌شود که به کمک آن می‌توان تحلیل آیروالاستیک پره را انجام داد. نتایج حاصل از این مطالعه شامل بررسی تاثیر پارامترهایی مانند زوایای پیچش کلکتیو و پیش مخروطی، سفتی پیچشی و خمشی روی ناپایداری روتور دو پره‌ای ارائه شده و با نتایج حاصل از اعمال الگوی آیرودینامیکی دو بعدی مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهند که کاربرد آیرودینامیک سه بعدی تاثیر چشمگیری روی محاسبه وضعیت تعادل و میرایی مود حرکتی پیشرو-پسرو پره دارد.

واژه های کلیدی: آیروالاستیک، آیرودینامیک، پایداری، پره، مقدار ویژه

Aeroelastic Stability Analysis of a Hingeless Two-blade Rotor, Using Three-dimensional Aerodynamic Model in Hover

H. Shahverdi, A. S. Nobari, and M. Behbahani-Nejad

Mech. and Aero. Eng. Dep't., Science and Research Branch, Islamic Azad Univ.

Aero. Eng. Dep't., Amir-kabir Univ., and Mech. Eng. Dep't., Univ. of Ahvaz

Abstract

This paper presents coupled flap-lag-torsion aeroelastic stability of a hingeless helicopter blade in the hovering flight condition. The boundary element method based on the potential flow is used for the prediction of unsteady airloads of the rotor blade. The aeroelastic equations of motion of the rotor blade are derived by Galerkin's method. To obtain the aeroelastic stability, the governing nonlinear equations of motion are linearized about the nonlinear steady equilibrium positions using small perturbation theory. The equilibrium deflections are calculated through the iterative Newton-Raphson method. Numerical results comprising steady equilibrium state deflections, aeroelastic eigenvalues about these states for a two-bladed rotor are presented, and some of them are compared with those obtained from a two-dimensional quasi-steady strip aerodynamic theory. The obtained results show that the three-dimensional aerodynamic has considerable effects on determination of both the equilibrium condition and lead-lag damping.

Key Words: Aeroelastic, Aerodynamic, Blade, Eigenvalue, Stability

۱ استادیار (نویسنده پاسخگو): Shahverdi_ho@srbiau.ac.ir

۲ دانشیار: SAL1358@aut.ac.ir

۳ استادیار: Bnmorteza@cua.ac.ir

۱- مقدمه

این روش با فرض غیر چسبنده بودن و غیرچرخشی بودن جریان می‌توان از حل جریان پتانسیل با استفاده از روش اجزای مرزی برای رژیم‌های مختلف جریان حول اجسام سه‌بعدی پیچیده استفاده نمود. انتخاب دیگر حل معادلات اولر و ناویراستوکس است که مستلزم صرف هزینه و زمان زیادتری جهت محاسبات آیرودینامیکی می‌باشد [۵ و ۶].

از آنجا که در محاسبات آیروالاستیک نیاز به محاسبه و تعیین نیروهای آیرودینامیکی روی سطح جسم می‌باشد. لذا روشهای عددی همانند روش اجزای مرزی که بر مبنای یافتن مجهولات روی سطوح یا مرزهای سیال و جسم استوار می‌باشد از اهمیت بسزائی برخوردار هستند. استفاده از این روشها باعث کاهش بعد مسئله شده و در نتیجه افزایش سرعت محاسبات را نسبت به دیگر روشهای عددی در پی دارد.

کوان^۴ و همکاران رفتار آیروالاستیک پره بدون مفصل را در حالت پرواز درجا مورد مطالعه قرار دادند. آنها در این مطالعه از روش اجزای مرزی بر مبنای روش پنل برای محاسبات آیرودینامیک استفاده کرده و نشان دادند آثار سه بعدی جریان تاثیر قابل ملاحظه‌ای روی تعیین مشخصه‌های آیروالاستیک روتور در زوایای پیچش کلکتیو بزرگتر از ۴ درجه دارد [۷]. در تحقیق مشابهی که توسط یو^۵ و همکاران انجام شد، از روش شبکه گردابه^۶ برای محاسبات آیرودینامیکی استفاده شد [۸]. همچنین با استفاده از روش فوق، چو^۷ و همکاران پاسخ و پایداری آیروالاستیک یک روتور چند پره ای را بررسی نموده و آثار تعداد پرها را روی مشخصه‌های آیروالاستیک مورد مطالعه قرار دادند [۹]. همه مطالعات فوق نشان دادند که در تعیین استهلاك مود پیشرو-پسرو در طیف عملکردی از زوایای پیچش کلکتیو در مقایسه با نتایج به دست آمده از اعمال الگوهای آیرودینامیک دو بعدی بهبود حاصل شده است. لازم به ذکر است که در پره‌های بدون مفصل این مود حرکتی پره به ناپایداری

بررسی پایداری آیروالاستیک پره بدون مفصل به دلیل آثار متقابل سازه، آیرودینامیک و نیروهای اینرسی و ماهیت غیر خطی آنها از پیچیده‌ترین مسائل در حوزه آیروالاستیک می‌باشد. بویژه در مبحث آیرودینامیک آثار غیردائم ناشی از حضور لایه‌های دنباله^۱ ایجاد شده متصل به پره و واقع در زیر صفحه روتور هلی کوپتر به همراه اثرات سه بعدی جریان روی پره و نوک آن، تاثیر چشمگیری روی دقت نتایج محاسبات آیروالاستیک دارد. در مطالعات اولیه انجام شده در این حوزه، عموماً از تئوری آیرودینامیک دو بعدی شبه دائم برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی استفاده شده است [۱۰ و ۱۱]. سپس برای اعمال آثار غیردائم در محاسبات آیرودینامیکی، الگوی آیرودینامیکی دو بعدی گرینبرگ^۲ بکار گرفته شده است [۳]. کاربرد اصلی این تئوری برای محاسبات آیرودینامیکی بال هواپیما می باشد. زیرا تاثیر دنباله غیردائم روتور و هندسه آن در این الگو در نظر گرفته نشده است. لذا نتایج به دست آمده قابل قبول و معتبر نیستند. بنابراین برای بهبود نتایج تحلیل آیروالاستیک پره، لوی^۳ الگوی آیرودینامیکی تئودورسن را برای در نظر گرفتن آثار دنباله‌های ایجاد شده در زیر صفحه روتور در حالت پرواز درجا توسعه داد که تاکنون در بسیاری از مطالعات انجام شده از این روش استفاده شده است [۴].

