

تحلیل تنش‌های ایجاد شده بر روی پره‌های کامپوزیتی هلیکوپتر در مانور پرواز ایستا

علی اصغر نادری^{۱*}، محسن نظری^۲

* نویسنده مسئول: aa.naderi@modares.ac.ir

چکیده

واژه‌های کلیدی

پره، کامپوزیت، آباکوس، المان تیر

هدف اصلی این مقاله، بررسی سازه‌ای پره کامپوزیتی یک بالگرد انتخاب شده می‌باشد. در این تحقیق به بررسی تنش‌های وارد شده بر پره‌های روتور (ملخ)، در اثر نیروهای گریز از مرکز، لیفت، درگ و گشتاور پیچشی پرداخته می‌شود. معادلات حاکم بر رفتار سازه و حل معادلات را در برنامه متلب به دست آورده و شبیه‌سازی با استفاده از نرم افزار آباکوس انجام داده شده و با یکدیگر مقایسه می‌شوند. برنامه نوشته شده در متلب، براساس تئوری المان تیر بوده و محاسبه تنش‌ها و جابجایی‌های المان‌های در نظر گرفته شده پره از ویژگی‌های کد تدوین شده است. در نرم افزار آباکوس، پره بالگرد در حالت‌های مختلف اعم از پره آلومینیومی و کامپوزیتی با و بدون وب و پره کامپوزیتی با لایه چینی‌های دارای زوایای مختلف شبیه‌سازی شده است. نتایج این حالات گوناگون با یکدیگر و با کد مقایسه گردیده‌اند. در نهایت، نتایج با مقاله مرجع مقایسه شده است. مقایسه بین نتایج المان تیر و شبیه‌سازی آباکوس از تطابق خوبی برخوردار است. به منظور بهینه‌سازی ملخ کامپوزیت باید عواملی همچون کاهش مقدار جابجایی، کاهش میزان تنش و جلوگیری از افزایش بیش از حد وزن در نظر گرفته شود، به طوری که با افزایش ضخامت لایه‌های ۹۰ و ۴۵ درجه به ۶/۵ میلی‌متر، ماکزیمم جابجایی ۱۲/۹ سانتیمتر و وزن کل سازه ۸ کیلوگرم خواهد شد.

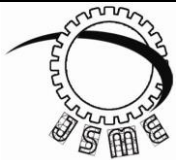
تاریخ ارسال: ۹۵/۰۶/۰۳

تاریخ بازنگری: ۹۵/۱۰/۰۱

تاریخ پذیرش: ۹۵/۱۱/۱۰

۱- استادیار، دانشکده مکانیک، دانشگاه امام علی (ع)، تهران، ایران.

۲- کارشناس ارشد، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران.



Journal of
Solid Mechanics
in Engineering

Journal of Solid Mechanics in Engineering

<http://jsme.iaukhsh.ac.ir>



Analysis of Stresses in Helicopter Composite blades in Hovering Maneuver

Aliasghar Naderi^{1,*}, Mohsen Nazari²

* Corresponding Author: aa.naderi@modares.ac.ir

Abstract:

The main purpose of this article is the structural analysis of a composite blade of a selected helicopter. In this study, the stresses on rotors blades caused by centrifugal forces, lift, drag and torque are analyzed. The governing equations of the structure behavior and solving processes were carried out by MATLAB software, and simulation is carried out by ABAQUS software, and they are compared with each other. The program written for MATLAB is based on beam element theory and the computation of stress and displacement of considered elements of a blade, is one of the properties of the written code. In ABAQUS, the helicopter blade is simulated in various states such as composite and aluminum blade with/without web and composite blade with laminations in different angles. The results of the mentioned states are compared with each other and with the code and finally, the results are compared with reference article. Comparison between beam element results and ABAQUS simulation shows proper match. In order to optimize a composite blade, attention must be paid to factors such as, displacement and stress reduction and prevention of excess in weight, as by an increase in thickness of 45 and 90 degree laminates to 6.5 mm, maximum displacement would be 12.9 cm, and total weight of the structure would be 8 Kg.

Key words:

Blade,
Composite,
Abaqus,
Beam Element.

1- Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Imam Ali University, Tehran, Iran.
2- MSc, Department of Mechanical Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran.

۱- مقدمه

در این تحقیق به بررسی تنش‌های وارد شده بر پره‌های روتور (ملخ) پرداخته می‌شود. معادلات حاکم بر رفتار سازه و حل معادلات را در برنامه متلب به دست آورده و شبیه‌سازی با استفاده از نرم افزار آباکوس انجام داده شده و با یکدیگر مقایسه می‌گردند. سپس با استفاده از نتایج حاصل، بهینه‌سازی پره ملخ انجام شده است.

۲- پیشینه تحقیق

با توجه به اهمیتی که بالگردها در حوزه نظامی و غیرنظامی دارند و با تکیه بر اهمیت جلوگیری از آسیب یک پرنده در حین پرواز، در سال‌های اخیر مقالات متعددی در این زمینه به چاپ رسیده است.

به‌طور کلی روش‌های بهینه‌سازی برای طراحی بالگرد از اوایل دهه ۱۹۸۵ معرفی شده اند [۱].

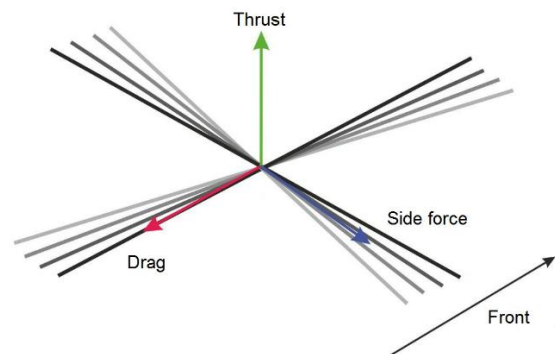
اولین کسانی که با مشکل تحلیل ملخ بالگرد مواجه شدند برادران رایت بودند. اختراع ملخ را می‌توان به لئوناردو داوینچی نسبت داد و به نظر می‌رسد بالگرد ماریچی لئوناردو داوینچی اولین ملخ هوایی بوده است. ایده اولیه یک ملخ هوایی مربوط به پاکتون یک ریاضیدان فرانسوی بوده است. پاکتون یک ماشین پرنده با دو ملخ طراحی کرد که یکی برای جلوبرندگی و دیگری برای معلق ماندن در هوا استفاده می‌شد [۲].

در سال ۱۹۹۴ باروی و همکار ایشان [۳] به بهینه‌سازی پره‌های روتور کامپوزیتی با سازه پیشرفته پرداخته و مدل‌سازی آیرودینامیکی انجام دادند. ایشان از روش المان محدود دو بعدی استفاده کرده و نتایج خود را ارائه دادند.

در سال ۱۹۹۶ رنجان و همکاران [۴] به بهینه‌سازی آیرودینامیکی روتور یک هلیکوپتر با پره‌های کامپوزیتی پرداختند. ایشان نتایج خود را با استفاده از روش المان محدود و الگوریتم بهینه‌سازی خودکار ارائه کردند و با کاهش تابع هدف تغییر سایر متغیرها را بررسی کردند. ایشان همچنین مزایای استفاده از کامپوزیت نسبت به سایر مواد را بررسی کردند.

در سال ۲۰۰۰، کیم و ساریگال [۵ و ۶] یک روش بهینه‌سازی چندسطحی را برای کاهش وزن، ارتعاش و افزایش استحکام پره با یک قید برای جلوگیری از پدیده تشدید اجرا کرده‌اند.

امروزه از مواد مرکب به طور وسیع در صنایع هوایی استفاده می‌شود. یکی از مشخصه‌های مهم موادی که در این صنعت بکار می‌رود، نسبت مقاومت به دانسیته می‌باشد و این نسبت برای مواد مرکب از مقدار بالاتری برخوردار است. همچنین مواد مرکب به آسانی شکل پذیرفته و به اشکال گوناگون و پیچیده‌ای در می‌آیند. بالگرد، ماشین پرنده‌ای است که پیچیدگی آن به خاطر سیستم‌های چرخنده و ویژگی‌های خاص آیرودینامیکی، به مراتب از هواپیما بیشتر است. بالگرد گونه‌ای از وسیله پروازی ملخ‌دار است که نیروی جلوبرندگی و بالابرنده آن توسط ملخ‌هایش ایجاد می‌شود. این وسیله پروازی ویژگی‌های منحصر به فردی از جمله نشست و برخاست عمودی، پرواز ایستا، پرواز رو به عقب و چرخش در یک نقطه بدون نیاز به حرکت رو به جلو را دارد. این ویژگی‌ها باعث شده است تا حتی هواپیماهای عمودپرواز هم نتوانند وظایف بالگرد را انجام دهند و جایگزین آن بشوند. در شکل (۱)، نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ملخ بالگرد نشان داده شده است. از آنجا که ملخ‌ها در معرض نیروهای مختلفی از جمله نیروی گریز از مرکز، برا، پسا و ممان پیچشی می‌باشند، با استفاده از مواد مرکب می‌توان بهترین راندمان از سازه را حاصل کرد [۲ و ۱].



شکل (۱) نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ملخ بالگرد

طراحی و بهینه‌سازی ملخ یک فرآیند پیچیده است که شامل چندین بخش همچون آیرودینامیک، سازه، آکوستیک و دینامیک می‌باشد. بهینه‌سازی ملخ به گونه‌ای می‌باشد که ارتعاشات پره کاهش یابد و در سطح محلی، آرایش مقطع عرضی و توزیع مواد در طول پره بررسی می‌شود.

