دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

عنوان:

مدلسازی و بررسی روشهای کاهش انتقال ارتعاشات به بدنه هلی کوپتر

ارائه:

یوسف طراز جمشیدی

استاد راهنما:

دکتر علی صالح‌زاده نوبری

استاد مشاور:

دکتر مهدی سبزه‌پرور

بسمه تعالی

شماره:.....

تاریخ:.....

معاونت پژوهشی

فرم پروژه تحصیلات تکمیلی۷

فرم اطلاعات پایان‌نامه

کارشناسی‌ارشد و دکترا

دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(پلی‌تکنیک تهران)

مشخصات دانشجو

نام و نام‌خانوادگی: یوسف طراز جمشیدی دانشجوی آزاد ☑ **بورسیه** ☐ **معادل**

شماره دانشجوئی:۸۳۱۲۹۱۳۰

رشته تحصیلی: مهندسی هوافضا (سازه) **دانشکده مهندسی هوافضا**

نام و نام‌خانوادگی استاد راهنما: دکتر صالح زاده

عنوان به فارسی: مدلسازی و بررسی روشهای کاهش ارتعاشات روتور

عنوان به انگلیسی: **modeling and study of vibration reduction methods**

نوع پروژه کارشناسی‌ارشد × دکترا ☐ کاربردی ☐ بنیادی ☐ توسعه‌ای ■ نظری

تاریخ شروع: ۸۴/۷/1 **تاریخ خاتمه:**۸۵/12/1 **تعداد واحد:** ۶

سازمان تأمین‌کننده اعتبار:

واژه‌های کلیدی به فارسی: ارتعاشات-هلیکوپتر- مودال

واژه‌های کلیدی به انگلیسی: modal analysis-vibrations- helicopter

---

نظرها و پیشنهادها به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه:

استاد راهنما: دکتر علی صالح زاده نوبری

دانشجو: یوسف طراز جمشیدی

امضاء استاد راهنما: **تاریخ:**

نسخه۱: معاونت پژوهشی

نسخه۲: کتابخانه و به انضمام دو جلد پایان‌نامه به منظور تسویه حساب با کتابخانه و مرکز اسناد و مدارک علمی

چکیده:

دراین گزارش به اجمال به بررسی مراحل مختلف پروژه کارشناسی ارشد تحت عنوان بررسی اثرات ارتعاشی منتقله از روتور هلی کوپتر به بدنه و کاهش اثرا ت مخرب آن از طریق اصلاح سازه ای پرداخته می شود . فعالیت های مختلفی که در ارتباط با این پروژه صورت گرفته شده است سه بخش عمده را شامل می شود که به تک تک آنها پرداخته خواهد شد .

۱ –مدل کردن Modeling

۲–آنالیز مودال و محاسبه فرکانسها و مود های طبیعی Modal Analysis

۳– آنالیز پاسخ هارمونیک وبه دست آوردن پاسخ سازه به بار واحد هارمونیک Harmonic Analysis

۱- مدل کردن:

مدل کردن سازه مورد نظر دراین پروژه خود به دو قسمت مختلف قابل تقسیم است

الف) هندسی ب) المان محدود

در مدل سازی هندسی همانطور که از نامش پیداست هندسه سازه صرفاً مدل میشود این قسمت با توجه به نقشه های موجود و در رابطه با هلی کوپتر (بااستفاده از مراجع) قابل انجام است در این قسمت بخش های مختلف اسکلت هلی کوپتر با تقریب Elastic-beam و نیز خواص مواد بکار رفته در آن مدل می شود در صفحات بعد خواص مواد و جزئیات اسکلت (pylon-ldg – wings – Tail - .....) آورده شده است .

در مدل سازی المان محدود بر اساس هندسه طرح عملیات node بندی Meshing ، نوع المان ها و سایر تنظیمات جهت حل مسئله انجام می شود . در صفحات بعد این موارد به تفسیر آورده شده است .

۲- آنالیز مودال

پس از مدل کردن کلیت مسئله دو بخش عمده که در بالا به آن اشاره شد باقی می ماند این دو بخش به هیچ وجه مستقل از یکدیگر نبوده و در حقیقت ارتباطی بسیار نزدیک وتنگاتنگ با هم دارند به این صورت که جواب های این مرحله روش و راهی برای توجه رفتار سازه از بخش سوم می باشد .

دراین قسمت به دو روش و دو دیدگاه مسئله بررسی خواهد شد :

الف) در حالی که سازه کاملا آزاد و بدون قید وبند فیزیکی باشد

ب) در حالی که سازه از قسمت LDG کاملا در گیر وFix باشد

قابل پیش بینی است که به دلیل ماهیتِ 3D مساله در برسی (الف) شش فرکانس طبیعی اول بسیار نزدیک به صفر باشد زیرا در قسمت مودهای Rigid body motion هستند که از فضای سه بعدی برای یک جسم شش عدد می باشد .