به تدریج و با پیشرفت در زمینه‌ی علوم کامپیوتر و ایجاد ابزار لازم برای محاسبات عددی، در الگوهای شبیه‌سازی شده جریان حول پره، آثار سه‌بعدی جریان در طول پره و کاهش برآ در نوک آن، دنباله و تداخل پره - دنباله و اثر چسبندگی در رژیم‌های جریان مادون و گذر صوت بتدریج در محاسبات وارد شده و آثار آنها مورد بررسی واقع شده است. بدین منظور از روش‌های محاسباتی دینامیک سیال استفاده می‌شود. آیرودینامیک غیرلزج اولین انتخاب برای محاسبات آیرودینامیکی پره‌ها می‌باشد که هم‌اکنون نیز کاربرد دارد. در

4- Kwon

5- Yoo

6- Vortex Lattice

7- Cho

1- Wake

2- Greenberg

3- Loewy

آیروالاستیک نزدیکتر است.

جسم می‌باشد. c نیز ضریبی است که مقدار آن بر روی سطح هموار جسم معادل یک دوم واحد می‌باشد. همچنین S_B و S_W به ترتیب بیانگر سطح جسم، و سطح دنباله هستند. $\Delta\varphi_W$ بیانگر اختلاف بین پتانسیل سرعت اغتشاشی سطوح بالا و پائین لایه دنباله بوده که مقدار آن در لبه فرار با توجه به شرط کوتا^۴ برابر است با:

$$\Delta\varphi_W = \varphi_W^U - \varphi_W^L. \quad (2)$$

در سایر نقاط دنباله مقدار $\Delta\varphi_W$ را می‌توان با استفاده از قضیه کلون برحسب مقدار مورد نظر آن در لبه فرار بدست آورد [۱۱]. همچنین با توجه به حرکت غیردائم جسم، می‌توان مقدار $\frac{\partial\varphi}{\partial n}$ را به صورت یک شرط مرزی وابسته به زمان تعیین نمود. برای جریانهای دو بعدی معادله متناظر با رابطه (۱) به شکل زیر نوشته می‌شود [۱۱]:

$$2\pi c\varphi_P = \int_{S_B} \left[\varphi \frac{\partial}{\partial n}(\ln r) - \ln r \frac{\partial\varphi}{\partial n} \right] dS + \int_{S_W^U} \Delta\varphi_W \frac{\partial}{\partial n}(\ln r) dS. \quad (3)$$

برای حل رابطه انتگرالی (۱) سطح S_B و S_W^U مرز جسم و دنباله توسط المانهای مرزی گسسته‌سازی می‌شود. در این صورت با مقداری عملیات ریاضی، رابطه انتگرالی مرزی (۱) را می‌توان توسط سیستم معادلات زیر بیان کرد:

$$\varphi_{Ph} = \sum_{k=1}^{NB} A_{hk} \varphi_{Pk} + \sum_{k=1}^{NB} B_{hk} \left(\frac{\partial\varphi}{\partial n} \right)_{Pk} + \sum_{k=1}^{NW} A_{hk} \Delta\varphi_{Pk}, \quad (4)$$

که در آن، NB و NW به ترتیب تعداد اجزاء واقع بر جسم و دنباله ناشی از آن است. همچنین مقادیر پتانسیل اغتشاشی φ و $\frac{\partial\varphi}{\partial n}$ در داخل محدوده هر جزء ثابت فرض می‌شود. جزئیات بیشتر در مورد روش فوق و نحوه محاسبه ضرایب در مراجع [۱۰ و ۱۱] ذکر شده است. با اعمال رابطه (۴) به تمام اجزاء واقع بر سطح جسم و اعمال رابطه (۲)، معادله ماتریسی زیر استخراج می‌شود.

در مطالعه حاضر از روش اجزای مرزی برای حل جریان پتانسیل مادون صوت استفاده شده است. مدل هندسی دنباله نیز از نوع دنباله تعیین شده^۱ انتخاب شده است. همچنین معادلات دینامیک سازه پره شامل کلی‌ترین حالت حرکت وابسته موده‌های خمشی و پیچشی^۲ در نظر گرفته شده است. در این معادلات اثرات غیرخطی هندسی ناشی از تغییر شکل‌های بزرگ هندسی لحاظ شده است. همچنین از تابیدگی مقطع و تنش‌های برشی صرفنظر شده و کرنش‌ها کوچک فرض شده‌اند. برای حل معادلات آیروالاستیک ابتدا با استفاده از روش گالرکین، معادلات دیفرانسیل پاره‌ای به معادلات دیفرانسیل متداول (O.D.E) تبدیل شده‌اند. به دلیل ماهیت غیرخطی معادلات حاکم، سپس با استفاده از تئوری اغتشاشات کوچک، معادلات حول وضعیت تعادل استاتیکی خطی سازی شده‌اند. بدین منظور از روش تکرار نیوتن-رافسون برای استخراج تغییر شکل حالت تعادل استفاده شده است. در نهایت معادلات آیروالاستیک به یک دستگاه معادلات مقادیر ویژه بر حسب متغیرهای سازه‌ای و آیرودینامیکی تبدیل شده است. با تحلیل مقادیر ویژه این دستگاه معادلات و به‌ازای پارامترهای معلوم می‌توان پایداری آیروالاستیک پره را بررسی نمود. در این راستا اثر پارامترهایی مانند زاویه پیش مخروطی^۳، زاویه پیچش کلکتیو، سفتی‌های پیچش و خمشی روی محدوده پایداری بررسی شده و با نتایج حاصل از اعمال الگوی آیرودینامیک دو بعدی غیردائم مقایسه شده است.