محاسبه شود. نتایج آن‌ها نشان داد که فرکانس مواد ایزوتروپیک در مقایسه با مواد ارتوتروپیک بالاتر است.

در سال ۲۰۱۳ سال‌تری و همکاران ایشان [۱۴] به تحلیل و محاسبه تنش‌های وارد بر پره‌های کامپوزیتی به واسطه نیروی وزن هلیکوپتر با استفاده از روش المان محدود توسط نرم افزار آباکوس پرداختند. ایشان به بررسی تأثیر مواد کامپوزیتی در مقایسه با فلزات پرداخته و تنش را در هر دو حالت تجزیه و تحلیل کردند و مزایای استفاده از کامپوزیت‌ها را شرح دادند.

در سال ۲۰۱۳ کومار [۱۵] به طراحی و بررسی پره‌های روتور کامپوزیتی برای کاهش ارتعاشات فعال و غیرفعال پرداخت و متدهای کاهش ارتعاشات فعال و غیرفعال را به طور کامل بررسی کرد. ایشان همچنین به بهینه‌سازی پره‌های روتور کامپوزیت و بررسی رفتار دینامیکی برای ارتعاشات فعال و غیرفعال پرداخت.

در سال ۲۰۱۵ کومار و همکاران ایشان [۱۶] روش جدیدی را برای طراحی پره‌های روتور کامپوزیت با فلپ‌های فعال به منظور به حداکثر رساندن قدرت کنترل برای کاهش ارتعاشات ارائه دادند. ایشان مسئله بهینه‌سازی را با استفاده از یک روش جایگزین در ترکیب الگوریتم بهینه‌سازی کارآمد جهانی حل کردند.

در سال ۲۰۱۵ کوهی و همکاران ایشان [۱۷] به بررسی و تحلیل آیروالستیک و مودال یک بال با نسبت طول به عرض زیاد و با ظرفیت تغییر شکل‌های بزرگ پرداختند. ایشان نتایج خود را بر اساس اصل همپلتون و با استفاده از روش المان محدود محاسبه کردند. نتایج آن‌ها شامل فرکانس‌های طبیعی و محاسبه پایداری آیروالستیک بال‌ها می‌باشد و تأثیر آن‌ها بر تغییر مکان و جابجایی بال می‌باشد.

داوود ظاهری فر و همکاران ایشان [۱۸] در سال ۲۰۱۱ به بهینه‌سازی پره روتور کامپوزیتی به کمک ترکیب روش المان محدود و الگوریتم ژنتیک پرداختند و روشی برای بهینه‌سازی هم‌زمان وزن و تغییر مکان پره کامپوزیتی ارائه دادند.

اکثر تحقیقات انجام شده در این زمینه بر روی بحث فرکانس سازه تأکید داشته و پارامتر خروجی آن‌ها فرکانس طبیعی پره است. همچنین عمده مقالات در بررسی‌های خود به مدل‌سازی وب نپرداخته و اثر وجود و عدم وجود آن را بررسی نکردند. همچنین نیروهای آیرودینامیکی و تغییرات آن‌ها در طول پره

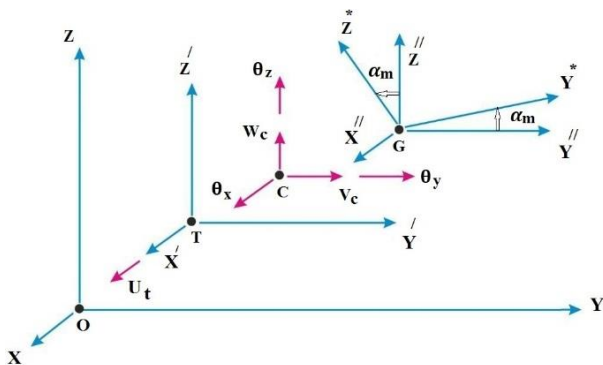
در سال ۲۰۰۴ گو و همکاران ایشان [۷] به بهینه‌سازی طراحی پره روتور کامپوزیتی برای کاهش ارتعاشات با در نظر گرفتن شرایط آیروالستیک پرداختند و متغیرهای طراحی را برای کاهش بار بر روی پره روتور کامپوزیتی محاسبه کردند. ولوی [۸] در سال ۲۰۰۵ بهینه‌سازی چندسطحی پره‌های روتور کامپوزیتی را ارائه کرد.

در سال ۲۰۰۸ لی هونگ لی [۹] یک روش جدید برای طراحی مقطع عرضی پره روتور با در نظر گرفتن خواص سختی و اینرسی آن ارائه نمود. در همان سال لی هونگ لی [۱۰] به طراحی سازه‌های پره روتور کامپوزیت با در نظر گرفتن شرایط تولید، دوام و عدم قطعیت پرداخت.

در سال ۲۰۱۱ سیجل و همکاران ایشان [۱۱] به بهینه‌سازی پره روتور هلیکوپتر با استفاده از چند جمله‌ای‌ها شبکه عصبی پرداختند. هدف ایشان تعیین مکان بهینه از دو لبه فرار و تعیین سختی برای رسیدن به حداقل سطح لرزش در یک هلیکوپتر بود.

با توجه به بالا بودن هزینه ساخت پره‌های کامپوزیتی و در نتیجه دشوار و پرهزینه بودن تحقیقات، امکان تغییر عوامل مؤثر یا مواد بسیار دشوار است؛ بنابراین با استفاده از شبیه‌سازی کامپیوتری امکان تغییر عوامل مؤثر و در نتیجه مشاهده نتایج حاصل، اعم از محاسبات یا ترسیم با دقت و سرعت زیاد میسر می‌گردد. نرم‌افزارهای آباکوس و انسیس دو نرم افزار کاربردی در این زمینه می‌باشند. از میان تحقیقاتی که با استفاده از این نرم‌افزارها انجام شده است می‌توان به تحقیقات صورت گرفته توسط دبسکی و استاپیک در سال ۲۰۱۲ در مورد بررسی تنش‌های ایجاد شده بر روی پره کامپوزیتی هلیکوپتر اشاره کرد که به شبیه‌سازی ملخ کامپوزیتی بالگرد و محاسبه تنش‌های ایجاد شده در اثر نیروی گریز از مرکز پرداخته‌اند [۱۲].

نور و همکاران ایشان [۱۳] در سال ۲۰۱۲ به تحلیل هارمونیک رفتار دینامیکی پره هلیکوپتر برای مواد مختلف پرداختند و رفتار دینامیکی یک پره هلیکوپتر را با روش المان محدود بررسی کردند. ایشان همچنین بارهای آیرودینامیکی وارد بر پره را توسط شبیه‌سازی عددی محاسبه کردند. بررسی ناپایا اجازه داد که پاسخ‌های لرزه‌ای در زمان عدم تعادل و تحریک‌های مختلف



شکل (۲) دستگاه مختصات برای ماتریس سختی و ماتریس جرمی و دستگاه مختصات مرجع

۳-۳- سینماتیک

با در نظر گرفتن سیستم مختصات کلی (O, X-X, Y-Y, Z-Z) به همراه فرضیات سنت و نانت و تیموشنکو، میدان‌های جابجایی برای نقطه Q با مختصات (x, y, z) به صورت رابطه (۱) به دست می‌آید که در آن متغیرهای سینماتیکی به گونه‌ای انتخاب شده‌اند که اجازه می‌دهند که اثرات محوری، پیچشی و خمشی برای مواد ایزوتروپیک از یکدیگر جدا باشند [۱۹].

$$u_q(x, y, z) = u_t(x) + (z - z_t)\theta_y(x) - (y - y_t)\theta_z(x) + w(y, z)\theta_{x,x}$$

$$v_q(x, y, z) = v_c - (z - z_c)\theta_x$$

$$w_q(x, y, z) = w_c - (y - y_c)\theta_x \quad (1)$$

در رابطه (۱) u_q و v_q و w_q جابجایی نقطه Q، (y_t, z_t) مختصات نقطه T، (y_c, z_c) مختصات نقطه C، $w(y, z)$ تابع اعوجاج و $\theta_{x,x}$ ثابت فرض شده است. میدان‌های جابجایی در "رابطه ۱" می‌توانند در دستگاه مختصات محلی (T, X'-X', Y'-Y', Z'-Z') به شکل رابطه (۲) بیان شود.

$$u_q(x', y', z') = u_t(x) + z'\theta_y(x) - y'\theta_z(x)$$

$$+ w(y', z')\theta_{x,x}$$

$$v_q(x', y', z') = v_c - (z' - z'_c)\theta_x$$

$$w(x', y', z') = w_c - (y' - y'_c)\theta_x \quad (2)$$

با در نظر گرفتن طول وتر و نسبت ضخامت به وتر در پره‌های بالگرد، تئوری تیر اویلر-برنولی می‌تواند با دقت کافی مورد استفاده قرار گیرد؛ بنابراین، $v_{c,x} = \theta_z$ و $w_{c,x} = -\theta_y$ رابطه (۳) را به دنبال خواهد داشت.