در قسمت (ب) سازه در قسمت ارابه فرو کاملا در تمامی ٦ درجه آزادی fix شده و طبق روشهای کلاسیک آنالیز مودال به محاسبه مودها وفرکانسهای طبیعی پرداخته می شود .

۳- آنالیز پاسخ هارمونیک :

در این بخش با درنظر گرفتن بار واحد هارمونیک روی hub در محل اتصال روتور به بدنه پاسخ سازه را در فرکانسهای مختلف (node های مختلف و بعضا بحرانی) بدست آورده می شود . و در نهایت با توجه به شکل deformation و نیز نمودارهای frequency domain جابجایی ها در نقاط مختلف تحت بار واحد هارمونیک مشاهده می شود که peak ها در نزدیکی فرکانسهای طبیعی سازه (همانطورکه انتظار می رفت) اتفاق می افتد . پس از طی مراحل فوق مدل اصلاح شده ونتایج در مدل جدید بررسی خواهد شد . به عنوان شاخص نیز از انتگرال یا سطح زیر منحنی های FRF استفاده می شود.

مقدمه:

در سالهای اخیر با توجه به گسترش روز افزون کاربردهای هلیکوپتر نیاز بـه یـافتن راههـای عملـی جهـت کاهش ارتعاشات هلیکوپتر بسیار مهم به نظر می رسد و دلیل این اهمیت را می تـوان ناشـی از فاکتورهـای انسانی (راحتی و آرامش بیشتر خلبان به منظور بالاتر رفتن کارایی وی) و توانایی های عملـی ایـن وسـیله پرنده دانست. همان طور که می دانید طراحی هلیکوپتر بر خلاف هواپیماهای متداول بـا مشـکل ارتعاشـات شدید ناشی از روتورها روبروست. اتصال انعطاف پذیر بدنه به روتور اصـلی (کـه منبـع اصـلی ارتعاشـات وارده است) مساله را بسیار پیچیده می کند. به عبارت دیگر حرکات بدنه ناشی از ارتعاشـات روتـور باعـث حرکات هاب در تمام درجات آزادی و در نتیجه تغییر در نیروهای هاب (نسبت به انچه که از فـرض هـاب – ثابت بدست آورد) می شود. با توجه به مطالب فوق الذکر تحلیل ارتعاشات هلی کوپتر به صورت تحلیل کوپله بدنه و روتور کاملا ضروری به نظر می رسد.

مفهوم تحلیل ارتعاشی کوپله بدنه و روتور با متد Impedance matching به حدود نـیم قـرن پـیش مـی رسد . در این متد دونکته بسیار مهم وجود دارد:

اول آنکه با این تحلیل می توان نیروها و جابجایی ها را در محل اتصال روتور به بدنـه برابـر قـرار داد و در پی آن امپدانس روتور و بدنه را به طور مجزا محاسبه کرد. دوما آنکه در این دوش بدسـت آوردن امپـدانس یکی از پره های روتور برای تحلیل کافیست و پس از انجام آن می توان بر حسب تعداد پره های روتـور بـا یک سری تغییرات همان نتایج را اعمال کرد.

در سال 1974 ، staley ، sciarra ، ارتعاشات عمودی کوپله روتور و بدنه را بـا در نظـر گـرفتن اثـرات جابه جایی های عمودی هاب بررسی کردند. مدل مورد استفاده در آن تحلیل برای روتور جسم صلب مادی بود. پس از انجام تحلیل مشخص شد که جا به جایی های هـاب در اردر انـدازه ، باعـث تغییـر در بارهـای هاب می شوند.

در سالهای بعد Hohenemser و Yin این تحلیلها را ادامه دادند. مدل مورد استفاده آنها برای روتور استفاده از دو جرم (هر کدام برابر با نصف جرم روتور) – که بوسیله فزی (برای در نظر گرفتن اولین فرکانس flapping) به یکدیگر متصل شده اند- بود . در هر صورت روز به روز با ابداع روشهای محاسباتی نوین و پیشرفته تر امکان استفاده از مدلهای پیچیده تر فراهم شده و امکان پیش بینی و محاسبه اثرات ارتعاشی در هلیکوپتر بیشتر می گردد.

برای پرهیز از ابهام در این گزارش سعی شده است به جای مدل فرضی و غیر واقعی هلیکوپتر از هلیکوپتر معروف COBRA (AH-1G) استفاده شود. در این مورد خاص با توجه به مراجع ، اطلاعات کاملا مفید و واقعی در دسترس است. این اطلاعات شامل نقشه های سازه ای قسمت های مختلف ، سیستم های کنترل و فرامین و نیز اطلاعات OLS است.

در نظر اول ممکن است به نظر رسد که این گزارش به یک CASE – study تبدیل شده است ولی بدیهی است که روش کار متدولوژی در موارد دیگر نیز کاملا مشابه است . این گزارش بر اساس اطلاعات گزارش Nasa-contractor به شماره contract nasa17497 (کمپانی boeing) تدوین شده است.

