



فصلنامه
علمی، پژوهشی و تحلیلی دانشجویی
دانشکده هوافضا
دانشگاه صنعتی شریف
قیمت ۱۰۰۰ تومان



تابستان-پاییز ۸۶



- ✓ اختتامیه مسابقات ملی هواپیماهای بدون سرنشین
- ✓ گفت و گویی با دکتر سلطانی
- ✓ موشک‌های کروز
- ✓ گذری بر ایرودینامیک پرواز حشرات
- ✓ رهیافتی دیگر به هلیکوپترهای بدون سرنشین
- ✓ فلاشینگ جت‌های مایع
- ✓ معرفی راهزن
- ✓ تکنولوژی MEMS؛ نگرشی دیگر
- ✓ ۵۰ سال تاریخ فضا و تحقق آرزوی دیرین انسان

پذیرش آگهی

۰۹۱۲۵۷۶۰۱۶۴



فصلنامه علمی، پژوهشی و تحلیلی

تحت حمایت و پشتیبانی دبیرخانه نشریات مدیریت امور فرهنگی و فوق برنامه

فصلنامه علمی، پژوهشی و تحلیلی
دانشگاه هوافضا
دانشگاه صنعتی شریف



فصلنامه علمی، پژوهشی و تحلیلی اوج
تأسیسات و پاییز ۱۳۸۶، سال اول (سری جدید)، شماره ۲

صاحب امتیاز: گروه دانشجویی پرنده

زیر نظر شورای عالی

مدیر مسوول: غلامرضا علیزاده

سردبیر: آریین پورباقری ج.

مدیر اجرایی: یوسف دهقان

دبیر تحریریه: اصغر فرهادی

روابط عمومی: محمدحسین احمدی پژوه

مدیر هنری: حمید ملکی

مشاور فنی و ناظر چاپ: محمدحسین خوشینی

ویراستار: غلامرضا علیزاده، مسعود عیدی عطارزاده

هیأت علمی: دکتر محمد رضا سلطانی، دکتر سید محمد

باقر ملائک، دکتر محمد فرشچی، دکتر فریبرز ثقفی

مقالات: سید مجید اسماعیلی فر، مهدی جعفری

ندوشن، غلامرضا علیزاده، مهدی زینل پور، آریا

قاسمیان، ابوالفضل ایران نژاد، جواد سپاهی، مسلم

صبوری، حسین انصاریان، محسن بهرامی

گزارش و مصاحبه: مسعود طوسی، غلامرضا علیزاده،

اصغر فرهادی

دانستنی‌ها: غلامرضا علیزاده، محمد حسین فضل‌خانی

و با همکاری: محمد علی نوریان، سجاد صادقیان، حامد

جعفری

صفحه آرا و طراح جلد: محمد لاجوردی، حمید ملکی



۲	سرمقاله
۳	اختتامیه مسابقات طراحی و ساخت پرنده‌های بدون سرنشین
۵	تحلیلی بر مسابقات دانشجویی
۷	معرفی پژوهشکده شهید رضایی
۸	گفت و گویی با دکتر سلطانی
۱۲	موشک‌های کروز
۱۶	حل سری مسئله کیپلر
۲۰	گذری بر ایرودینامیک پرواز حشرات طراحی کنترلر برای فرود خودکار هلیکوپترهای بدون سرنشین بر روی سکوی متحرک چهار درجه آزادی
۳۷	نوری در میان ظلمت
۴۰	سیمولاتور آزمایشگر ADGESIM برای گلوبال‌هاوک
۴۳	شبیه سازی مستقیم فلاشینگ جت‌های مایع با استفاده از روش MPS
۴۶	معرفی راهزن
۵۲	موتور گردابه ای
۵۵	تکنولوژی MEMS
۵۸	تاریخ فضا، تحقق آرزوی انسان
۶۱	زباله‌های فضایی



مذت‌هاست همواره در این فکر بوده‌ام که چگونه می‌توان «بزرگ» بود. در این حین «راه کار»‌های متعددی را مورد ارزیابی قرار دادم. آنچه تا به حال همیشه در حال تغییر بوده، خود همین سؤال و مقدار این بزرگ‌بودن است! حال آن که واقعیتی که در تمام این مدت پیوسته ثابت و پابرجا مانده «راه‌برد» مطرح شده در پاسخ به این سؤال است مبتنی بر این اصل که «بزرگ فکر کن، کارهای بزرگ کن، بزرگ باش!»^۱. گفته می‌شود برای اینکه یک سازمان^۲ فرآیند رشد خود را از ابتدای شکل‌گیری «کلیدایده»‌ها تا سرحد بالندگی و تولیدکنندگی^۳ به طور کامل سپری کند، نیازمند سه عامل سخت‌افزار، نرم‌افزار، و فکرافزار است؛ در عمل هر چه این عوامل به طور «یکپارچه»^۴ تری بروز یابند منجر به «هم‌افزایی»^۵ و نهایتاً سازمانی متعالی‌تر می‌گردند. از آن جایی که هدف، ایجاد تحولی بزرگ و مثبت در صنعت هوافضای کشور (خواسته یا ناخواسته) یک سازمان به شدت «مجموع»^۶ برآمده از و در تعامل با جامعه‌ی علمی کشور بود، براساس نتیجه‌ی چیزی حدود یک سال ونیم تحقیق و با کمک تعدادی از بهترین دوستانم شالوده‌ی جریان‌ی را ریختیم که امیدواریم بنیان‌گذار تعاریفی بدیع در دکتورین‌های دانش‌محور و حتی فن‌آوری‌محور باشد. جریان‌ی که نامش را پرنده (پایگاه راهبردی نوآوری دانش هوافضا) (ASPIRE)^۷ گذاشتیم. در واقع ما معتقدیم پاشنه‌ی آشیل دانش و صنعت مملکت‌مان را پیدا کرده‌ایم؛ و آن چیزی جز ظهور و بروز سکون و روزمرگی در دانش و صنعت ما نیست... (و البته) نیز این که افتخار اهل علم و فن در کشور ما حل پیچیده‌ترین مسائل مطرح شده در محافل دانش غربی است که این مسائل هم به نوبه‌ی خود از ناحیه‌ی صنایع آن‌ها تغذیه می‌شود. تا پیش از این در زمینه‌هایی از قبیل پروژه‌های علمی، تحقیقاتی و فن‌آوری و حتی این اواخر «تحلیل فن‌آوری» مطالب بسیاری مطرح شده است. ما امیدواریم نه تنها در عرصه‌ی اجرای پروژه‌های علمی، پژوهشی و صنعتی توانمند ظاهر شویم، بلکه با تکیه بر تجربه‌ی خود از ایجاد نوآوری‌های اینچنینی، «نوآوری در دانش» و به دنبال آن «نوآوری در فن‌آوری» را بر پایه اصول و راهبردهای آینده پژوهی بومی پویش^۸، پایش^۹، تحلیل^{۱۰} و نهایتاً طراحی^{۱۱} و ترسیم نماییم؛ تنها در این صورت است که می‌توانیم بر لبه‌ی فن‌آوری دنیا با صلابت گام برداریم. در یک کلام «ما با

تکیه بر پژوهش‌های نوآورانه‌ی خود نوآوری دانش را که گام اول تولید فن‌آوری است تحلیل می‌کنیم». صادقانه باید به نکته‌ای اشاره کنم که کم و بیش با آن مواجه بوده‌اید و آن فلسفه‌ی وجودی یک مجله‌ی علمی، پژوهشی و تحلیلی است. قصد ندارم صحبت از ملاصدرا، داروین، فروید و یا حتی جان سرل را به میان بیاورم. بلکه استناد به فرمایش استادم، دکتر سید محمد باقر ملائک، می‌کنم که: «این مجله باید دردها را پیدا کند. بروید از خود بپرسید اگر این مجله نبود آیا اینگونه بود که مردم احساس خلاً کنند؟...» و حال ما مدعی هستیم که نه تنها یک مجله بلکه جریان‌ی را پایه‌گذاری نهاده‌ایم که اگر نبود... با تمام این وجود همواره به این معتقد بوده‌ام که قبل از داشتن IQ^{۱۲} برای حل یک مسئله باید کمی EQ^{۱۳} به خرج داد که آیا اصلاً من قرار است وارد این بازی بشوم یا نه! (به عبارت بهتر آیا این مسئله ارزش درافتادن را دارد یا این که به سادگی می‌توان با یک دید نو نسبت به موقعیت، بدون مواجهه با مسئله به مقصود رسید...) واضح‌تر بگویم دردی که ما آن را هدف قرار داده‌ایم مسئله‌ای بزرگ‌تر از این‌هاست. مسئله‌ای که لیاقتش برای مطرح شدن بسیار بیش‌تر از مسائلی چون خرید فرزند هواپیمای دست دوم در دولت هشتم، مانور دادن (یا بهتر بگویم «ویراژ دادن») بدون مانع گلوبال‌هاوک^{۱۴} بر فراز مرزهای میهن عزیزمان، افزایش ۱۵ درصدی بلیط هواپیما در سال اخیر، و... می‌تواند باشد. از این روست که آرمان خود را مواجهه با یکی از بنیادی‌ترین ریشه‌های درد جامعه‌ی علم و فن‌آوری نهاده‌ایم. در این بین همچون هر فعالیت پیشگامانه‌ای در دانش و فن‌آوری شکی نیست با تمام مطالعاتی که در این زمینه انجام داده‌ایم و به رغم مبنای پژوهش‌محورانه‌ای که در گروه نهادینه شده‌است، از یک سو موانع بر سر راه بدان حد است که گام نهادن در چنین مسیری بدون یاری هم‌اندیشه‌گان ما که در جای‌جای صنایع میهن عزیزمان به خدمت مشغولند بسی دشوار می‌نماید و از سوی دیگر بنا به همان بنیان پژوهشی که از آن سخن به میان رفت، خود را بی‌نیاز از ایده‌های نو نمی‌دانیم. امیدواریم که بایاری خداوند متعال این جریان به شروع تحولی بنیادین به سوی جامعه‌ی علمی و صنعتی نوآوری‌محور بینجامد و صمیمانه دست‌یاری از سوی تمامی دوستداران جامعه‌ی علم و فن‌آوری کشور را به گرمی می‌فشاریم.

^۱ Think Great, Do Great, Be Great !

^۲ System

^۳ Productivity

^۴ Integrated

^۵ Synergy

^۶ Collaborative

^۷ ASPIRE=Aerospace Student Projects of Innovative Research in Engineering

^۸ Scanning

^۹ Monitoring

^{۱۰} Analysis

^{۱۱} Design

^{۱۲} Intelligence Quotient (بهره‌ی هوشی)

^{۱۳} Educational Quotient (بهره‌ی مغزی شدن) - Encephalization Quotient (بهره‌ی آموزشی)

۱۴. گلوبال‌هاوک یک هواپیمای بدون سرنشین بسیار پیشرفته ساخت آمریکا است که توان پرواز در ارتفاعات بسیار بالا (۷۰/۰۰۰ پا یا تقریباً ۲۱ کیلومتر) و نمونه‌ی مورد بحث ما توسط ارتش اسرائیل نیز به خدمت گرفته شده و در مرزهای ما مأموریت‌های دیده‌بانی، شناسایی و مراقبت را اجرا می‌کند.



چهارشنبه ۲۷ تیرماه گذشته اولین دوره‌ی مسابقات طراحی و ساخت پرنده‌های بدون سرنشین در دانشگاه صنعتی شریف به پایان رسید. این مسابقات که از سال گذشته و در سه مرحله برگزار شده است، حرکتی بی‌سابقه و نو بود که به همت پژوهشگردهی شهید رضایی دانشگاه صنعتی شریف، دکتر سید محمد باقر ملائک و حمایت گروهی از سازمان‌های وابسته به امر هوافضای کشور راه‌اندازی و اداره شد. دو مرحله‌ی اول این مسابقه مربوط به طراحی مفهومی و ساخت نمونه‌ی ماکتی پرنده بوده است که در آن به ترتیب ۲۰ و ۸ تیم برگزیده شدند. تیم‌های برگزیده در مرحله‌ی دوم برای آزمایشات تست پروازی آماده شده و نمونه‌ی اولیه‌ی طراحی خود را ارائه کردند و در ۴ مرحله تست‌های پروازی، آزمایشات مختلف مورد نظر کارشناسان بر روی آنها انجام شد. نتایج مرحله‌ی سوم در اختتامیه‌ی این مراسم اعلام شد. این مراسم در عصر چهارشنبه‌ی ۲۷ تیرماه و در سالن جابر ابن حیان دانشگاه صنعتی شریف با حضور شخصیت‌هایی همچون سردار نجار وزیر دفاع و پشتیبانی و دکتر زاهدی وزیر علوم، تحقیقات و فناوری کشور، مهندس اسلامی ریاست موسسه تحقیقاتی صنایع دفاعی، مهندس هدایت از صنایع قدس، سردار حجازی رئیس کل بسیج کشور و سردار نقدی به عنوان میهمان و اساتید دانشگاه به عنوان کارشناسان امر داوری برگزار شد. با تلاوت قرآن و پخش سرود ملی جمهوری اسلامی ایران مراسم آغاز شده و سپس با سخنرانی ریاست محترم دانشگاه و وزیر محترم دفاع و دیگر مسئولین ادامه یافت.



اختتامیه مسابقات طراحی و ساخت پرنده‌های بدون سرنشین

□ غلامرضا علیزاده، اصغر فرهادی

دکتر سهراب پور ریاست دانشگاه صنعتی شریف و از اعضای هیئت علمی دانشکده مکانیک، ضمن خوشامدگویی به حضار و مسئولین با معرفی اجمالی این مسابقه با وجود استحضار نسبت به محور تشکیل همایش و اهمیت آن اهم صحبت‌های خود را به معرفی و کم و کیف مسابقه طراحی ماشین (که آن هم توسط پژوهشکده شهید رضایی برگزار می‌شود) اختصاص دادند! امری که حتی مسئولان برگزار کننده این مسابقه (پژوهشگاه شهید رضایی) هم به احترام محوریت موضوع اختتامیه به آن نپرداختند. در همایشی که با حضور تعداد زیادی از سران مملکتی و مسئولین صنعت هوافضا برگزار می‌شد و کمبود وقت اجازه صحبت به بسیاری از مسئولین حاضر را نمی‌داد، صحبت از برگزاری مسابقات طراحی ماشین توسط دانشگاه صنعتی شریف به این شکل کمی قابل تامل بود...

در ادامه سردار نجار با تشریح وضعیت صنعت هوافضا و چالش‌های پیش روی آن از همه دانشجویان دانشگاه‌های معتبر برای حضور فعال تر در صنایع نظامی و همکاری بیشتر با صنایع دفاع دعوت به عمل آورد. ایشان در ادامه صحبت‌ها از طرح‌های حاضر در مسابقه ابراز رضایت کردند و از میزان توانمندی‌های دانشگاه‌ها در طراحی پهباد (پرنده هدایت پذیر از دور) ابراز شگفتی کردند و این مسئله را مایه خرسندی اعلام کردند. ایشان همچنین اضافه کردند که وزارت خانه متبوع ایشان به اندازه ۵۰ سال کار و پروژه برای صنعت هوافضای کشور دارد و مجدداً از مجامع علمی و دانشگاهی خواستند که بیشتر با وزارت دفاع در ارتباط باشند.

پس از ایشان سردار نقدی معاونت فرماندهی نیروی دریایی سپاه پاسداران با ذکر خاطره‌ای از دوران دفاع مقدس به این نکته اشاره کردند که بیشتر هواپیماهای شرکت کننده در این مسابقه مشابه همان اولین نمونه آزمایش شده در سال ۶۳ بود. ایشان معتقد بودند که رشد دانشگاه‌های ما باید بیشتر از این‌ها می‌بود. به اعتقاد ایشان پس از بیست سال طرح‌های این گونه خیلی جای افتخار ندارد. ایشان در ادامه نیاز نیروهای دریایی به پهباد را بسیار گسترده خواندند و ابراز امیدواری کردند که مجامع علمی و دانشگاهی بیش از این‌ها با صنایع نظامی در ارتباط باشند.

در ادامه سردار حجازی فرماندهی کل بسیج سپاه پاسداران با رضایت بخش ارزیابی کردن



شد. ضمناً از تیم‌های زینت و رفرف از دانشگاه صنعتی شریف، طوفان از دانشگاه صنایع هوایی شهید ستاری و لوتوس از دانشگاه صنعتی شیراز به علت نوآوری و خلاقیت در ایجاد طرح‌های جدید تقدیر و تشکر صورت پذیرفت.

در حاشیه‌ی این مراسم تیم پرستو از دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات به نشانه‌ی اعتراض به داوری‌ها و اینکه یک تیم صنعتی به عنوان تیم برتر انتخاب شده است، از پذیرفتن جوایز خود سر باز زد که این باعث ایجاد همه‌جمله در جلسه شد که با همکاری و هوشیاری مقامات برگزارکننده کنترل گردید.

ضمناً اساتید دانشکده‌ی هوافضای دانشگاه صنعتی شریف ضمن تشکر از شرکت‌کنندگان و برگزارکنندگان این مسابقات ابراز امیدواری کردند که دوره‌ی دوم این مسابقات نیز به زودی برگزار گردد. گرچه هنوز زمان و چگونگی برگزاری این دوره معین نشده است. (برای کسب اطلاعات بیشتر در این زمینه به سایت مسابقات به نشانی www.nudc.ir مراجعه نمایید)

این مسابقه ضمن اعلام حمایت از این گونه فعالیتها به توانمندیهای این دانشگاه اشاره کردند و با مطرح کردن بحث خودکفایی، این پرسش را مطرح کردند که چرا در دانشگاهی که سالانه ۱۱۰۰ پایان نامه کارشناسی ارشد و دکتری دفاع می‌شود نباید سالانه ۱۱۰۰ تا از مشکلات صنعت داخلی هم حل شود. ایشان در ادامه افزودند قطعاً ما نمی‌توانیم برای همیشه تسلیحات پیشرفته خود را از کشورهای دیگر وارد کنیم. چرا که هیچ تضمینی وجود ندارد که کشوری که امروز برای کسب درآمد بهترین سلاح‌ها را به ما می‌دهد، فردا در ازای پول بیشتر تمام اطلاعات مربوط به نقاط ضعف و قوت آنها را به دشمنان ما ندهد.

در بخش معرفی رتبه‌های تیم‌های شرکت‌کننده، بر اساس نظر داوران هیچ یک از تیم‌های شرکت‌کننده امتیاز لازم برای احراز مقام‌های اول و دوم را کسب نکرده بودند، اما مقام سوم به تیم شهبال ۱ از دانشگاه صنعتی مالک اشتر و مقام چهارم مشترکاً به تیم‌های شهبال از دانشگاه صنعتی شریف، پرستو از دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات و آریا از دانشگاه صنعتی اصفهان اختصاص داده

مسابقات دانشجویی

یکی از ویژگی‌های جامعه پویا و پیشرو، توانایی آن در بکارگیری نیروهای علمی و بالخصوص جوان خود در جهت رفع نیازهای صنعتی، تولیدی و خدماتی خود است. جامعه ای که توانایی‌های علمی اعضای خود را نادیده بگیرد و از آنها بهره نبرد، محکوم به شکست است و جامعه ای که طبقات بالای علمی آن را افراد جوان و پویا با انگیزه‌های قوی پر نکرده باشد و همچنین در جهت تربیت و استفاده از نیروهای جوان با دانش بالا برای آینده برنیايد، دیریا زود در رقابت‌های نفس گیر جهانی از پا در خواهد آمد. بنابراین کسی نمی تواند منکر اهمیت قشر علمی (بالاخص دانشگاهی) مستعد و فراتر از آن اهمیت دادن به این طبقه از جامعه باشد.

یک جامعه ایده آل برای پیشرفت روز افزون نیاز به دانشگاهی پویا دارد. در زیر بعضی از عواملی که می تواند در پویایی دانشگاه نقش داشته باشد، آمده است:

۱- ایجاد حس رقابت در دانشجویان
۲- انعکاس نیازهای صنعتی در محیط علمی

۳- جهت دهی دانشگاه به سوی فناوری‌های نو
آنچه موضوع بحث ماست، همان عامل اول می باشد.

تقریباً تمام پیشرفت‌ها و نوآوری‌هایی که در زمینه‌های مختلف صورت می گیرد، مرهون وجود رقابت است. رقابت است که به جوامع مختلف پویایی و تحرک می بخشد. رقابت است که جنگ سرد را به وجود می آورد. رقابت است که شرکت‌های بزرگ هواپیمایی را در مقابل هم قرار می دهد. رقابت است که کشورهای مختلف را به صف بندی رو در روی یکدیگر می کشاند...
ایجاد انگیزه رقابت در بین دانشجویان

می تواند توانمندی‌های خفته آن‌ها در تصمیم‌گیری را بیدار کند. این انگیزه می تواند مدیریت منابع انسانی (کار گروهی)، مدیریت زمان (برنامه ریزی)، مدیریت اقتصادی (بهینه سازی)، مدیریت بحران (فرصت زایی از تهدیدات) و ... را به آنها بیاموزد.