به خوبی مدل نشده است. در این نوشتار با استفاده از روش المان تیر و یک میدان جابجایی و کرنش مناسب معادلات حاکم برای پره کامپوزیتی بالگرد به دست آمده، سپس این معادلات به صورت عددی حل شده است و شبیه‌سازی در نرم افزار آباکوس انجام شده است سپس نتایج آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است.

۳- روش تحقیق

در این بخش، تدوین یک کد المان تیر سه بعدی به منظور مدل سازی پره بالگرد صورت گرفته است. این کد شامل اثرات کوپلینگ است که در هنگام استفاده از الیاف مستحکم‌کننده به طور محسوسی سازه را تحت تأثیر قرار می‌دهند. در پره‌های باریک دارای مقاطع بسته، اثرات نیروی برشی و اعوجاج ناچیز است؛ بنابراین، تئوری تیر اویلر-برنولی که شامل اثرات پیچشی است، در این کد مورد استفاده قرار گرفته است. حالت‌های مختلف یک پره یک سرگیردار ۶ متری با سطح مقطع ثابت و ضخامت دیواره یکنواخت در این کد متلب پیاده‌سازی شده است.

۳-۱- المان تیر سه بعدی

در این بخش، ماتریس سختی و جرم برای المان سه بعدی تیر استخراج شده است. المان ارائه شده در این کد، دارای ۲ گره است که هر کدام از گره‌ها دارای ۶ درجه آزادی، سطح مقطع ثابت بدون در نظر گرفتن تغییر شکل ناشی از برش و شامل اثرات پیچشی سنت و نانت خواهد بود. همچنین برای دستیابی به ماتریس جرم و سختی از درون یابی هریمیتی استفاده شده است.

۳-۲- دستگاه مختصات مرجع

فرض می‌شود که سطح مقطع در طول المان ثابت است، یعنی خواص سطح مقطع نیز در طول محور X-X ثابت است. دستگاه مختصات محلی برای ماتریس سختی موازی با دستگاه کلی است و مرکز آن در نقطه T سطح مقطع قرار دارد. شایان ذکر است که نقطه‌ی T به‌طور کلی با نقطه C که مرکز برش است، متفاوت می‌باشد. دستگاه مختصات محلی برای ماتریس جرم، نتیجه انتقال دستگاه مختصات کلی به مرکز گرانش G می‌باشد که سیستم کمکی (G, X''-X'', Y''-Y'', Z''-Z'') ایجاد می‌شود و با چرخش این سیستم به اندازه زاویه α_m ورهای اصلی اینرسی جرمی (Y*-Y*, Z*-Z*) به دست می‌آیند. (شکل ۲)

$$\{N\}^T = [N \ M_x \ M_y \ M_z]^T \quad (۷)$$

برای مواد کامپوزیتی با الیافی که در جهت X-X قرار نگرفته‌اند، روابط بقای به صورت رابطه (۸) درمی‌آید.

$$\{\sigma\} = [E]\{\varepsilon\}$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & E_{13} \\ E_{21} & E_{22} & E_{23} \\ E_{31} & E_{32} & E_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ 2\varepsilon_{xy} \\ 2\varepsilon_{xz} \end{Bmatrix}$$

(۸)

با جایگذاری رابطه (۸) و رابطه (۳) در رابطه (۶)، رابطه (۹)

حاصل می‌شود.

$$\begin{Bmatrix} N \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} EA & AT & 0 & 0 \\ AT & GJ & FT & -LT \\ 0 & FT & EI_{y'} & -EI_{y'z'} \\ 0 & -LT & -EI_{y'z'} & EI_{z'} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_{t,x} \\ \theta_{x,x} \\ \theta_{y,x} \\ \theta_{z,x} \end{Bmatrix}$$

$$\{N\} = [C_{com}]\{\varepsilon\} \quad (۹)$$

که در آن، کوپلینگ خمشی و محوری با اثرات پیچشی از طریق عبارت‌های پیچش ارتعاشی FT، پیچش تأخیری LT و پیچش محوری AT در نظر گرفته شده است. این عبارت‌ها نشان‌دهنده توزیع ممان خمشی و نیروی محوری در نتیجه کرنش پیچشی واحد است.

۳-۵- ماتریس سختی المان در محورهای اصلی

جایگذاری رابطه (۹) در رابطه (۷)، کار داخلی می‌تواند به صورت "رابطه ۱۰" تعریف شود.

$$W_{int} = \int_0^L (\{\varepsilon\}^T \{N\}) dx = \int_0^L (\{\varepsilon\}^T [C_{com}]\{\varepsilon\}) dx$$

$$= \int_0^L (EAu_{t,x}^2 + EI_{y'}\theta_{y,x}^2 + EI_{z'}\theta_{z,x}^2 - 2\theta_{y,x}EI_{y'z'}\theta_{z,x} + GJ\theta_{x,x}^2 + 2u_{t,x}AT\theta_{x,x} + 2\theta_{y,x}FT\theta_{x,x} - 2\theta_{z,x}LT\theta_{x,x}) dx \quad (۱۰)$$

در رابطه (۱۰)، اثرات محوری و خمشی با پیچش کوپل شده‌اند. رابطه (۱۰)، برای مواد کامپوزیتی اجازه می‌دهد که یک المان تیر سه‌بعدی با دو گره و ۶ درجه آزادی برای هر گره تعریف

$$\varepsilon_x = u_{t,x} + z'\theta_{y,x} - y'\theta_{z,x}$$

$$2\varepsilon_{xy} = v_{t,y} - (z' - z'_c)\theta_{x,x}$$

$$2\varepsilon_{xz} = w_{t,y} - (y' - y'_c)\theta_{x,x} \quad (۳)$$

با در نظر گرفتن دستگاه مختصات محلی برای ماتریس جرم محوری در نتیجه اثرات اعوجاج $(w\theta_{x,x})$ رابطه (۲) می‌تواند به صورت "رابطه ۴" بازنویسی گردد.

$$u_q^* = u_g(x) + z^*\theta_y^* - y^*\theta_z^*$$

$$v_q^* = v_c^* - (z^* - z_c^*)\theta_x$$

$$w_q^* = w_c^* - (y^* - y_c^*)\theta_x \quad (۴)$$

۳-۴- کار داخلی و نیروهای داخلی

کار داخلی، با در نظر گرفتن این مطلب که فقط تغییر شکل‌های غیر صفر در رابطه (۳) حضور دارند، به فرم کاهش یافته رابطه (۵) تعریف می‌شود:

$$W = \int (\varepsilon_x\sigma_x + 2\varepsilon_{xy}\sigma_{xy} + 2\varepsilon_{xz}\sigma_{xz}) dV \quad (۵)$$

کار داخلی با توجه به رابطه (۴)، می‌تواند به صورت رابطه (۶)

تعریف شود:

$$N = \int \sigma_x dA$$

$$M_x = \int ((y' - y'_c)\sigma_{xz} - (z' - z'_c)\sigma_{xy}) dA$$

$$M_y = \int z'\sigma_x dA ; \quad M_z = \int y'\sigma_x dA \quad (۶)$$

که در آن، N نیروی محوری اعمال شده در دستگاه X, T، گشتاور پیچشی حول محور X'-X' و M_y و M_z ممان‌های خمشی حول محور Y'-Y' و Z'-Z' می‌باشد. با جایگذاری رابطه (۳) در رابطه (۵) و در نظر گرفتن رابطه (۶)، کار داخلی می‌تواند به صورت تابعی از نیروی داخلی و کرنش بیان شود. رابطه (۷)

$$W_{int} = \int_0^L (u_{t,x}N + \theta_{x,x}M_x + \theta_{y,x}M_y + \theta_{z,x}M_z) dx$$

$$W_{int} = \int_0^L (\{\varepsilon\}^T \{N\}) dA$$

$$\{\varepsilon\}^T = [u_{t,x} \ \theta_{x,x} \ \theta_{y,x} \ \theta_{z,x}]^T$$

$$W_{ext} = - \int_0^L (\{u\}^T [\rho] \{\ddot{u}\}) dx$$

$$\{u\}^T = \{u_g \ v_c^* \ w_c^* \ \theta_x \ \theta_y^* \ \theta_z^*\}^T$$

$$\{\ddot{u}\}^T = \{\ddot{u}_g \ \ddot{v}_c^* \ \ddot{w}_c^* \ \ddot{\theta}_x \ \ddot{\theta}_y^* \ \ddot{\theta}_z^*\}^T$$

$$\rho = \begin{bmatrix} \rho_m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \rho_m & 0 & z_c^* \rho_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \rho_m & -y_c^* \rho_m & 0 & 0 \\ 0 & z_c^* \rho_m & -y_c^* \rho_m & \rho_t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \rho_y^* & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \rho_z^* \end{bmatrix} \quad (15)$$

جابجایی گره‌ها و شتاب‌ها به صورت رابطه (۱۶) می‌باشد.

$$\{d\}^T = \{u_{g1} \ v_{c1}^* \ w_{c1}^* \ \theta_{x1} \ \theta_{y1}^* \ \theta_{z1}^* \ u_{g2} \ v_{c2}^* \ w_{c2}^* \ \theta_{x2} \ \theta_{y2}^* \ \theta_{z2}^*\}^T$$

$$\{\ddot{d}\}^T = \{\ddot{u}_{g1} \ \ddot{v}_{c1}^* \ \ddot{w}_{c1}^* \ \ddot{\theta}_{x1} \ \ddot{\theta}_{y1}^* \ \ddot{\theta}_{z1}^* \ \ddot{u}_{g2} \ \ddot{v}_{c2}^* \ \ddot{w}_{c2}^* \ \ddot{\theta}_{x2} \ \ddot{\theta}_{y2}^* \ \ddot{\theta}_{z2}^*\}^T \quad (16)$$