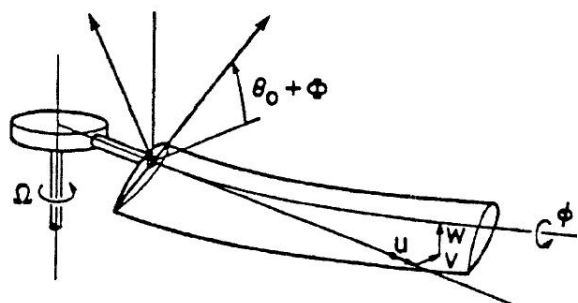
۲- الگوی آیرودینامیک

معادله انتگرالی مرزی برای پتانسیل سرعت اغتشاشی در یک جریان سه‌بعدی بصورت زیر بیان می‌شود [۱۰].

$$4\pi c\varphi_P = \int_{S_B} \left[\varphi \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) - \frac{1}{r} \frac{\partial\varphi}{\partial n} \right] dS + \int_{S_W^U} \Delta\varphi_W \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS, \quad (1)$$

که در آن r فاصله نقطه P تا المان مرزی dS ، φ پتانسیل سرعت اغتشاشی و n بردار یکه برونسو بر سطح

1- Prescribed
2- Coupled Flap-lag-torsion
3- Precone



شکل (۱): تغییر شکل الاستیک پره روتور

۴. الگوی آیروالاستیک

با استفاده از روش مودهای فرضی و اعمال روش گالرکین به معادلات دیفرانسیل پاره‌ای حرکت پره می‌توان معادلات دیفرانسیل متداول حرکت را به شکل ماتریسی زیر بیان نمود [۱۴]:

$$M \ddot{q} + C(q) \dot{q} + K(q) = F_{ec}(q) + F_A(q, \dot{q}, \mu, \dot{\mu}), \quad (۸)$$

که در آن M ، C و K به ترتیب معادل ماتریس جرم، استهلاک ژيروسکوپی و سفتی سیستم می‌باشند. q نیز نشان دهنده بردار تغییر مکانهای الاستیک تعمیم یافته است. بردار F_{ec} بیانگر مجموع نیروهای الاستیک و گریز از مرکز می‌باشد. همچنین بردار F_A نیروهای آیرودینامیکی تعمیم یافته را توصیف می‌کند. نیروهای آیرودینامیکی تابعی به شدت غیر خطی و پیچیده‌ای از عبارت‌های تغییر مکان‌های الاستیک و سرعت جریان ناشی از حرکت پره می‌باشند که این امر باعث افزایش زمان و تلاش محاسباتی می‌شود. به همین دلیل در مطالعات انجام شده قبلی هیچ تابع صریح و خطی که بیانگر بردار نیروهای آیرودینامیک بر اساس متغیرهای حرکتی پره و جریان باشد، وجود ندارد [۷-۹]. اما در این تحقیق یک رابطه صریح برای کاهش تلاش‌های محاسباتی ارائه شده است. در این راستا برای حل معادله (۸) ابتدا متغیرهای غیرخطی وضعیت تعادل سیستم شامل q_0 و μ_0 با استفاده از روش نیوتن-رافسون و با حذف عبارت‌های غیردائم از معادله مزبور استخراج می‌شود. برای حرکت‌های اغتشاشی کوچک حول وضعیت تعادل می‌توان متغیرهای

$$A\mu^{n+1} + B\mu^n = w^{n+1}. \quad (۵)$$

در رابطه فوق w یک بردار معلوم است که با استفاده از شرط مماس بودن جریان بدست می‌آید و μ نیز برداری مجهول به شکل زیر می‌باشد:

$$\mu = \{\varphi_1, \dots, \varphi_{NB}, \Delta\varphi_1, \dots, \Delta\varphi_{NW}\}^T. \quad (۶)$$

با حل رابطه ماتریسی (۵) پتانسیل سرعت اغتشاشی بدست آمده و توسط آن می‌توان پتانسیل سرعت کل و همچنین بردار سرعت سیال روی جسم را بدست آورد. در نهایت توزیع فشار روی سطح جسم با استفاده از قانون برنولی اصلاح شده قابل محاسبه است [۱۱].

$$C_P = 1 - \frac{V_t^2}{V_\infty^2} - \frac{2}{V_\infty^2} \frac{\partial \varphi}{\partial t}, \quad (۷)$$

که در آن V_t سرعت محلی سیال روی سطح المان است.

