دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان‌نامه جهت دریافت درجه کارشناسی ارشد

در رشته هوافضا – مکانیک پرواز

شبیه سازی شش درجه آزادی یک پرتابه، حامل یک پرنده بدون سرنشین، پرتاب شونده از توپ

استاد راهنما

دکتر جعفر روشنی یان

نگارش : اسماعیل لآلی

شهریور ماه ۱۳۹۰

دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان‌نامه کارشناسی ارشد

شبیه سازی شش درجه آزادی یک پرتابه، حامل یک پرنده بدون سرنشین، پرتاب شونده از توپ

استاد راهنما

دکتر جعفر روشنی یان

استاد مشاور

مهندس مسعود ابراهیمی

دانشجو

اسماعیل لآلی

شهریورماه ۱۳۹۰

بسم الله الرحمن الرحيم

تقدیم به پیشگاه مقدس فاطمه الزهرا(س)

و تقدیم به

پدر ، مادر و همسر عزیزم

تاییدیه هیئت داوران

هیئت داوران پس از مطالعه پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان‌نامه تهیه شده تحت عنوان **شبیه سازی شش درجه آزادی یک پرتابه، حامل یک پرنده بدون سرنشین، پرتاب شونده از توپ** توسط آقای **اسماعیل لآلی** صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه کارشناسی ارشد در رشته **هوافضا** گرایش **مکانیک پرواز** با رتبه --- مورد تایید قرار می‌دهند.

۱- استاد راهنما	آقای دکتر جعفر روشنی یان	امضاء
۲- استاد مشاور	آقای مهندس مسعود ابراهیمی	امضاء
۳- ممتحن داخلی	آقای دکتر امیر علی نیکخواه	امضاء
۴- ممتحن خارجی	آقای دکتر سعید ایرانی	امضاء
۵- نماینده تحصیلات تکمیلی	آقای	امضاء

اظهارنامه دانشجو

موضوع پایان نامه :

شبیه سازی شش درجه آزادی یک پرتابه، حامل یک پرنده بدون سرنشین، پرتاب شونده از توپ

استاد راهنما : **دکتر جعفر روشنی یان**

استاد مشاور : **مهندس مسعود ابراهیمی**

دانشجو : **اسماعیل لآلی**

شماره دانشجویی : **۸۷۰۱۲۷۴**

اینجانب اسماعیل لآلی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش مکانیک پرواز دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می نمایم که تحقیقات انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تایید می‌باشد و در موارد استفاده شده از کارهای دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. بعلاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان‌نامه تاکنون برای دریافت هیچ نوع مدرکی یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه، چارچوب(فرمت)مصوب دانشگاه را به‌طور کامل رعایت کرده‌ام.

امضاء دانشجو

اسماعیل لآلی

فرم حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان‌نامه متعلق به نویسنده آن می‌باشد. هر گونه کپی برداری کل پایان‌نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می‌باشد. ضمنا متن این صفحه باید در دو نسخه تکثیر شده و موجود باشد.

۲- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیر می‌باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست. همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در این پایان‌نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

قدردانی و تشکر

«مَن لَم یشکُرِالمَخلوق، لَم یشکُرِالخالِق»

به مصداق بیان فوق تشکر و امتنان خود را از سروران گرامی که مرا در این امر یاری نمودند اعلام میدارم بالاخص از استاد ارجمند آقای دکتر جعفر روشنیان که بعنوان استاد راهنما در طول مسیر گره گشای راه بودند.

از آقای مهندس مسعود ابراهیمی که استاد مشاور در این پایان نامه بودند نیز تشکر کنم.

در انتها برخود لازم می‌دانم از آقایان دکتر رضا ابراهیمی، دکترفرهاد قدک، مهندس علیرضا حسینیان و مهندس یاسین حسین پور که در انجام پروژه مرا یاری نمودند تشکر و قدردانی نمایم.

تشکر و سپاسی ویژه را نیز از پدر، مادر و همسر عزیزم دارم که همواره، مرا یاری، همراهی و تشویق نمودند.