با استفاده از درون یابی یکسان با ماتریس سختی، متغیرهای

موجود در رابطه (۱۵) به صورت رابطه (۱۷) به دست می‌آید.

$$\{u\} = [B]\{d\}; \{\ddot{u}\} = [B]\{\ddot{d}\}$$

$$[B] = \begin{bmatrix} a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c & 0 & 0 & 0 & e & 0 & d & 0 & 0 & 0 & f \\ 0 & 0 & c & 0 & \bar{e} & 0 & 0 & 0 & d & 0 & \bar{f} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g & 0 & i & 0 & 0 & 0 & 0 & h & 0 & j \\ 0 & \bar{g} & 0 & 0 & 0 & i & 0 & h & 0 & 0 & 0 & j \end{bmatrix}$$

$$a = \frac{L-x}{x}; \quad b = \frac{x}{l}; \quad \bar{e} = -e; \quad \bar{f} = -f; \quad \bar{g} = -g$$

$$c = 1 - \frac{3x^2}{L^2} + 2\frac{x^3}{L^3}; \quad d = \frac{3x^2}{L^2} - 2\frac{x^3}{L^3}$$

$$f = \frac{-x^2}{L} + \frac{x^3}{L^2}; \quad g = \frac{6x}{L^2} - \frac{6x^2}{L^3}; \quad h = -\frac{6x}{L^2} + \frac{6x^2}{L^3};$$

$$; e = x - \frac{2x^2}{L} + \frac{3x^3}{L^2}$$

(۱۷)

شود. جابجایی‌های گره برای هر المان از گره به گره ۲، به شکل رابطه (۱۱) می‌باشد.

$$\{d\}^T = \{u_{t1} \ v_{c1} \ w_{c1} \ \theta_{x1} \ \theta_{y1} \ \theta_{z1} \ u_{t2} \ v_{c2} \ w_{c2} \ \theta_{x2} \ \theta_{y2} \ \theta_{z2}\}^T \quad (11)$$

مقادیر $u_i(x)$ و $\theta_x(x)$ در طول المان از مقادیر گره‌ها درون

یابی می‌شود. با توجه به تئوری اویلر-برنولی، $v_{c,x} = \theta_z$

است و بنابراین درون یابی هریتی مکعبی برای

استخراج $w_{c,x}$ و $v_{c,x}$ استفاده می‌شود. رابطه (۱۲)

$$\{\varepsilon\} = [B]\{d\}$$

$$B = \begin{bmatrix} a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b & 0 & 0 \\ 0 & 0 & c & 0 & e & 0 & 0 & 0 & d & 0 & f & 0 \\ 0 & d & 0 & 0 & 0 & e & 0 & c & 0 & 0 & 0 & f \end{bmatrix}$$

$$a = -b = -\frac{1}{L}; \quad c = -d = \frac{6}{L^2} - \frac{12x}{L^3}$$

$$e = -\frac{4}{L} + \frac{6x}{L^2}; \quad f = -\frac{2}{L} + \frac{6x}{L^2} \quad (12)$$

با جایگذاری رابطه (۱۲)، در رابطه (۱۰)، کار داخلی می‌تواند

به صورت تابعی از مقادیر گره‌ها بیان شود. رابطه (۱۳)

$$W_{int} = \int_0^L (\{\varepsilon\}^T [C] \{\varepsilon\}) dx = \int_0^L (\{d\}^T [B]^T [C] [B] \{d\}) dx \\ = \{d\}^T \left[\int_0^L ([B]^T [C] [B]) dx \right] \{d\} \quad (13)$$

که در آن، [C] ماتریس رابطه (۹)، برای مواد کامپوزیتی است.

ماتریس سختی المان در دستگاه محلی $[k_{el}]$ به صورت رابطه (۱۴)

محاسبه می‌شود.

$$[K_{el}] = \int_0^L ([B]^T [C] [B]) dx \quad (14)$$

۳-۶- ماتریس جرم در دستگاه مختصات محلی

با در نظر گرفتن روابط سینماتیک در رابطه (۴)، کار خارجی

نیروهای اینرسی می‌تواند به صورت رابطه (۱۵) تعریف شود.

$$W_{ext} = - \int_0^L (u_g \rho_m \ddot{u}_g + v_c^* \rho_m \ddot{v}_c^* + w_c^* \rho_m \ddot{w}_c^* + \theta_x \rho_t \ddot{\theta}_x \\ + \theta_y^* \rho_y^* \ddot{\theta}_y^* + \theta_z^* \rho_z^* \ddot{\theta}_z^* + v_c^* z_c^* \rho_m \ddot{\theta}_x + \theta_x z_c^* \rho_m \ddot{v}_c^* \\ - w_c^* y_c^* \rho_m \ddot{\theta}_x - \theta_x y_c^* \rho_m \ddot{w}_c^*) dx$$

(۲۱)

ماتریس سختی در محورهای مختصات کلی می تواند به صورت رابطه (۲۲) تعیین شود:

$$[k_o] = [T_k]^T [k_{el}] [T_k] \quad (۲۲)$$

برای ماتریس جرم، رابطه بین جابجایی در دستگاه محلی برای ماتریس جرمی و دستگاه مختصات برای ماتریس کلی، به شکل رابطه (۲۳) است.

$$v_c^* = v_c \cos(\alpha_m) + w_c \sin(\alpha_m)$$

$$w_c^* = -v_c \sin(\alpha_m) + w_c \cos(\alpha_m)$$

$$\theta_y^* = \theta_y \cos(\alpha_m) + \theta_z \sin(\alpha_m)$$

$$\theta_z^* = -\theta_y \sin(\alpha_m) + \theta_z \cos(\alpha_m)$$

(۲۳)

بنابراین، رابطه (۲۴) حاصل می شود.

$$[d] = [Q_m][d_g]$$

$$\{d\}^T = \{u_{g1} v_{c1}^* w_{c1}^* \theta_{x1} \theta_{y1} \theta_{z1} u_{g2} v_{c2}^* w_{c2}^* \theta_{x2} \theta_{y2} \theta_{z2}\}^T$$

$$\{d_g\}^T = \{u_{g1} v_{c1} w_{c1} \theta_{x1} \theta_{y1} \theta_{z1} u_{g2} v_{c2} w_{c2} \theta_{x2} \theta_{y2} \theta_{z2}\}^T$$

$$[Q_m] = \begin{bmatrix} [q_m] & [0] \\ [0] & [q_m] \end{bmatrix}$$

$$[t_k] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a & b & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -b & a & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a & b \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -b & a \end{bmatrix}$$

$$a = \cos(\alpha_m); b = \sin(\alpha_m) \quad (۲۴)$$

جابجایی گرهی در نقطه O از رابطه (۲۵) محاسبه می شود.

$$[T_k] = \begin{bmatrix} [t_k] & [0]^T \\ [0] & [t_k] \end{bmatrix};$$

$$[t_k] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & z_t & -y_t \\ 0 & 1 & 0 & -z_c & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & y_c & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

با جایگذاری رابطه (۱۷)، در رابطه (۱۵)، کار خارجی نیروهای اینرسی می تواند به صورتی تابعی از مقادیر گرهی تعریف شود. رابطه (۱۸)

$$W_{ext} = - \int_0^L (\{u\}^T [\rho] \{\ddot{u}\}) dx$$

$$= - \int_0^L (\{d\}^T [B]^T [\rho] [B] \{\ddot{d}\}) dx$$

$$= - \{d\}^T \left[\int_0^L ([B]^T [\rho] [B]) dx \right] \{\ddot{d}\} \quad (۱۸)$$

ماتریس جرم المان در دستگاه محلی $[m_{el}]$ به صورت رابطه (۱۹) به دست می آید.

$$[m_{el}] = \int_0^L ([B]^T [\rho] [B]) dx \quad (۱۹)$$

۳-۲- ترکیب روابط در دستگاه مرجع کلی

قبل از ترکیب ماتریس های سختی و جرم سازه، لازم است تا ماتریس المان در دستگاه مختصات مرجع کلی $\{O, X-X, Y-Y, Z-Z\}$ با همه متغیرهای گرهی نسبت به یک نقطه عمومی بیان شود که در این مورد، نقطه مورد نظر O می باشد.