۳- الگوی سازه

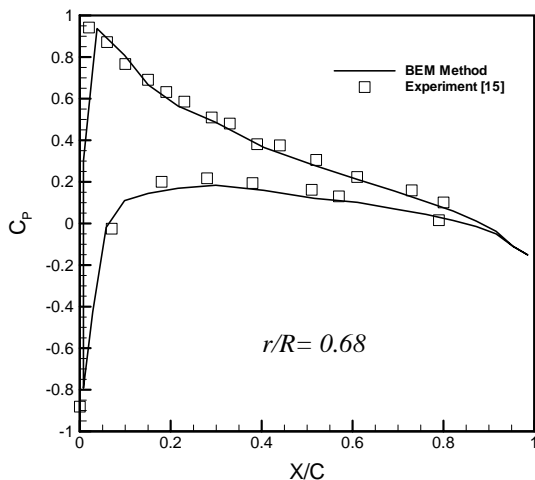
الگوی سازه‌ای استفاده شده برای پره در این مطالعه بر اساس الگوی غیرخطی تیر هاجز^۱ و داو^۲ می‌باشد [۱۲]. فرضیات استفاده شده در این الگو شامل تغییر مکان‌های نسبتاً بزرگ و کرنش‌های کوچک بوده و از تغییر شکل‌های برشی و تابیدگی مقطع صرف‌نظر شده است. همچنین فرض می‌شود که تیر در مرکز هاب^۳ کاملاً گیر دار بوده و حول محور گذرنده از هاب و عمود بر صفحه روتور با سرعت ثابت دوران می‌کند. معادلات دیفرانسیل حرکت پره شامل حرکت‌های وابسته خمش و پیچش با استفاده از اصل هامیلتون استخراج شده است [۱۳]. در شکل ۱ تغییر شکل الاستیک پره نشان داده شده است. در این شکل متغیرهای V ، W و ϕ به ترتیب نشان دهنده تغییر شکل‌های الاستیک حرکت پیشرو-پسرو، بال‌زدن و پیچش مقطع پره می‌باشند. θ_0 نیز نشان دهنده زاویه پیچش کلکتیو است.

1- Hodges
2- Dowell
3- Hub

با استفاده از تحلیل مقادیر ویژه سیستم معادلات فوق می‌توان پایداری آیرولاستیک پره را در شرایط پروازی و ترکیب‌های متفاوتی از پره بررسی نمود.

۵- نتایج

در این مطالعه از یک پره مستطیل شکل بدون پیچش هندسی اولیه^۱ برای بررسی آثار غیردائم دنباله و سه‌بعدی جریان بویژه در نوک بال روی تغییر مکانهای وضعیت تعادل و مشخصات آیرولاستیک آن استفاده شده است و نتایج حاصل با نتایج به دست آمده از کاربرد الگوی آیرودینامیک غیردائم دوبعدی مقایسه شده است [۱۳]. در ابتدا برای بررسی صحت نتایج برنامه محاسبات نیروهای آیرودینامیکی تهیه شده بر اساس روش اجزای مرزی، توزیع فشار در دو مقطع مختلف در طول پره مربوط به یک روتور دو پره‌ای در حالت پروازی درجا محاسبه شده است. این پره دارای مقطعی با ایرفویل NACA0012 و ضریب منطری ۶ و زاویه پیچش ۸ درجه می‌باشد. فاصله نصب ریشه پره تا مرکز هاب به اندازه ۱۰ درصد شعاع پره در نظر گرفته شده است [۱۵]. نتایج به دست آمده برای دو مقطع در طول پره در فاصله ۰/۶۸ و ۰/۸ شعاع، به ترتیب در اشکال ۲ و ۳ نشان داده شده است.



شکل (۲): توزیع فشار مقطع پره در فاصله ۰/۶۸ شعاع

همانطور که ملاحظه می‌شود این نتایج در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی از دقت خوبی برخوردار است. الگوی هندسی در نظر گرفته شده برای هر پره با استفاده از روش

حرکتی وابسته به زمان را به صورت مجموعی از متغیرهای وضعیت تعادل و اغتشاشات کوچک بیان نمود.

$$\begin{aligned} q(t) &= q_0 + \hat{q}(t), \\ \mu(t) &= \mu_0 + \hat{\mu}(t). \end{aligned} \quad (9)$$

بنابراین خطی سازی معادلات دیفرانسیل حرکت اغتشاشی حول وضعیت تعادل، منجر به معادلات حرکت ذیل می‌شود [۱۴]:

$$\begin{aligned} M \ddot{q} + C(q_0) \dot{\hat{q}} + K(q_0) \hat{q} &= \\ F_{A_1}(q_0, \mu_0) \hat{q} + F_{A_2}(q_0, \mu_0) \hat{\mu} + F_{A_3} \dot{\hat{\mu}}, \end{aligned} \quad (10)$$

که در آن F_{A_i} ضرایب ماتریسی ثابتی حول وضعیت تعادل می‌باشند. با استفاده از روندی مشابه می‌توان معادله آیرودینامیکی (۵) را با استفاده از عبارتهای اغتشاشی به شکل زیر تبدیل نمود.

$$A \hat{\mu}^{n+1} + B \hat{\mu}^n + E \hat{q}^{n+1} = 0, \quad (11)$$

در این معادله ماتریس E نشان دهنده رابطه خطی بین مولفه‌های سرعت پره و پتانسیل اغتشاشی اجزای تکین چشمه واقع بر سطح پره می‌باشند.

از آنجا که معادلات آیرودینامیک به صورت گسسته می‌باشند، لذا برای ترکیب معادلات سازه و سیال لازم است که معادلات سازه نیز گسسته‌سازی شوند. بنابراین با تعریف متغیرها در گام زمانی $(n + 1/2)\Delta t$ و استفاده از تقریب تفاضلات مرکزی، رابطه (۱۰) به صورت زیر تبدیل می‌شود.

$$\begin{aligned} (D_2 + F_1) \hat{q}^{n+1} + (D_1 + F_{A_1}) \hat{q}^n &+ \\ F_{A_2} \hat{\mu}^{n+1} + F_{A_3} \hat{\mu}^n &= 0, \end{aligned} \quad (12)$$

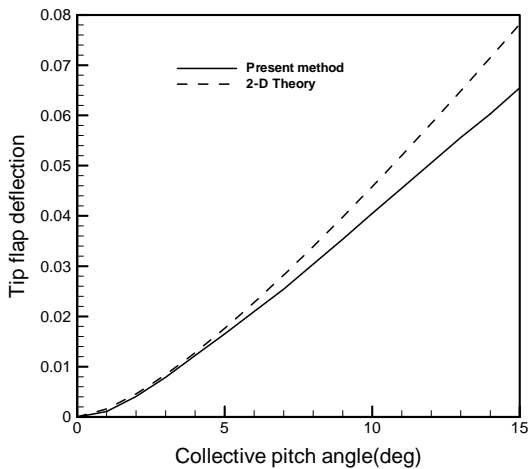
که در آن D_1 و D_2 ضرایب ماتریسی ثابتی و بیانگر خواص دینامیکی سازه می‌باشند [۱۴].