یکی از حرکت‌هایی که همواره در ایجاد انگیزه رقابت در بین دانشجویان توصیه می شود، برگزاری مسابقات دانشجویی در محیط دانشگاه است. عوامل زیر می تواند در استقبال هر چه بیشتر دانشجویان از این مسابقات سهیم باشد:

۱. جوایز ارزنده
۲. حفظ حقوق مادی و معنوی اثر ارائه شده در مسابقه

۳. حمایت دانشگاه (دانشکده) و اساتید مربوطه

۴. پشتیبانی حمایت‌گران خارج از دانشگاه از طرح‌های دانشجویی

۵. زمان برگزاری مسابقه
۶. استفاده صنعتی از طرح‌ها

توانمندی‌های دانشجویی با برگزاری مسابقات با این کیفیت، بالا می‌رود. همچنین دانشجو در این حین درمی‌یابد که جامعه کاری از او یک چنین انتظاراتی دارد و صرف مطالعه کتب درسی و آموختن تئوری‌ها برای جامعه کافی نمی باشد. چنین دانشجویی هنگامی که در محیط کاری وارد می شود، این اعتقاد را دارد که می تواند کارهایی را در جامعه انجام دهد که تا حالا انجام نشده است و به تمام موضوعات به دیدیک مسابقه نگاه می کند و همواره دوست دارد که در این مسابقات پیروز شود. این حرکات در جای جای صنعت باعث پویایی کل جامعه می شود.

همچنین کسانی که متولی برگزاری

مسابقات دانشجویی می‌شوند باید نمایشگاه‌هایی از کارهای انجام شده توسط تمام گروه‌های درگیر در مسابقه را در هر مرحله یا در اتمام مسابقات برگزار کنند. حسی که به یک دانشجو از فعالیت رقیب (دوست) خود در مسابقه دست می‌دهد، هر چند که کار او با کیفیت بالاتری ارائه شده باشد اما به دلیل قرار نداشتن در فضای طراحی و شیوه خاص آنها، باعث می‌شود که اولاً نکات و راهکارهای زیادی از آنها بیاموزد و ثانیاً عطش بیشتری برای ادامه مسابقه با جدیت بیشتر پیدا کند. این چنین است که گروه‌ها به صورت ناخودآگاه به همدیگر نیروی پیشران القا می‌کنند.

یکی از پیامدهای مهمی که از برانگیزش دانشجویان برای این گونه فعالیت‌های علمی منتج می‌شود، سوق دادن آنها به کارآفرینی است. کسانی که جمع می‌شوند و تیمی تشکیل می‌دهند تا در مسابقه شرکت کنند، در کنار هم کار گروهی را نیز می‌آموزند. همچنین یاد می‌گیرند که برای پیشرفت بیشتر باید بسیاری از معلومات خود را به اشتراک بگذارند. همچنین تقسیم کار، مدیریت زمان و بهینه کردن هزینه را به خوبی یاد می‌گیرند. حال اگر این افراد دارای بعضی پارامترهای شخصی مانند اعتماد به نفس کافی، قدرت ریسک پذیری و انگیزه‌های مدیریتی باشند، می‌توانند از بدنه استخدامی جامعه جدا شوند و خود به فکر تامین منابع انسانی برای پیشبرد اهداف علمی و کاری خود باشند. به عبارت دیگر مدیران خوبی در درون همین گروه‌های دانشجویی شرکت کننده در مسابقات، تربیت می‌شوند که می‌توانند با توجه به قدرت مانور بالاتر در صنعت، رشد سریعی داشته باشند.



چند سالی است که این گونه مسابقات در کشور ما نیز برگزار می‌شود. اما کمتر شاهد مسابقاتی با کیفیتی که در بالا ذکر شد، بوده‌ایم. دانشگاه صنعتی شریف با همکاری پژوهشکده شهید رضایی در سال ۱۳۸۴ اقدام به برگزاری مسابقه ملی طراحی هواپیمای بدون سرنشین نمود. مسابقه با روند خوبی برگزار شد اما به دلیل اینکه اولین تجربه آن در چنین سطحی بود، نقص‌هایی هم داشت.

امید است که مراکز دانشگاهی با کمک مراکز علمی، تحقیقاتی و صنعتی مختلف بتوانند این راه را ادامه دهند و هر چه بیشتر بر کیفیت و کمیت این مسابقات بیافزایند. بعید نیست که در صورت تداوم این راه، در آینده‌ای نزدیک مثلاً در رشته هوافضا، شاهد برگزاری مسابقه طراحی شاتل واقعی، ماهواره واقعاً دانشجویی و ... باشیم. در ادامه به بررسی ابعاد فوق‌الذکر در مسابقه‌ای که به وسیله دانشگاه صنعتی شریف برگزار شد، می‌پردازیم:

۱. جایزه مسابقه

ترکا برای برگزاری مسابقات دانشجویی معیاری دارد که می‌توان با این معیار استاندارد، میزان جایزه نقرات برگزیده را بدست آورد. پارامترهای این فرمول به قرار زیرند:

$$E = m \times n \times h \times 20$$

$$W = E \times v \times l \times k + 2 \times c$$

$$m = \text{Mean team members}$$

$$n = \text{Month number}$$

$$h = \text{Hours in day}$$

$$v = \text{Science worth} (1.8 \sim 2)$$

$$l = \text{Science level} (1 \sim 2.5)$$

$$k = \text{Worth of a hour for a student}$$

$$c = \text{Cost}$$

که در آن m : تعداد اعضاء متوسط هر تیم، n : تعداد ماه برگزاری مسابقه، h : تعداد ساعت کاری برای مورد مسابقه در روز توسط یک دانشجو، v : ارزش رشته تحصیلی دانشجویان درگیر از نظر علمی، l : سطح تحصیلات دانشجویان درگیر، k : ارزش یک ساعت کاری دانشجو، c : هزینه پرداختی برای مسابقه، E : تعداد ساعت کاری کل گروه در مسابقه و W : جایزه تیم اول می‌باشد.

همچنین طبق این معیار، جایزه تیم دوم باید در بازه ۵۰ تا ۷۰ درصدی و جایزه تیم سوم باید در بازه ۳۰ تا ۵۰ درصدی و در صورتی که از هزینه پرداختی (c) کمتر بود، ۱٫۵ برابر هزینه پرداختی (c) باشد.

در مسابقه جاری پیش بینی شده بود که تیم‌ها بین ۳ تا ۹ نفر باشند. می‌توان از معیار ترکا (یک سوم کمینه افراد به اضافه کف اعضا) برای متوسط اعضاء شرکت کننده (۵ نفر) استفاده کرد.

برگزاری مسابقه در سه مرحله به مدت ۱۲ ماه پیش بینی شده بود. به طور متوسط هر نفر برای یک نتیجه خوب ۳ ساعت می‌تواند وقت صرف مسابقه کند (در این معیار روزهای مفید ماه ۲۰ روز در نظر گرفته شده که ۳ ساعت در روز فقط در همین بازه می‌باشد و معقول است). ۷ بین ۱٫۸ تا ۲ است که برای رشته هوافضا می‌توان تقریباً همان مقدار ۲ را در نظر گرفت. همچنین در این مسابقه انتظار می‌رفت به دلیل زمان زیاد برگزاری مسابقه، دانشجویان ارشد و یا دکترا بسیار کمتر شرکت کنند و بنابراین فقط مقطع کارشناسی را در نظر می‌گیریم. طبق این معیار یک می‌باشد (۱) برای دانشجویان ارشد و دکترا به ترتیب ۱٫۵ و ۲٫۵ است). همچنین در زمان کنونی در ایران می‌توان ارزش یک ساعت کاری یک دانشجوی کارشناسی (k) را معادل ۳۰۰۰ تومان در نظر گرفت. با توجه به مرحله سوم مسابقه (ساخت نمونه پروازی) و هزینه‌های مربوط به مراحل سه گانه را می‌توان تقریباً ۲ میلیون (برای تیم) در نظر گرفت (c). با این حساب به نتیجه زیر می‌رسیم:

$$m = 5$$

$$n = 12$$

$$h = 3$$

$$v = 2$$

$$l = 1$$

$$k = 3'000$$

$$c = 2'000'000$$

$$E = 3'600$$

$$W = 21'600'000 + 2 \times 2'000'000 =$$

$$25.6 \text{ Million Toman}$$

همچنین جایزه تیم دوم تقریباً در

بازه ۱۳ تا ۱۸ میلیون و تیم سوم نیز تقریباً در بازه ۷٫۵ تا ۱۳ میلیون، بدست می‌آید. اگر میزان جایزه مسابقه (۱۲ میلیون، ۸٫۵ و ۵٫۵ میلیون) را با این معیار بسنجیم می‌بینیم که تقریباً نصف میزان استاندارد را دارد.

۲. حفظ حقوق مادی و معنوی اثر ارائه شده در مسابقه
متولی برگزاری مسابقه ضمانت حفظ این حقوق برای تیم‌ها را قبول کرده بود.

۳. حمایت دانشگاه (دانشکده) و اساتید مربوطه
آنچه اطلاع یافتیم، تیم دانشگاه آزاد اسلامی و تیم دانشگاه صنعتی اصفهان حمایت خوبی از طرف دانشگاه دریافت کرده بودند.

۴. پشتیبانی حمایت‌گران خارج از دانشگاه از طرح‌های دانشجویی
پژوهشکده توانسته بود تعدادی پشتیبان برای تیم‌های شرکت کننده در مسابقه پیدا کند اما تعدادشان خیلی کم بود و برای تمام تیم‌ها کافی نبود (در حدود N پشتیبان).

۵. زمان برگزاری مسابقه
چون زمان مسابقه به نسبت طولانی بود، بنابراین شروع و تمام شدن آن نیز حساسیت زیادی نداشت. اما باید سعی می‌شد که مرحله سوم که کار اجرایی بیشتری می‌خواست، در اوقات فراغت دانشجویان باشد، که در نظر گرفته نشده بود و این مرحله در پائیز و زمستان قرار داشت (شروع مسابقه از مهرماه مناسب بود).

۶. استفاده صنعتی از طرح‌ها
پرنده بدون سرنشین، یکی از نیازهای بدیهی در زمینه‌های مختلف از جمله وزارت دفاع، نیروی انتظامی و ... است و بنابراین موضوع مورد نیاز صنعت به صورت عام، می‌باشد.

پژوهشکده شهید رضایی

زمینه‌های فناوری و صنعتی. پژوهشکده شهید رضایی تا کنون ضمن انجام پروژه‌های پژوهشی در زمینه توسعه فناوری و مدیریت در صنایع نظامی و غیر نظامی موفق به تربیت نیروی انسانی متخصص در زمینه‌های مختلف و مورد نیاز کشور گردیده است. این مرکز تا کنون با انجام بیش از ۴۰ پروژه در قالب ۱۲ گروه تخصصی امیدوار است تا بتواند در آینده نیروهای مبتکر، متعهد و توانمند را به کشور تقدیم نماید. گروه‌های موجود در این مرکز و اهم پروژه‌های انجام گرفته در آن به شرح ذیل می باشد.

گروه الکترونیک و مخابرات

گروه هوافضا

گروه عمران

گروه صنایع دریایی

گروه صنایع و مدیریت

گروه مکانیک

گروه مواد و نانو تکنولوژی

گروه رایانه و فناوری اطلاعات

گروه شیمی

گروه مطالعات اقتصادی

گروه سیاست پژوهی علم و فناوری

گروه واقعیت مجازی

پژوهشکده شهید رضایی دانشگاه صنعتی شریف در سال ۱۳۷۸ به همت جمعی از اساتید و دانش‌آموختگان این دانشگاه فعالیت خود را شروع کرده است. این مرکز همواره سعی داشته است تا با ترویج روحیه خودباوری و نوآوری، دانشجویان و فارغ‌التحصیلان را برای حضوری فعال در عرصه‌های علمی، پژوهشی و اجرایی کشور آماده سازد. تحقق این هدف بدون شک تقویت صنایع کشور و ارتباط قوی‌تر بین صنعت و دانشگاه را به دنبال خواهد داشت. نقطه قوت اساسی این مرکز ارتباط مستمر با دانشگاه است که باعث شده تا این مجموعه علاوه بر در اختیار داشتن نیروی انسانی متخصص در همه زمینه‌های فنی و مهندسی، بتواند خود را با به پای علوم و دانش روز پیش برده و در لبه دانش روز دنیا قرار دهد. نتیجه چنین خصوصیتی سرعت، دقت و کیفیت مناسب خدمات ارائه شده می باشد. اهداف این مرکز عبارتند از:

- ۱- ایجاد توانمندی‌های علمی- تحقیقاتی در دانشجویان و فارغ‌التحصیلان مستعد و متعهد و حمایت از ایده‌ها و ابتکارات آنها در راستای رفع مشکلات کلیدی صنایع کشور.
- ۲- حضور فعالانه و هدایتگر در عرصه علمی- پژوهشی در سطح دانشگاه.
- ۳- تقویت ارتباط صنعت و دانشگاه از طریق تعریف پروژه‌های تحقیقاتی بر مبنای مهم‌ترین نیازمندی‌های صنعت.
- ۴- فرهنگ‌سازی مباحث کلیدی مدیریت فناوری در محافل علمی و سیاست‌گذاری از جمله کاربرد فناوری‌های نوین در صنایع کشور.

۵- بسترسازی برای ایجاد فرصت‌های شغلی مناسب جهت جذب کارآفرینان و دانش‌آموختگان محقق و متعهد در

□ مسعود طوسی

گفت و گویی با

دکتر سلطانی

استاد و رییس دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی شریف



متن زیر حاصل مصاحبه مجله
اوج است با رییس دانشکده
هوافضای دانشگاه صنعتی
شریف. دکتر سلطانی چند
ماهی است که این مسئولیت را
بر عهده گرفته اند. ایشان یکی
از چهار "استاد تمام" دانشکده
هوافضای دانشگاه صنعتی
شریف هستند و دکترای خود
را از دانشگاه ایلینویز آمریکا
کسب کرده اند. اخلاق خوب
و لبخند همیشگی از دیگر
ویژگی‌های ایشان است. ایشان
در این گفتگو از وضعیت فعلی
دانشکده و طرح‌ها و نظرات
خود در باب مشکلات آن و نیز
ارتباط با صنعت سخن به میان
آورده اند.

سلام عرض میکنم و سمت ریاست دانشکده را به شما تبریک می‌گویم.

سلام علیکم. خیلی ممنون ولی این جور چیزها تسلیت می‌خواهد.

همان طور که مستحضرید مجله اوج دوباره راه افتاده است. سعی ما بر این بوده که پاسخ گوی انتظارات معقول با توجه به پتانسیل این گروه و دانشجویان باشیم. حال تا چه حد توفیق داشته ایم مسئله ایست که می‌بایست در مورد آن قضاوت شود. مطمئناً نقص‌ها بسیار است و نقدهای فراوان، که اگر ما را برای بهبود وضعیت راهنمایی بفرماید مایه افتخار خواهد بود. امیدواریم بتوانیم با پرسش‌هایمان از وجود شما برای رشد دانش و صنعت هوافضا استفاده نماییم.

پیش از هر چیز درباره مجله اوج، پیرامون صحبتی که در گذشته با دوستان داشتم، و بحثی که در این باره با جناب آقای دکتر غفوریان - معاون پژوهشی دانشکده - انجام پذیرفت، مجله می‌تواند در هر ترم ترم‌های فوق لیسانس یا دکترا را که دفاع خواهد شد، شامل شود. این تبلیغ بسیار خوبی است. چون این مجله وارد صنعت شده است، مدیران صنعت از فعالیت‌های دانشجویان ما آگاه شده، چه بسا همین تره‌های کار شده نیاز صنعت باشند. ما سالی ۶۰-۵۰ دانشجوی فوق لیسانس را از این دانشکده فارغ التحصیل می‌کنیم. اگر تزی مورد نیاز صنعت باشد، قطعاً مدیران صنعت با دانشجویی مربوط تماس گرفته و از این پتانسیل استفاده می‌کنند. چند سال قبل مشغول کار بر روی تزی بودم و به طور اتفاقی با جناب آقای دکتر وزیری - از مدیران هسا - مطرح کردم که من مشغول کار بر روی چنین تزی هستم. ایشان بیان فرمودند که اتفاقاً این تره‌ها مورد نیاز صنعت‌اند که با دانشجویی مورد نظر تماس گرفته شد و تشویق هم شد، یا اینکه صنعت ممکن است بگوید من در این زمینه کار کرده‌ام و دانشجو را در جهت بهینه کردن طرح هدایت کند. ما در نظر داریم از ترم آینده برای دانشجویان دکتری سمینارهایی را برگزار کنیم که هر هفته یا هر دو هفته یکبار، اگر تر دانشجوی مورد تصویب قرار گرفت تا قبل از دفاع حداقل باید یکبار در این دوره شرکت کرده و گزارشی از روند فعالیت‌های خود ارائه دهد. من از دفتر دانشجویی می‌خواهم که در این زمینه فعال باشد و حداقل دانشجویان بدانند در دانشکده پیرامون چه موضوعاتی تحقیق و پژوهش می‌شود. این حتی میتواند علاقه‌ی دانشجویان کارشناسی را در بعضی زمینه‌ها جهت دهی کند. البته من در این زمینه پافشاری‌های لازم را انجام داده‌ام و با معاون تحصیلات تکمیلی هم صحبت‌های لازم هم شده است و ان‌شاء... بعد از ماه مبارک رمضان این پروسه اجرا خواهد شد.

دانشجویانی که تجربه شاگردی شما را دارند معتقدند دکتر سلطانی شخصیتی کاربردی و اهل کار است. این نظر لطف بچه‌هاست.

سوال بعدی در مورد مشکلات دانشکده است. که در آن احتمالاً هم دانشجویان سهیم‌اند و هم مسئولین

دانشکده. دانشجویان از وضعیت ساختمان دانشکده بسیار ناراضی‌اند. از امکانات کارگاهی و آزمایشگاهی به شدت کله‌مندند از نداشتن یک تونل باد استاندارد که به هیچ وجه خواسته نابعایی هم نیست رنج می‌برند، البته در مورد تجهیز و بهبود امکانات دانشکده دانشجویان به هیچ وجه خواسته‌های نامعقول و انتظارات نابجا ندارند ولی خوشبین‌ترین افراد هم نمی‌توانند این دانشکده را از نظر امکانات آموزشی در حد استاندارد بدانند. ذهنیتی که در بعضی دانشجویان وجود دارد آن است که روسای قبلی آن گونه که می‌بایست از فرصت‌ها استفاده نکرده‌اند.

کسی که مسئولیتی را عهده دار است تمام جوانب را در نظر گرفته و تصمیم می‌گیرد، اما شما برای قضاوت تنها جانب خود را می‌گیرید. در کنفرانس ۱۳۸۰ که بنده هم دبیر آن کنفرانس بودم، وضعیتی به مراتب بدتر از آنچه اکنون با آن مواجه هستیم وجود داشت. این جا تعمیرگاه دانشگاه بود. این طرح خود بنده بود که آن کارگاه‌ها را خراب کرده و ورودی دانشکده را به این شکل که اکنون آن را می‌بینید در آوریم که مورد موافقت دکتر سهراب پور هم واقع شد و وضعیت ورودی چنین شد که می‌بینید. این که شما فکر کنید روسای گذشته برای ساختمان جدید هیچ پیگیری و صحبتی نکرده‌اند اشتباه است ما واقعا در حد توان خود با دانشگاه درگیر شده ایم. از طرفی دانشگاه هم با مشکل بودجه مواجه است. بودجه‌ای که وزارت علوم برای ساختمان تعیین می‌کند معلوم نیست کی به دست ما برسد. حداکثر کاری که وزارت علوم انجام می‌دهد این است که زمین در اختیار ما قرار دهد. دانشکده برق، دانشکده انرژی و ساختمان خودرو، در تمام این‌ها ارگان دیگری سرمایه‌گذاری کرده‌اند. ارگانی که ما با آن سروکار داریم وزارت دفاع است. بر خورد وزارت دفاع قاعدتاً برخورد نظامی است. ما تا به حال نتوانستیم موافقت ارگانی را برای تامین بودجه ساخت و ساز کسب کنیم. البته در ۲ ماه گذشته که مسئولیت ریاست بر دوش بنده گذاشته شد، با دو سه تن از مقامات عالی رتبه کشوری صحبت‌هایی شده است از جمله وزیر محترم دفاع و سردار نقدی. البته ایشان قول مساعدی داده‌اند ولی مستحضر هستید مبلغ، مبلغ کمی نیست. طبق برآوردها هزینه‌ای بالغ بر ۸۰ میلیارد ریال را در بر خواهد داشت. ما در مورد کارگاه‌ها، آزمایشگاه‌ها، تونل باد، پیگیری‌های فراوانی انجام داده ایم. با توجه به حمایت‌های جناب آقای دکتر سهراب پور امیدواریم در این دو سال بتوانیم ۶-۵ آزمایشگاه به مجموعه‌ی آزمایشگاه‌ها اضافه کرد. و انشاء... تونل باد را هم که به نوعی وسیله کار بنده است تامین کنیم. از سویی دیگر دانشجویان هوافضا به وظیفه‌ی خود عمل نمی‌کنند. برای این کارها حمایت دانشجو هم نیاز است که متاسفانه دانشجویان هوافضا رغبتی از خود نشان نمی‌دهند. بنده همواره برای ساخت آزمایشگاه به دانشجویان پیشنهاد می‌دهم اما متاسفانه تا به حال در این مدت ۱۲ سال که بنده اینجا مشغول کار هستم هیچ دانشجویی مسئولیتی را بر عهده نگرفته است. در حالی که طرح و هزینه مهیاست و فقط به پیگیری نیاز است.