برای ماتریس سختی، رابطه (۳)، اجازه می دهد که جایجایی های نقطه O، بعد از نادیده گرفتن جابجایی محوری در نتیجه اثرات اعوجاج $(w\theta_{x,x})$ ، به شکل رابطه (۲۰) در آید.

$$u_t = u_o + z_t \theta_y(x) - y_t \theta_z(x)$$

$$v_c = v_o - z_c \theta_x$$

$$w_c = w_o - y_c \theta_x$$

(۲۰)

این رابطه اجازه می دهد که تا جابجایی های نقطه O به شکل رابطه (۲۱) بیان شود.

$$\{d\}^T = \{u_{t1} v_{c1} w_{c1} \theta_{x1} \theta_{y1} \theta_{z1} u_{t2} v_{c2} w_{c2} \theta_{x2} \theta_{y2} \theta_{z2}\}^T$$

$$\{d_o\}^T = \{u_{o1} v_{o1} w_{o1} \theta_{o1} \theta_{o1} \theta_{o1} u_{o2} v_{o2} w_{o2} \theta_{o2} \theta_{o2} \theta_{o2}\}^T$$

$$[d_g] = [T_m][d_o]$$

$$[T_m] = \begin{bmatrix} [t_m] & [0] \\ [0] & [t_m] \end{bmatrix}$$

که در آن، $U_T = \Omega y$ و $U_p = v_i$ است که Ω سرعت زاویه‌ای حول محور Z و v_i سرعت جریان باد است. زاویه حمله القایی در هر المان پره برابر رابطه (۲۸) می‌باشد.

$$\varphi = \tan^{-1}\left(\frac{U_p}{U_T}\right) \quad (28)$$

بر اساس تئوری‌های آیرودینامیکی نیروی برآ و پسا از رابطه (۲۹) به دست می‌آید.

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_l dx$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_d dx \quad (29)$$

با برآیندگیری، رابطه (۳۰) حاصل می‌شود.

$$dF_z = dL \cos \varphi - dD \sin \varphi$$

$$dF_y = dL \sin \varphi + dD \cos \varphi \quad (30)$$

dF_y ، در واقع همان نیروی جلوبرنده ملخ می‌باشد که این المان تولید می‌کند. نیروی dF_z ، نیز نیروی مزاحم است که باعث اعمال گشتاور در خلاف جهت چرخش ملخ می‌شود.

همچنین، نیروی گریز از مرکز نیز با ساده‌سازی به صورت رابطه (۳۱) در نظر گرفته شده است.

$$dF_x = m \Omega^2 x dx \quad (31)$$

در شکل (۴)، سطح مقطع در هر المان پره نشان داده شده است. مرکز برش معمولاً در محاسبات به کار نمی‌رود زیرا با تغییر زاویه حمله، مکان آن در ایرفویل تغییر می‌کند و باعث پیچیده شدن محاسبات می‌شود. به همین دلیل از مرکز آیرودینامیکی استفاده می‌کنند. در واقع برآیند نیروهای گسترده آیرودینامیکی به این نقطه منتقل شده و متناسب با این جابجایی نیرو، گشتاور پیچشی، ایجاد می‌شود. رابطه (۳۲)

$$dM_x = \frac{1}{2} \rho U^2 c C_l y_{sc} dx \quad (32)$$

$$[t_m] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & z_g - y_g \\ 0 & 1 & 0 & -z_c & 0 \\ 0 & 0 & 1 & y_c & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

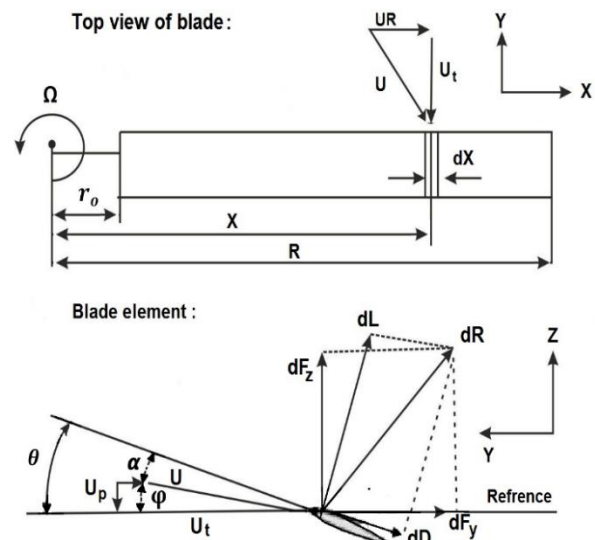
ماتریس جرمی در دستگاه مختصات کلی در رابطه (۲۶)

حاصل می‌شود.

$$[m_o] = [T_m]^T [Q_m]^T [m_{el}] [Q_m] [T_m] \quad (26)$$

۳-۸- نیروهای در نظر گرفته شده در تحلیل

همانند هر جسم پرنده دیگر، مهم‌ترین نیروهای وارد بر پره، نیروی برآ و پسا می‌باشد؛ اما باید توجه داشت که با توجه به سرعت چرخشی پره توزیع لیفت و درگ در پره‌ها در نقاط مختلف، متفاوت است. در شکل (۳)، المان در نظر گرفته شده بر روی پره نشان داده شده است.



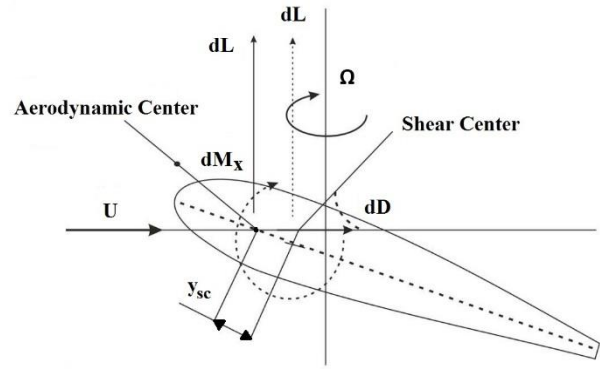
شکل (۳) المان در نظر گرفته شده بر روی پره و سرعت‌های وارد بر پره

بر اساس شکل (۳)، برآیند سرعت جریان در هر المان به صورت

رابطه (۲۷) است.

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_p^2} \quad (27)$$

نحوه لایه گذاری در ملخ کامپوزیتی از داخل به خارج است. نوع لایه گذاری در پوسته بالا و پایین به صورت متقارن است. جدول (۲) نشان می دهد که گلکت نقشی در سازه پره ایفا نمی کند. لایه بالایی به منظور مینیم کردن پسای آیرودینامیکی، جلوگیری از اثرات رطوبت و نور خورشید استفاده شده است. همچنین برای وب ها از الیاف تک جهته در جهت پره یعنی زاویه صفر استفاده شده است. همچنین برای محاسبه خواص سطح مقطع کامپوزیت از یک نرم افزار قدرتمند موسوم به پرکامپ استفاده شده است. در نهایت خواص سطح در طول پره که شامل پوسته و وب می باشد ثابت بوده و خواص نهایی در تحلیل در جدول (۳) آورده شده است.



شکل (۴) سطح مقطع در هر المان پره

جدول (۳) خواص نهایی به دست آمده از نرم افزار پرکامپ مورد استفاده در کد متلب

خواص	مقدار
EA[N]	$1/943 \times 10^9$
EL _y [N.m ²]	$2/611 \times 10^7$
EL _{yz} [N.m ²]	$2/129 \times 10^7$
EL _z [N.m ²]	$3/454 \times 10^8$
GJ[N.m ²]	$1/944 \times 10^7$
FT[N.m ²]	$3/470 \times 10^6$
LT[N.m ²]	$2/311 \times 10^5$
AT[N.m ²]	$2/639 \times 10^5$
Y _i [m]	۰/۶۴۰
z _i [m]	۰/۰۱۰
Y _c [m]	.
Z _c [m]	.
Y _g [m]	۰/۶۸۴
z _g [m]	۰/۰۱۲
$\rho_m [kg/m^3]$	$1/595 \times 10^2$
$\rho_y^* [kgm]$	۲/۲۳۹
$\rho_z^* [kgm]$	۳۰/۲۹
$\alpha_m [deg]$	۳/۵۴۴

۹-۳- مشخصات و جنس ملخ کامپوزیتی

ایرفویل مورد نظر در این تحقیق از نوع ایرفویل S-۸۱۴ بوده و طول پره ۶ متر، طول وتر مقطع بیرونی ۴۵ سانتیمتر، ضخامت دیواره ها ۱۰ میلی متر و ضخامت وب ها ۲۰ میلی متر می باشد. محورهای وسط وب ها به ترتیب ۶/۷۵ و ۲۲/۵ سانتی متر از لبه حمله قرار دارد. در این تحلیل پوسته و وب در نظر گرفته شده است و اسپار و لانه زنبوری نادیده گرفته شده است. در جدول (۱) به طور خلاصه، خواص مواد مورد استفاده در این تحلیل ارائه شده است.

جدول (۱) خواص مواد مورد استفاده در ملخ کامپوزیتی بالگرد

ماده	مدول یانگ در جهت ۱ [Gpa]	مدول یانگ در جهت ۲ [GPa]	مدول یانگ در جهت ۳ [GPa]	ضریب پواسون
لایه های تک جهته	۳۷	۹	۴	۰/۲۸
لایه های ۴۵ درجه	۱۰/۳	۱۰/۳	۸	۰/۳
گلکت	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	۰/۳
نکسوز	۱۰/۳	۱۰/۳	۸	۰/۳

همچنین در جدول (۲)، نحوه لایه گذاری در نظر گرفته شده برای ملخ کامپوزیتی نشان داده شده است.