با ترکیب روابط (۱۱) و (۱۲) معادلات آیرولاستیک پره استخراج می‌شود.

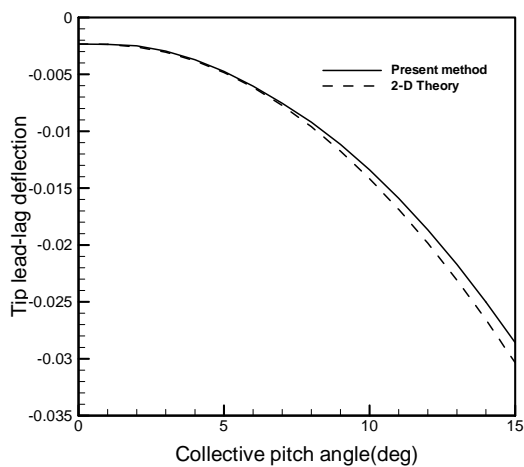
$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} A & E \\ F_{A_2} & (D_2 + F_{A_1}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{\mu} \\ \hat{q} \end{Bmatrix}^{n+1} &+ \\ \begin{bmatrix} B & 0 \\ F_{A_3} & (D_1 + F_{A_1}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{\mu} \\ \hat{q} \end{Bmatrix}^n &= 0 \end{aligned} \quad (13)$$

به صورت از پیش تعیین شده و بر اساس روش دنباله آزاد استفاده شده است.

در ابتدا تغییر مکانهای وضعیت تعادل نوک پره برای سه مود حرکتی آن به ازای مقادیر فرکانسی $\omega_p = 0.7$ و $\omega_\phi = 5$ محاسبه و برحسب زاویه پیچش کلکتیو پره، به ترتیب در اشکال ۴، ۵ و ۶ نشان داده شده است.



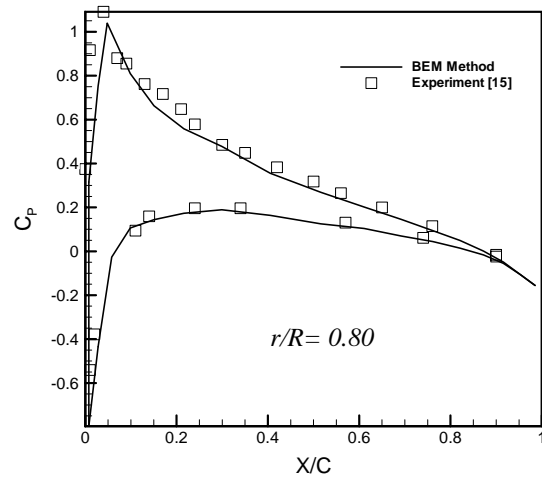
شکل (۴): تغییر مکان بال زدن نوک پره در وضعیت تعادل



شکل (۵): تغییر مکان پیشرو-پسرو نوک پره در وضعیت تعادل

لازم به ذکر است که تغییر مکانهای خمشی با استفاده از شعاع پره بدون بعد شده اند. همچنین زاویه پیچش نوک پره بر حسب درجه می باشد

دنباله آزاد استخراج و در محاسبات استفاده شده است [۱۱]. در این راستا هر پره در جهت وتر با ۲۸ المان و در جهت شعاع با ۱۰ المان تقسیم بندی شده است.



شکل (۳): توزیع فشار مقطع پره در فاصله ۰/۸ شعاع

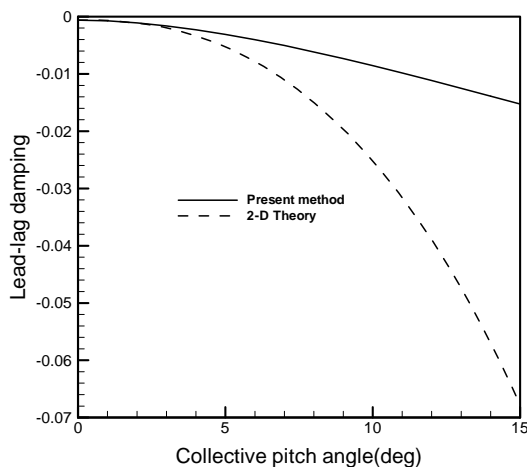
پس از این مرحله مشخصات آیرودینامیک پره مورد بررسی قرار می گیرد. بدین منظور پارامترهای مورد نیاز مربوط به شرایط کاری و پیکربندی پره در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول (۱): پارامترهای روتور دو پره ای

مقدار	پارامتر
۱/۵ و ۰/۷	فرکانس طبیعی دورانی بدون بعد ω_p مود پیشرو-پسرو،
۱/۱۵	فرکانس طبیعی دورانی بدون بعد ω_ϕ مود بال زدن،
۸ و ۵، ۲/۵	فرکانس طبیعی دورانی بدون بعد ω_ϕ پیچش،
۱/۵	مربع نسبت شعاع زیراسیون سطح $(K_A / K_m)^2$ به جرم،
۰/۲۵	نسبت شعاع زیراسیون جرم به K_m / R شعاع پره،
۵	Lock عدد قفل $\gamma = \frac{3\rho a c R}{m}$
$\pi / 40$	c / R نسبت وتر به شعاع،
$\pi (0.1) / 2$	نسبت ضریب پسای شکلی به شیب C_{d0} / a منحنی برآ،

برای محاسبه بارهای آیرودینامیکی، سطح پره همانند قسمت اعتبار سنجی تقسیم بندی شده و از شکل هندسی دنباله