اسماعیل لآلی

چکیده

در این پایان نامه ابتدا به معرفی طرح مورد نظر که یک نوع هواپیمای بدون سرنشین پرتاب شونده از توپ می باشد، پرداخته شده است وتلاش شده تا با دید یک طراح سیستم به مسئله نگاه شود. بعد از تعریف هدف و بیان مأموریت برای این پرنده به استخراج اولویت ها و تداخلات موجود در طراحی پرداخته شده که برای این منظور از روشی به نام ماتریس ارتقاء خانه کیفیت کمک گرفته شده است. روند طی شده در طراحی سیستمی نظام مند شده و بصورت یک ماتریس طراحی ارائه شده است. سپس باب حل مسائل چند موضوعی باز شده که بعد از بیان توضیحات مکفی نهایتاً منجر به بیان ایده ای جدید در مسائل طراحی چند موضوعی با چند هدف به کمک ماتریس ارتقاء خانه کیفیت شده است. از اینجا به بعد سعی شده تا ایده بهینه سازی روی پرتابه مورد بحث پیاده سازی گردد. لذا ابتدا شبیه سازی دینامیک پرتابه از زمان پرتاب تا لحظه باز شدن بال ها، بررسی شده است. مراحل بیرون آمدن پرنده بدون سرنشین از پوسته، باز شدن چتر و باز شدن بال ها همگی در شبیه سازی مد نظر قرار گرفته اند. ضرایب آیرودینامیک مورد نیاز در شبیه سازی، با استفاده از نرم افزار MISSILE DATCOME بدست آمده و با استفاده از میانیابی دو بعدی بر حسب عدد ماخ و زاویه حمله در برنامه شبیه سازی مورد استفاده قرار می گیرند. سپس با در نظر گرفتن تابع هدف برد حداکثر و انتخاب متغیرهای طراحی مناسب شامل مسیر و هندسه، یک مسئله بهینه سازی چند موضوعی تعریف شده است. در انتهای پایان نامه با توجه به اینکه جرم کمینه لزوماً برد بیشینه را سبب نمی گردد بالستیک داخلی و خارجی به هم کوپل و به عبارتی وزن کل پرتابه به عنوان یک متغیر طراحی به سایر متغیرهای طراحی مسئله بهینه سازی شبیه سازی و آیرودینامیک اضافه گردیده است. چرا که با تغییر وزن، سرعت دهانه نیز تغییر خواهد کرد و هر دو پارامتر فوق (وزن و سرعت دهانه) جزء ورودی های برنامه شبیه سازی محسوب می شوند. در نهایت نتایج بدست آمده بصورت یک جدول و برای وزن های متفاوت پرنده بدون سرنشین بیان شده اند.

کلمات کلیدی :طراحی سیستمی، ماتریس ارتقاء خانه کیفیت، بهینه سازی چند موضوعی، بالستیک داخلی، بالستیک خارجی، تحلیل سازه ای، شبیه سازی دینامیکی