آیا دلیل این بی‌انگیزگی بی‌توجهی به هوافضایی‌ها در دانشگاه نیست؟

اگر کسی نسبت به شما دید منفی داشته باشد، اگر شما هم ناامید باشید که بدتر است. شما باید با انگیزه و نشاط حرکت کنید. این حق شماست. اگر دانشجویان بخواهند دانشکده خوبی داشته باشند باید سختی‌هایش را هم متحمل شوند. این کار، کاری دوطرفه است.



یکی از گله‌های که دانشجویان به وضعیت آموزشی دانشکده دارند وضعیت ارزشیابی اساتید دانشکده است. اگر دانشجویان از دانشکده‌های دیگر اخذ کنند و یا تغییر رشته دهند، نمراتشان به مراتب بالاتر از آنچه می‌شود که در این دانشکده کسب می‌کرده‌اند. آیا این رویکرد دانشکده است یا تصمیم شخصی خود اساتید؟

این مربوط به اساتید شماست. کیفیت آموزش را تضمین می‌کنم. اساتید شما از قویترین اساتید دانشگاه هستند. برای دانشکده‌ای تازه تاسیس کسب مقام دوم مقالات آموزشی و تولید علم در بین دانشکده‌های دانشگاه کار آسانی نیست. البته این با همراهی دانشجویان و اساتید بوده است و من از دانشجویان تشکر می‌کنم که پا به پای اساتید در این مسیر تکاملی حرکت کرده‌اند.

امادر حاشیه این وضعیت به دانشجویان ترم هفت فشار مضاعفی وارد می‌شود، از یک سو باید برای کنکور آماده شوند و از سوی دیگر سخت‌ترین واحدهای دوران کارشناسی را هم می‌گذرانند.

در این مورد شاید بتوان دروس را جایجا کرد اما در هر حال برای دانشجویی که از ابتدا کار کرده باشد کنکور کارشناسی مشکل بزرگی نخواهد بود.

رویکرد دانشکده نسبت به گرایش فضا چگونه است؟

معضلی که احتمالا شما هم آن را شناسایی کرده اید این است که دیدگاه دانشجویان و دانش آموزان نسبت به رشته ی هوافضا دیدگاهی منفی است. بسیاری از کسانی که قصد انتخاب رشته ی هوافضا را دارند نگران آینده شغلی، درآمد، سطح علمی دانشکده و مواردی از این قبیل هستند. آیا برای بهبود دیدگاه دانشجویان و دانش آموزان در مورد این رشته برنامه ای دارید؟

بنده از گذشته اطلاعی ندارم ولی برنامه ای که من در این زمینه دارم در درس مقدمه ای بر مهندسی هوافضا اجرایی شده است. ما دانشجویان را با صنعت آشنا کردیم. هماهنگ کردن صنعت برای بازدید دانشجویی کار چندان آسانی نبود. اکثر این هماهنگی‌ها فارغ از پیگیری‌های قانونی و بر مبنای درخواست‌های مکرر ما صورت می‌گرفت و از طرف دیگر دانشجویان حمایت نمی‌کرد. تعداد اندکی از دانشجویان حامی این بازدیدها بودند و بسیاری به من مراجعه می‌کردند که این بازدیدها چه ارزشی دارد. اما از لحاظ شغلی کدام دانشجوی هوافضاست که شغل بخواهد و نباشد؟! این حرف را نه از آن جهت که هوافضایی هستیم میزنم اما به نظر بنده هوافضا از نظر موقعیت شغلی در مقایسه با رشته‌های دیگر مقام اول را دارد. بسیاری از صنایع برای استخدام دانشجو در مقاطع مختلف با بنده تماس گرفته‌اند. اکثر اساتید ما قادرند که به خارج کشور بروند ولی دلیل نرفتنشان اینست که همین جا مشغول به کار و در حال خدمت به مملکت هستند.

فضا مسئله جدیدی است. اولین قدم ما جذب اساتیدی است که بتوانند گرایش فضا را راه اندازی کنند. قبل از راه اندازی این گرایش باید پشتوانه‌هایی باشند که از این مسئله حمایت کنند که در این مورد مشکلی نداریم اما در مورد جذب استاد در همه گرایش‌ها ما خواستار جذب استاد هستیم که البته مجوزها هم صادر شده است. اساتید فعلی در ترم جاری هر کدام دو درس ارائه می‌کنند. البته شاید دیر اعلام شده باشد.

دکتر فرشچی فرمودند مدیران صنعت به شدت ازار تباط و بیشتر با صنعت استقبال می‌کنند. در مسیر ارتباط با این مدیران، دانشکده نقش مهمی را ایفا می‌کند. آیا سازوکاری برای ارتباط با صنعت تعریف کرده‌اید؟

دانشجویان حتی برای کارآموزی هم با مشکل مواجه‌اند. در مورد ارتباط با صنعت توجه داشته باشید که تمام اساتید ما مستقیماً با صنعت در ارتباط‌اند. بنده این مساله را با وزیر محترم دفاع هم مطرح کرده‌ام. حتی درصد زیادی از فارغ التحصیلان ما هم در وزارت دفاع مشغول به کار می‌شوند اما از آن طرف وزارت خانه با ما به صورت جمعی کار نمی‌کنند. مدیران صنعت هم به همین ترتیب. شاید این ساختار برای ما جا نیفتاده باشد اما زمزمه‌هایی برای تقویت این روابط به گوش می‌رسد. در مورد کارآموزی بنده قبول دارم که با مشکل مواجه هستید اما این مشکل بیشتر از طرف خود شماست. غالب دانشجویان تمایل برای کار کردن با وزارت دفاع را ندارند. من در این مورد با آقای وزیر هم صحبت کردم و ایشان هم فرمودند که این موضوع در سطح وزارت مطرح خواهد شد. البته هوافضا در تمام دنیا همین است با این تفاوت که به دلیل رشد این صنعت، بخش خصوصی بیش تر وارد شده که در ایران هنوز چنین نشده است.

مسئله صنعت هوافضای کشور ما در مقایسه با کشورهای پیشرفته دنیا دچار عقب ماندگی است. جنابعالی چه راهکارهایی را برای سریع تر طی شدن این فاصله پیشنهاد می‌کنید؟

بنده شخصاً علاقه مندم که درهای صنعت ما به روی دانشجویان باز شود دانشجویان بتوانند حداقل در تابستان مشغول کار در صنایع مختلف بشوند. با روند پیشبرد صنعت آشنا شده و با صنعت تبادل نظر داشته باشند. البته ما در صنعت هوافضا نسبتاً رشد خوبی داشته‌ایم. در مقایسه با صنایع دیگر در بسیاری زمینه‌ها موفق بوده‌ایم. از طرفی دانشجویان ما باید این ذهنیت غلط را فراموش کنند که وارد شدن به یک صنعت نظامی به معنی از دست رفتن آزادی‌شان است. واقعاً اینچنین نیست.

آیا می‌توان به فکر تاسیس شرکت‌هایی همچون ناسا بود؟

البته موسساتی همچون سازمان هوافضا شباهت زیادی با شرکت‌های بزرگ هوافضایی جهان دارند اما توجه داشته باشید که شرکت‌هایی همچون ناسا پس از سال‌ها فعالیت و تلاش به چنین موقعیتی در جهان دست پیدا کرده‌اند. برای چنین رشدی ما نیازمند زمان زیادی هستیم. هم چنین تعداد فارغ التحصیلان باید افزایش یابد. بنده امیدوارم روزی برسد که ما ناسای خودمان را داشته باشیم. اما توجه داشته باشید که این حرف مربوط به امروز و فردا نیست. این صنعت مانند صنعت خودرو نیست.

پتانسیل گروه پرنده را در چه حد ارزیابی می‌کنید؟ شماره اول اوج چه طور بود؟

شماره اول، شماره خوبی بود. انشا... خداوند توفیق بیشتری به شما بدهد تا بتوانید بهتر و موثرتر کار کنید و توفیق خدا نصیب حال ما

بشود تا بتوانیم شما را بیش تر حمایت بکنیم. اگر نقصی هم هست چنین نیست که اساتید دانشکده نخواستند باشند کار بکنند. بالاخره دانشکده مشکلات خود را دارد. ما تا جایی که بتوانیم حمایتان می‌کنیم.

نظر شما در مورد تحصیل در خارج از کشور چیست؟

من مانع تحصیل دانشجویان در دانشگاه‌های خارجی نمی‌شوم ولی همواره این نکته را گوشزد می‌کنم که ایران را فراموش نکنید.

با تشکر از این که وقت خود را در اختیار ما قرار دادید.

من هم از شما متشکرم و از همه ی شما جوانان که صاحب قلب‌های پاک هستید التماس دعا دارم.

موشک‌های کروز

چکیده :

درست است که همه‌ی ما به نحوی اسم هوافضا را به دنبال خود یدک می کشیم ولی آیا درست و حسابی تعریف و تفاوت موشک، راکت، موشک کروز، موشک بالستیک، موشک هدایت شونده و بمب هدایت شونده را می دانیم؟ اگر می دانید که خوش به حالتان ولی اگر نمی دانید این مقاله را بخوانید. علاوه بر این در این مقاله می توانید با ویژگی های موشک کروز، با موشک «تاماهوک» که یکی از معروفترین این نوع موشک هاست و همچنین با موشک های کروز ایران آشنا شوید. البته دو مورد آخر در شماره‌ی بعد خواهند آمد.

(قسمت اول)

□ جواد سپاهی یونسی
Sepahia83@yahoo.com

مقدمه

با توجه به مقایسه‌های زیر می‌توانید جایگاه موشک کروز را درست‌تر بشناسید:

راکت Rocket و موشک Cruise Missile: راکت برای جلو رفتن از نیروی راکت استفاده می‌کند یعنی اینکه به جای استفاده از هوای جو اکسیدکننده اش را به همراه سوخت اصلیش با خود حمل می‌کند. ولی این چیزی است که موشک هم از آن استفاده می‌کند. در واقع فرق این دو در این است که موشک بعد از پرتاب هدایت می‌شود ولی راکت پرتاب که شد دیگر خداحافظ و هدایتی ندارد.

موشک کروز (Cruise Missile) و موشک بالستیک (Ballistic Missile): موشک کروز در واقع موشک نیست چون به جای استفاده از نیروی راکت از یک موتور جت برای جلو رفتن استفاده می‌کند. ولی در کل مسیر قابل هدایت است و موتورش را روشن نگه می‌دارد. در حالی که نیروی پیشران موشک بالستیک همان نیروی راکت است و فقط در قسمتی از مسیرش از این نیرو استفاده می‌کند و در بقیه‌ی آن (بعد از خاموش کردن یا دور انداختن موتور) مسیرش را قوانین پرتابه‌ها تعیین می‌کنند و حتی از نیروهای آیرودینامیکی برای کنترل و تعیین مسیر استفاده‌ی چندانی نمی‌کند.

موشک هدایت‌شونده (Guided Missile) و بمب هدایت‌شونده (Guided Bomb): با توجه به تعریف بالا از موشک، منظور از موشک هدایت‌شونده معلوم است. ولی بمب هدایت‌شونده اصلا منبعی برای تراسست و به عنوان نیروی پیشران ندارد بلکه از هواپیما به طور عمودی پایین می‌آید و برای حرکت افقی از بالچه‌های آیرودینامیکی استفاده می‌کند.

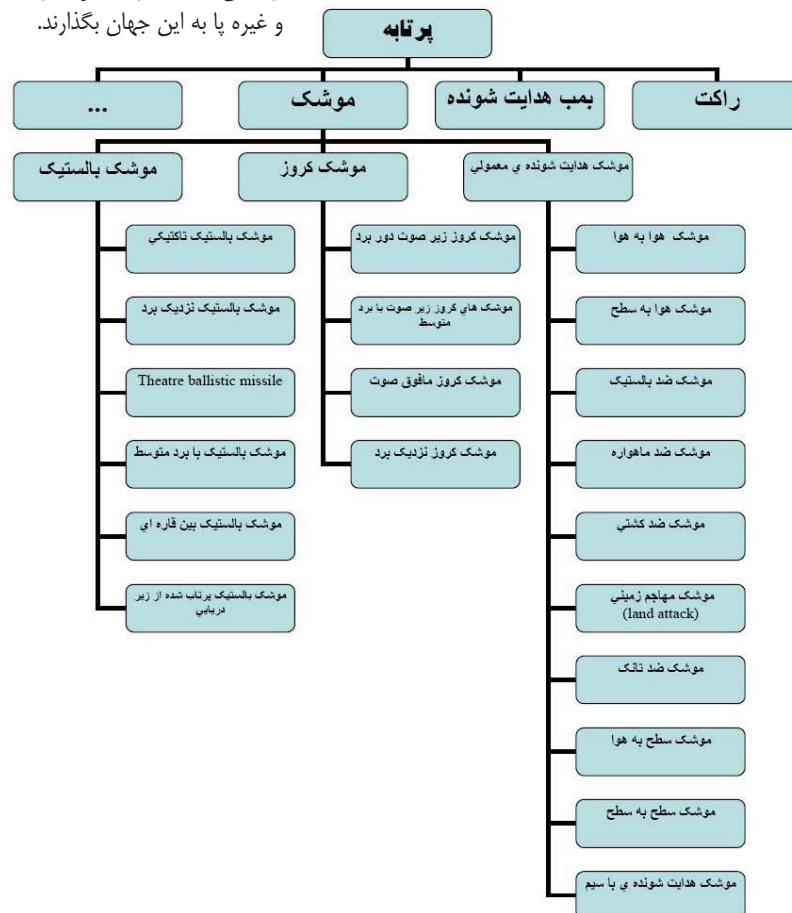
خلاصه اینکه از یک دیدگاه:

تاریخچه‌ی موشک کروز

اگر به طور خلاصه بخواهیم از اجداد موشک کروز چیزی بگوییم باید ابتدا اشاره کنیم به موشک کترینگ باگ (Kettering Bug) که در سال ۱۹۱۷ برای جنگ جهانی اول آمریکایی‌ها آن را ساختند. روش هدایت کترینگ باگ به سمت هدف جالب توجه بود. مهندسان بعد از اینکه شدت و جهت باد و فاصله از هدف را مشخص می‌کردند تعداد دور موتور را که لازم بود تا موشک به هدف برسد محاسبه می‌کردند. بعد از زمانه‌ی آن را طوری تنظیم می‌کردند تا وقتی موتور تعداد دور محاسبه شده را زد جلو کار کردن بیش‌تر موتور را بگیرد. در این هنگام بیج‌هایی که بال را به بدنه متصل می‌کردند جدا می‌شدند و بال‌ها می‌افتادند و بعد بدنه که بمب را با خود حمل می‌کرد به سمت هدف شیرجه می‌رفت. بعد از آن انگلیسی‌ها موشک لرینکس (Larynx) را ساختند. البته بهتر است به این‌ها موشک نگوئیم چون مثلا کترینگ باگ بعد از پرتاب بدون هیچ هدایتی مستقیم حرکت می‌کرد. هیچ کدام از این دو عملیاتی نشدند.

کترینگ باگ روی ریل پرتابش

حال بیایید به سی سال بعد. در واقع اولین موشک کروز جهان که می‌شود آن را پدر و مادر تمام موشک‌های کروز امروزی دانست موشک V-1 برویج آقای هیتلر بود که برای جنگ جهانی دوم ساخته شد و پدر انگلیسی‌ها و خصوصا لندن‌ها را در آورد. این موشک تقریبا هشت متری حداکثر ۴۰۰ کیلومتر برد داشت و کلا ۸۵۰ کیلویی را بر سر ملت می‌انداخت. جالب است بدانید که متفقین برای ساقط کردن V-1 به سر جنگ آن شلیک می‌کردند. آنها برای از کار انداختن هر V-1 به طور متوسط ۲۵۰۰ گلوله به طرفش شلیک می‌کردند. این گذشت تا اینکه در دوران جنگ سرد حساب چشم و هم چشمی آمریکا و شوروی هر چی از آلمان بدبخت دزدیده بودند را به کار بردند تا انواع موشک کروز و غیره پا به این جهان بگذارند.





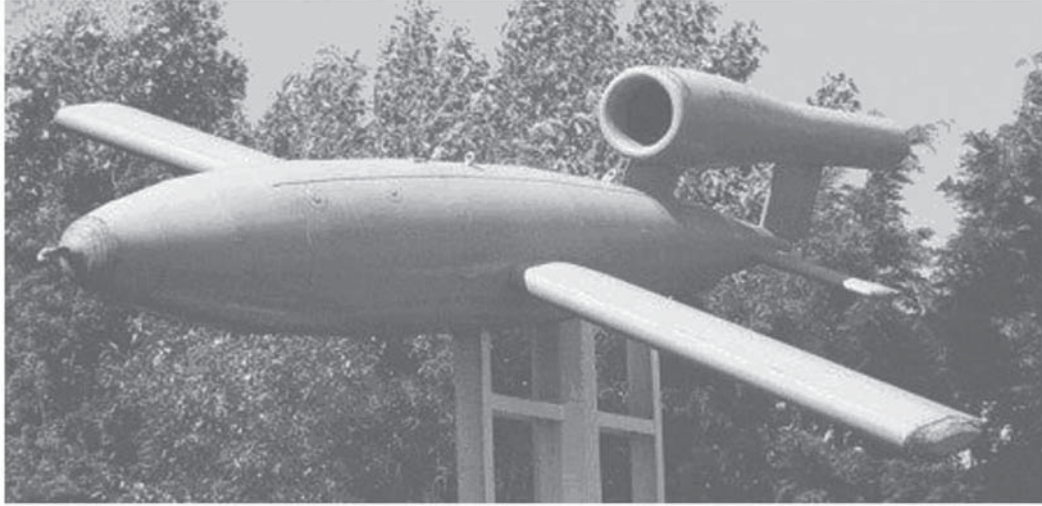
موشک V-1

ویژگی‌های کاری موشک کروزر

تعبیرهای جالبی از موشک کروزر شده: بمب هدایت شونده، هواپیمای کوچک بدون سرنشین. ولی با توجه به مطالب بالا می بینیم که موشک کروزر با بمب هدایت شونده تفاوت دارد. از طرفی هواپیمای کوچک بدون سرنشین هم نیست چون در موشک اسلحه و وسیله‌ی حمل کننده‌ی آن باهمند و هر دو از بین می روند در حالی که در هواپیما خود هواپیما از بین نمی رود. این تعبیر احتمالا با نظر به این بوده که موشک کروزر از موتور جت استفاده می کند و مانند هواپیما بال و بعضا دم افقی و عمودی دارد.

موتور موشک‌های کروزر جت است و بیشتر توربو فن؛ زیرا این نوع موتور بازده پیشرانشی و حرارتی بالایی دارد و از طرف دیگر اتلاف حرارتی آن هم کم است که باعث می شود ردیابی حرارتی آن توسط رادارها مشکل شود. جز این پرواز کردن در ارتفاع پایین هم باعث می شود که موشک کروزر به راحتی توسط رادارها کشف نشود و علاوه بر این دو مورد در مقایسه با موشک‌های دیگر که باید اکسید کننده را هم با خود حمل کنند این موشک‌ها از هوا استفاده می کنند و بنا بر این کوچکند و رادارها به زحمت می توانند آن‌ها را شناسایی کنند.

موشک‌های کروزی که از زمین پرتاب می شوند علاوه بر موتور جت بویستریک دارند که برای شروع حرکت از آن استفاده می کنند. در حالی که



آن‌هایی که از بمب افکن شلیک می شوند چون سرعت اولیه دارند نیازی به بوستر ندارند. آبرودینامیک موشک‌های کروزر همانند هواپیما است یعنی از بال استفاده می کنند و قدیمی ترها علاوه بر آن از دم افقی و عمودی هم استفاده می کردند.