در طی دو دهه اخیر، نیاز روزافزون به تشخیص و بهینه سازی مشخصات دینامیکی سازه، «آنالیز مودال» را به یک تکنولوژی مهم در این زمینه تبدیل نموده است. این تکنولوژی امروزه، علاوه بر شناخته شدن به عنوان یک ابزار کارا در مهندسی مکانیک و هوافضا، در سایر شاخه های مهندسی نظیر عمران و ساختمان، بیومکانیک و آکوستیک نیزکاربرد وسیعی پیدا کرده است. برای اینکه جایگاه واهمیت این تکنولوژی و نیز پتانسیلهای آن برای کاربرد درآینده به خوبی درک شود، باید ابتدا به معرفی برخی از مسایل اساسی مورد توجه در طراحی سازه های امروزی پرداخت.

در طراحی سازه های مکانیکی، هوافضایی و ساختمانی امروزی سعی بر این است که سازه حتی الامکان سبک ـ ودر عین حال مقاوم ـ باشد. برای مثال، در صنعت خودرو، که با تولید انبوه سروکار دارد،

جهت صرفه جویی در منابع مطلوب است که حجم مواد اولیه به کار رفته در سازه و در نتیجه وزن سازه خودرو تا جایی که ممکن است کاهش یابد؛ در صنعت هواپیماسازی برای دستیابی به میزان مصرف سوخت کمتر، سعی می شود که وزن سازه طراحی شده برای هواپیما، حتی الامکان کاهش یابد و در ساخت آنتن های ماهواره ای نیز، برای بهینه کردن عملکرد اینرسی ماهواره در حین کارکرد در شرایط بی وزنی در فضا، مطلوب است که سازه تا حد امکان سبک باشد. نتیجتاً، در اثر غلبه ایده کاهش وزن در طراحی سازه های امروزی، سازه ها به گونه ای منعطف تر شده و این مساله با توجه به وجود بارگذاری دینامیکی بر روی آنها، باعث بیشتر اهمیت یافتن مساله ارتعاشات سازه ای در مورد سازه های امروزی می شود.

از طرف دیگر، در طراحی سازه های امروزی، نیاز نیل به «قابلیت اطمینان» های بالاتری ـ نسبت به گذشته ـ وجود دارد که برای تامین استانداردهای اجباری رشد یافته تر و یا تامین نظر مشتری الزامی است. این الزام ایجاب می نماید که طراح بتواند با دقت بالاتری رفتار سازه را تحلیل نماید و با توجه به امکان پذیر نبودن حل تحلیلی در بسیاری از موارد، به ابزارهای دیگری برای تحلیل، نیاز است که بتواند با دقت کافی این کار را انجام دهد. ابزارهایی که امروزه به صورت وسیع برای تحلیل سازه مورد استفاده قرار می گیرند، نرم افزارهای المان محدود می باشند.

اما باید گفت در جایی که مسایل ارتعاشی سازه برای تحلیل از اهمیت برخوردار می باشد ـ و با توجه به اینکه این مطلب شامل سازه های امروزی می شود ـ تحلیل دینامیکی سازه با استفاده صرف از مدلسازی المان محدود چندان موفقیت آمیز نیست و این مساله عمدتاً ناشی از عدم توانایی مدل المان محدود در شناسایی و مدل کردن عوامل تاثیر گذار زیر است:

- خاصیت استهلاک سازه
- رفتار غیر خطی سازه

- شرایط مرزی دقیق سازه
- ناکاملی سازه

آنالیز مودال تجربی، روشی است که در عمل برای غلبه بر این مشکل مورد استفاده قرار می گیرد.

با جمع بندی موارد فوق، با توجه به مهم بودن بررسی رفتار ارتعاشی در سازه های امروزی، لازم است که مدلهای المان محدود مورد استفاده برای تحلیل، قابلیت مناسبی در مدلسازی رفتار دینامیکی سازه داشته باشند.

بنابراین ضروری است که مدل المان محدود سازه به گونه ای تکمیل شود تا بتواند رفتار دینامیکی سازه را به طور مناسبی مدل نماید. برای انجام این کار، ابتدا نوعی تست ـ که تست مودال نامیده می شود ـ بر روی سازه انجام می پذیرد. سپس، مشخصات دینامیکی سازه با استفاده از داده های حاصل از تست، استخراج شده و در نهایت مدل المان محدود با این مشخصات مجهز ویا بازسازی شده و مورد بررسی قرار می گیرد. این فرآیند به صورت کلی آن چیزی است که آنالیز مودال و یا به بیان دقیق تر«آنالیز مودال تجربی» نامیده می شود. (در ادامه این متن، گاه اختصاراً همان عنوان آنالیز مودال استفاده می شود.)