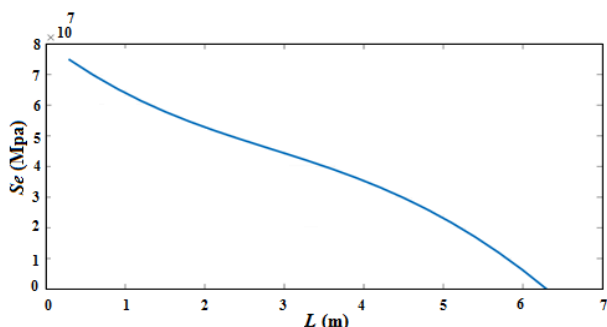
جدول (۲) لایه گذاری ملخ کامپوزیتی

لا یه	ماده	ضخامت (mm)	زاویه (درجه)
۱	لایه های ۴۵ درجه	۴/۶۱	۴۵
۲	لایه های تک جهته	۴/۹	۹۰
۳	نکسوز	۰/۲۸	۰
۴	گلکت	۰/۲۱	۰

۴- شبیه سازی در نرم افزار MATLAB

بر اساس تئوری گفته شده در قسمت قبل، برنامه ای در نرم افزار متلب تدوین شده است که نتایج آن در زیر مشاهده می شود. لازم به ذکر است که تعداد المان های در نظر گرفته شده در طول پره ۶ متری ۳۰ عدد در نظر گرفته شده است.

در شکل (۸)، تقریبی از تنش ماکزیمم در راستای طول پره دیده می‌شود. مطابق انتظار تنش در محل تکیه‌گاه بیشتر از سایر نقاط بوده و در تکیه‌گاه آزاد صفر است.

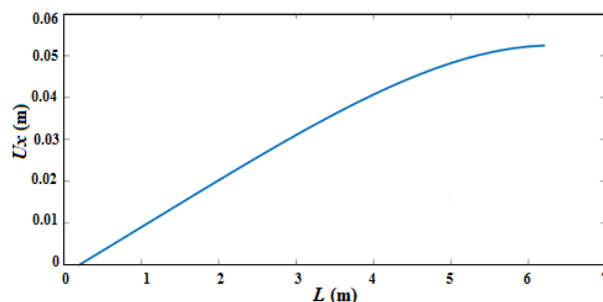


شکل (۸) تنش ماکزیمم در راستای طول پره

بنابراین محتمل‌ترین نقطه برای شکست پره، ریشه آن است. این موضوع در شکل (۸) دیده می‌شود.

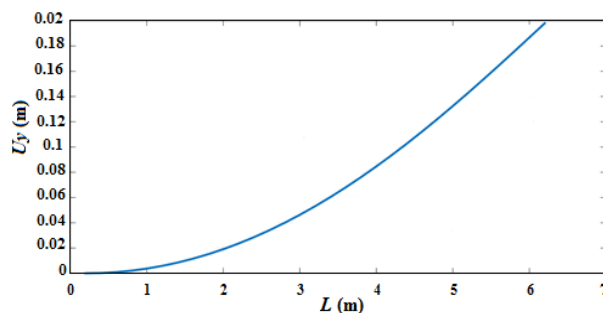
۵- شبیه‌سازی و تحلیل در آباکوس

سه حالت پره آلومینیومی بدون وب، پره آلومینیومی دارای وب و پره کامپوزیتی دارای وب برای مدل‌سازی و تحلیل در آباکوس در نظر گرفته شده است. حالت اصلی که می‌بایست مورد تحلیل قرار گیرد، پره کامپوزیتی دارای وب طبق لایه گذاری ارائه شده است. بدین منظور می‌بایست از المان پوسته در نرم افزار آباکوس استفاده و متریال را به صورت لایه‌بندی وارد نمود. دستگاه مختصات مرجع کلی {O, X-X, Y-Y, Z-Z} مورد استفاده قرار گرفته است، به این صورت که محور X-X در راستای طول پره از تکیه‌گاه ثابت تا انتهای آزاد، محور Y-Y از لبه حمله تا لبه فرار و محور Z-Z به صورت عمودی است. از این دستگاه به منظور نمایش مقادیر نیرو و جابجایی استفاده می‌شود. در تمامی حالات سرعت باد ۵ متر بر ثانیه و سرعت زاویه‌ای پره ۱۵ رادیان بر ثانیه فرض شده است. برای اعمال نیروهای وارد شده به پره و دقت بیشتر تحلیل‌ها پره به ۱۰ قسمت مجزا تقسیم شده است. سپس نیروهای ذکر شده در بازه هر کدام از این قسمت‌ها انتگرال‌گیری شده تا نیروی اعمالی به هر قسمت به صورت جداگانه به دست آید؛ و سپس در مرکز سطح زیر انتگرال وارد می‌گردد. در شکل (۹) نمایی از ملخ بدون وب و در شکل (۱۰) نمایی از ملخ دارای وب نشان داده شده است.



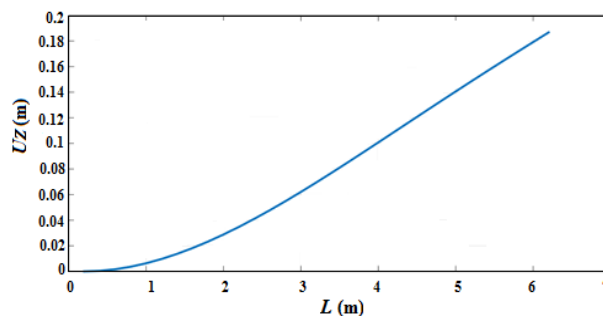
شکل (۵) جابجایی نقاط مختلف پره در طول پره در جهت X

شکل (۵)، جابجایی نقاط مختلف در جهت X-X که در طول المان است را نشان می‌دهد. جابجایی در محل تکیه‌گاه صفر بوده و در انتها به حدود ۵/۲ سانتی‌متر می‌رسد. با توجه به افزایش نیروی گریز از مرکز در طول پره، کرنش در امتداد پره افزایش دارد که این امر در شکل (۵) دیده می‌شود.



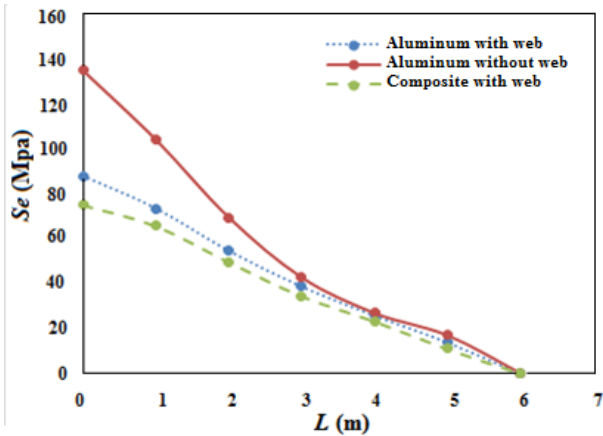
شکل (۶) جابجایی نقاط مختلف پره در طول پره در جهت Y

در شکل (۶)، جابجایی در جهت Y دیده می‌شود. جابجایی در تکیه‌گاه صفر بوده که نشان دهنده درستی حل است. قابل توجه آن که اگر پره با سرعت ۱۵ رادیان بر ثانیه بچرخد، نوک پره حدود ۲۰ سانتی‌متر به عقب می‌رود.



شکل (۷) جابجایی نقاط مختلف پره در طول پره در جهت Z

در شکل (۷) نیز جابجایی در جهت Z دیده می‌شود. با توجه به آن ماکزیمم خیز پره برابر ۱۹ سانتی‌متر و در نوک پره است.



شکل (۱۲) مقایسه تنش ماکزیمم در راستای طول پره در پره های مدل سازی شده در آباکوس

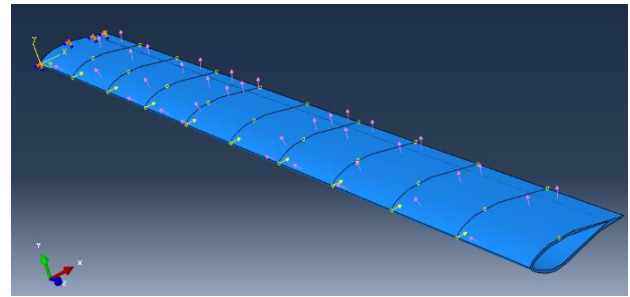
همان طور که در شکل (۱۱) و شکل (۱۲)، مشاهده می شود، تنش ماکزیمم در طول پره کاهش و جابجایی عمودی در طول پره افزایش می یابد. عملکرد پره کامپوزیتی بسیار بهتر از سایر پره هاست. میزان جابجایی عمودی، در پره کامپوزیتی دارای وب حدود ۲۰ درصد کمتر از پره آلومینیومی دارای وب می باشد.

۶- بهینه سازی ملخ کامپوزیتی

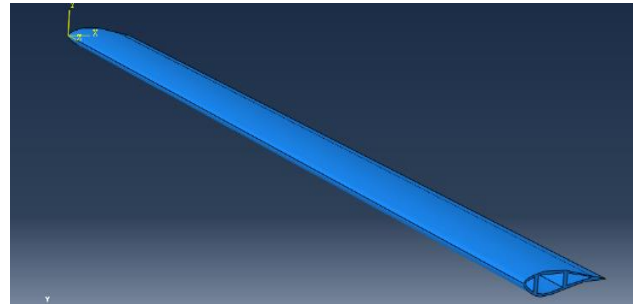
به منظور بهینه سازی تعداد لایه های در نظر گرفته شده می بایست، کاهش مقدار جابجایی، کاهش مقدار تنش و بهینه سازی مقدار وزن و جلوگیری از افزایش بیش از حد وزن در نظر گرفته شود. با توجه به جدول (۲)، الیاف تک جهت و الیاف ۴۵ درجه نقش اساسی را در میزان تنش و کرنش خواهند داشت. همچنین با توجه به این که در همه راستاها نیرو وارد می شود. ترکیب لایه ها می بایست حفظ شود. در جدول (۴)، مقدار ضخامت لایه ها و نیز ماکزیمم تنش و جابجایی و وزن سازه نشان داده شده است.