علاوه بر سر جنگی انفجاری انواع دیگر سر جنگی را هم می توان در موشک‌های کروزر استفاده کرد از جمله شیمیایی و میکروبی. موشک‌هایی که کمی بزرگ تر هستند می توانند سر جنگی هسته ای هم حمل کنند. البته در حالت کلی سر جنگی می تواند خیلی ساده تر از این حرف‌ها باشد و فقط انرژی جنبشی موشک بعد از فرود باعث ویرانی شود. بعضی اوقات هم سر جنگی طوری است که به انسان‌ها مستقیما آسیب نمی‌رساند، بلکه تاسیسات زیربنایی را مختل می کند؛ به عنوان مثال در جنگ خلیج فارس

موشک‌های کروزر حلقه‌هایی از رشته‌های کربنی را می بردند و روی ایستگاه‌های برق می ریختند تا با تشکیل مدار کوتاه آن‌ها را از کار بیندازند. این موشک‌ها را براساس معیارهای متفاوتی می توان تقسیم بندی کرد: برد، سرعت، اندازه و یا بر اساس اینکه از کجا پرتاب می شوند. موشک‌هایی که از هواپیما و ناو شلیک می شوند کمی سبک تر و کوچک تر از آن‌هایی هستند که از زمین و کشتی شلیک می شوند. بنابراین از یک نگاه می توان تقسیم بندی زیر را داشت:

موشک‌های کروزر زیر صوت دور برد: برد آن‌ها ۱۰۰۰ کیلومتر و بیش تر است. سرعتشان در حدود ۸۰۰ کیلومتر بر ساعت است و هنگام پرتاب در حدود ۱۵۰۰ کیلوگرم وزن دارند. نمونه‌ی معروف این دسته «تاماهاوک» (Tomahawk) نیروی دریایی آمریکا است.

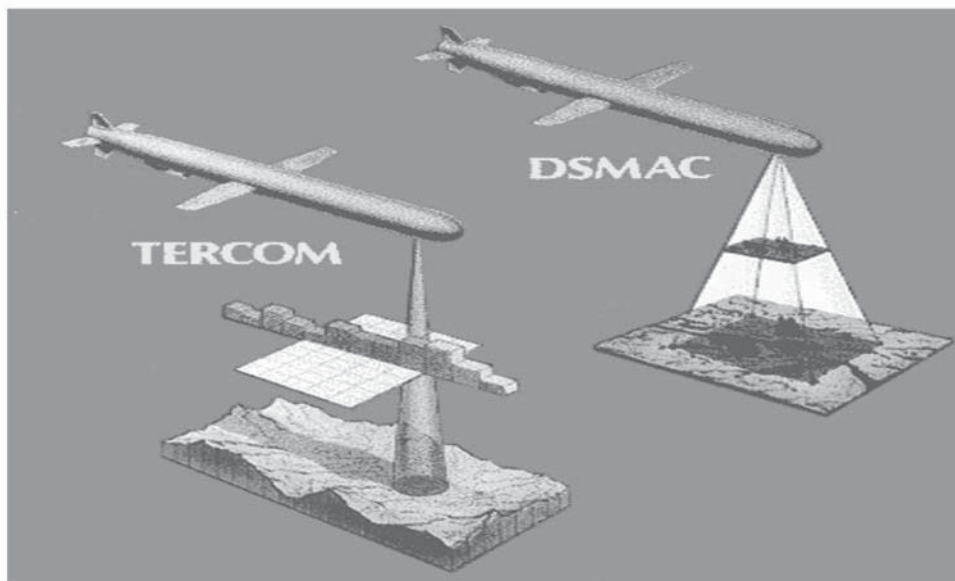
موشک‌های کروزر زیر صوت با برد متوسط: مانند دسته‌ی بالا هستند ولی بردشان کم تر از ۱۰۰۰ کیلومتر است. نمونه‌ی معروفشان تاوروس (Taurus) است ساخت مشترک آلمان و سوئد.

موشک‌های کروزر مافوق صوت: بردشان بین ۱۰۰ تا ۵۰۰ کیلومتر است. با توجه به برد کم و سرعت زیاد انتظار می رود انهدام این موشک‌ها بسیار مشکل باشد. روس‌ها از این نوع موشک زیاد دارند مثلا: P-۵۰۰ بازالت. (P-۵۰۰ Bazalt). نمونه‌ی دیگر این دسته موشک «براهموس» است ساخت مشترک روسیه و هند.

موشک‌های کروزر نزدیک برد: این موشک‌ها سرعتی زیر صوت دارند. بردشان بین ۷۰ تا ۳۰۰ کیلومتر است و حدود ۵۰۰ کیلوگرم وزن



رگولوس؛ یکی از اولین موشک‌های کروزر آمریکا که کپی V-1 آلمانی بود. ببینید چقدر شبیه هواپیماست.



دارند. خیلی وقت‌ها واژه‌ی «کروز» را برای این موشک‌ها به کار نمی‌برند. اما هدایت این نوع موشک‌ها، برخی از روش‌های هدایت این موشک‌ها عبارتند از:

۱. TERCOM (Terrain Counter Matching):

در این روش سطح زمین قرار گرفته بین محل پرتاب و هدف به مستطیل‌هایی با ابعاد 2×10 کیلومتر تقسیم می‌شود. هر یک از این مستطیل‌ها به مربع‌هایی با ضلع ۱۰۰ متر تقسیم می‌شود و ارتفاع زمین در این مربع‌ها در نهایت در یک ماتریس 2000 عضو در حافظه‌ی کامپیوتر ذخیره می‌شود. موشک در حین پرواز ارتفاعی را که وسایل خودش به دست آورده با عدد این ماتریس مقایسه می‌کند و بر اساس آن مسیرش را تصحیح می‌کند.

۲. DSMAC (Digital Scene Matching Area):

در این روش موشک تصاویر تلویزیونی که حین پرواز می‌گیرد را با آن چه

قبلا گرفته شده و به صورت اطلاعات عددی ذخیره شده مقایسه می‌کند و مسیرش را تنظیم می‌کند.

۳. استفاده از جی پی اس و گلوناس: با نصب دریافت کننده، موشک می‌تواند با دریافت اطلاعات ماهواره‌ای موقعیت خود را در هر لحظه پیدا کند و بر اساس آن به سطوح کنترلش فرمان لازم برای رسیدن به هدف را بدهد. جی پی اس مجموعه‌ی ۲۴ ماهواره‌ی آمریکا و گلوناس سیستم روسی مشابه آن است. دقت استفاده از جی پی اس در حدود ۱۵ متر است.

استفاده از رادار لیزری هم در حال بررسی است که می‌تواند خطوط انتقال قدرت، سیم‌ها و ایستگاه‌های مخابراتی را در عوارض زمین تشخیص بدهد.

ادامه دارد...

۲. DSMAC (Digital Scene Matching Area):

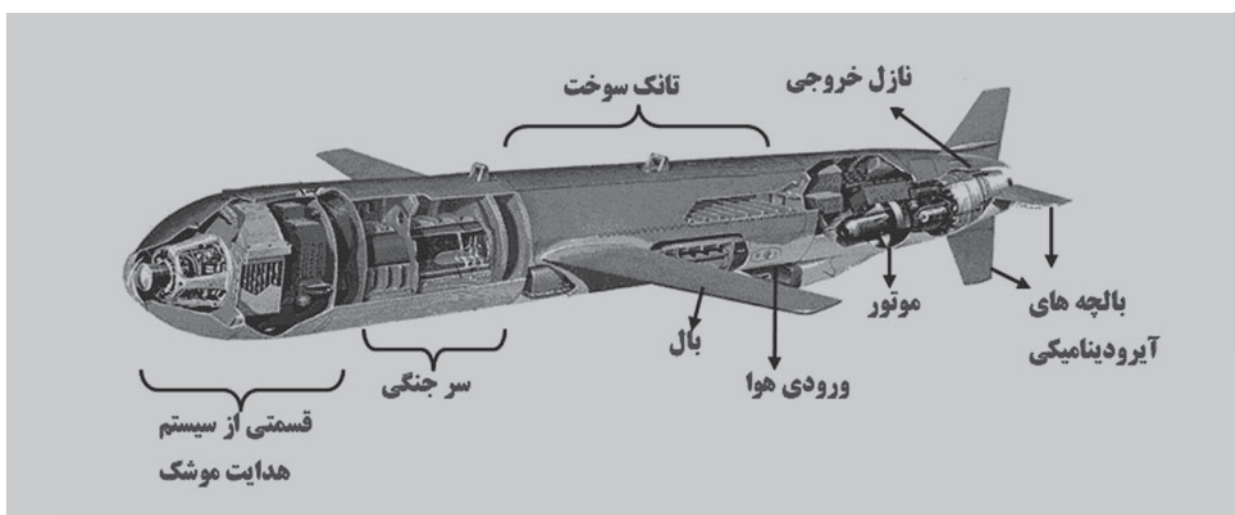
در این روش موشک تصاویر تلویزیونی که حین پرواز می‌گیرد را با آن چه

قبلا گرفته شده و به صورت اطلاعات عددی ذخیره شده مقایسه می‌کند و مسیرش را تنظیم می‌کند.

۳. استفاده از جی پی اس و گلوناس: با نصب دریافت کننده، موشک می‌تواند با دریافت اطلاعات ماهواره‌ای موقعیت خود را در هر لحظه پیدا کند و بر اساس آن به سطوح کنترلش فرمان لازم برای رسیدن به هدف را بدهد. جی پی اس مجموعه‌ی ۲۴ ماهواره‌ی آمریکا و گلوناس سیستم روسی مشابه آن است. دقت استفاده از جی پی اس در حدود ۱۵ متر است.

استفاده از رادار لیزری هم در حال بررسی است که می‌تواند خطوط انتقال قدرت، سیم‌ها و ایستگاه‌های مخابراتی را در عوارض زمین تشخیص بدهد.

در پایان می‌توانید اجزای اصلی یک موشک کروز را در تصویر زیر ببینید:



حل سری مسئله کپلر

حل مسئله دو جسم با استفاده از سری‌ها

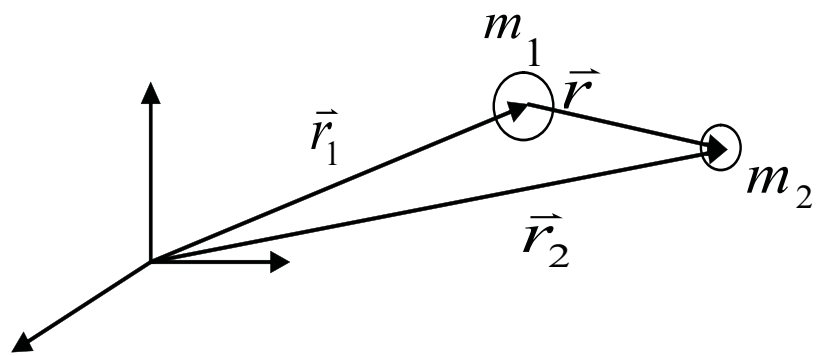
□ مهدی جعفری ندوشن

صورت بندی مسئله حرکت سیاره‌های منظومه شمسی به دور خورشید و نیز حرکت ماهواره‌ها در مدارشان به دور زمین با تقریب خوبی از مسئله دو جسم پیروی می‌کنند. مسئله دو جسم که به مسئله کپلر هم مشهور است، ساده‌ترین سیستم گرانشی است که دارای حل بسته است.

ژ. برنولی اولین فردی بود که حل کامل مسئله کپلر را در سال ۱۷۱۰ میلادی ارائه کرد.

روش‌های گوناگونی برای حل این مسئله وجود دارد که در این مقاله به بررسی روش حل به کمک سری‌ها می‌پردازیم. قبل از بررسی روش حل، معادله حرکت را استخراج می‌کنیم.

دو جرم m_1 و m_2 را در دستگاه مختصات اینرسی مطابق شکل در نظر بگیرید.



این اجرام با بردارهای موقعیت \vec{r}_1 و \vec{r}_2 در دستگاه اینرسی مشخص شده‌اند، با استفاده از قانون جهانی گرانش نیوتن شتاب هریک این جرم‌ها با روابط زیر محاسبه می‌شود.

آنها نیاز داریم، به دست می‌دهد.
 ما روش لاگرانژ را در مشتق‌گیری حل سری تیلور برای مسئله دو جسم به کار می‌بریم. نکته کلیدی روش لاگرانژ، کاهش مسئله دو جسم به یک معادله دیفرانسیل مرتبه دوم است. (معادله (۳))

لاگرانژ به جای حل بسته معادله (۳)، برای محاسبه بردار موقعیت نسبی دو جسم سری تیلور زیر را به صورت تابعی از برداری موقعیت و سرعت اولیه یافت.

۴

$$\vec{r}(t) = \vec{r}|_{t_0} + \dot{\vec{r}}|_{t_0} (t - t_0) + \ddot{\vec{r}}|_{t_0} \frac{(t - t_0)^2}{2!} + \ddot{\ddot{\vec{r}}}|_{t_0} \frac{(t - t_0)^3}{3!} + \dots$$

که $\vec{r}|_{t_0}$ ، $\dot{\vec{r}}|_{t_0}$ به ترتیب بیانگر بردار سرعت و موقعیت دو جسم در زمان اولیه دلخواه هستند. واضح است که معادله (۳) فقط در $\vec{r} = 0$ تکین است. بنابراین اگر همه مشتقات قرار گرفته در ضرایب سری (۴) وجود داشته باشند، برای تمام \vec{r} های غیر صفر، سری همگرا است و سری (۴) یک حل برای معادله (۳) را ارائه می‌دهد. جهت یافتن $\ddot{\vec{r}}|_{t_0}$ ، $\ddot{\ddot{\vec{r}}}|_{t_0}$ ، ... به مشتقات بالاتر $\ddot{\vec{r}}$ نیاز است. بدین منظور پارامتر اسکالر ε را تعریف می‌کنیم.

۵

$$\varepsilon = \frac{\mu}{|\vec{r}|^3}$$

معادله (۴) را به صورت زیر بازنویسی می‌کنیم.

۶

$$\ddot{\vec{r}} = -\varepsilon \vec{r}$$

پس مشتق‌ها را می‌یابیم

۷

$$\dot{\varepsilon} = -3\mu \frac{\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}}}{|\vec{r}|^5} = -3\varepsilon \frac{\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}}}{|\vec{r}|^2} = -3\varepsilon \lambda$$

حال مشتق زمانی پارامتر جدید λ را می‌یابیم.

۱۷

$$\dot{\lambda} = \frac{(\dot{\vec{r}} \cdot \dot{\vec{r}} + \vec{r} \cdot \ddot{\vec{r}})}{|\vec{r}|^2} - \frac{2(\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}})^2}{|\vec{r}|^4} = \frac{\dot{\vec{r}} \cdot \dot{\vec{r}}}{|\vec{r}|^2} - \varepsilon - 2\lambda^2 = \psi - \varepsilon - 2\lambda^2$$

۸

به طور مشابه پارامتر جدید ψ را تعریف کردیم که مشتق زمانی آن به شکل زیر خواهد بود.

۱

$$\ddot{\vec{r}}_1 = -Gm_2 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3}$$

۲

$$\ddot{\vec{r}}_2 = -Gm_1 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_1|^3}$$

با تعریف \vec{r} به صورت $\vec{r} = \vec{r}_2 - \vec{r}_1$ و کم کردن معادله (۱) از معادله (۲) خواهیم داشت،

۳

$$\ddot{\vec{r}} = G(m_1 + m_2) \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|^3}$$

$G(m_1 + m_2)$ را پارامتر گرانشی نامیده و با μ نشان می‌دهند. لذا معادله حرکت به صورت زیر ساده خواهد شد.

نکته قابل توجه این است که معادله (۳) بر اساس متغیر \vec{r} نوشته شده که از مبدائی سنجیده می‌شود که بر یکی از جرم‌ها قرار دارد. با توجه به همین نکته می‌توان فهمید که معادله (۳) از طریق قانون دوم نیوتن قابل استخراج نیست چرا که مبداء سنجش \vec{r} یک مرجع لخت محسوب نمی‌شود.

پارامتر گرانشی $\mu = G(m_1 + m_2)$ نیز در بسیاری از موارد مخصوصاً ماهواره‌هایی که بر گرد زمین در حال گردش هستند، ساده شده و تنها حاصل ضرب G در جرم جسم سنگین‌تر است. این تقریب حتی برای سیستم‌هایی مانند منظومه شمسی هم قابل قبول است. البته برای سیستم‌های زمین و ماه، سیاره پلوتو و قمرش شارون بایستی پارامتر گرانشی را از حاصلضرب ثابت جهانی گرانش در مجموع جرم اجزای سیستم بدست آورد. دلیل استفاده از پارامتر گرانشی μ به جای G و m به طور مجزاء، بالا بردن دقت اندازه‌گیری این کمیت نسبت به G و m است. مخصوصاً در مورد G که اندازه‌گیری آن تنها در آزمایشگاه‌های مجهز قابل محاسبه است. این در حالی است که با ردیابی ماهواره‌ها در مدارشان پارامتر μ به راحتی قابل اندازه‌گیری است.

حل سری مسئله دو جسم:

لاگرانژ مسئله دو جسم را با استفاده از روش سری‌های توانی تیلور حل کرد. وی سه پارامتر مستقلی را یافت که می‌بایست مشتقشان بر اساس خودشان تعریف شوند. وی نشان داد که حل سری‌ها ترم‌های زیادی را که برای حل به

$$\dot{\psi} = \frac{2\vec{r} \cdot \ddot{\vec{r}}}{|\vec{r}|^2} - \frac{2(\vec{r} \cdot \ddot{\vec{r}})(\ddot{\vec{r}} \cdot \ddot{\vec{r}})}{|\vec{r}|^4} = -2\varepsilon\lambda - 2\lambda\psi = -2\lambda(\varepsilon + \psi)$$

۹

پارامترهای $\psi, \lambda, \varepsilon$ به نامتغیرهای اساسی موسومند چرا که آنها مستقل از سیستم مختصات انتخابی هستند و مجموعه بسته‌ای، تحت عملگر مشتق زمانی را تشکیل می‌دهند

$$\dot{\varepsilon} = -3\varepsilon\lambda, \quad \lambda = \psi - \varepsilon - 2\lambda^2, \quad \dot{\psi} = -2\lambda(\varepsilon + \psi)$$

۱۰

با استفاده از معادلات (۱۰) می‌توان مطمئن بود که مشتقات بردار \vec{r} برای هر مرتبه مورد نیاز قابل دستیابی است. [۲] تعدادی از مشتقات \vec{r} بدین شرح هستند:

$$\frac{d\vec{r}}{dt} = \dot{\vec{r}}$$

۱۱

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = -\varepsilon\vec{r}$$

۱۲

$$\frac{d^3\vec{r}}{dt^3} = 3\varepsilon\lambda\vec{r} - \varepsilon\dot{\vec{r}}$$

۱۳

$$\frac{d^4\vec{r}}{dt^4} = (-15\varepsilon\lambda^2 + 3\varepsilon\psi - 2\varepsilon^2)\vec{r} + 6\varepsilon\lambda\dot{\vec{r}}$$

۱۴

$$\frac{d^5\vec{r}}{dt^5} = (105\varepsilon\lambda^3 - 45\varepsilon\psi\lambda + 30\varepsilon^2\psi - 2\varepsilon^2)\vec{r} + (-45\varepsilon\lambda^2 - 9\varepsilon\psi - 8\varepsilon^2)\dot{\vec{r}}$$

۱۵

معادله (۱۱) تا (۱۵) بیانگر این نکته هستند که بردار موقعیت در هر لحظه را می‌توان بر حسب عبارت‌هایی متشکل از بردارهای موقعیت و سرعت اولیه بیان کرد [۱].

با جایگذاری مشتقات (۱۱) تا (۱۵) در معادله (۴) و با بازآرایی خواهیم داشت.

۱۶

$$\vec{r}(t) = P(t)\vec{r}(t_0) + Q(t)\dot{\vec{r}}(t_0) = f(t, \vec{r}(t_0), \dot{\vec{r}}(t_0))$$



$$P(t) = \sum_{i=0}^{\infty} P_i (t - t_0)^i$$

$$Q(t) = \sum_{i=0}^{\infty} Q_i (t - t_0)^i$$

توابع P, Q ، ضرایب لاگرانژ نامیده می‌شوند و سری توانی $\psi, \lambda, \varepsilon$ هستند [۲] چند ترم اول آنها عبارتند از:

$$P_0 = 1$$

$$P_1 = 0$$

$$P_2 = -\frac{1}{2}\varepsilon$$

$$P_3 = \frac{1}{2}\varepsilon\lambda$$

$$P_4 = -\frac{5}{8}\varepsilon\lambda^2 + \frac{1}{8}\varepsilon\psi - \frac{1}{12}\varepsilon^2$$

$$P_5 = \frac{7}{8}\varepsilon\lambda^3 - \frac{3}{8}\varepsilon\psi\lambda + \frac{1}{4}\varepsilon^2\lambda$$

$$Q_0 = 0$$

$$Q_1 = 1$$

$$Q_2 = 0$$

$$Q_3 = -\frac{1}{6}\varepsilon$$

$$Q_4 = -\frac{1}{4}\varepsilon\lambda$$

$$Q_5 = -\frac{3}{8}\varepsilon\lambda^2 + \frac{3}{40}\varepsilon\psi - \frac{1}{15}\varepsilon^2$$

References

- [۱] Arnold, V. I., ۱۹۸۹, Mathematical Methods of Classical Mechanics, Springer-Verlag, New York
 [۲] Battin, R. H., ۱۹۹۹, An Introduction to Mathematics and Methods of Astrodynamics, AIAA, New York



در بخش اول مقاله، چالش‌های آزمایشگاهی، تشریح الگوها و واژگان تخصصی و پیش‌زمینه‌ی نظری پیرامون آیرودینامیک هوابرهای نازک مورد بحث قرار گرفت. در این بخش به چالش‌های نظری، مدل‌های تحلیلی پرواز حشرات، دینامیک شماره‌های عددی (CFD)، مدلسازی شبه‌پایا برای پرواز حشرات و سازوکارهای ناپایا در پرواز حشرات خواهیم پرداخت.