البته آنالیز مودال به عنوان یک زمینه مستقل قابل بررسی می باشد ولی معرفی آنالیز مودال در ارتباط با المان محدود ـ آن طور که در بالا به آن پرداخته شد ـ دارای این مزیت است که با توجه به جایگاه شناخته شده مدل سازی المان محدود اولاً درک مناسب تری را از جایگاه آنالیز مودال ارائه نموده و در ثانی تاکیدی است بر این نکته که آنالیز مودال در کنار المان محدود ابزار قدرتمندی را برای بررسی رفتار دینامیکی سازه به دست می دهد.

آنالیز مودال برای اولین بار در حوالی سال ۱۹۴۰ میلادی در تلاش برای مطالعه کامل تر دینامیک سازه هواپیما به کار گرفته شد. البته در آن سالها و تا حدود دو دهه بعد از آن، علیرغم وجود مبنای تئوری لازم، چون روشهای آزمایشگاهی منحصر به کاربرد آنالیزورهای آنالوگ بودند و استفاده از این آنالیزورها

برای انجام تست سخت، گران و کند بود، کاربرد آنالیز مودال خاص و محدود و پیشرفت آن با کندی همراه بود. در مقابل، سالهای میانی دهه ۸۰ میلادی را می توان سرآغاز دوره جدیدی برای آنالیز مودال در نظر گرفت که با تجاری شدن تولید و استفاده آنالیزورهای FFT ودر دسترس قرار گرفتن کامپیوتر های دیجیتال شخصی، انجام آنالیز مودال از لحاظ عملی امکان پذیر شده و پس از آن در طی تقریباً ۲۵ سال اخیر، تئوریها و روشهای مختلفی در زمینه آنالیز مودال، برای استفاده های گوناگون، به سرعت بسط پیدا کرده اند.

امروزه، آنالیز مودال تجربی زمینه های مطالعاتی متعددی را شامل می شود که از میان آنها می توان از موارد ذیل نام برد:

- Modal Correlation and Updating
- Modal Testing Methods
- Structural Modification
- Nonlinear Modal Analysis
- Sub-structuring
- Structural Dynamic Properties Identification

در این زمینه، از حدود سه دهه پیش تا کنون، تحقیقات گسترده ای با هدف دستیابی به روش های دقیقتر و سریعتری که قابلیت پردازش حجم های بزرگتری از داده را داشته باشند، انجام شده است. در این راستا، نرم افزارهایی نیز تولید شده اند که این روش ها را به صورتم مجتمع جمع آوری نموده و مورد استفاده قرار می دهند. از جمله این نرم افزار ها می توان به نرم افزار های STAR و ICATS اشاره نمود.

وضعیت فعلی این مطالعات را نیز باید در تلاشی متمرکز برای پیشرفت دادن نرم افزارهای آنالیز مودال و نیز ایجاد امکان استفاده مرتبط و همزمان این نرم افزارها با نرم افزارهای CAD و FEM جستجو نمود.

سیستم های کنترل هلیکوپتر:

در این قسمت به اختصار به تعدادی از سیستم های کنترل هلیکوپتر پرداخته می شود. پره های روتور اصلی و دم از اجزا عمده برای مانور هلیکوپتر بوده و کاری را باید انجام دهند که خلبان می خواهد. نوع مانور و هدایت هلیکوپتر توسط سیستم هدایت پرواز صورت می گیرد. این سیستم کنترل معمولا از سه سیستم فرعی تشکیل شده که عبارتست از:

۱ –سیستم collective روتور اصلی

۲ –سیستم cyclic روتور اصلی

۳ –سیستم هدایت سمتی (کنترل روتور دم)

سیستم کلکتیو:

وظیفه این سیستم ، تغییر در میزان تراستی است که روتور اصلی تولید می کند. این عمل با تغییر همزمان pitch همه پره های روتور صورت می گیرد. خلبان با بالا و پایین بردن اهرمی که در سمت چپ وی قرار دارد این تغییر را در پره بوجود می آورد.

سیستم سایک لیک:

این سیستم جهت تراست روتور را کنترل می کند و موجب کج شدن دیسک فرضی چرخش روتور، نسبت به محور دوران آن می گردد.

این کار با اهرمی که در دست راست خلبان (بین پاهای او) قرار دارد انجام می شود. وقتی خلبان این فرمان را به حرکت در می آورد ، بازوهای کنترل swashplate عمل می نماید. فرامین رسیده به swash plate از نیمه در حال دوران (بالایی) آن به pitch-horn هر کدام از پره ها متصل می شود و باعث تغییر pitch آنها می شود.

سیستم هدایت سمتی:

این سیستم بر روی روتور دم دقیقاً مانند کلکتیو روی روتور اصلی است. خلبان با این سیستم میزان تر است روتور دم را کنترل می نماید ولی بر روی flap کردن آن کنترلی ندارند. از آنجا که روتور دم آزادانه می توان flap کند، خود می تواند وضعیت تعادلی خود را تحت شرایط مختلف پروازی پیدا نماید . هدایت این سیستم عینا مانند Rudder در هواپیما است.