فهرست مطالب

۱- مقدمه و تاریخچه ۱

۱-۱- مقدمه ۲

۱-۲- مزیت های WASP نسبت به دیگر هواپیماهای بدون سرنشین ۴

۱-۳- الزامات اولیه ۵

۱-۴- تقسیم بندی پروازی طرح ۵

۱-۵- سناریوی عملکردی پرنده از زمان پرتاب تا استقرار در هوا ۶

۱-۶- فعالیت های مشابه انجام شده در ارتباط با دیگر وسائل پرتاب شونده ۷

۱-۶-۱- پرنده بدون سرنشین بال-جمع ۷

۱-۶-۲- پرنده بدون سرنشین MALP ۸

۱-۶-۳- پرنده بدون سرنشین FASM ۸

۲- پروسه طراحی سیستمی ۹

۲-۱- مقدمه ۱۰

۲-۲- پِلَن مدیریت مهندسی سیستم ۱۰

۲-۳- ماتریس تعاملی ۱۱

۲-۳-۱- بررسی نیاز ۱۱

۲-۳-۲- درایو و استخراج نیاز ۱۲

۲-۳-۳- تعیین محدودیت ها و استخراج قیود و ملزومات ۱۲

۲-۳-۴- تبیین سناریوی مأموریت ۱۳

۲-۳-۴-۱- پرنده با مأموریت طولانی ۱۳

۲-۳-۴-۲- پرنده با مأموریت کوتاه ۱۴

۲-۳-۵- بازبینی محدودیت ها، قیود و ملزومات، میزان انعطاف پذیری ۱۴

۲-۳-۶- استخراج اولویت ها و تداخلات موجود در طراحی ۱۵

۲-۳-۶-۱- ایجاد ماتریس ارتقاء خانه کیفیت(QFD) برای نیازها و قیود طرح ۱۵

۲-۳-۶-۱-۱- QFD چیست؟ ۱۵

۲-۳-۶-۱-۲- فواید QFD از دیدگاه‌های مختلف ۱۵

۲-۳-۶-۱-۳- بیان متد استفاده از QFD ۱۶

۲-۳-۷- ایجاد ساختار تفکیکی، تعیین زیر سیستم ها و طبقه بندی کار ۲۱

۲-۳-۷-۱- طرح اولیه ۲۱

۲-۳-۷-۲- موارد مورد توجه در طراحی ۲۱

۲-۳-۷-۲-۱- پایداری پرتابه ۲۲
۲-۳-۷-۲-۲- شتاب های موجود بر پرتابه هنگام پرتاب ۲۴
۲-۳-۷-۲-۳- مکانیزم های جدایش ۲۴
۲-۳-۷-۲-۴- سیستم چتر ۲۶
۲-۳-۷-۲-۵- قابلیت اطمینان ۲۷
۳- بهینه سازی ۳۰
۳-۱- مقدمه و تاریخچه ای از بهینه‌سازی ۳۱
۳-۲- فرآیند طراحی بهینه ۳۳
۳-۳- طراحی از روش بهینه سازی چند موضوعی ۳۶
۳-۴- تلفیق بهینه سازی چند موضوعی-چند هدفه با ماتریس ارتقاء خانه کیفیت ۳۹
۳-۴-۱- تعیین تابع هدف ۴۰
۳-۴-۱-۱- نحوه تعیین امتیاز برای پارامترهای مورد نظر مشتری ۴۰
۳-۴-۱-۱-۱- امتیازدهی به پارامترهای کیفی ۴۱
۳-۴-۱-۱-۲- امتیازدهی به پارامترهای کمی ۴۳
۳-۴-۱-۲- رسم نمودار مرحله ای تعیین تابع هدف ۴۵
۳-۴-۲- متغیرهای طراحی ۴۷
۳-۴-۳- تعیین قیدهای طراحی ۴۸
۳-۴-۴- انواع مسائل بهینه سازی ۴۸
۳-۵- تشریح مسئله بهینه سازی چند موضوعی پرتابه مورد نظر ۴۹
۴- طراحی و بهینه سازی پرتابه در سیکل بالستیک داخلی ۵۱
۴-۱- مقدمه ۵۲
۴-۲- مطالعه و حل بالستیکی پرتابه داخل توپ ۵۳
۴-۲-۱- دینامیک گلوله و حل بالستیکی آن در لوله توپ ۵۳
۴-۲-۲- نتایج بدست آمده برای مسئله مورد بحث ۵۴
۴-۳- تحلیل تنش سازه پرتابه در داخل توپ بر مبنای بیشترین شتاب وارده بر آن ۵۵
۴-۴- ایجاد تعامل مناسب مابین مراحل اول و دوم و بستن سیکل طراحی ۵۸
۴-۵- بهینه سازی سیکل طراحی بسته شده و بدست آوردن مناسب ترین جواب ۵۹
۴-۵-۱- روند کار در قسمت بهینه سازی مسئله ۵۹
۵- شبیه سازی و بهینه سازی پرتابه در بالستیک خارجی ۶۱
۵-۱- مقدمه ۶۲
۵-۲- شبیه سازی ۶۲
۵-۲-۱- طرح مسئله ۶۲