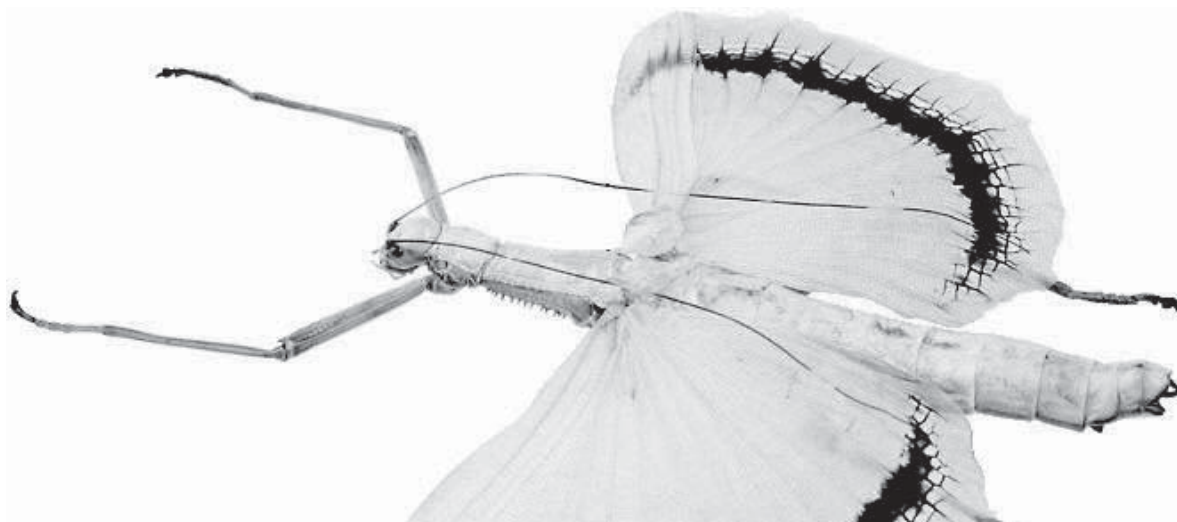
بخش دوم

آیرودینامیک پرواز حشرات^۱ گذری بر

□ نوشته*: Sanjay P. Sane

□ برگردان: محسن بهرامی
mohsen_bahrami@ae.sharif.edu

*در شماره‌ی پیشین مجله به نام نویسنده‌ی نسخه اصلی مقاله اشاره نشده بود که بدینوسیله اصلاح می‌گردد.



چالش‌های نظری

چالش‌هایی که در تطبیق روش‌های معمولی که در بخش قبل توضیح داده شد با پرواز حشرات پیش می‌آید در این بخش باز خواهند شد و به طور مختصر توضیح داده می‌شوند. با توجه به اندازه‌های گوناگون حشرات، پرواز آنها در بازه‌ی ۱۰ تا $Re\ 10^5$ قرار می‌گیرد. برای نمونه Re برای یک اسپرم شناور 10^{-1} ، انسان در حال شنا 10^6 و جت‌های تجاری در سرعت 0.8 ماخ، 10^7 است. برای حشرات بزرگتر که در Re بالاتری پرواز می‌کنند، جمله‌ی لزجت در معادله‌ی (۲) قابل صرف نظر است و مانند هواپیما می‌توان با جریان‌ها و نیروها مانند حالت غیرلزج رفتار کرد (معادله‌ی اولر). این ساده‌سازی را نمی‌توان برای بیشتر گونه‌ها انجام داد زیرا اندازه‌ی کوچکشان آنها را به سمت Re کوچک سوق می‌دهد. این بدان معنی نیست که نیروهای لزج در پرواز حشرات عامل غالب است برعکس، حتی در $Re\ 10$ نیز نیروهای لختی نسبتاً به اندازه‌ی یک رتبه از نیروهای لزجت بزرگتر هستند. در کل، اثرات لزجت در ساختار جریان مهم هستند و قابل صرف نظر نیستند. بر اساس تأثیرات نیروهای لزجت، قوانین حاکم بر ایجاد نیروهای آیرودینامیک بر حسب اندازه حشرات متفاوت است. برای حشرات ریز آشفتگی‌های کوچک در جریان شاره به دلیل مقاومت نیروهای لزجت با سرعت بیشتری پراکنده می‌شوند و به سرعت میرا می‌شوند. برای حشرات بزرگتر که در Re بالاتری پرواز می‌کنند آشفتگی‌های کوچک در گذر زمان انباشته می‌شوند و در نهایت باعث ناپایی بیشتر جریان در اطراف حشره می‌گردند. حتی با اطلاعات دقیق از کوچکترین آشفتگی‌ها، پیش بینی تحلیلی این شرایط غیر ممکن است زیرا جواب‌های مختلفی می‌تواند برای معادله‌ی جریان به دست آید. در این موارد شرایط اولیه و مرزی استاتیکی و دینامیک باید به طوریکتا مشخص شوند تا از تعداد جواب‌های با معنی برای معادله‌ی جریان کاسته شود.

مدل‌های تحلیلی پرواز حشرات

چالش‌های آزمایشگاهی و نظری که در بخش‌های قبلی بیان شد، به مدل‌های پیشین پرواز حشرات که برای تحلیل از شوک‌های دور از میدان به جای پدیده‌های جریان در مجاورت بال بهره می‌برند محدود می‌شد. هم‌چنین این مدل‌های دور از میدان نمی‌توانند برای محاسبه‌ی نیروهای لحظه‌ی روی هوا بر به کار برده شوند، این مدل‌ها صرفاً برای دانستن نیرو و توان مورد نیاز متوسط، روش‌هایی را پیشنهاد می‌دهند. قابل توجه‌ترین مدل‌ها در میان آنان دو مدل گردابه‌ای هستند^۲ که در هر دو آنان از جایگزینی بال‌های بالزن با تیغه‌های ملخ یا در مدل دقیق‌تر اضافه کردن دیسک‌های ضربه زن در اطراف ملخ برای بهینه کردن مدل به دست آمده‌اند. این دیسک‌ها با ایجاد ضربه‌یک فشار یکسان به شاره‌ی محیط وارد می‌کنند تا یک تکانه‌ی رو به پایین به آن وارد شود. در این شیوه مقدار متوسط نیروی برآ که برای معلق ماندن نیاز است از قرار دادن سرعت تغییر شار تکانه در جهت پایین به جای وزن حشره و بنابراین محاسبه‌ی گردش مورد نیاز در شوک برای رسیدن به تعادل نیروها به دست می‌آید.

توضیح همراه با جزئیات این مدل‌ها از حوصله‌ی این مقاله خارج است، به علاوه این مدل‌ها بر خلاف این مقاله که بر شیوه‌ی میدان جریان در نزدیکی بال متمرکز است به شیوه‌ی میدان جریان در نقاط دور از میدان می‌پردازند.

علی‌رغم نکاتی که در بخش قبل ارائه شد تعداد اندکی از پژوهشگران توانسته‌اند در به دست آوردن مدل‌های تحلیلی میدان جریان در نزدیکی بال برای آیرودینامیک پرواز حشرات به موفقیت‌هایی دست یابند. از مدل‌های قابل توجه در بین این مدل‌ها می‌توان به مدل لایت هیل^۳ (۱۹۷۳) برای سازوکار ویس-فاگ در تولید نیروی برآ (این روش کف زدن بال‌ها نیز نامیده می‌شود) که نخستین بار برای توضیح برآی قوی‌ای که زنبور اینکارسیا فورموساً تولید می‌کند ارائه شد و مدل سویج^۴ (۱۹۷۹)، که یک مدل دلخواه بر پایه‌ی اندازه‌گیری‌های نوربرگ^۵ برای حرکت یک سنجاقک^۶ است، گرچه همه‌ی این مدل‌ها اساساً بر پایه‌ی فرضیات دو بعدی و غیر لزج (البته با برخی تغییرات که برای در نظر گرفتن اثرات لزجت اضافه شده‌اند) استوارند، اما قادرند برخی جنبه‌های مهم در سازوکارهای آیرودینامیکی پرواز حشرات را نشان دهند. خصوصاً مدل لایت هیل برای کف زدن بال‌ها که به طور برجسته‌ای به وسیله‌ی داده‌های آزمایش‌های ماکس ورثی^۸ (۱۹۷۹) و اسپدینگ^۹ و ماکس ورثی (۱۹۸۶) تأیید شد. به طور مشابه مدل سویج قادر است پیش‌بینی‌های دقیقی از افزایش نیرو در زمان برخی از حرکات بال‌ها (برای مثال قله‌های نیرو در زمان اندکی قبل از رسیدن به زمان تغییر حرکت بال از فروکش به فراکش مشاهده شد) بعدها این نتایج در آزمایشگاه تأیید شد^{۱۰}. در مطالعات روی سنجاقک‌ها^{۱۱} مدل گردش محلی با موفقیت نسبی استفاده شد^{۱۲}. این مدل تغییرات فضایی (در طول دهانه‌ی بال) و گذرای سرعت القایی را نیز در نظر می‌گیرد و با این ترفند نسبت تصحیح‌های گردش در داخل شوک را تخمین می‌زند. مدل‌های تحلیلی تازه‌تر^{۱۳} قادرند پدیده‌شناسی پایه‌ای برای دینامیک شاره‌ای در پدیده‌ی پرواز همراه با بالزنی را در یک دید موشکافانه تشکیل دهند و یک پایگاه داده‌ای مفید از نیروها و حرکات‌های این پدیده نیز به دست دهند.^{۱۴}

دینامیک شاره‌های عددی (CFD)

با پیشرفت‌های اخیر در روش‌های عددی، پژوهشگران زیادی برای حل مسئله‌ی پرواز حشرات به بکارگیری این روش‌ها روی آورده‌اند^{۱۵}. گرچه نهایتاً این روش‌ها موشکافانه‌تر و دقیق‌تر از مدل‌های تحلیلی ساده شده هستند، اما به منابع محاسباتی زیادی نیازمندند و کاربرد آن‌ها در مقایسه‌ی مجموعه داده‌های بزرگ به هیچ وجه ساده نیست. علاوه بر این شبیه‌سازی‌های CFD برای محاسبه نتایج صحیح به حرکت وارد شده و داده‌های آزمایشگاهی وابسته‌اند. علی‌رغم این چالش‌ها اخیراً با دقیق شدن وسایل آزمایشگاهی پژوهشگران به نتایج هیجان‌انگیزی از CFD در زمینه‌ی پرواز حشرات امیدوار شده‌اند.



چنین رویکردی برای مدل سازی پرواز یک گونه پروانه بید^{۱۶} با استفاده از شیوه ی اتاق آیرودینامیک ناپایا^{۱۷} به کار گرفته شده است. در این مدل سازی از روش جریان پتانسیل برای محاسبه ی سرعت ها و فشار روی هریک از سطوح بال بخش بخش شده با شرایط مرزی متناظر استفاده شده است. اینان علاوه بر ابتکار در استفاده از این گونه بید به عنوان مدل، در تلاش برای شبیه سازی کامل معادله ی ناویر-استوکس با استفاده از روش المان حجمی محدود نیز نخستین پژوهشگران بودند.^{۱۸}

علاوه بر تایید الگوهای جریان مشاهده شده در آزمایش مدل واقعی و مدل شبیه ساز دینامیکی^{۱۹} این پژوهش به جزئیات دقیق تری از ساختمان جریان نیز دست یافت و حتی تغییر نیروهای آیرودینامیکی حاصل از این الگوهای جریان در طول دوره ی بال زدن نیز در این پژوهش به دست آمد. اخیراً نیز رویکردهای عددی برای مدل سازی پرواز در اسفیل^{۲۰} به کمک داده های بدست آمده از نیروهای یک مدل شبیه ساز دینامیکی به کار گرفته شده است.^{۲۱} علاوه بر امکان مطابقت با نتایج آزمایشگاهی، این روش گنجینه ی ارزشمندی از جزئیات را به نتایج روش های تجربی افزوده است^{۲۲} و حتی می تواند به عنوان یک توضیح متفاوت برای صحت داده های آزمایشگاهی استفاده شود^{۲۳} (هم چنین بخش اثرات متقابل بال و شوک را می بینید). با وجود اهمیت اثرات سه بعدی، اما مقایسه ی نتایج آزمایشگاهی و شبیه سازی های دو بعدی نیز یک دید بسیار اثر بخش و مهم برای پژوهشگر فراهم می سازد.

برای نمونه شبیه سازی های همدانی و سان (۲۰۰۱) با ویژگی های پیچیده ی نتایج آزمایشگاهی که قبلاً برای بال های دو بعدی در Re پایین حاصل شده بود مطابقت داشت.^{۲۴} مدل های CFD دو بعدی در مشخص کردن امکان وجود برخی پدیده های احتمالی نیز کاربرد دارند. برای مثال وانگ (۲۰۰۰) نشان داد که دینامیک نیروهای بال های دو بعدی هرچند با اثرات سه بعدی پایدار نشده است اما ممکن است هنوز برای توضیح افزایش ضریب نیروی برآ در اندازه گیری های انجام گرفته برای پرواز حشرات کافی باشد.

مدلسازی شبه پایا برای پرواز حشرات

به امید یافتن جواب تحلیلی تقریبی برای مسئله ی پرواز حشرات، دانشمندان همچنین مدل های ساده شده ای را که بر پایه ی تقریب های شبه پایا استوار شده اند توسعه بخشیده اند. بر اساس فرض شبه پایا، نیروهای آیرودینامیکی لحظه ای روی یک بال در حال بالزنی با نیروهای آیرودینامیکی در یک حرکت

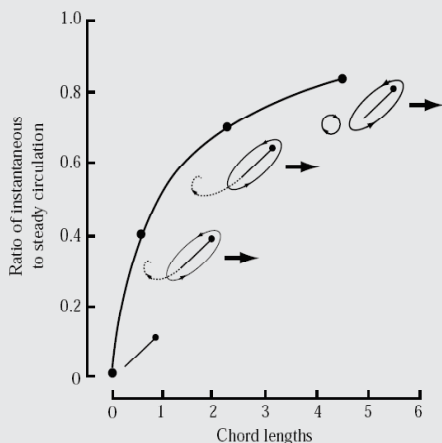
پایا با سرعت و زاویه ی حمله ی یکسان روی همان بال برابرند.^{۲۵} بنابر این فرض می توان هر حرکت دینامیکی با هر الگویی را به مجموعه ای از حالت های استاتیک و ثابت متوالی تقسیم کرد و با اندازه گیری یا محاسبه ی نیروهای هر حالت و پشت سر هم قرار دادن حالت ها به منحنی زمانی تولید نیرو دست یافت. با این شیوه، وابستگی نیروهای دینامیکی به زمان از وابستگی حرکت به زمان و نه وابستگی جریان شاره به تنهایی به دست می آید. اگر این مدل ها دقیق باشند امکان دست یافتن به مجموعه ای از معادلات ساده برای محاسبه ی نیروهای آیرودینامیکی روی بال حشرات، تنها به کمک شناخت حرکت بالهای آنان در پرواز فراهم می شود.

گرچه مدل های شبه پایا در گذشته با موفقیت محدود به کار برده شده اند^{۲۶}، اما این مدل ها عموماً برای محاسبه ی نیروی پرواز در دسترس است تا کافی به نیروی میانگین پرواز در دسترس است تا کافی به نظر می رسند. دریک مرور گسترده از ادبیات پرواز حشرات، الینگتون (۱۹۸۴a) از برهان خلف استفاده کرد تا بحث کند که حتی بیشترین برای پیش بینی شده در مدل شبه پایا نیز از برای متوسط لازم برای معلق ایستادن حشره کمتر است و این مدل ناکارآمد است. از این گفته چنین برمی آید که اگر بیشترین نیروی محاسبه شده به وسیله ی این مدل از برای متوسط لازم برای معلق ایستادن بیش تر باشد یا آن مساوی باشد آن گاه این مدل نمی تواند نادیده گرفته شود. بر پایه ی بررسی گسترده ای از داده های موجود در حال حاضر، او به طور قابل قبولی بحث کرده است که در بیشتر موارد، نظریه ی شبه پایا موجود در محاسبات برای نیروی برآی مورد نیاز معلق ایستادن با کاستی روبرو می شود و یک باز بینی اساسی در نظریه ی شبه پایا لازم به نظر می رسد.^{۲۷} او سپس بیان می دارد که نظریه ی شبه پایا باید مورد بازبینی قرار گیرد تا علاوه بر حرکت انتقالی بالهای بالزن حرکت چرخشی بال ها نیز مانند بسیاری از سازوکارهای ناپایا که ممکن است در پدیده حضور داشته باشند در آن گنجانده شود. پس از بیان این نکته به وسیله ی الینگتون، دانشمندان دیگری نیز داده های بیش تری برای نشان دادن ناکافی بودن مدل شبه پایا فراهم کرده اند.^{۲۸} این پیشرفت ها جست و جو برای یافتن یک سازوکار ناپایای خاص برای توضیح نیروهای آیرودینامیک روی بال های حشرات را به یک نبرد شبیه نموده است.

مدل سازی فیزیکی پرواز حشرات

با توجه به سختی های بیان شده در مطالعه ی مستقیم حشرات یا انجام محاسبات تحلیلی از آیرودینامیک پرواز آنان، بسیاری از محققان به مدل های مکانیکی برای شبیه سازی دینامیکی و مطالعه ی پرواز حشرات روی آورده اند. در هنگام ساخت این مدل ها عدد رینولدز و

فرکانس کاهش یافته ی (نسبت سرعت تنه به سرعت بال) مدل های مکانیکی با عدد رینولدز و فرکانس کاهش یافته ی حشرات واقعی یکسان می شوند. به این شرایط شبیه سازی دینامیکی می گویند، که به پژوهشگر اطمینان می دهد که پدیده های دینامیک شاره ای در مدل شبیه ساز دینامیکی تغییر نمی کنند به دلیل ساده تر بودن مشاهده و اندازه گیری



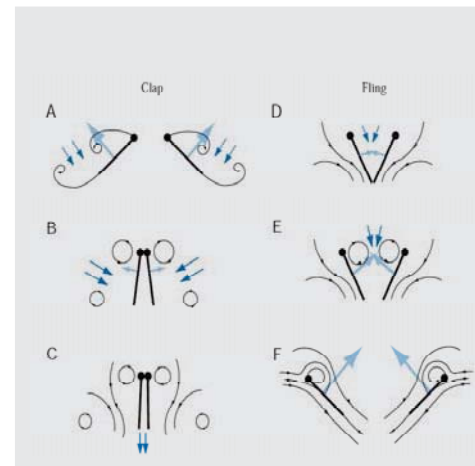
شکل ۳: اثر واگنر، نسبت گردش لحظه ای به گردش پایا (محور Yها) با دور شدن گردابه ی لبه ی فرار از هوا بر افزایش می یابد و اثر آن بر گردش حول هوا بر با افزایش مسافت (محور Xها) کم می شود. مسافت با تقسیم کردن بر طول وتر بال بی بعد شده است. این شکل بر پایه شکل ۳۵ در مقاله واکر (۱۹۳۱) رسم شده است. شکل های موجود در کنار منحنی یک نمای شماتیک از اثر واگنر هستند و نقطه چین ها مسیر پراکنده شدن چرخش از لبه ی فرار را نشان می دهند که به آرامی بالا رفته و به یک گردابه شروع حرکت تبدیل می شود. با پراکنده شدن چرخش در شوک، گردش حول بال تشکیل می شود که با افزوده شدن قطر خط گردش حول بال نشان داده شده است.