جدول (۴) بهینه سازی لایه های پره کامپوزیتی

وزن کل پره (kg)	ماکزیمم تنش (Mpa)	ماکزیمم جابجایی (cm)	ضخامت لایه های تک جهت	ضخامت لایه های ۴۵ درجه
۴/۶۵	۷۴	۲۰/۵	۴/۹	۴/۶۱
۴/۸	۷۰	۱۹/۵	۴/۹	۴/۸
۵/۸	۶۴	۱۶/۲	۵/۵	۵/۵
۶/۹	۶۰	۱۳/۵	۶	۶
۸	۵۸	۱۲/۹	۶/۵	۶/۵

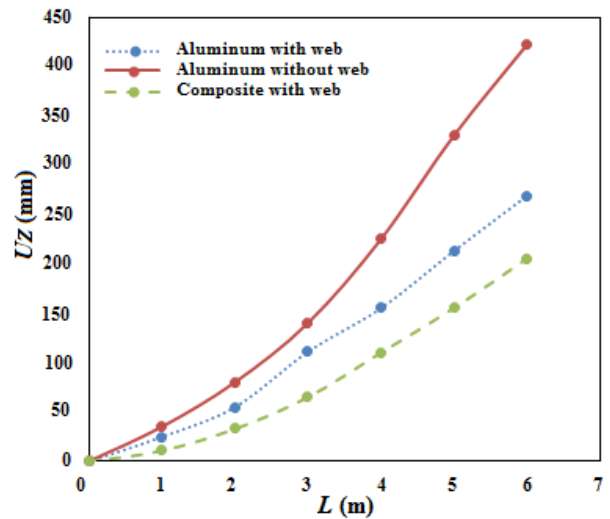


شکل (۹) نمایی از ملخ بدون وب در آباکوس



شکل (۱۰) نمایی از ملخ با وب در آباکوس

بر اساس شبیه سازی های انجام شده بر روی پره آلومینیومی با و بدون وب و پره کامپوزیتی دارای وب، میزان جابجایی و تنش در شکل (۱۱) و شکل (۱۲)، استخراج گردیده است.



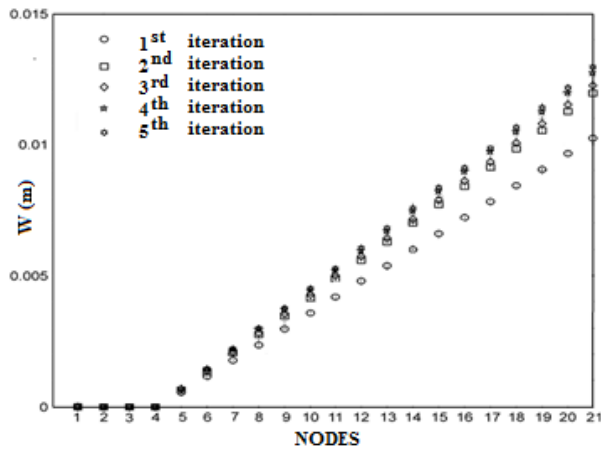
شکل (۱۱) مقایسه جابجایی عمودی در راستای طول پره در پره های مدل سازی شده در آباکوس

مقایسه نتایج تحلیل المان محدود و تحلیل المان تیر نشان دهنده دقت کد تدوین شده و تطابق نتایج است؛ و مدل متلب از راندمان خوبی برخوردار می باشد. درصد خطای بین حل المان تیر و تحلیل آباکوس در مورد جابجایی و تنش برابر است با:

$$\text{Displacement Error} = \frac{205 - 185}{205} = 9.7\%$$

$$\text{stress Error} = \frac{75 - 65}{75} = 13\%$$

در مرجع [۲۰]، که بر اساس تئوری المان تیر انجام شده شکل (۱۵) برای جابجایی عمودی پره بالگرد ارائه گردیده است.



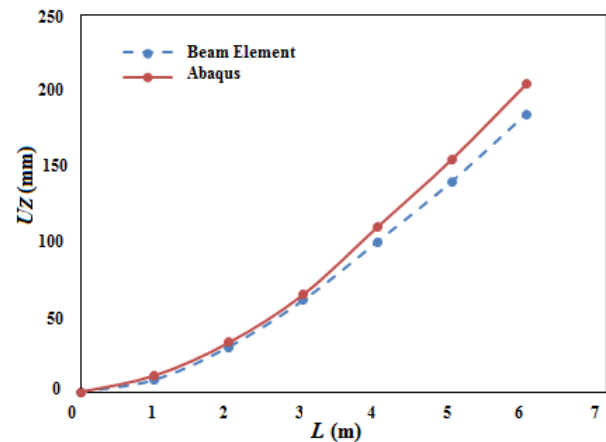
شکل (۱۵) جابجایی عمودی پره در مرجع [۲۰]

پارامترهای مربوط به سطح مقطع و المانهای آن مطابق مقاله و به صورت شکل (۱۶) در نظر گرفته شده است. همچنین خواص مواد به کار رفته در جدول (۵) آورده شده است. توجه شود که در این مقاله، طول پره ۳/۵ متر و تعداد المانها ۲۱ می باشد. با تغییر کد تدوین شده برای این شرایط شکل (۱۷) برای مقایسه به دست آمده است؛ که نشانگر دقت بالای کد تدوین شده می باشد.

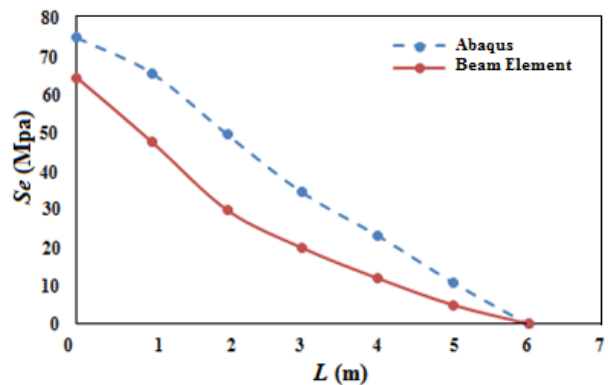
لازم به ذکر است که بهینه سازی بر روی صفحات بالایی و پایینی پره انجام شده است. اگر مقدار لایه ها از ۶/۵ میلی متر بیشتر گردد، ساخت پره با مشکل مواجه می گردد و علاوه بر این وزن سازه به شدت بالا خواهد رفت؛ بنابراین، می توان گفت با انجام فرآیند بهینه سازی مقدار جابجایی ماکزیمم سازه را می توان تا ۱۲/۹ سانتی متر کاهش داد.

۷- اعتبارسنجی.

به منظور اعتبار سنجی نتایج دو مرحله در نظر گرفته شده است. در مرحله اول، نتایج نرم افزار متلب و آباکوس با یکدیگر مقایسه شده و در مرحله بعد نتایج به دست آمده از شبیه سازی های انجام شده با مقاله مرجع [۲۰]، مقایسه گردیده است. در شکل (۱۳) و شکل (۱۴)، جابجایی عمودی و تنش ماکزیمم در کد متلب و شبیه سازی آباکوس مقایسه گردیده است.



شکل (۱۳) مقایسه جابجایی عمودی در راستای طول پره کامپوزیتی در آباکوس و کد المان تیر



شکل (۱۴) مقایسه تنش ماکزیمم در راستای طول پره کامپوزیتی در آباکوس و کد المان تیر

سازه و حل معادلات را در برنامه متلب به دست آورده و شبیه سازی با استفاده از نرم افزار آباکوس انجام داده شده و با یکدیگر مقایسه می شوند. برنامه نوشته شده در متلب، بر اساس تئوری المان تیر بوده و محاسبه تنش ها و جابجایی های المان های در نظر گرفته شده پره از ویژگی های کد تدوین شده است. در نرم افزار آباکوس، پره بالگرد در حالت های مختلف اعم از پره آلومینیومی با و بدون وب و پره کامپوزیتی با لایه چینی های دارای زوایای مختلف شبیه سازی شده است. نتایج این حالات گوناگون با یکدیگر و با کد مقایسه گردیده اند.

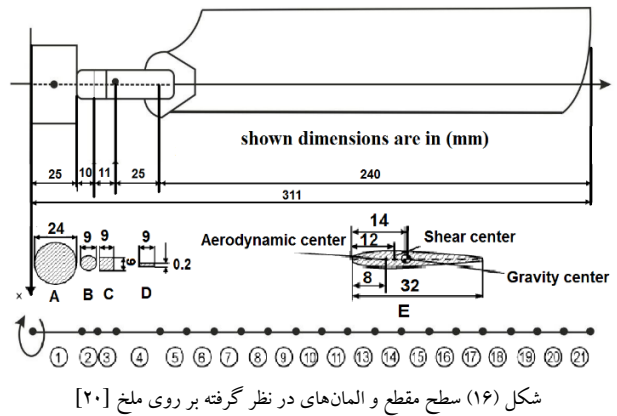
در این تحقیق ضمن بررسی نیروها و تنش های وارد بر یک ملخ کامپوزیتی بالگرد و حل معادلات حاکم بر آن با استفاده از تئوری المان تیر، نتایج به دست آمده با استفاده از این روش با نرم افزار اجزا محدود آباکوس مقایسه شد. تطبیق نتایج نشانگر دقت و صحت این نظریه در پیش بینی جابجایی ها و تنش ها است.