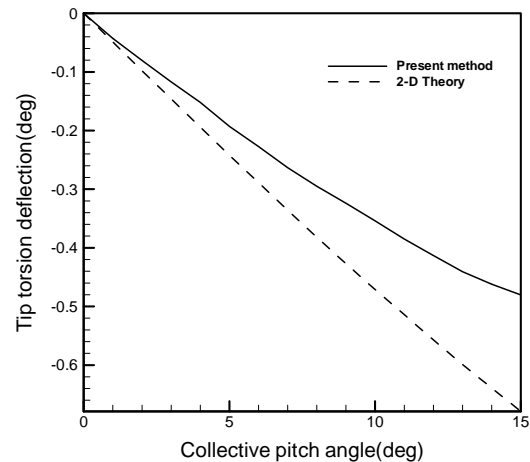
حاصل از روش دو بعدی بر حسب زوایای پیچش کلکتیو در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل (۷): وضعیت پایدار مود حرکتی پیشرو-پسرو پره

شایان ذکر است که جهت انجام این تحلیل از روتین های معتبر برای حل سیستم مقادیر ویژه استفاده شده است. همچنین قسمت حقیقی مقدار ویژه متناسب با استهلاك و قسمت موهومی آن متناسب با فرکانس مود حرکتی می باشد. همانطور که در این شکل نشان داده شده است اندازه استهلاك روش حاضر نسبت به روش دوبعدی کمتر محاسبه شده است. از آنجا که الگوی سازه های استفاده شده در هر دو روش یکسان است لذا اختلاف موجود به دلیل اعمال آثار سه بعدی جریان در طول پره و آثار غیر دائم دنباله بویژه در زوایای پیچش کلکتیو بالا می باشد. اما در زوایای کمتر نیروی آیرودینامیکی موثر روی استهلاك مود حرکتی مزبور از نوع پسای شکلی می باشد که در هر دو روش مقدار ضریب یکسانی استفاده شده است.

علاوه بر موارد فوق برای مقادیر فرکانسی $\omega_p = 1/2$ و $\omega_p = 3$ مقدار استهلاك مود حرکتی پیشرو-پسرو برای روش حاضر محاسبه و در مقایسه با نتایج حاصل از روش دو بعدی بر حسب زوایای پیچش کلکتیو در شکل ۸ نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می شود به ازای این مقادیر روش حاضر وقوع ناپایداری فلاتر را در زاویه پیچش کلکتیو حدود ۱۶ درجه نشان می دهد. در حالی که روش مبتنی بر آیرودینامیک دو بعدی این محدوده تغییرات را عاری از ایجاد ناپایداری تعیین می کند.

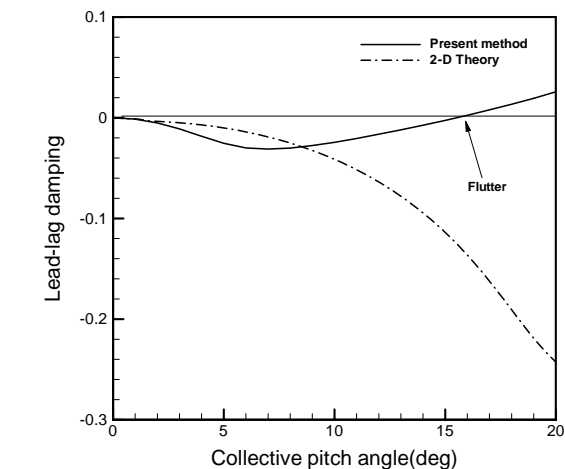
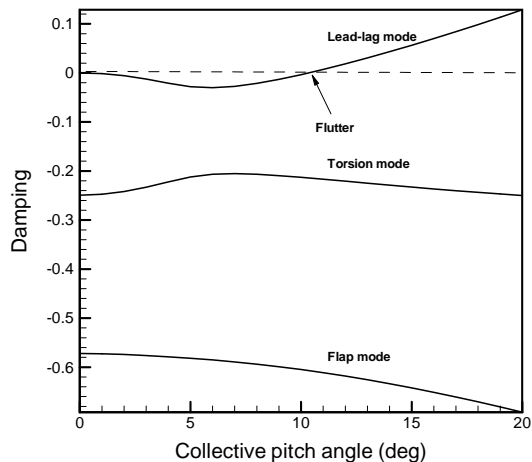