ویژگیهای هلیکوپتر

استفاده کنندگان هلیکوپتر های موجود، بهترین راهنمای طراحان هلیکوپتر جدید می باشند. آنان از عدم توانائیهای هلیکوپتر های فعلی مطلع بوده و می توانند ویژگی نیازهای آتی را شناسایی نمایند. امکان دارد هر کسی به این اندیشه فرو رود که چرا هلیکوپتر های موجود قادر به انجام ... نیستند؟ بدین ترتیب ویژگی های نظامی برای یک هلیکوپتر جدید شکل می گیرد. بعضی اوقات این تفکر با شناسائی ماموریت جدید برای یک هلیکوپتر ایده آل که هنوز موجودیت نیافته، شروع می شود . در موارد دیگر با تغییرات بعمل آمده

در هلیکوپترهای موجود، ماموریت جدید ابداع می گردد (دسترسی به این امر اغلب از یک ویژگی خاص در هلیکوپترهای موجود تبعیت می کند). بهرحال با راهبری صحیح و یکی کمی فرصت، سیکل بهسازی هلیکوپترهای موجود مسیر واقعی خود را طی خواهد نمود.

مرحله اول ساخت یک هلیکوپتر نظامی جدید، تعریف دقیق وظایف و ماموریتهای آن به منظور توجیه برنامه است. به استثنای زمان جنگ، لااقل هر برنامه جدید باید از نظر هزینه قابل توجیه باشد تا پس از مطالعات و بررسیهای لازم ، مفاد آن مورد تایید قرار گیرد. بهرصورت اگر برنامه توسط خط مشی نظامی هر کشور بعنوان پروژه مناسب مورد تایید قرار گیرد از صنایع هلیکوپتر رسماً دعوت بعمل می آید تا به «درخواست طرح پیشنهادی» پاسخ دهند. در یک درخواست پیشنهادی برای ساخت، ویژگیهای هلیکوپتر جدید، عمدتاً بر حسب راندمان (به عنوان یک هلیکوپتر و هم بعنوان یک سیستم کامل) و هم چنین کیفیت پرواز ، قدرت بقا در میدان نبرد، تعمیر پذیری و عمر قطعات تعریف می شود. قابل ذکر است که کمپانیهائی در گذشته تعدادی از هلیکوپترهای با کاربرد نظامی موفق را خارج از این سیستم نیز ساخته اند. احتمالاً در آینده کمتر شاهد چنین تلاشهائی خواهیم بود زیرا که برنامه های ساخت آن به مراتب گرانتر تمام خواهد شد.

نیازهای پروازی (برای هر مدل هلیکوپتر)

دلیل اصلی تولید یک هلیکوپتر جدید، افزایش سطح کارآئی آن نسبت به هلیکوپتر های موجود می باشد بنابراین در درخواست طرح پیشنهادی ساخت هلیکوپتر جدید باید: بار مفید ، سرعت، برد یا حداکثر زمانی که هلیکوپتر قادر است بدون سوخت گیری به پرواز ادامه دهد و نیز توان آن در انجام پرواز ایستایی مشخص گردد. علاوه بر این ویژگیهای اولیه ، مشخصات ماموریت خاص هلیکوپتر نیز معمولاً در طرح پیشنهادی منظور می گردد که بعداً مفصل تر مورد بحث قرار خواهد گرفت.

هر موتوری که انتخاب یا پیشنهاد می شود باید امکان دسترسی به آن وجود داشته باشد.

لیست موتور انتخابی معمولاً به آنهائی محدود می گردد که اخیرا تولید شده یا لااقل در زمان بهینه سازی هلیکوپتر، در مرحله آزمایشات در تست سل باشند. تاریخچه موتورها حالی از اینست که بهینه سازی موتور به زمان طولانی تری نسبت به بدنه نیاز دارد.

بار مفید

اصطلاح بار مفید از لحاظ هوانوردی تجاری به تعداد سرنشینان یا میزان باری که وسیله پروازی درازای حق الزحمه در حین پرواز می تواند حمل نماید، اطلاق می شود. در هوانوردی نظامی تعدادو وزن موشکها و سلاحهای پرتاپ شونده که بر روی هلیکوپتر نصب می شود نیز به تعداد سرنشینان و میزان بار اضافه می گردد.

در کاربردهای ویژه ممنجمله هلیکوپترهای گشتی یا ضد زیر دریایی ، قطعات و سیستم های الکتریکی یا مکانیکی {که کم یا بیش بطور دائمی در هلیکوپتر نصب می شوند} نیز امکان دارد در احتساب بار مفید مبنای محاسبه قرار گیرند. در بعضی ماموریتهای ویژه ، توانائی حمل بار قابل نصب در پوسته خارجی وسیله پروازی ضروریست. لذا مشخصات آن بر حسب ظرفیت بار مفید داخلی یا خارجی بطور مجزا تعیین می شود.