۵-۲-۲- ماتریس های انتقال جهت تبدیل دستگاه های مختصات ۶۴
۵-۲-۳- مدلسازی ریاضی زمین و اتمسفر استاندارد ۶۵
۵-۲-۴- مدلسازی ریاضی ۶۶
۵-۲-۵- معادلات حالت ۶۷
۵-۲-۶- حل معادلات ۶۹
۵-۲-۷- محاسبه ضرایب آیرودینامیکی توسط نرم افزار MISSILE DATCOME..... ۷۱
۵-۳- صحت سنجی شبیه سازی ۷۴
۵-۳-۱- محاسبه ضریب درگ توسط نرم افزار MD ۷۴
۵-۳-۲- صحت سنجی شبیه سازی ۷۵
۵-۴- بهینه سازی پرتابه ۷۵
۵-۴-۱- متغیرهای طراحی ۷۶
۵-۴-۲- تابع هدف ۷۷
۵-۴-۳- قیدهای طراحی ۷۸
۵-۴-۴- حل مسئله بهینه سازی ۷۹
۵-۵- نتایج ۷۹
۶- بهینه سازی چند موضوعی پرتابه در سیکل های بالستیک داخلی و خارجی ۸۵
۶-۱- مقدمه ۸۶
۶-۲- تعریف مسئله ۸۷
۶-۳- روش حل مسئله ۸۷
۶-۴- حل مسئله و نتایج ۸۸
۶-۴-۱- محاسبه وزن کل کمینه ۸۸
۶-۴-۲- محاسبه مقادیر بهینه متغیرهای طراحی و برد ماکزیمم ۸۹
۶-۵- جمع بندی ۹۰
۶-۶- پیشنهادات و آینده کار ۹۲
۷- مراجع ۹۳
۸- پیوست (۱): نمودار زیر سیستمی پرتابه – پرنده ۹۵
۹- پیوست (۲): مشخصات توپ ۱۷۵ میلیمتری به همراه خرج مورد استفاده قرار گرفته ۹۶
۱۰- پیوست (۳): تقسیم بندی مدل های هندسی زمین ۹۷
۱۱- پیوست (۴): روشهای مختلف محاسبه ضرایب آیرودینامیکی ۱۰۳
۱۲- پیوست (۵): تاریخچه متغیرهای طراحی ۱۱۰