جریان شاره و الگوهای آن در اطراف مدل های شبیه ساز دینامیکی نسبت به بال حشرات، این مدل ها در تحلیل و شناسایی سازوکارهای ناپایای گوناگون مانند سازوکار رسیدن بال ها به هم در هنگام گذر از فراکش به فروکش (کف زدن بالها)^{۲۹}، و ماندگی با تاخیر^{۳۰}، نیروهای چرخشی^{۳۱} و اثرات متقابل بال و شوک^{۳۲} بسیار مفید هستند. این سازوکارهای گوناگون در بخش بعد مورد بحث قرار می گیرند.

سازوکارهای ناپایا در پرواز حشرات اثر واگنر

زمانی که یک بال با زاویه‌ی حمله از حالت سکون ناگهان شروع به حرکت می‌نماید، گردش در اطراف آن به طوریکه به مقدارش در حالت پایا نمی‌رسد، بلکه به آرامی به مقدار خود در حالت پایا نزدیک می‌شود (شکل ۳). این تأخیر در رسیدن به مقادیر حالت پایا از ترکیب دو پدیده نتیجه می‌شود. اول اینکه یک نهمتگی و تاخیر ذاتی در عمل کردن لزجت روی نقطه‌ی سکون وجود دارد و بنابراین تا زمان برقرار شدن شرط کاتا زمان کوتاهی صرف می‌شود و دوم اینکه در این فرآیند چرخش ایجاد می‌شود و در لبه‌ی فرار بال پخش می‌شود و چرخش پراکنده شده کم کم به صورت یک گردابه‌ی شروع حرکت در می‌آید. همچنین میدان سرعتی که با پراکندگی چرخش در لبه فرار در مجاورت بال القا می‌شود، بر رشد گردش در اطراف بال تأثیر می‌گذارد. پس از این که گردابه‌ی شروع حرکت به اندازه‌ی کافی از لبه‌ی فرار فاصله گرفت بال به بیشترین گردش خود در حالت پایا دست می‌یابد (شکل ۳). این کندی در پیشرفت و تشکیل گردش نخستین بار به وسیله‌ی واگنر (۱۹۳۱) ارائه شد، واکر (۱۹۳۱) به طور آزمایشگاهی به مطالعه‌ی آن پرداخت و معمولاً از آن به عنوان اثر واگنر یاد می‌شود.

بر خلاف سازوکارهای ناپایای دیگر که در ادامه توصیف می‌شوند، اثر واگنر پدیده‌ای است که باعث کاستن از نیروها تا زیر حد پیش بینی شده به وسیله‌ی مدل‌های شبه پایا می‌شود. به هر حال مطالعات اخیر روی بال‌های دو بعدی^{۳۳} نشان می‌دهد که ممکن نیست اثر واگنر در بازه‌ی عدد رینولدز برای بیشتر حشرات تأثیر بخصوصی داشته



شکل ۴: برش شماییک از نزدیک شدن بال‌ها به هم در زمان گذر از فراکش به فروکش، رسیدن لبه‌ی حمله‌ی بال‌ها به هم (A-C) و جدا شدن لبه‌ی حمله‌ی بال‌ها از هم (D-E). خطوط سیاه خطوط جریان را نشان می‌دهند جهت‌نماهای دوتایی سرعت القایی به هوا را نشان می‌دهند

(A-C): در هنگام رسیدن بال‌ها به هم (A)، ابتدا لبه‌های حمله به هم می‌رسند و بال دور لبه‌های حمله می‌چرخد (B). در زمانی که لبه‌های فرار به هم می‌رسند چرخش به وجود آمده، از لبه‌های فرار جدا شده و در شاره به عنوان یک چرخش بازدارنده رها می‌شود (C) و در آشفتگی شاره میرا می‌شود. همچنین در همین زمان از قدرت چرخش لبه‌ی حمله نیز کاسته می‌شود و فضای بسته شونده‌ی بین دو بال نیز با بیرون زدن شاره‌یک نیروی جلو برنده‌ی اضافه ایجاد می‌کند. (D-F): دور شدن بال‌ها از هم، بال‌ها با چرخش دور لبه‌ی حمله از هم جدا می‌شوند (D). لبه‌های حمله از هم جدا می‌شوند، شاره وارد فاصله‌ی بین بال‌ها می‌شود و به تولید نیروی محرکه اولیه برای تولید گردش در اطراف بال‌ها منجر می‌شود (F). (E) دوباره یک گردابه‌ی لبه‌ی حمله ایجاد می‌شود اما چرخش‌های اولیه‌ی لبه‌ی فرار در اثر متضاد بودن جهتشان از بین می‌روند. همان‌گونه که به وسیله‌ی ویس فاگ (۱۹۷۳) بیان شده است. این نابودی ممکن است با سرکوب اثر واگنر به گردش اجازه دهد تا سریع تر ایجاد شود.

باشد. برای بال‌های نامحدود که در زاویه حمله‌ی کوچک (زیر ۱۰ درجه) حرکت می‌کنند، برآ رشد کمی دارد و اگر رشدی داشته باشد پس از پیمودن مسافتی به اندازه‌ی دو برابر طول وتر بال حاصل می‌شود. آزمایش‌های مشابه برای حرکت بال‌زنی در سه بعد نیز شواهدی از اثر واگنر نشان می‌دهند.^{۳۵} در هر صورت، به دلیل ارتباط مستقیم این اثر با رشد چرخش در شروع حرکت، اندازه‌گیری و رفتار نظری آن در اثر تعامل با اثرات جرم افزوده که در بخش بعد توصیف خواهد شد، پیچیده می‌شوند. با این حال تازه‌ترین مدل‌های ارائه شده برای بال‌های حشرات در حال بال‌زنی اثر واگنر را نادیده گرفته‌اند (اما شما واکر و وستنیت (۲۰۰۰) و واکر (۲۰۰۲)^{۳۶} را ببینید) و به جای آن روی سایر سازوکارها ناپایا متمرکز شده‌اند.

سازوکار رسیدن بال‌ها به هم در هنگام گذر از فراکش به فروکش؛ کف زدن بال‌ها^{۳۷}

سازوکار رسیدن بال‌ها به هم در فراکش نخستین بار به وسیله‌ی ویس فاگ (۱۹۷۳) برای توضیح تولید برای بالا در یک گونه زنبور^{۳۸} ارائه شد و گاهی از آن به سازوکار ویس فاگ یاد می‌شود. یک تحلیل نظری همراه با جزئیات از این سازوکار را می‌توان در لایت هیل^{۳۹} (۱۹۷۳) و ساندرز^{۴۰} (۱۹۹۳) و عملیات آزمایشگاهی را می‌توان در مقالات بنت^{۴۱} (۱۹۷۷)، ماکس ورثی (۱۹۷۹) و اسپدینگ و ماکس ورثی (۱۹۸۶) یافت.

دیگر اشکال این سازوکار پایه مانند -clap-and-peel یا near-clap-and-fling در بخش ادبیات مقاله‌ی الینگتون (۱۹۸۴) آمده است. سازوکار رسیدن بال‌ها به هم در فراکش در حقیقت از ترکیب شدن دو سازوکار جداگانه‌ی آیرودینامیکی تشکیل شده است که باید به طور غیر وابسته با آن‌ها رفتار کرد. در برخی حشرات بال‌ها پیش از شروع فروکش در پشت حشره هم دیگر را لمس می‌کنند. این حالت از حرکت بال را کف زدن بال‌ها می‌گویند. یک تحلیل جزئی در بررسی حرکت این گونه زنبور نشان داده است که در هنگام کف زدن بال‌ها لبه‌های حمله‌ی بال‌ها قبل از لبه‌های فرار هم دیگر را لمس می‌کنند و به ترتیب بعد از آن شکاف بال‌ها بسته می‌شود (شکل ۴، قسمت A و B). در هنگام بسته شدن فضای بین بال‌ها گردش‌های با جهت مخالف بال‌ها هم دیگر را خنثی می‌کنند (شکل ۴، قسمت C). این عمل موجب می‌شود که در هنگام بال زدن بعدی از قدرت چرخش‌های لبه‌های فرار کاسته شود یا این چرخش‌ها به





کلی محو شوند.

به علت پراکنده شدن چرخش لبه ی فرار رشد گردش به وسیله اثر واگنر به تاخیر می افتد ، ویس فاگ (۱۹۷۳) بحث کرده است که عدم حضور یا تضعیف چرخش های لبه ی فرار به بال ها اجازه می دهد تا گردش را با سرعت بیشتری ایجاد کنند و در بال زدن بعدی اثر نیروی برآ را در طول زمان توسعه دهند (همچنین مقاله ی لایت هیل (۱۹۷۳) را ببینید) . علاوه بر اثرات بالا اشاره ی چپیده شده از میان بالها می تواند یک نیروی جلوبرنده ی اضافه به حشره دهد^{۴۳} (شکل ۴ ، قسمت C).

در انتهای کف زدن بالها هر بال به چرخش ادامه می دهد ، در این حالت لبه های فرار ساکن باقی می ماند و لبه های حمله از هم جدا می شوند (شکل ۴ قسمت D) . این فرآیند یک ناحیه ی کم فشار در میان بالها ایجاد می کند و اشاره ی اطراف برای پرکردن این ناحیه به سمت بالها هجوم می آورد و یک نیروی محرک اولیه برای ایجاد گردش یا چرخش چسبیده برای بال فراهم می سازد (شکل ۴ قسمت E و D) سپس بال ها از هم جدا شده و با گردش های با جهت مخالف از هم فاصله می گیرند . گرچه گردش اطراف هر بال به آن اجازه می دهد تا برآ تولید کند اما گردش مجموع دو بال صفر باقی می ماند و بدین ترتیب شرط صفر بودن مجموع گردش ها در قانون کولین نیز ارضا می شود^{۴۳} (شکل ۴ قسمت F) . همان گونه که به وسیله ی لایت هیل (۱۹۷۳) اشاره شده است، این پدیده می تواند برای عمل کف زدن در اشاره های کاملاً غیرلج نیز کاربرد داشته باشد. روی هم رفته کف زدن بالها موجب یک افزایش هر چند کوچک اما ارزشمند در تولید برآ می شود. با وجود مزیت بالقوه ی آن بسیاری از حشرات هیچ گاه از این سازوکار (کف زدن بالها) استفاده نمی کنند و دیگر حشرات نیز مانند دراسفیلاملانوگستر^{۴۴} سازوکار کف زدن بالها را در شرایط بسته شده با طناب استفاده می کنند و در پرواز آزاد به ندرت از این سازوکار سود می برند، چون سازوکار کف زدن بالها در میان حشرات فراگیر نیست ، احتمال این که یک توضیح عمومی برای ضریب برآی بالا در پرواز حشرات باشد ضعیف است . علاوه بر این با دانستن این نکته که حشرات می توانند به سادگی با بیشینه کردن دامنه حرکت بال هایشان به یک برآی اضافه ی برجسته دستیابند، می توان به اهمیت مشاهده سازوکار کف زدن بالها پی برد .

مطالعات گوناگونی روی قله ی عملکرد پرواز پرندگان^{۴۵} و حشرات^{۴۶} نشان داده است که این قله تقریباً در هنگامی بدست می آید که دامنه حرکت بال ها و باز و بسته شدن آن ها به ۱۸۰ درجه برسد یعنی نهایت دامنه ای که بال ها می توانند با توجه به شکل بدن حشرات و پرندگان در آن به حرکت در آیند. این گونه به نظر می رسد که حیوانات با افزایش زاویه ی بال زنی تا هنگام رسیدن بالها به هم یا هنگامی که استخوان بندی یا فیزیک جسم آنها دیگر اجازه بیشتر باز شدن بالها را ندهد، به تدریج نیروی برآ را افزایش می دهند. بنابراین مشاهده ی یک

حشره در حال نمایش سازوکار کف زدن بالها می تواند نشان دهنده ی تلاش آن حشره برای افزایش برآ باشد. علاوه بر این اگر اثر واگنر حقیقتاً تأثیر کمی بر نیروهای آیرودینامیکی روی بال حشره داشته باشد مزایای توصیف شده از سازوکار کف زدن بالها ممکن است کمتر از آنچه قبلاً تصور می شد معلوم شده باشد. تحلیل این نظرات چشم به راه مطالعات دقیق تری از جریان ها و نیروها در سازوکار کف زدن بالها است.

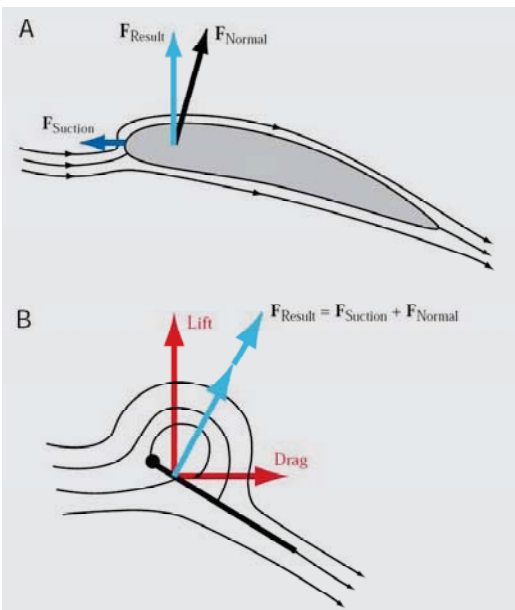
واماندگی با تأخیر و گردابه ی لبه ی حمله

با افزایش زاویه ی حمله ی بال ، جریان اشاره ی گذرنده از روی بال از بال جدا می شود اما با عبور از روی بال پیش از رسیدن به لبه ی فرار دوباره به بال می چسبند. در چنین حالتی ناحیه ی جدایش در بالای لبه ی حمله به وسیله گردابه ی لبه ی حمله پر می شود . به دلیل چسبیدن مجدد جریان روی بال، جریان ها در لبه ی فرار به صورت هموار به هم می پیوندند و شرط کاتا نیز بدست می آید . در این حالت به علت حرکت در زاویه حمله ی بالا تکانه ی بیشتری به سمت پایین به اشاره ی گذرنده از روی بال داده می شود و در نتیجه برآی قابل توجهی بدست می آید . شواهد تجربی و مطالعات CFD در ۱۰ سال گذشته مشخص کرده است که مهمترین ویژگی جریان های ایجاد شده در پرواز حشرات و در نهایت نیروهای تولیدی آنها گردابه ی لبه ی حمله است .

پولهام (۱۹۷۱) روشی ساده را برای به شمار آوردن گردابه ی لبه ی حمله در افزایش برآ توصیف کرده است که به ما اجازه می دهد تا تحلیل عددی ساده ای از این پدیده داشته باشیم. برای هوا برهای ساده، هوا با شدت در اطراف لبه ی حمله می چرخد و منحرف می شود و موجب یک مکش در لبه ی حمله موازی با وتر بال می شود این نیروی اضافه به مؤلفه ی پتانسیل نیرو (مؤلفه ی عمود بر صفحه ی بال) می پیوندد و موجب عمود شدن جهت نیروی برآیند بر جهت جریان آزاد اشاره می شود و نیروی برآیند را در جهت برآ قرار می دهد (شکل ۵ قسمت A) . در زاویه حمله ی پایین این انحراف برآیند به جلو در اثر گردابه ی لبه ی حمله موجب دستیابی به تقریب بهتری از پیش بینی پسای صفر در نظریه ی جریان پتانسیل می شود.^{۴۷} برای هوا برهای با لبه ی حمله ی تیزتر جریان جدا شده در لبه ی حمله، تشکیل گردابه ی لبه ی حمله را آسانتر می کند. در این حالت نیروی مکش در جهت عمود بر صفحه ی بال قرار می گیرد، نه موازی با بال و این نیرو با نیروی پتانسیل جمع شده و موجب افزایش برآ می شود. به یاد داشته باشید که در این حالت نیروی برآیند در جهت عمود بر صفحه بال قرار دارد و نه در جهت عمود بر جهت جریان اشاره و بنابراین نیروی پسا نیز افزایش می یابد (شکل ۵ قسمت B) .

برای حرکت دو بعدی اگر بال به حرکت در زاویه ی حمله بالا ادامه دهد اندازه ی گردابه ی لبه ی

حمله ی بال افزایش می یابد تا زمانی که چسبیدن مجدد جریان به بال در اثر افزایش بیش از آن ممکن نباشد. شرط کاتا با تشکیل گردابه ی لبه ی فرار در اثر تولید چرخش در این لبه ی از بین می رود و گردابه ی لبه ی حمله در شوک، پخش می شود. در این حالت بال قدرت موثر برای دادن یک تکانه ی پایا به اشاره را ندارد. در نتیجه یک افت برآ ایجاد می شود و بال دچار واماندگی می شود. برای مسافتی معادل چند طول وتر پیش از واماندگی حضور گردابه ی لبه ی حمله، ضریب برآی بسیار بالایی به وجود می آورد، این پدیده واماندگی با تاخیر نامیده می شود (شکل ۶ قسمت A). اولین مدرک برای واماندگی با تاخیر در پرواز حشرات به وسیله ی ماکس ورثی (۱۹۷۹) ارائه شد، او گردابه ی لبه ی حمله ی بال را در یک مدل بالزن رسم کرد. اما در هر صورت واماندگی با تاخیر برای اولین بار در آزمایش بال یک هواپیمای مدل با افزایش برآ در شروع حرکت با زاویه ی حمله ای بیش از زاویه حمله ی واماندگی در حالت پایا شناسایی شد.^{۴۸} برای اعداد رینولدز پایین که مناسب بیشتر حشرات باشد، از بین رفتن شرط کاتا با رشد یک گردابه ی لبه ی فرار آشکار می شود ، تا زمانی که این گردابه به حدی بزرگ می شود که دیگر نمی تواند چسبیده به بال باقی بماند.^{۴۹} با پراکنده شدن و از



شکل ۵

تشبیه پولهام از مکش لبه ی حمله

A. جریان اطراف یک بال ساده ، واگرایی سریع جریان در لبه ی حمله یک نیروی مکش ایجاد می کند (جهت نمای خاکستری) و این نیرو جهت نیروی برآیند را به سمت جلو منحرف می کند تا این نیرو عمود بر جهت جریان آزاد قرار گیرد .

B. جریان اطراف یک بال نازک ، حضور گردابه ی لبه ی حمله موجب واگرایی جریان مانند قسمت A می شود در حالی که در بال نازک نیروی مکش عمود بر سطح بال است . و این نیرو موجب افزایش نیروی عمود بر صفحه ی بال می شود .

بین رفتن گردابه‌ی لبه‌ی فرار در شوک یک گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی جدید تشکیل می‌شود. این فرآیند به صورت دینامیک تکرار می‌شود، در نهایت یک شوک از چرخش‌های خلاف جهت منظم ایجاد می‌شود که به نام سری گردابه‌ای ون کارمن^{۵۴} شناخته می‌شود (شکل ۶ قسمت A). نیروهای تولید شده در این حالت به نیروهای وارد به یک صفحه‌ی نوسانگر که با الگوی خلاف الگوی پراکنده شدن گردابه‌ها نوسان می‌کند شباهت دارند. گرچه هر دو برآ و پسا در حضور گردابه‌ی لبه‌ی حمله بیشترین مقدار خود را دارند اما در چرخه‌های بعدی هیچگاه نیروها به مقدار خود در چرخه‌ی اول نمی‌رسند. ممکن است گردابه‌ی لبه‌ی حمله در پرواز حشرات اهمیت بخصوصی داشته باشد زیرا حشرات بال‌های خود را در زاویه حمله‌ی بالا به حرکت در می‌آورند. یک تحلیل آزمایشگاهی از واماندگی با تأخیر دو بعدی نشان داد که جریان در زاویه‌ی حمله‌ی بالا تر از ۹ درجه برای تشکیل گردابه‌ی لبه‌ی حمله از بال جدا می‌شود، که این زاویه آستانه‌ای است که به خوبی پایین تر از زاویه‌ی حمله‌ی مورد استفاده در پرواز حشرات قرار دارد.^{۵۵} در این مطالعه مستقیماً ضریب متغیر با زمان نیرو اندازه گرفته شد و نشان داد که مقدار نیروی تولید شده در اثر حضور گردابه‌ی لبه‌ی حمله حداقل برای جریان نیروی مورد نیاز برای صحیح دانستن مدل شبه پایا کافی است. البته مدرک مستقیم برای حضور گردابه‌ی لبه‌ی حمله روی بال حشرات واقعی، از آزمایشهای الینگتون (۱۹۹۶) بدست آمد. او برای مشاهده‌ی جریان در پرواز حشره‌ی مندیوسا سکستا^{۵۶} و مدل سه بعدی اش، در عدد رینولدز از مرتبه‌ی 10^3 ، از دود استفاده کرد. در این مشاهدات برخلاف مدل دو بعدی ارائه شده برای گردابه‌ی لبه‌ی حمله، حتی پس از طی مسافتی به اندازه‌ی چند وتر بال نیز گردابه از بال جدا نشد و الگوی شبیه سری ون کارمن نیز هیچگاه ایجاد نشد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که در این شرایط بال هیچ گاه دچار واماندگی نمی‌شود (شکل ۶ قسمت B). این مشاهدات بعداً در اعداد رینولدز پایین با آزمایش روی مدلی از بالهای پروانه‌ی میوه^{۵۷} تایید شد، این آزمایش همچنین نشان داد که نیروها نیز همانند جریان‌ها در طول بالزنی بکنواخت به صورت قابل توجهی پایدار باقی می‌مانند.^{۵۸} به راستی چه چیز باعث باقی ماندن گردابه‌ی لبه‌ی حمله روی بال در مدل سه بعدی در مقایسه با مدل دو بعدی می‌گردد؟

در مدلی به نام هاوک موس^{۵۵}، الینگتون و همکارانش یک جریان پایا در جهت دهانه بال مشاهده کردند که از ریشه‌ی بال آغاز می‌شد و تا فاصله‌ی سه چهارم از درازای یک بال (از ریشه تا نوک بال) ادامه می‌یافت که در این نقطه گردابه‌ی لبه‌ی حمله از سطح بال جدا می‌شود. این جریان در جهت دهانه بال در اثر گردابه‌ی لبه‌ی حمله روی بال سوار می‌شود و موجب تولید یک ماریپج جریان به سمت نوک بال می‌شود (شکل ۷) در آزمایشات پیشین به وسیله ماکس ورثی (۱۹۷۹) روی سازوکار کف زدن

برای بالهای سه بعدی نیز یک جریان مشابه مشاهده شده بود. به دلیل انتقال تکانه در جهت دهانه بال به وسیله‌ی این جریان، باید انتقال تکانه در جهت وتر بال به گونه‌ای متناظر کاهش یابد که این کاهش انتقال تکانه در جهت وتر بال موجب کوچک شدن گردابه‌ی لبه‌ی حمله می‌شود. گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی کوچکتر به جریان شاره اجازه می‌دهد تا راحت تر به بال بچسبد و بال جریانی که پس از جدایش به آن می‌چسبد را زمان بیشتری نگه دارد. همان گونه که الینگتون اشاره کرده است برای بالهای دلتا شکل در هواپیمایی مانند کنکوردر نیز، تولید یک جریان محوری به علت زاویه‌ی رو به عقب بال، به گونه‌ای مشابه موجب پایدار شدن گردابه‌ی لبه‌ی حمله می‌گردد. این مطلب یکی از شباهت‌های برجسته‌ی میان طبیعت و دنیای ماشینی است.