قابلیت های سرعتی هلیکوپتر

مهمترین امتیاز برنده یک هلیکوپتر، قدرت پرواز ایستایی آن و پرواز در محوطه های کوچک و نشست و برخاست در پایگاههای غیر استاندارد می باشد. هلیکوپتر در وحله نخست برای عبور از یک محل پرواز تا محل دیگر به طرف جلو پرواز می کند بنابراین سرعت زیاد، زمان رسیدن به مقصد را کاهش خواهد داد. در

هلیکوپترهای موجود، حداکثر سرعت به طرف جلو ، به علت ویژگیهای آئرودینامیکی به ۲۰۰ نات یـا ۳۷۰ کیلومتر در ساعت محدود می شود. سرعت بیش از ۲۰۰ نات طراح را مجبور می نماید تا تغییراتی در طـرح بعمل آورد. مانند هواپیمای تیلت روتور یا انواع هلیکوپترهای مرکب کـه دارای بـال و نیـروی جلـو برنـده کمکی می باشند.

هر کدام از این تغییرات بنا به اقتضای خود مستلزم هزینه و وزنی بیش از وزن هلیکوپتر هـای موجـود مـی باشد. حتی وقتی سرعت کمتر از ۲۰۰ نات باشد، ارزش واقعی هر کدام با پـرواز ایسـتایی یـا سـرعت زیـاد مشخص می گردد تا با توجه به اهمیت و حساسیت آن طراح ، موتور مناسـب را بـرای هلیکـوپتر انتخـاب نماید.

برد یا مدت پرواز

در خواست کننده با توجه به ماموریت پیشنهادی هلیکوپتر، حداکثر برد یا حـداکثر زمـانی را کـه هلیکـوپتر قادر است بدون سوخت گیری مجدد به پرواز ادامه دهد، مشخص می نماید. بعضی اوقـات ایـن ماموریـت بخصوص ترکیبی از هر دو و ویژگی را در شرایط و سرعتهای پـروازی متفـاوت ایجـاد مـی نمایـد. در هـر صورت اینها خصوصیاتی هستند که بر مبنای آنها، وزن سوخت لازم محاسبه می گردد. موضوع افزایش بـرد یا مدت پرواز علاوه بر تعیین ظرفیت مخازن سوخت داخلی بر روی ابعـاد هلیکـوپتر نیـز اثـر مـی گـذارد. بطوریکه در ازای نگهداری یک پوند بار مفید اضافی ، ضرورتاً باید یک پوند به وزن سـازه آن افـزاده شـود. اگر برد پرواز ، طولانی در نظر گرفته شود باید مخازن سوخت کمکی برای میـزان سـوختی کـه پـیش بینـی شده، ساخته شود، حداقل برد پروازی برای عبور از اقیانوس اطلس ۱۲۶۰ مایل دریـائی (۲۳۳۵ کیلـومتر) و

برای عبور از اقیانوس آرام ، ۲۱۰۰ میال دریایی (۳۹۰۰ کیلـومتر) در سـطح جهـانی تعیـین شـده اسـت. در «طرح پیشنهادی» حق تعیین ظرفیت سوخت گیری مجدد در حین پرواز به طراح داده نمی شود اما احتمـالاً برای حمل و نقل تعداد معینی از هلیکوپترها در یک هواپیماری باری خاص، مشخصات و اندازه لازم ارائـه می گردد.

پرواز در حالت ایستائی و یا شتاب اوج گیری عمودی

هلیکوپتر ها باید قادر باشند در بد ترین شرایط جغرافیایی با وزن ناخالص طراحی شده ، به بهتـرین وجهـی بطور عمودی اوج گیرند یا بطور ایستا پرواز نمایند. با بر طـرف شـدن نیازهـای ارتـش آمریکـا بـا سـاخت هلیکوپتر حمل و نقل سیکورسکی UH-60 و هلیکوپتر تهاجمی مک دانل داگـلاس AH-64 معلـوم شـد که این ماشین های پرنده قادرند پرواز عمودی (صعودی) خود را با سرعت ٤٥٠ فوت در دقیقه (۲/۲۵ متـر در ثانیه) در ارتفاع ٤۰۰۰ پائی (۱۲۱۹ متری) با همان وزن ناخالص در زمان بلند شدن از زمین (تعیین شـده برای ماموریت هلیکوپتر) در درجه حرارت ۹۵ درجه فارنهایت (۳۵ درجـه سـانتی گـراد) انجـام دهنـد، در حالیکه فقط ۹۵ درصد از ۳۰ دقیقه پاورریتینگ (قدرت متوسط) خود را برای ایـن موقعیـت هـای پـروازی بکار می گیرند. تصور می شود که چنین ترکیبی از ارتفاع و درجه حرارت تقریبا منطبق با همه گونه شـرایط جغرافیایی در سراسر جهان باشد. این حد ۹۵ درصد که برای خرابی موتور ها در حالت نرمال محاسبه شده همراه با نرخ اوج گیری انتخابی ٤۵۰ فوت در دقیقه تحـت عنـوان «مانورهـای پـروازی، مبتنـی بـر منطـق» شناخته شده است.