فهرست اشکال

شکل (۱-۱) : مأموریت WASP ۳

شکل (۱-۲) : نمونه ای از مدل یک هواپیمای تاشو ۳

شکل (۱-۳) : دو حرکت پروازی متفاوت همزمان در این پرنده ۴

شکل (۱-۴) : مقایسه WASP با دیگر وسائل شناسایی ۴

شکل (۱-۵) :مسیر پروازی هواپیمای بدون سرنشین مذکور ۷

شکل (۱-۶) : نمایی از پرنده بدون سرنشین MALP ۸

شکل (۲-۱) :پلن انجام پروژه ۱۰

شکل (۲-۲): زنجیره وسائل پرنده شناسایی ۱۲

شکل (۲-۳) : ساختار ماتریس خانه کیفیت ۱۸

شکل (۲-۴) استخراج نیازها و تداخلات طراحی به کمک QFD ۲۰

شکل (۲-۵) : شماتیک پرتابه هنگامی که درون لوله توپ قرار گرفته است ۲۳

شکل (۲-۶) : پیکربندی ERGM با پره های SAL-GP ۲۳

شکل (۲-۷) : شتاب های موجود بر پرتابه هنگام پرتاب ۲۴

شکل (۲-۸): شماتیک قرارگیری اجزاء در پوسته ۲۵

شکل (۲-۹) : زیر سیستم جدایش ۲۶

شکل (۲-۱۰) : زیر سیستم چتر ۲۷

شکل (۲-۱۱) : روند طراحی مفهومی در قالب ماتریس تعاملی ۲۸

شکل (۲-۱۲) : قابلیت اطمینان پرنده مذکور به روش درخت ۲۹

شکل (۳-۱) : مساله برنولی ۳۱

شکل (۳-۲) : فرآیند طراحی بهینه ۳۶

شکل (۳-۳) : نحوه تعیین امتیاز یک پارامتر کیفی ("سهولت عملیات") ۴۲

شکل (۳-۴) : نحوه امتیازدهی به پارامتر برد ۴۴

شکل (۳-۵) : نمودار مرحله ای تعیین تابع هدف ۴۵

شکل (۳-۶) : نمودار مرحله ای تعیین تابع هدف برای مسئله مورد بررسی ۴۶

شکل (۴-۱) : دیاگرام نیروهای وارد بر گلوله ۵۳

شکل (۴-۲) : نمودار فشار – زمان (فشار متوسط و فشار پشت پرتابه) ۵۵

شکل (۴-۳) : نمودارسرعت – زمان ۵۵

شکل (۴-۴) : مدل ایجاد شده از پوسته پرتابه در نرم افزار Solidworks ۵۶
شکل (۴-۵) : مدل المان بندی شده از پوسته پرتابه در نرم افزار MSC Patran ۵۶
شکل (۴-۶) : نمایش تحلیل تنش در MSC Patran ۵۷
شکل (۴-۷) : الگوریتم سیکل طراحی پرتابه از زمان بارگذاری داخل توپ تا هنگام خروج آن از دهانه ۶۰
شکل (۵-۱) : فلوچارت شبیه سازی دینامیک پرتابه (اولیه) ۷۰
شکل (۵-۲) : فلوچارت شبیه سازی دینامیک پرتابه (اصلاح شده) ۷۳
شکل (۵-۳) : نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان ۷۴
شکل (۵-۴) : نمودار مسیر در دو حالت تئوری و شبیه سازی ۷۵
شکل (۵-۵) : شکل هندسی دماغه در نظر گرفته شده ۷۷
شکل (۵-۶) : نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان (طرح اولیه) ۸۰
شکل (۵-۷) : نمودار مسیر پرواز به ازای زاویه پرتاب ۴۸ درجه (طرح اولیه) ۸۱
شکل (۵-۸) : نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان (بهینه سازی طرح اولیه) ۸۲
شکل (۵-۹) : نمودار مسیر پرتابه (بهینه سازی طرح اولیه) ۸۲
شکل (۵-۱۰) : نمودار تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان (بهینه سازی پرتابه با وزن کمینه) ۸۴
شکل (۵-۱۱) : نمودار مسیر پرتابه (بهینه سازی پرتابه با وزن کمینه) ۸۴

فهرست جداول

جدول (۴-۱): خروجی های مورد نظر گرفته شده از کد بالستیک داخلی ۵۴
جدول (۴-۲): مشخصات ورودی ونتایج حل برای پوسته ۷۵ پوندی ۵۷
جدول (۴-۳): مختصات پرتابه و وزن آن بعد از بهینه سازی ۵۹
جدول (۵-۱): مقادیر بهینه متغیرهای طراحی در وزن کل و سرعت دهانه اولیه ۸۱
جدول (۵-۲): مقادیر بهینه متغیرهای طراحی در وزن کل کمینه و سرعت دهانه مربوطه ۸۳
جدول (۶-۱): وزن کمینه و هفت شعاع داخلی و سرعت دهانه مربوطه برای وزن های پرنده مختلف ۸۸
جدول (۶-۲): مقادیر بهینه متغیرهای طراحی و برد ماکزیمم به ازاء چندین وزن پرنده مختلف ۸۹