اخیراً با استفاده از فناوری DPIV برای ثبت ساختار جریان در یک مدل از بال پروانه‌ی میوه^{۵۹} ($Re=115$)، بیرج و دیکینسون^{۶۰} (۲۰۱۱) اتصال پایدار گردابه‌ی لبه‌ی حمله را در نبود یک گردابه‌ی ماریپجی قابل توجه گزارش کرده‌اند. در حالی که جریان محوری در هسته‌ی گردابه، تقریباً از لحاظ اندازه یک مرتبه‌ی کمتر از مدل مندیوسا با زاویه‌ی $Re=10^3$ بوده است، آنان در پشت سر گردابه‌ی لبه‌ی حمله، یک جریان محوری قابل توجه در یک صفحه گسترده از شماره‌ی روی بال مشاهده نمودند که به سمت یک گردابه‌ی نوک بال مهم در حرکت بود. این نتایج از مدل‌های هاوک موس و پروانه‌ی میوه نشان داد که مدل‌های سه بعدی می‌توانند در اعداد رینولدز بالا و پایین رفتار متفاوتی از خود نشان دهند. خوشبختانه، چنین به نظر می‌رسد که تفاوت‌های موجود در ساختار جریان‌های سه بعدی در نیروهای اندازه‌گیری شده روی بال‌ها تأثیر نداشتند است. شبیه‌سازی‌های انجام شده با CFD روی هواپروازهای دو بعدی^{۶۱} و سه بعدی^{۶۲}، یک شباهت قابل توجه در نیروهای محاسبه شده در عدد رینولدز ۱۰۰ و نیروهای محاسبه شده با معادله‌ی اوپلر در شماره‌ی غیر لزج یا عدد رینولدز نامحدود ($Re=10000$) در مطالعات همدانی و سان (۲۰۰۰) نشان می‌دهد.

این نتایج نشان می‌دهد، اگر چه حضور لزجت برای تولید چرخش لازم و ضروری است، اما اثر آن در نیروی برآیند برای اعداد رینولدز خیلی کوچک ($Re < 100$) بسیار کوچک است و نیروها بیشتر تحت تأثیر میدان فشار دینامیکی روی بال هستند. نتیجه‌ی بالا از مدل‌های CFD به وسیله‌ی داده‌های تجربی نیز تایید شده است.^{۶۳} این نتایج در صورتی که با هم در نظر گرفته شوند یک نتیجه‌ی تقریباً متضاد را به دست می‌دهند که نیروها حتی با تغییر گذرای ساختار جریان، با افزایش عدد رینولدز به اندازه‌ی ۱۰۰ نیز بدون تغییر باقی می‌مانند. گرچه یک توضیح دقیق از نتایج بالا در انتظاریک تحلیل کمی موشکافانه از داده‌های جریانها و نیروهای شبیه‌سازی شده است، اما این تفاوتها نباید موجب نادیده گرفته شدن ویژگی‌های عمومی برجسته تر جریان جدا شده از بال

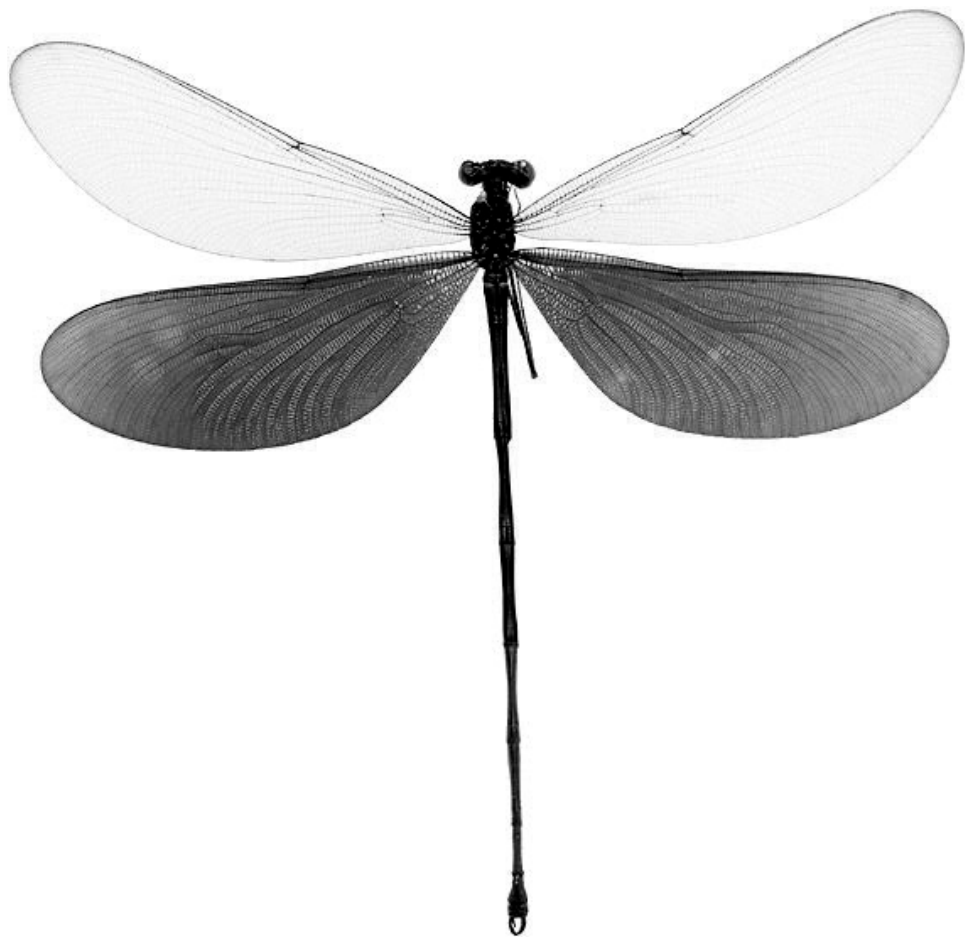
در زاویه‌ی حمله‌ی بالا شود. به طور خاص، عدم حضور پراکندگی دوره‌ای چرخش در آزمایشهای اخیر نشان داده است که جریان سه بعدی اطراف یک بال در زمان بالزنی، ممکن است به نحو برجسته‌ای در بازه‌ی اعداد رینولدز ≤ 100 خود پایدارکننده باشند. برای وجود چنین پایداری‌ای، ایجاد چرخش در لبه‌ی حمله کاملاً با پخش شدن پشت سر هم چرخش در شوک مطابقت دارد تا موجب یک تعادل پایدار شود. این حالت ممکن است به اتصال پیوسته‌ی چرخش‌ها در پس اجسام توبی شکل، در اعداد رینولدز پایین تر از آستانه‌ی تشکیل سری ون کارمن شباهت داشته باشد (برای مثال آچسون^{۶۴} ۱۹۹۰ را ببینید). به راستی چه چیزی با تولید و انتقال چرخش به توازن می‌رسد و چگونه این کمیت با تغییر عدد رینولدز تغییر می‌کند؟ به طور مشابه چه چیز اندازه‌ی گردابه‌ی لبه‌ی حمله را در یک بال در حال بالزنی که در تعادل است تعیین می‌کند؟ با توجه به اهمیت گردابه‌ی لبه‌ی حمله پاسخ به این سوالات در تعیین محدوده‌ی عملکرد آیرودینامیکی در پرواز حشرات نقش اساسی دارد.

اثر کرامر (نیروهای چرخشی)

در انتهای هر ضربه‌ی بال، بال‌ها تحت یک چرخش ساعتگرد یا پادساعتگرد گذرا حول جهت دهانه‌ی بال قرار می‌گیرند، این چرخش برای آنها این امکان را فراهم می‌آورد که همواره زاویه‌ی حمله‌ی مثبت داشته باشند و در حرکت به جلو و عقب برآ تولید کنند. علاوه بر این شواهدی از هر دو پرواز در حالت بسته شده^{۶۵} و پرواز آزاد^{۶۶} در دست است که نشان می‌دهد حشرات در زمان مانور دادن زمانبندی چرخش بال‌ها را تغییر می‌دهند. نکات برجسته‌ی آیرودینامیکی این چرخش‌ها برای بال‌های در حال بالزنی به وسیله‌ی بنت (۱۹۷۰) و سین و دیکینسون (۲۰۰۲) مطالعه شده است، همچنین این نوع پرواز در بخش ادبیات آیرودینامیک و زیر بخش هواپیمای بالزن، در کارهای نظری تعدادی از پژوهشگران^{۶۷} و مدارک آزمایشگاهی سایرین^{۶۸} به گونه‌ای گسترده بررسی شده است.

زمانی که یک بال در هنگام بالزنی حول جهت دهانه‌ی بال می‌چرخد و در حین بالزنی در حال حرکت نیز هست، جریان در اطراف بال با انحراف نقطه‌ی سکون از نوک لبه‌ی حمله از شرط کاتا منحرف می‌شود. این پدیده یک میدان دینامیک و تیز در لبه‌ی فرار به وجود می‌آورد که موجب تولید برش روی بال می‌شود. به دلیل مقاومت شاره در اثر لزجت در مقابل برش، گردشهای اضافی در اطراف بال ایجاد می‌شود تا شرط کاتا مجدداً در لبه‌ی فرار برقرار شود. به عبارت دیگر بال با تولید گردش در شاره اثرات چرخیدن خود را خنثی می‌کند. با اینکه برقراری مجدد شرط کاتا لحظه‌ای نیست اما به زمان محدودی نیازمند است، اگر بال به طور سریع و پیوسته به بالزنی ادامه دهد آنگاه در هر بازه از زمان بالزنی، شرط کاتا به طور واقعی هیچ گاه مشاهده





نمی شود، اما با وجود این تمایل شماره به برقراری شرط کاتا باعث تولید گردش می شود. بنابراین به نسبت سرعت زاویه ای چرخش بال، گردش اضافه تولید می شود تا زمانی که جریان به صورت هموار و مماس روی لبه ی فرار قرار گیرد. بسته به جهت چرخش این گردش اضافه در حین حرکت از نیروی برآیند می کاهد یا به آن می افزاید. این اثر معمولاً پس از توصیف برای اولین بار به وسیله ی م. کرامر (۱۹۳۲) اثر کرامر نامیده شد، اما نام دیگر این پدیده نیروهای چرخشی^{۴۵} است.

با استفاده از چارچوب مفهومی که در بالا به آن اشاره شد، سین و دیکینسون (۲۰۰۲) ضرایب چرخشی (اثر کرامر) را اندازه گیری کردند و با دنبال کردن پیشنهاد الینگتون (۱۹۸۴) آنها را نیز در کنار ضرایب حرکت انتقالی در مدل شبه پایای فعلی گنجانند. مدل شبه پایای بازبینی شده قادر بود تا علاوه بر نیروی متوسط بالزنی، دوره ی زمانی متناظر با اثرات نیرو را نیز به گونه ای دقیق تر از مدل شبه پایای فقط انتقالی نشان دهد. قله های مشابهی برای نیروی چرخشی در شبیه سازی های CFD به وسیله ی سان و تانگ (۲۰۰۲) مشاهده شده است که این مشاهدات قله ها را در نقطه ی پیچیدن سریع در زمان نزدیک به چرخش انتهای یک ضربه توصیف می کنند که می تواند اصولاً مکملی لازم برای اثر کرامر در نظر گرفته شود. هم مدل شبه پایای بازبینی شده و هم مدل های CFD شباهت نزدیکی به اندازه گیریهای آزمایشگاهی دارند.

به خاطر داشته باشید که اثر کرامر یا نیروهای چرخشی اساساً با نیروی مگنوس متفاوت است. در مقاله های بنت (۱۹۷۰) و دیکینسون (۱۹۹۹) یک

شباهت با دلایل ناکافی میان این دو نیرو ترسیم شده است که موجب ابهام می شود. نیروی مگنوس از گردش تولیدی یک جسم ساده مانند یک استوانه ی چرخنده یا یک پوسته ی کروی در حال حرکت انتقالی در شماره ی حقیقی پوسته حاصل می شود.^{۴۶} گرچه نیروی مگنوس می تواند از نظریه ی کاتا-جاکوسکی (همانند هواپرها) با استفاده از این گردش محاسبه شود، اما این محاسبه شامل کاربردی مستقیم و غیر مستقیم از شرط کاتاست، زیرا با توجه به تعریف، برای نگه داشتن شرط کاتا اجسام ساده باید فاقد نقطه ی تکین باشند. از طرف دیگر شرط کاتا برای تمام محاسبات نیروی آپرودینامیک روی هواپرها ی نازک، پایه ای و ضروری است. در کل در نظر گرفتن کاربرد برای سازوکار اثر مگنوس تنها برای اجسامی مانند استوانه و پوسته ی کروی است و توسعه دادن کاربرد این اثر به سطوح پیچیده ای مانند هواپرها ی نازک یا سایر صفحه های دارای لبه های تیز حداقل بحث برانگیز است.^{۴۷} بنا بر گفته های بالا اثر مگنوس نه تنها هیچ توضیحی برای نیروهای چرخشی در هنگام چرخش همراه با تغییر جهت حرکت بالها در حین بالزنی ارائه نمی کند^{۴۸} بلکه حتی بدون در نظر گرفتن فرضیات متعدد نمی تواند برای محاسبه ی نیروها و گردشهای روی یک هواپرنه نازک بالزن به کار برده شود.^{۴۹}

در بخش بعدی مقاله به مباحث جرم افزوده، اثرات متقابل بال و شوک و وضعیت کنونی مدلسازی شبه پایا خواهیم پرداخت.

- ۱ The aerodynamics of insect flight, Sanjay P. Sane ,Department of Biology, University of Washington, Seattle, WA
- ۲ Ellington, ۱۹۸۴ ,۱۹۸۰ ,۱۹۷۸e ;Rayner, ۱۹۷۹a,b
- ۳ Lighthill
- ۴ Encarsia formosa
- ۵ Savage et al
- ۶ Norberg, ۱۹۷۵
- ۷ Aeschna juncea
- ۸ Maxworthy
- ۹ Spedding
- ۱۰ Dickinson et al., ۱۹۹۹; Sane and Dickinson, ۲۰۰۲
- ۱۱ Dragonfly & Damselfly
- ۱۲ Azuma et al., ۱۹۸۵; Azuma and Watanabe, ۱۹۸۸; Sato and Azuma, ۱۹۹۷
- ۱۳ Zbikowski, ۲۰۰۲; Minotti, ۲۰۰۲
- ۱۴ Sane and Dickinson, ۲۰۰۱
- ۱۵ Smith et al., ۱۹۹۶; Liu et al., ۱۹۹۸; Liu and Kawachi, ۱۹۹۸; Wang, ۲۰۰۰; Ramamurti and Sandberg, ۲۰۰۲; Sun and Tang, ۲۰۰۲
- ۱۶ Manduca sexta
- ۱۷ Unsteady aerodynamic panel method (Smith et al., ۱۹۹۶)
- ۱۸ Liu et al., ۱۹۹۸; Liu and Kawachi , ۱۹۹۸
- ۱۹ Ellington et al. , ۱۹۹۶
- ۲۰ Drosophila
- ۲۱ Dickinson et al., ۱۹۹۹
- ۲۲ Ramamurti and Sandberg, ۲۰۰۲
- ۲۳ Sun and Tang, ۲۰۰۲
- ۲۴ Dickinson and Götz , ۱۹۹۳
- ۲۵ Ellington, ۱۹۸۴a
- ۲۶ Osborne, ۱۹۵۰; Jensen, ۱۹۵۶
- ۲۷ Ellington, ۱۹۸۴a
- ۲۸ Ennos, ۱۹۸۹a; Zanker and Gotz, ۱۹۹۰; Dudley, ۱۹۹۱
- ۲۹ Bennett, ۱۹۷۷; Maxworthy, ۱۹۷۹; Spedding and Maxworthy, ۱۹۸۶
- ۳۰ Dickinson and Götz, ۱۹۹۳; Ellington et al., ۱۹۹۶
- ۳۱ Bennett, ۱۹۷۰; Ellington, ۱۹۸۴d; Dickinson et al., ۱۹۹۹; Sane and Dickinson, ۲۰۰۲
- ۳۲ Dickinson, ۱۹۹۴; Dickinson et al., ۱۹۹۹
- ۳۳ Walker, ۱۹۳۱
- ۳۴ Dickinson and Götz, ۱۹۹۳
- ۳۵ Dickinson et al., ۱۹۹۹
- ۳۶ Walker and Westneat, ۲۰۰۰; Walker, ۲۰۰۲
- ۳۷ (Clap and Fling)
- ۳۸ Chalcid wasp Encarsia formosa
- ۳۹ Lighthill
- ۴۰ Sunada et al
- ۴۱ Bennett
- ۴۲ Ellington, ۱۹۸۴d; Ellington et al., ۱۹۹۶
- ۴۳ Spedding and Maxworthy, ۱۹۸۶
- ۴۴ Drosophila melanogaster
- ۴۵ Chai and Dudley, ۱۹۹۵
- ۴۶ Lehmann and Dickinson, ۱۹۹۷
- ۴۷ Kuethe and Chow, ۱۹۹۸
- ۴۸ Walker, ۱۹۳۱
- ۴۹ Dickinson and Götz, ۱۹۹۳
- ۵۰ Karman vortex street
- ۵۱ Dickinson and Götz, ۱۹۹۳
- ۵۲ Manduca sexta
- ۵۳ Fruit fly
- ۵۴ Dickinson et al., ۱۹۹۹
- ۵۵ hawkmoth
- ۵۶ Birch and Dickinson
- ۵۷ Wang, ۲۰۰۰; Hamdani and Sun, ۲۰۰۰
- ۵۸ Ramamurti and Sandberg, ۲۰۰۲
- ۵۹ Usherwood and Ellington, ۲۰۰۲b
- ۶۰ Acheson
- ۶۱ Dickinson et al., ۱۹۹۳
- ۶۲ Srygley and Thomas, ۲۰۰۲
- ۶۳ Munk (۱۹۲۵b), Glauert (۱۹۲۹), Theodorsen (۱۹۳۵), Fung (۱۹۶۹)
- ۶۴ Kramer (۱۹۳۲), Reid (۱۹۲۷), Farren (۱۹۳۵), Garrick (۱۹۳۷), Silverstein and Joyner (۱۹۳۹) and Halfman (۱۹۵۱)
- ۶۵ Sane and Dickinson, ۲۰۰۲
- ۶۶ Prandtl and Tietjens, ۱۹۵۷a برای نمونه این مقاله را ببینید:
- ۶۷ Schlichting, ۱۹۷۹
- ۶۸ Sun and Tang, ۲۰۰۲
- ۶۹ Walker, ۲۰۰۲



طراحی کنترلر برای فرود خودکار هلی کوپترهای بدون سرنشین بر روی سکوی متحرک چهار درجه آزادی

□ دکتر فریبرز ثقفی^۱، سید مجید اسماعیلی^۲
saghafi@sharif.edu

چکیده:

در این پژوهش، سیستم کنترل فرود خودکار هلی کوپترهای بدون سرنشین بر روی سکوی متحرک چهار درجه آزادی طراحی شده است. این سکو دارای سه درجه آزادی در حرکت انتقالی و یک درجه آزادی در حرکت دورانی می‌باشد. طراحی کنترلر مبتنی بر توسعه مدل ریاضی غیرخطی هلی کوپتر، سپس تبدیل آن به فرم SDC و حل بهنگام (Real time) معادلات ریاضی وابسته به وضعیت (SDRE) می‌باشد. در ادامه به منظور تصحیح اثر جمله‌هایی از مدل که در فرم SDC در نظر گرفته نشده‌است، جبران‌ساز پیشخور (feed forward compensator) به کنترلر اضافه می‌شود. عملکرد کنترلر طراحی شده در کنترل فرود هلی کوپتر X-cell-90 بر روی سکویی با حرکت نوسانی دورانی از طریق شبیه‌سازی کامپیوتری بررسی شده است. نتایج حاصله حاکی از عملکرد مطلوب کنترلر در به حداقل رساندن خطای ردگیری می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: فرود خودکار - هلی کوپتر بدون سرنشین - سکوی فرود متحرک - کنترلر پیش‌بین.