هلیکوپترهای خریداری شده برای عملیات دریایی ارتش امریکا، معمولا می بایست در روز های گـرم دریـا، در ارتفاع ۳۰۰۰ پائی (۹۱٤ متری) و درجه حرارت ۹۱/۵ درجه فارنهایت (۳۳ درجه سانتی گـراد) قـادر بـه پرواز ایستائی باشند.

تعادل و کنترل

«طرح پیشنهادی» ممکنست ویژگیهای کیفیت پرواز را بطور ضمنی مشخص نسازد . در عوض برای رسیدن به توافق باید به یک استاندارد ارتشی مکتوب و مشخص اشاره نماید . این مرجع مکتوب همان MIL-H-8501A تحت عنوان «ویژگیهای پروازی هلیکوپتر و تجهیزات زمینی» می باشد که از سال ۱۹۵۱ مورد استفاده قرار گرفته است. هنگام تدوین این مقاله ، مرجع فوق الذکر مورد تجدید نظر قرار گرفته بود لذا با توجه به اینکه قسمتهایی از MIL-H-8501A در دهه ۱۹۷۰ خارج از رده اعلام گردیده ، امکان دارد به منبع دیگری نیاز باشد. طرح پیشنهادی برای ارتش امریکا در مورد برنامه های UTTAS و AAH منجر به ساخت هلیکوپتر H-60 سیکورسکی و AH-64 مک دانل داگلاس گردید، شرایط جدیدی را شامل می شد که مورد توافق قرار گرفته است.

اطمینان بخشی، آمادگی و تعمیر پذیری

یک سلسله خصوصیاتی که عمدتاً مهم می باشند و اخیراً طراحان توجه بیشتری به آن معطوف کرده اند عبارتست از : اطمینان پذیری ، آمادگی و تعمیر پذیری که بطور کلی با RAM معرفی می گردند. انگیزه این امر از مشتریان ناشی می شود که اغلب با مشکلاتی در رابطه با راندمان، کیفیت پرواز یا انسجام سازه مواجه بوده اند. لذا طراح، آنها را به عنوان یک هدف عمده، مد نظر قرار می دهد.

اطمینان بخشی (پایائی)

اطمینان پذیری قطعات عمده و هم چنین یک سیستم به عنوان مجموعه با MTBF (میانگین زمان بین بروز معایب) تعریف می گردد. بعضی اوقات این تعریف دقیق تر بیان می شود مثلاً گفته می شود:«میانگین زمان

بین بروز معایت ناشی از ماموریت هلیکوپتر.» بعنوان نمونه در پروژه ساخت انبوه هلیکوپتر های سبک طبق سفارش ارتش امریکا، زمان بروز معایت در مورد هلیکوپتر اسکات مدل تهاجمی یا گشتی، ۸/٤ ساعت پرواز و درمورد نوع همه منظوره (یا حمل و نقل سبک) از همین هلیکوپتر ١٤/٥ ساعت تعیین گردید. هر چند اکثر قطعات مورد نظر توسط فروشندگان عرضه می گردند اما پیمانکار اصلی می بایست کلیه مسئولیتها را بپذیرد مگر قطعاتی که توسط دولت تامین می شود و حتی در این حالت نیز طراح باید تقابل آنها را با هلیکوپترش در نظر گرفته و در مورد قطعات و سیستم های پشتیبانی ، اصطلاحات لازم را ارائه نماید.

آمادگی

گر چه «آمادگی» دومین مورد از موارد سه گانه «اطمینان پذیری، آمادگی و تعمیر پذیری» می باشد ولی به هر دو مورد بستگی دارد. ویژگیهای مورد نظر از لحاظ اینکه هلیکوپتر در زمان جنگ یا صلح به پرواز در می آید متفاوت است. در برنامه اولیه ساخت هلیکوپتر های سبک ارتش امریکا، پیش بینی شده بود که در زمان صلح هلیکوپتر فقط ٢٤٠ ساعت پرواز در سال داشته باشد (با ٨٦ درصد آمادگی برای نوع پیشرو و تهاجمی و ۹۰ درصد برای نوع سبک حمل و نقل) . در صورتیکه مطابق ویژگیهای تعیین شده برای زمان جنگ، پیش بینی شده که هلیکوپتر بطور سرسام آوری یعنی سالیانه ۲۲۰۰ ساعت پرواز نماید (بادرصد آمادگی ۷۲ درصد برای نوع تهاجمی/ گشتی و ۸۰ درصد برای نوع حمل و نقل) .