فهرست علائم

p_{el}	احتمال کارکرد صحیح قطعات الکترونیکی	δ	عمق خان کشی
p_{Gl}	احتمال پرتاب صحیح از توپ	a	شتاب انتقالی گلوله
p_f	احتمال باز شدن صحیح پره های پایدار کننده	$\dot{\omega}$	شتاب دورانی گلوله
p_{bt}	احتمال آزاد سازی صحیح درپوش چتر	θ	زاویه خان
p_{ch}	احتمال باز شدن صحیح چتر	$P_B(t)$	فشار پشت گلوله
p_{ta}	احتمال باز شدن صحیح دم	A_S	سطح تحت فشار گلوله
p_{En}	احتمال راه اندازی صحیح موتور	W_P	جرم گلوله
p_w	احتمال باز شدن صحیح بال ها	I	ممان اینرسی
p_b	احتمال جدایش صحیح پایه	R'	شعاع اثر نیروها
p_{ca}	احتمال کارکرد صحیح موتور	ρ_g	چگالی گاز
F_D	کل نیروی اصطکاکی خان	η	پارامتر هم حجم
C_f	ضریب اصطکاک	$P_A(t)$	فشار متوسط گاز
F_D'	مقاومت پرسی خان	λ	پارامتر نیروی محرک
F_R	مؤلفه عمودی نیرو از طرف خان به کمربند مسی	T_0	دمای شعله ایزنتروپیک
$S_P(t)$	مقدار حرکت گلوله در لوله	$T(t)$	دمای گاز
W_{OB}	عرض کمربند مسی	A	سطح تحت سوزش
P_E	طولی از کمربند مسی که خان کشی می شود	A_a	سطح اولیه دانه
n	تعداد خان	$\varphi(z)$	تابع شکل
b	عرض خان	B_a	ضریب اشتعال خرج
C	جرم اولیه سوخت	(λ)	ثابت نیرویی ویژه
$Z(t)$	نسبت سوخته شده از سوخت	$V_c(t)$	فضای پشت گلوله
Q_{ex}	انرژی بر واحد جرم	ρ_s	چگالی سوخت جامد
$M_E(t)$	جرم مؤثر	V_{comb}	حجم محفظه احتراق
$v_P(t)$	سرعت گلوله	C_v	ظرفیت ویژه حرارتی در حجم ثابت
θ	زاویه فراز	ψ	زاویه سمت
T_{B2I}	ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات بدنی به اینرسی	ϕ	زاویه رول
T_{I2B}	ماتریس تبدیل از دستگاه مختصات اینرسی به بدنی	Re	شعاع کره زمین
g_I	بردار شتاب گرانش در دستگاه مختصات اینرسی	u	سرعت در راستای محور x دستگاه بدنی
g_B	بردار شتاب گرانش در دستگاه مختصات بدنی	v	سرعت در راستای محور y دستگاه بدنی

P	سرعت زاویه ای رول	w	سرعت در راستای محور z دستگاه بدنی
Q	سرعت زاویه ای پیچ	R	سرعت زاویه ای سمت
L	گشتاور رول	M	گشتاور پیچ
N	گشتاور سمت	δ	ضریب شیب (هندسه دماغه)
F_{Bx}	برآیند نیروهای آیرودینامیکی در راستای محور x دستگاه بدنی	ρ	چگالی هوا
F_{By}	برآیند نیروهای آیرودینامیکی در راستای محور y دستگاه بدنی	C_m	ضریب ممان پیچ
F_{Bz}	برآیند نیروهای آیرودینامیکی در راستای محور z دستگاه بدنی	C_n	ضریب ممان سمت
V	سرعت	β	زاویه لغزش جانبی
D	نیروی پسا	α	زاویه حمله

فصل اول

مقدمه و تاریخچه

- ✓ مقدمه
- ✓ مزیت های WASP نسبت به دیگر هواپیماهای بدون سرنشین
- ✓ الزامات اولیه
- ✓ تقسیم بندی پروازی طرح
- ✓ سناریوی عملکردی پرنده از زمان پرتاب تا استقرار در هوا
- ✓ فعالیت های مشابه انجام شده در ارتباط با دیگر وسائل پرتاب شونده

۱-۱- مقدمه

در ابتدا شبیه سازی شش درجه آزادی پرتابه و لحاظ کردن مراحل جدایش آن به عنوان موضوع پایان نامه اینجانب تعریف گردید لیکن با توجه به نوع مسئله و روند کار مشخص گردید که شبیه سازی به تنهایی جوابگوی کار نخواهد بود لذا موضوع پایان نامه گسترش قابل توجهی یافت. ضمن اینکه معلوم شد شبیه سازی که در فصل پنجم ارائه گردیده است جوابگوی مسئله بوده و از دقت کافی برخوردار است. با توجه به گسترش قابل توجه موضوع پایان نامه تصمیم گرفتم عنوان پایان نامه را به "شبیه سازی و بهینه سازی چند موضوعی یک پرتابه، حامل پرنده بدون سرنشین پرتاب شونده از توپ، در بالستیک خارجی" تغییر دهم که با توجه به قوانین موجود و مشکلات پشت رو از این امر صرف نظر شد.