در نرم افزار آباکوس، پره بالگرد در حالت های مختلف اعم از پره آلومینیومی با و بدون وب و پره کامپوزیتی دارای وب با لایه چینی های دارای زوایای مختلف شبیه سازی شده است که مقایسه نتایج حاکی از آن است که جابجایی ها و تنش های پره آلومینیومی دارای وب در نقاط متناظر با پره آلومینیومی بدون وب، کاهش یافته و این به علت وجود وب به عنوان یک عامل مستحکم کننده می باشد؛ و در پره کامپوزیتی دارای وب نیز در مقایسه با پره آلومینیومی دارای وب، جابجایی و تنش های نقاط متناظر کاهش یافته که به علت استفاده از مواد کامپوزیتی می باشد.

همچنین در نرم افزار آباکوس با تغییر ضخامت لایه ها به افزایش ضخامت لایه های ۹۰ و ۴۵ درجه به ۶/۵ میلی متر، ماکزیمم جابجایی ۱۲/۹ سانتیمتر و تنش ماکزیمم ۵۸ مگا پاسکال و وزن کل سازه ۸ کیلوگرم خواهد شد.

۹- فهرست علائم

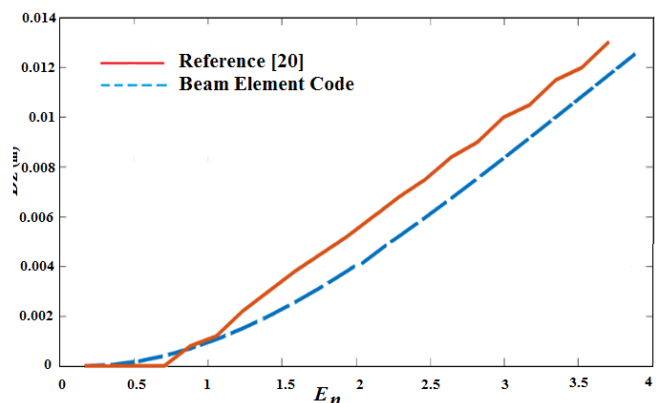
AT	سختی پیچشی-محوری کوبله
D	درجات آزادی برای هر المان
D _Z	جابجایی در جهت Z
EA	سختی محوری



شکل (۱۶) سطح مقطع و المان های در نظر گرفته بر روی ملخ [۲۰]

جدول (۵) خواص مواد مورد استفاده در ملخ کامپوزیتی بالگرد [۲۰]

خواص	المان ۳-۱	المان ۴	المان ۵-۲۱
مدول یانگ در جهت x (Gpa)	۷۱/۷	۱۹۰	۳/۴۰۰
مدول یانگ در جهت y (Gpa)	۷۱/۷	۱۹۰	۰/۱۵۶
مدول یانگ در جهت z (Gpa)	۷۱/۷	۱۹۰	۰/۰۵۱
مدول یانگ در صفحه xy (Gpa)	۲۶/۹	۷۹	۰/۱۸۳
مدول یانگ در صفحه xz (Gpa)	۲۶/۹	۷۹	۰/۱۲۶
مدول یانگ در صفحه yz (Gpa)	۲۶/۹	۷۹	۰/۰۱۷
چگالی (kg/m ³)	۲۸۰۰	۸۰۰۰	۱۶۰



شکل (۱۷) مقایسه کد متلب و مرجع [۲۰]

۸- نتیجه گیری

در این نوشتار، یک پره بالگرد در شرایط مختلف تحلیل و بررسی گردیده است. در این تحقیق به بررسی تنش های وارد شده بر پره های روتور (ملخ) پرداخته می شود. معادلات حاکم بر رفتار

- [2] P. W. Stevens, D. L. Hall, E. G. Smith, A multidisciplinary research approach to rotorcraft health and usage monitoring, *52nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, 1732, Washington, DC, USA.
- [3] D. Barwey, D. A. Peters, Optimization of composite rotor blades with advanced structural and aerodynamic modeling, *center for computational mechanics Department of mechanical engineering*, Vol. 19, No. 3, 1994, pp. 193-219.
- [4] G. Ranjan, I. Chopra, Aeroelastic optimization of a helicopter rotor with two-cell composite blades, *AIAA journal*, Vol. 34, No. 4, 1996, pp. 566-573.
- [5] J. E. Kim, S. Klijn, Structural Optimization for Light-weight Articulated rotor Blade, *41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, structural Dynamics, and materials Conference*, 3-6 April 2000, California, USA.
- [6] J. E. Kim, S. Klijn, Elastic-dynamic Rotor Blade Design with Multiobjective Optimization, *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 9, 2001, pp. 1652-1661.
- [7] Guo, Jun-Xian, and Jin-Wu Xiang, Composite Rotor Blade Design Optimization for Vibration Reduction with Aeroelastic Constraints. *Chinese journal of aeronautics*, Vol. 17, No. 3, 2004, pp. 152-158.
- [8] V. V. Volovoi, L. Li, J. Ku, D. H. Hodges, Multi-level Structural Optimization of Composite Rotor Blades, *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2005, Austin, Texas.
- [9] L. Li, J. Ku, V. V. Volovoi, D. H. Hodges, Cross-Sectional Design of Composite Rotor Blades, *63rd Annual Forum of the American Helicopter Society, Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2-5 September 2008, Virginia, USA.
- [10] Li, Leihong, *Structural design of composite rotor blades with consideration of manufacturability, durability, and manufacturing uncertainties*, Engineering Mechanics, University of Georgia, 2008.
- [11] K. K. Saijal, Optimization of helicopter rotor using polynomial and neural network metamodels. *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 2, 2011, pp. 553-566.
- [12] H. Debski, Numerical Fem Analysis For the part of Composite Helicopter Rotor Blade, *Journal of Kones powertrain and transport*, Vol. 19, No. 1, 2012.
- [13] A. NOUR, M. T. GHERBI, Modes shape and harmonic analysis of different structures for helicopter blade, *30th european conference on acoustic emission testing and 7th international conference on acoustic emission university of Granada*, 12-15 September 2012, Granada, Spain.

E_n	شماره المان ها
$EI_{y'}$	سختی خمشی حول محور $y' - y'$ در نقطه T
$EI_{z'}$	سختی خمشی حول محور $z' - z'$ در نقطه T
$EI_{y'z'}$	سختی خمشی حول محور $y' - y'$ و $z' - z'$ در نقطه T
F	فرکانس
FT	سختی پیچشی-ارتعاشی کوپله
GJ	سختی پیچشی
LT	سختی پیچشی-تاخیری کوپله
M	شماره مودها
S_e	تنش ماکزیمم در راستای طول پره
u	درجات آزادی برای هر گره
U_z	جابجایی عمودی در راستای طول پره

علائم یونانی

ϵ_x	کرنش محوری در جهت X
ϵ_{xy}	کرنش برشی در صفحه X-Y
ϵ_{xz}	کرنش برشی در صفحه X-Z
ρ_m	جرم هر بخش در واحد طول
ρ_y^*	اینرسی خمشی حول محور $y^* - y^*$ در نقطه G
ρ_z^*	اینرسی خمشی حول محور $z^* - z^*$ در نقطه G
σ_x	تنش عمودی در جهت X
σ_{xy}	تنش برشی در صفحه X-Y
σ_{xz}	تنش برشی در صفحه X-Z
φ	زاویه حمله القایی
Ω	سرعت دورانی پره

۱۰- مراجع

- [1] D. Brian, Larder helicopter HUM/FDR, benefits and developments, *55th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 1839, Montreal, Canada.

- [14] S. Sastry, I. Bhargavi Rachana, K. Durga Rao, Stress Analysis of Helicopter Composite Blade Using Finite Element Analysis, *International Journal of Engineering Research and Technology*, Vol. 2, No. 12, 2013, pp. 1291-1299.
- [15] D. Kumar, *Design and Analysis of Composite Rotor Blades for Active/Passive Vibration Reduction*, Engineering Mechanics, University of Michigan, 2013.
- [16] D. Kumar, New strategy for designing composite rotor blades with active flaps, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 21-24 October 2015, Michigan, USA.
- [17] R. Koochi, H. Shahverdi, H. Haddadpour, Modal and Aeroelastic Analysis of a High-Aspect-Ratio Wing with Large Deflection Capability, *International journal advanced design and manufacturing technology*, Vol. 8, No. 1, 2015, pp. 45-59.
- [18] D. Taherifar, M. Mohseni shakib, M. Shahabi, The composite rotor blade optimization by using a combination finite element method and genetic algorithm, *majlesi Mechanical Engineering*, Vol. 4, No. 3, 2011, pp. 13-23.
- [19] I. J. Park, S. N. Jung, General purpose cross-section Analysis program for composite rotor blades, *Internatuonal journal of aeronautical and space sciences*, Vol. 10, No. 2, November 2009, pp. 77-85.
- [20] M. Todorov, I. Dobrev, F. Massouh C. Velkova, Aeroelastic Investigation of Hingeless Helicopter Rotor in Hover, *International Journal of Engineering Research and Technology*, 8-12 June 2012, Paris, France.