تعمیر پذیری

تعمییر پذیری به میزان ساعات کار تعمیراتی (چه برنامه ریزی شده و چه برنامه ریزی نشده) که برای تعمیر و نگهداری هلیکوپتر در ازا هر ساعت پرواز باید انجام شود، اطلاق می گـردد و شـامل تعمیـر و نگهـداری مستقیم می شود که صرف تعمیر نقایص قطعات و هم چنین صدمات جنگی می گردد . در برنامـه سـاخت هلیکوپترهای سبک ارتش آمریکا (LHX) برای تعمیرات مستقیم هلیکوپتر تهاجمی و یا گشتی ۲/٦ ساعت کار برای هر ساعت پرواز و برای نوع حمل و نقل آن ۲/٤ ساعت کار تعمیراتی منظور شده بود. حتی زمـان تعمیر در منطقه عملیاتی نیز مشخص گردیده که کمتر از ۲ ساعت می باشد. (قـرار شـد کارهـای تعمیراتـی گسترده در دپو انجام گیرد).

این چنین هدفهای جاه طلبانه ای نیاز به توانی دوگانه دارد که یکی قدرت تشخیص سریع جهـت شناسـایی اشکالات و دیگر تصمیم گیری به موقع برای تعویض قطعات می باشد. در مورد اولی مـی تـوان بـا کـاربرد لوازم و تجهیزات آزمایش اتوماتیک روی زمین یا در داخل هلیکوپتر از سیستم عیب یابی FD/LS اسـتفاده نمود. در رابطه با تعویض قطعات نیز می توان با استفاده از قطعات بسته بندی شده تحت عنـوان «تعـویض سریع و یکپارچه قطعات» عمل نمود.

جنبه دیگر تعمیر پذیری ، عمر کارکرد قطعات است به علت استفاده زیاد از اکثر قطعات هلیکوپتر بعضی از آنها باید بعد از ساعات کارکرد مشخصی تعویض گردند. اگر زمان (عمر) آنها کوتاه باشد عملیـات تعمیـر و نگهداری زیادی جهت تعویض یک قطعه بـا قطعـه قابـل خـدمت آن بایـد صـرف گـردد. در مشخصـات هلیکوپتر UH-60 و AH-64 عمر بسیاری از قطعات عمـده حـداقل ٤٥٠٠ سـاعت در نظـر گرفتـه شـده است. سایر قطعات نیز بایستی به آسانی قابل بازرسی باشند تا بر حسب وضعیتشان تعویض گردند.

قابلیت بقا

قابلیت بقا دارای سه مشخصه می باشد یکی توانائی انجام پرواز اکتشافی بر فراز دشمن، دوم ظرفیت انجام عملیات مانور و گریز به موقع بعد از آشکار شدن و سوم قابلیت حفاظت خدمه پروازی و هلیکوپتر در مقابل آتش دشمن، در این مورد قابلیت بقا فقط منحصر به مقابله به مثل با دشمن بدون بروز عیب نبوده بلکه هم چنین توانائی حفظ خدمه پروازی در سوانح را نیز شامل می گردد.

استتار (نامرئی بودن)

عملیات نظامی اغلب متکی بر مانورهای غافل گیر کننده می باشد. برای هواپیما این به معنی نامرئی بودن یا داشتن مشخصه (قابلیت دید کم) است. ما با حواس طبیعی خود (که بعضی اوقات قوی است) و هم چنین با استفاده از حواس مصنوعی قادر به تشخیص می باشیم . هلیکوپتر حضور و نزدیک شدن خود به دشمن را از طریق دید، صدا، انعکاس امواج رادار و انتشار امواج الکترو مغناطیسی یا مادون قرمز اعلام می نماید . طراح در «طرح پیشنهادی» سعی می کند. برای یک هلیکوپتر تهاجمی در موقعیت های جنگی، در میزان علائم صوتی ، انتشار امواج مادون قرمز و انعکاس امواج راداری آن محدودیت قایل شود. دو عامل انعکاس تشعشات راداری و انتشار امواج مادون قرمز نه تنها روی تعیین فاصله اثر می گذارند بلکه در میزان هدف گرفتن هلیکوپتری که در معرض موشکهای جستجو گر حرارتی و گلوله های هدایت شونده راداری قرار می گیرد، نیز موثر می باشد.

قدرت مانور و گریز

هلیکوپتری که در منطقه جنگی مورد استفاده قرار می گیرد باید دارای قدرت مانور و گریز به موقع جهت اجرای نقش خود باشد. مهمترین عامل در این زمینه عبارتست از میزان قدرت اضافی موجود که برای پرواز ثابت و پیوسته مورد نیاز می باشد که این خود مبنای شتاب اوج گیری برای هلیکوپترهای نظامی امروزی