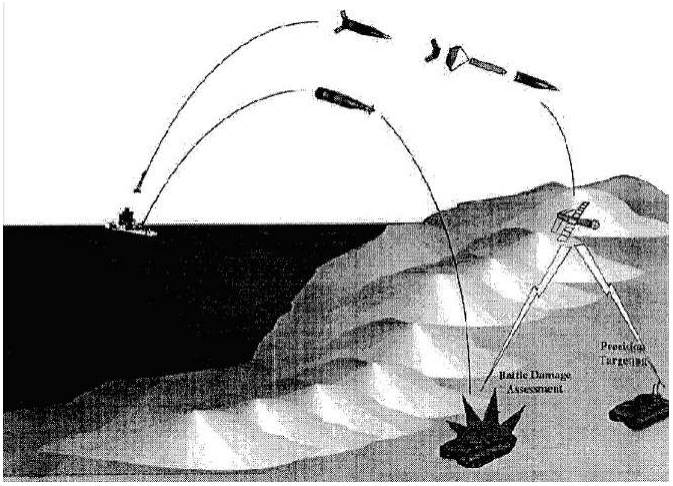
WASP [۱], طرحی نو و بدیع بوده که هیچ گونه پیشینه ای در کشور ایران نداشته و فقط ایالات متحده پیش از این برای منطقه خلیج فارس روی این طرح کار کرده است.

طرح مذکور به پیشنهاد نیروی دریایی امریکا در سال ۱۹۹۸ در دانشگاه MIT به مدت دو سال کار شده است که با انجام یک سری کارهای تکمیلی تا سال ۲۰۰۳, پروژه یاد شده عملیاتی گردیده است.

این هواپیمای بدون سرنشین از نوع تاشو بوده و از توپ ۵ اینچی (۱۲۷ میلیمتری) نیروی دریایی امریکا پرتاب می گردد[۲] ماموریت کلی آن هم شناسایی در منطقه هدف می باشد.

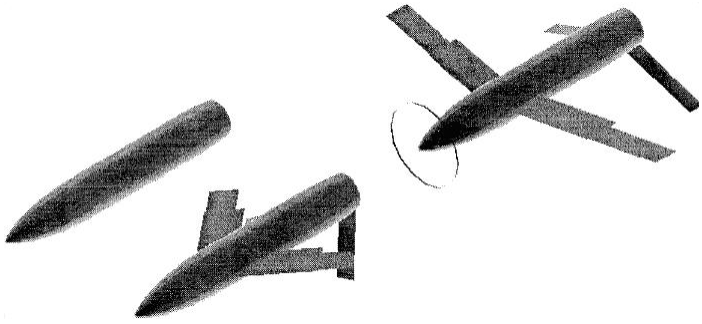
یک طرح مفهومی از مأموریت این پرنده در شکل زیر نشان داده شده است.

[1] Wide Area Surveillance Projectile
[2] Gun-Launched UAV



شکل (۱-۱) : مأموریت WASP [۱]

همان طور که بیان گردید این پرنده برای آنکه قابلیت پرتاب از توپ را داشته باشد باید بصورت یک هواپیمای تاشو طراحی شود (شکل (۱-۲))، تا توانایی پرتاب از توپ را داشته باشد. ضمناًباید از استحکام کافی هم برخوردار باشد تا توانایی تحمل شتاب های بالای ناشی از پرتاب را هم داشته باشد.



شکل (۱-۲) : نمونه ای از مدل یک هواپیمای تاشو [۱]

اگر روی این طرح کمی تأمل بیشتری داشته باشیم, متوجه خواهیم شد که حرکت این پرنده از زمان پرتاب تا زمان پایان مأموریت محوله شامل بر دو حرکت پروازی کاملاً متفاوت می باشد که پرواز اولیه یک حرکت با شتاب و فشارهای بسیار بالای ناشی از لانچ می باشد و پرواز ثانویه آن مانند بقیه هواپیماهای شناسایی بدون سرنشین می باشد که ترکیب این دو نوع پرواز بصورت یکجا و همزمان دریک وسیله در نوع خود بسیار جالب و از تکنولوژی بالایی برخوردار است. [۱] (شکل (۱-۳))