شکل (۶): تغییر مکان پیچشی نوک پره در وضعیت تعادل

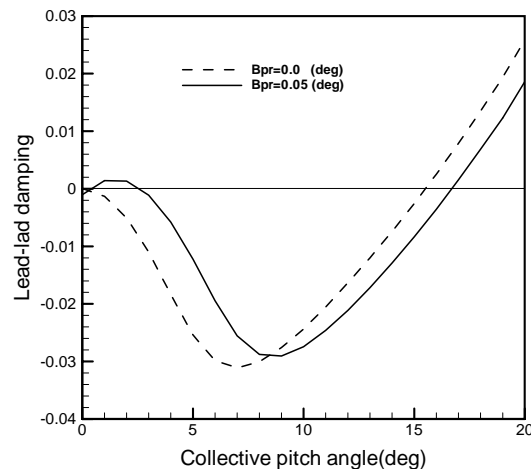
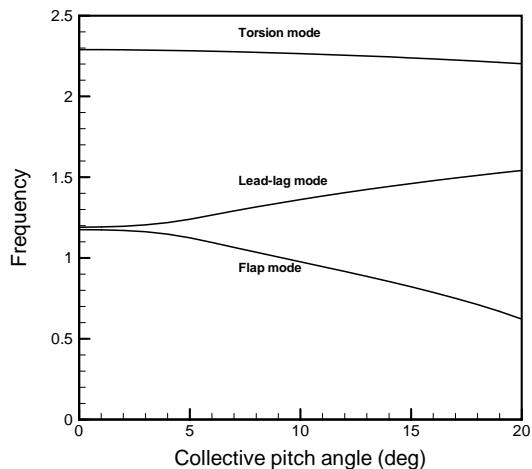
همانطور که از این اشکال ملاحظه می شود اندازه تغییر مکانهای بدست آمده از روش حاضر در مقایسه با اعمال الگوی آیرودینامیک دوبعدی کمتر می باشد. که این امر به دلیل وجود آثار سه بعدی و کاهش نیروی برآ در نوک پره در حالت واقعی می باشد. که این موضوع تنها با استفاده از الگوی آیرودینامیک سه بعدی به همراه آثار دنباله قابل حصول می باشد. همچنین ملاحظه می شود که در زوایای پیچش کلکتیو کوچکتر از ۴ درجه مقدار تغییر مکانهای دو مود خمشی پره (پیشرو-پسرو و بال زدن) با نتایج متناظر از اعمال آیرودینامیک دوبعدی تقریباً یکسان می باشند. که این امر به دلیل یکسان بودن ضریب پسای شکلی در هر دو الگوی آیرودینامیکی استفاده شده می باشد. اما افزایش اختلاف بین نتایج در زوایای پیچش کلکتیو بزرگتر به دلیل آن است که در الگوی آیرودینامیک دوبعدی مقدار نیروی برآ و پسای القایی بیشتر تخمین زده می شود. همچنین در شکل ۶ مشاهده می شود که حداکثر پیچش محاسبه شده در مقطع نوک پره توسط روش حاضر حدود ۶۰ تا ۷۰ درصد مقدار منتج شده از آیرودینامیک دو بعدی است. در روش حاضر به دلیل وجود آثار سه بعدی ناشی در نوک پره مقدار گشتاور پیچشی در جهت بالا بردن دماغه^۱ مقطع افزایش می یابد که منجر به کاهش دامنه منفی پیچش مقطع می شود [۷]

با استفاده از تحلیل مقدار ویژه معادله (۱۳) برای مقادیر فرکانسی $\omega_p = 1/5$ و $\omega_p = 5$ مقدار استهلاك مود حرکتی پیشرو-پسرو برای روش حاضر محاسبه و در مقایسه با نتایج

اینزاویه انتخاب نمود. با توجه به روابط موجود در مرجع [۱۴] بیشترین تاثیر زاویه مخروطی در عبارتهای استهلاک سازه‌های مودهای خمشی است. لذا اثر زاویه مخروطی به صورت کوچکتر شدن محدوده‌ی پایداری پره پدیدار می‌شود.



شکل (۸): وضعیت ناپایدار مود حرکتی پیشرو-پسرو پره



شکل (۹): تاثیر زاویه پیش مخروطی روی استهلاک مود حرکتی پیشرو-پسرو پره

شکل (۱۰): توزیع استهلاک و فرکانس مودهای حرکتی پره به ازای $\omega_\phi = 2/5$

در ادامه تاثیر سفتی پیچشی پره روی پایداری آیروالاستیک بررسی شده است. از آنجا که در مطالعه حاضر از پارامترهای بدون بعد استفاده شده است اثر سفتی مربوطه در فرکانس طبیعی پیچشی مشهود می‌باشد.

لذا در دو حالت مختلف برای مقادیر فرکانسی مشترک $\omega_\nu = 1/2$ و مقادیر متفاوت $2/5$ و $\omega_\phi = 3$ ، تحلیل آیروالاستیک پره انجام شده و نتایج به صورت توزیع مقادیر

همچنین تاثیر ناشی از مقدار زاویه پیش مخروطی روی پایداری آیروالاستیک پره با استفاده از روش حاضر بررسی شده و نتایج حاصل به ازای مقادیر فرکانسی $\omega_\nu = 1/5$ و $\omega_\phi = 5$ و بر حسب زوایای پیچش کلکتیو در شکل ۹ نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود افزایش زاویه مربوطه (β_{Pc}) از مقدار صفر به 0.105 رادیان باعث تسریع در ایجاد ناپایداری فلاتر می‌شود. بنابراین اگر چه ایجاد زاویه مخروطی به منظور کاهش تنش‌های خمشی در محل اتصال پره به هاب در نظر گرفته می‌شود، اما باعث ایجاد وضعیت ناپایداری آیروالاستیک پره می‌شود. لذا در مقوله طراحی باید بر هر دوی این عوامل توجه نموده و حالت بهینه برای

پیچش و پیشرو-پسرو پره به یکدیگر نزدیک می‌شوند که در عمل باعث تقویت دامنه نوسانات سازه شده و پدیده فلاتر را ایجاد می‌کنند.

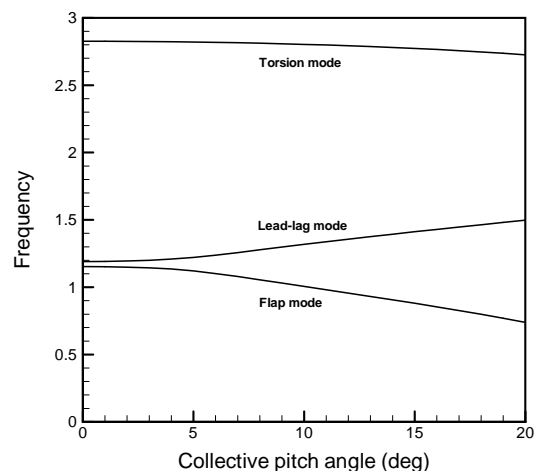
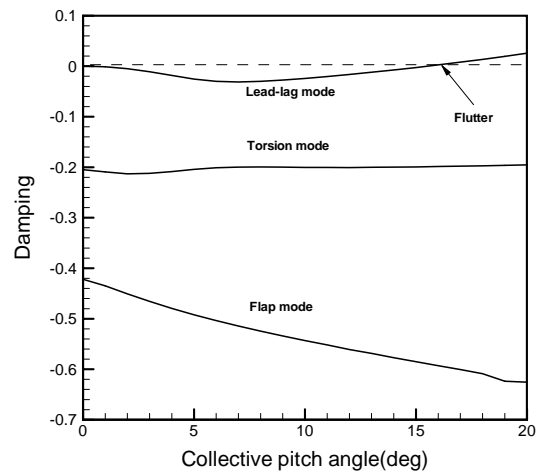
۶- نتیجه‌گیری

با توجه به نتایج به دست آمده از این تحقیق مشخص می‌شود که معادلات آیروالاستیک بر مبنای استفاده از روش عددی اجزای مرزی، مقدار استهلاک مود حرکتی پیشرو-پسرو را نسبت به روش‌های مبتنی بر کاربرد آیرودینامیک دو بعدی کمتر تخمین می‌زند. بنابراین استفاده از الگوهای آیرودینامیکی دو بعدی باعث ایجاد خطا در محاسبات نیرویی شده و حالت ناپایداری را در زوایای کلکتیو بالاتری تعیین می‌کند. همچنین افزایش زاویه پیش مخروطی باعث تسریع ناپایداری فلاتر شده و افزایش سختی پیچشی پره و به تبع آن افزایش فرکانس پیچشی باعث تعویق ناپایداری می‌شود. این مطالعه تاثیر آثار سه بعدی جریان و دنباله را در محاسبات آیروالاستیک به خوبی نشان می‌دهد. با استفاده از روش حاضر می‌توان به راحتی پیچیدگی‌های هندسی موجود در مدل آیرودینامیکی و آثار متقابل پره و بدنه هلی‌کوپتر و همچنین تداخل پره-دنباله را در حالت پروازی روبه جلو^۱ مطالعه نمود.

مراجع

1. Friedmann P. and Tong P. "Dynamic Nonlinear Elastic Stability of Helicopter Rotor Blades in Hover and in Forward flight", NASA CR-114485, 1972.
2. Hodges D.H. and Ormiston R.A. "Stability of Elastic Bending and Torsion of Uniform Cantilever Rotor Blades in Hover with Variable Structural Coupling", NASA TN D-8192, 1976.
3. Greenberg J.M. "Airfoil in Sinusoidal Motion in a Pulsating Stream", NACA TN-1326, 1947.
4. Loewy R. G.A. "Two Dimensional Approach to the Unsteady Aerodynamics of Rotary Wings", J. Aeronautical Sciences, Vol. 24, No. 2, pp. 81-92, 1957.
5. Smith M.J. "Acceleration Techniques for an Aeroelastic Euler Method for a Hovering Rotor", J. Aircraft, Vol. 23, pp. 429-434, 1996.
6. Pomin H. and Wagner S. "Navier-Stokes Analysis of Helicopter Rotor Aerodynamics in

استهلاک و فرکانس برای هر سه مود حرکتی به ترتیب در اشکال ۱۰ و ۱۱ ارائه شده است.



شکل (۱۱): توزیع استهلاک و فرکانس مودهای حرکتی پره

$$\omega_{\phi} = 3 \text{ به‌زای}$$

همانطور که مشاهده می‌شود به ازای $\omega_{\phi} = 2/5$ ناپایداری فلاتر در زاویه کلکتیو ۱۱ درجه رخ می‌دهد اما با افزایش نیم واحدی این فرکانس این ناپایداری به زاویه کلکتیو $16/5$ درجه منتقل می‌شود. لذا افزایش سختی پیچشی پره باعث تعویق ناپایداری فلاتر می‌شود. در عمل می‌توان با استفاده از کاربرد مواد مرکب مناسب در مرحله طراحی و دست یافتن به سختی مناسب و وزن کمتر، محدوده کارکرد ایمنی را برای سازه پره ایجاد نمود. همچنین در اشکال مربوطه ملاحظه می‌شود با نزدیک شدن به نقطه ناپایداری فرکانس مودهای

- Hover and Forward Flight”. *J. Aircraft*, Vol. 39, No. 5, pp.813-821, 2002.
7. Kwon O.J, Hodges D. J., and Sankar L. “Stability of Hingeless Rotors in Hover Using Three-dimensional Unsteady Aerodynamics”, *J. American Helicopter Society*, pp.21-31, 1991.
 8. Yoo K.M., Hodges D. H, and Peters D.A. “An Interactive Numerical Procedure for Rotor Aeroelastic Stability Analysis Using Lifting Surface”, *Proceeding of the 18th ICAS Conference (Beijing, PRC)*, pp.1272-1280, 1992.
 9. Cho M.H., Lee I., “Aeroelastic Analysis of Multibladed Hingeless Rotors in Hover”, *AIAA J. Vol. 23, No. 12*, pp. 2348-2355, 1995.
 10. Esfahanian V. and Behbahani-nejad M., “Reduced Order Modeling of Unsteady Flows About Complex Configurations Using the Boundary Element Method”, *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 124, No. 4, pp. 988-993, 2002.
 11. Katz J. and Plotkin A. “Low Speed Aerodynamics”, 2nd Ed., Cambridge University Press, New York, 2002.
 12. Hodges D.H. and Dowell E. H. “Nonlinear Equations of Motion for the Elastic Bending and Torsion of Twisted Non-uniform Rotor Blades”, *NASA TN-7818*, 1974.
 13. Hodges D.H. and Ormiston R.A. “Stability of Elastic Bending and Torsion of Uniform Cantilever Rotor Blades in Hover with Variable Structural Coupling”, *NASA TN D-8192*, 1976
 14. Shahverdi, H. “Aeroelastic Analysis of Hingeless Helicopter Blade Using Reduced Order Aerodynamic Model”, *Ph D Thesis, AmirKabir University of Technology*, 1385.
 15. Caradonna F.X. and Tung C. “Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover”, *NASA TM-81232*, 1981.