مقدمه

امروزه قابلیت‌های منحصر به فرد هلی کوپتر آن را تبدیل به وسیله‌ای بسیار کارآمد چه در کاربردهای نظامی و چه غیرنظامی ساخته است. بطوریکه ماموریت‌های متنوعی را می‌توان به کمک این وسیله در دریا و خشکی به انجام رساند. با وجود دینامیک بشدت درگیر و غیرخطی، هدایت و کنترل این وسیله همواره به عنوان یک مسئله پیچیده برای خلبانان و مهندسان کنترل مطرح بوده است [۱]. یکی از مانورهای مشکل هلی کوپتر، فرود بر روی سکوهایی متحرک از قبیل عرشه کشتی‌ها می‌باشد. با توجه به اینکه اینگونه فرود با شرایط بد جوی همراه است، سوانح زیادی در این ارتباط گزارش شده است. این امر، اهمیت پرداختن به بحث طراحی کنترل کننده برای فرود اتوماتیک بر روی سکوهایی متحرک را نشان می‌دهد. این مسئله برای هلی کوپترهای بدون سرنشین^۳ (RPH)، به دلیل چابکی (نسبت تراست به وزن) بیشتر، بغرنج‌تر است، بطوریکه فعالیت‌های تحقیقاتی قابل ملاحظه‌ای در خصوص فرود خودکار و کنترل هلی کوپترهای بدون سرنشین صورت پذیرفته است [۲].

بیشتر این فعالیت‌ها، بر روی تحلیل تصویر (Image processing) سکوی فرود و موانع متمرکز شده است [۳-۵].

تحقیق دیگری در این ارتباط [۶] با استفاده از کابل اتصال هلی کوپتر به سکو، کنترل‌پذیری هلی کوپتر را افزایش داده است و سپس با تقسیم‌بندی دینامیک هلی کوپتر به دو بخش دورانی و انتقالی در هر مرحله از تقرب (Approach) هلی کوپتر، یکی از این مدها کنترل می‌شود. در خصوص کنترل هلی کوپترهای بدون سرنشین برای حفظ پایداری و کارایی مورد نظر می‌توان به مراجع [۷-۹] در زمینه کنترل تطبیقی، [۱۰] در کنترل فازی و [۱۱] در زمینه شبکه‌های عصبی اشاره نمود. از طرفی به دلیل ضرورت وجود مدل ریاضی در طراحی کنترلر برای هلی کوپتر بدون سرنشین، فعالیت‌های جهت مدل‌سازی دینامیکی آنها صورت گرفته‌است. از آن جمله در مرجع [۲] مدل غیرخطی هلی کوپتر بدون سرنشین X-Cell-60 SE بر اساس معادلات شش درجه آزادی جسم صلب، معادلات آپروندینامیکی ارائه شده در مرجع [۱۲] و معادلات حاکم بر دینامیک روتور اصلی داده شده در مرجع [۱۳-۱۴] ارائه شده است. در مقاله [۱۵] نیز مدل غیرخطی هلی کوپتر با در نظر گرفتن اثرات دقیق پره پایدارکننده (flybar) آمده‌است.

در این پژوهش برای طراحی کنترلر فرود خودکار از روش SDRE (State Dependent Riccati Equation) استفاده می‌شود. در این روش که از خانواده کنترلر پیش‌بین مبتنی بر مدل (MPC) است، معادله ریاضی از روش کلینمان (Kleinman) و با استفاده از طراحی یک سیستم دینامیک شبه‌خطی (Pseudolinear)، حل می‌شود. در مرجع [۱۶] از روش SDRE در طراحی کنترلر برای یک هلی کوپتر کوچک استفاده شده‌است. همچنین در زمینه بررسی و توسعه این روش به مراجع [۱۷-۱۹] می‌توان اشاره نمود. مراجع [۲۰-۲۳] نیز اختصاص به بررسی روش‌های جایگزین روش حل کلینمان دارند. با این وجود مرجع [۲۴] مقایسه‌ای میان روش‌های مختلف حل معادله ریاضی وابسته به وضعیت انجام داده است و نهایتاً برتری آن را نشان می‌دهد. SDRE علاوه بر بهینگی تقریبی (Suboptimal solution)، برای سیستم‌های فوق‌العاده غیرخطی براحتی قابل استفاده می‌باشد. مزیت دیگر این روش، زمان کم تحلیل و در نتیجه قابلیت استفاده در سیستم‌های سریع، مانند هلی کوپتر است. پایداری، کنترل‌پذیری و مشاهده‌پذیری کنترلرهای طراحی شده مبتنی بر SDRE، در بسیاری از تحقیقات از جمله مراجع [۲۵-۲۷]، مورد بررسی قرار گرفته است.

در نهایت با استفاده از این سیستم فرود اتوماتیک، هلی کوپتر می‌تواند سکوهایی متحرک چهار درجه آزادی (سه درجه آزادی حرکات انتقالی و یک درجه آزادی حرکت دورانی در راستای عمودی) را دنبال کند و براحتی بر روی این سکوها فرود آید. این قابلیت برای هلی کوپترهایی با محدوده‌های عملیاتی دریایی (Shipboard Helicopters) بسیار راهگشا و مفید است.

مدل هلی کوپتر

به دلیل اینکه در طراحی کنترل کننده به روش (SDRE) مدل ریاضی هلی کوپتر مورد استفاده قرار می‌گیرد، مدلی دارای اولویت است که حداکثر امکان به صورت تحلیلی قابل بیان باشد. با فرض صلب بودن بدنه هلی کوپتر، جدای از روتور اصلی و روتور دم، معادلات حاکم بر آن عبارتند از:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= vr - wq - g \sin \theta + (X_{mr} + X_{fus})/m \\ \dot{v} &= wp - ur - g \sin \phi \cos \theta + (Y_{mr} + Y_{fus} + Y_{tr} + Y_{vf})/m \\ \dot{w} &= vr - wq - g \sin \theta + (X_{mr} + X_{fus})/m \\ \dot{p} &= qr(I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} + (L_{mr} + L_{vf} + L_{tr})/I_{xx} \\ \dot{q} &= pr(I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} + (M_{mr} + M_{ht})/I_{yy} \\ \dot{r} &= pq(I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} + (-Q_e + N_{vf} + N_{tr})/I_{zz} \end{aligned} \quad (1)$$

که در آن $(\cdot)_{mr}$ ، $(\cdot)_{tr}$ ، $(\cdot)_{fus}$ ، $(\cdot)_{vf}$ ، $(\cdot)_{ht}$ به ترتیب نشان‌دهنده نیروها و ممانهای حاصل از روتور اصلی، روتور دم، بدنه، بالک‌های عمودی و افقی هستند، شکل (۱). (u, v, w) ، مولفه‌های سرعت‌های انتقالی، و (p, q, r) ، مولفه‌های سرعت‌های دورانی هلی کوپتر، بیان شده در دستگاه بدنی می‌باشند. (θ, ϕ, ψ) ، زوایای اوایلر بین دستگاه مختصات بدنی و اینرسی هستند. m جرم، و I_{xx} ، I_{yy} ، I_{zz} ، ممانهای اینرسی هلی کوپتر می‌باشند همچنین از ممان ضربه I_{xz} ، صرف نظر شده است. Q_e ، گشتاور اعمال شده به بدنه از طرف موتور هلی کوپتر می‌باشد.

شرایط پیچیده حاکم بر آیرودینامیک ملخ اصلی عمدتاً ناشی از جریان القائی و نحوه توزیع آن، مدلسازی نیروها و گشتاورهای آن را با تئوریهای ساده مشکل می‌سازد [۱۴ و ۱۲]. اما در مرجع [۲]، ضعف ساده‌سازی توزیع جریان القائی بر روی روتور را از طریق شناسائی سیستم (System Identification) جبران کرده‌است. تراست روتور در این مرجع از حل معادلات زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{T}{\rho(\Omega R)^2 \pi R^2} \quad (2) \\ \lambda_0 &= \frac{C_T}{2\eta_w \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2}} \\ C_T &= \frac{\alpha \sigma}{2} \left[u_{col} \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) + \frac{\mu_z - \lambda_0}{2} \right] \end{aligned}$$

در معادله (۲)، T ، نشانگر تراست و C_T ، ضریب تراست است. ρ ، Ω و R ، به ترتیب چگالی هوا، سرعت دورانی روتور اصلی و شعاع پره روتور می‌باشند. η_w ، ضریب راندمان ملخ روتور اصلی، α ، ضریب نیروی برا نسبت به زاویه حمله پره است و σ ، ضریب صلیب پره می‌باشد. همچنین بردار $u = [u_{col} \ u_{lon} \ u_{lat} \ u_{icol}]^T$ ، بردار ورودی کنترلی با مولفه‌هایی به ترتیب از چپ به راست ورودی کالکتیو، ورودی سیکلیک طولی، سیکلیک جانبی و کالکتیو دم، می‌باشد. متغیرهای نسبت سرعت نیز به صورت زیر محاسبه می‌گردند:

$$\begin{aligned} \mu &= \frac{\sqrt{(u-u_w)^2 + (v-v_w)^2}}{\Omega R} \quad (3) \\ \mu_x &= \frac{u-u_w}{\Omega R} \quad \mu_y = \frac{v-v_w}{\Omega R} \quad \mu_z = \frac{w-w_w}{\Omega R} \end{aligned}$$

(u_w, v_w, w_w) ، مولفه‌های سرعت جریان باد هستند. برای مدلسازی نیروها، روتور اصلی قادر به تغییر مولفه‌های نیروی تراست در جهات مختلف می‌باشد. معادلات حاکم بر دینامیک حرکت فلپینگ (flapping) برای چنین ملخی به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۳ و ۲]:

$$\begin{aligned} \dot{a} &= -q - \frac{a}{T_e} + \frac{1}{T_e} \left(\frac{\partial a}{\partial \mu_x} \frac{u-u_w}{V_{tip}} + \frac{\partial a}{\partial \mu_z} \frac{w-w_w}{V_{tip}} \right) + \frac{A_{u_{lon}}}{T_e} u_{lon} \\ \dot{b} &= -p - \frac{b}{T_e} + \frac{1}{T_e} \left(\frac{\partial b}{\partial \mu_y} \frac{v-v_w}{V_{tip}} + \frac{B_{u_{lat}}}{T_e} u_{lat} \right) \end{aligned} \quad (4)$$

که در آن a و b ، زوایای فلپینگ طولی و جانبی، T_e ، ثابت زمانی میرایی برای حرکت فلپینگ و u_{lon} و u_{lat} ، ضرایب ورودی سیکلیک طولی و عرضی می‌باشند. همچنین مشتقات فلپینگ به صورت زیر محاسبه می‌شوند [۲]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial a}{\partial \mu_x} &= 2K_\mu \left(\frac{4u_{col}}{3} - \lambda_0 \right), \quad \frac{\partial b}{\partial \mu_y} = -\frac{\partial a}{\partial \mu_x} \\ \frac{\partial a}{\partial \mu_z} &= K_\mu \frac{16\mu^2}{(1-\mu^2)(8|\mu| + \alpha\sigma)} \text{sign } \mu \quad (5) \end{aligned}$$

در معادله (۵)، K_μ ، ضریب پاسخ فلپ به تغییرات سرعت می‌باشد. با توجه به دینامیک فلپینگ نیروهای حاصل از روتور اصلی به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} X_{mr} &= -T_{mr} \sin a & L_{mr} &= (K_\beta + T_{mr} h_{mr}) \sin b \\ Y_{mr} &= T_{mr} \sin b & M_{mr} &= (K_\beta + T_{mr} h_{mr}) \sin a \\ Z_{mr} &= -T_{mr} & & \end{aligned} \quad (6)$$

K_β ضریب سختی حالت فنریت روتور نسبت به زوایای فلپینگ است.

طراحی کنترل کننده

به دلیل پیچیدگی مدل دینامیکی هلی کوپتر، و ضمنی بودن معادلات، استفاده از روش‌های کنترل غیرخطی مبتنی بر مدل به راحتی امکان‌پذیر نیست. در میان روش‌های MPC (Model Predictive Control) روش SDRE (State Dependent Riccati Equation) امکان استفاده برای مدل‌های دینامیکی غیرخطی پیچیده را داراست. در این روش هدف مینیمم کردن تابع هدف $J(x)$ در یک سیستم غیرخطی ورودی جدا (Input affine) می‌باشد:

$$\begin{aligned} J &= \frac{1}{2} \int_{t_0}^{\infty} (\mathbf{X}^T \mathbf{Q}(\mathbf{x}) \mathbf{X} + \mathbf{u}^T \mathbf{R}(\mathbf{x}) \mathbf{u}) dt \\ \dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x}) \mathbf{u} \end{aligned} \quad (7)$$

که در معادله (۷)، \mathbf{u} ، در هر نقطه، صریحاً مثبت (Positive Definite) هستند. همچنین مفروض است که $\mathbf{f}(\mathbf{0}) = \mathbf{0}$ کنترل کننده مذکور طی سه مرحله طراحی می‌شود:

i. تبدیل سیستم ورودی جدا به فرم SDC (State Dependent Coefficients). فرم SDC در سیستم‌های دینامیکی به صورت زیر است:

(۸)

ii. حل معادله ریگاتی برای:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{A}(\mathbf{x}) \mathbf{X} + \mathbf{B}(\mathbf{x}) \mathbf{u} \\ \mathbf{A}^T(\mathbf{x}) \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}(\mathbf{x}) - \mathbf{P} \mathbf{B}(\mathbf{x}) \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{x}) \mathbf{B}^T(\mathbf{x}) \mathbf{P} + \mathbf{Q}(\mathbf{x}) &= \mathbf{0} \end{aligned} \quad (9)$$

بازخورد کنترلی:

اثبات نادرست، کنترا بذب، و مشاهده نذب، $\mathbf{u} = -\mathbf{R}^{-1}(\mathbf{x}) \mathbf{B}^T(\mathbf{x}) \mathbf{P}(\mathbf{x}) \mathbf{X}$ (۱۰)

در این روش در تحقیقات مختلف از جمله مراجع [۲۷-۲۵] مورد بررسی قرار گرفته است. استفاده از این روش با توجه به مدل ریاضی پیشنهاد شده در قسمت قبل، با مشکلاتی همراه است. از جمله اینکه شرط

$$\mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} 0 & -g \frac{\sin \theta}{\theta} & 0 \\ g \cos \theta \frac{\sin \phi}{\phi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_4 = \begin{bmatrix} -\Delta T_{mr} & 0 \\ 0 & \Delta T_{mr} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_5 = \begin{bmatrix} 0 & (L'_{vf} + L'_{vr})/I_{xx} & 0 \\ 0 & 0 & M'_{ht}/I_{yy} \\ 0 & (N'_{vf} + N'_{vr})/I_{zz} & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_6 = \begin{bmatrix} \frac{L'_{xx}}{I_{xx}} & \frac{I_{yy} - I_{zz}}{2I_{xx}} r & \frac{I_{yy} - I_{zz}}{2I_{xx}} q + \frac{L'_{vf} + L'_{vr}}{I_{xx}} \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{2I_{yy}} r & \frac{M'_{ht}}{I_{yy}} & \frac{I_{zz} - I_{xx}}{2I_{yy}} p \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{2I_{zz}} q + \frac{N'_{vr}}{I_{zz}} & \frac{I_{zz} - I_{xx}}{2I_{yy}} p & \frac{N'_{vf} + N'_{vr}}{I_{zz}} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_7 = \begin{bmatrix} 0 & L'_{M\beta} \\ L'_{M\beta} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_8 = \begin{bmatrix} \frac{1}{T_e V_{ip}} \frac{\partial a}{\partial \mu_x} & 0 & \frac{1}{T_e V_{ip}} \frac{\partial a}{\partial \mu_z} \\ 0 & \frac{1}{T_e V_{ip}} \frac{\partial b}{\partial \mu_y} & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_9 = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_{10} = \begin{bmatrix} -1/T_e & 0 \\ 0 & -1/T_e \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} -\frac{a}{m} \frac{\partial T_{mr}}{\partial u_{col}} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{b}{m} \frac{\partial T_{mr}}{\partial u_{col}} & 0 & 0 & \frac{Y_{tr}^{u_{col}}}{m} \\ \frac{1}{m} \frac{\partial T_{mr}}{\partial u_{col}} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{bh_{mr}}{I_{xx}} \frac{\partial T_{mr}}{\partial u_{col}} & 0 & 0 & \frac{L'_{tr}^{u_{col}}}{I_{xx}} \\ \frac{ah_{mr}}{I_{yy}} \frac{\partial T_{mr}}{\partial u_{col}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{N'_{tr}^{u_{col}}}{I_{zz}} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} 0 & \frac{A_{u_{col}}}{T_e} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{B_{u_{col}}}{T_e} & 0 \end{bmatrix}$$

است که تمام این پارامترها قابل اندازه‌گیری توسط حسگرها هستند. از طرفی معادله حالت دینامیک غیرخطی هلی کوپتر را می‌توان در سه بخش بصورت زیر نوشت:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}_{rb}(\mathbf{x}) + \mathbf{T}_u(\mathbf{x}, \mathbf{w}, \mathbf{u}) + \mathbf{T}_d(\mathbf{x}, \mathbf{w}) \quad (15)$$

$$\mathbf{X} = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x, y, z, a, b]^T$$

که در آن (، در بردارنده جمله‌های حرکتی مربوط به دینامیک جسم صلب، $\mathbf{u}(\mathbf{X}, \mathbf{W}, \mathbf{u})$ ، در بردارنده نیروهای کنترلی و $\mathbf{w}(\mathbf{X}, \mathbf{W})$ ، شامل نیروهای پسایی (Drag Forces) هستند. از آنجایی که بیشتر نیروهای کنترلی در هلی کوپتر مورد نظر به کمک تراس مست ملخ اصلی تولید می‌شوند؛ این نیرو از حل معادلات (۲) بصورت عددی حاصل می‌شود. لازم است که برای تبدیل به فرم SDC نیروی تراس مست را حول مقدار قبلی ورودی کالکتیو (\mathbf{u}_{col}^0) ، خطی نمائیم. بنابراین داریم [۱۳]:

$$T_{mr} = T(X, W, u_{col}^0) + \frac{\partial T_{mr}(X, W, u_{col}^0)}{\partial u_{col}} (u_{col} - u_{col}^0) + O^2$$

$$= \frac{\partial T_{mr}(X, W, u_{col}^0)}{\partial u_{col}} u_{col} + \Delta T_{mr}(X, W, u_{col}^0) + O^2 \quad (16)$$

که در این رابطه:

$$\frac{\partial T_{mr}}{\partial u_{col}} = \frac{\alpha_{mr} \sigma}{4} \left(\frac{2}{3} + \mu^2 - \frac{C_T \alpha_{mr} \sigma \lambda_0 (2/3 + \mu^2)}{4C_T^2 + C_T \alpha_{mr} \sigma \lambda_0 - 16\lambda_0^3 \eta_w^2 (\mu_z - \lambda_0)} \right) \times \rho (\Omega R)^2 \pi R^2 \quad \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{w}, \mathbf{u}) \quad (17)$$

اکنون با جایگزینی روابط مربوط به محاسبه تراس مست ملخ اصلی و سایر ترم‌های مربوط ضرائب و در معادله (۱۳) خواهیم داشت:

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}, \mathbf{w}) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1^{3 \times 3} & \mathbf{A}_2^{3 \times 3} & \mathbf{A}_3^{3 \times 3} & \mathbf{0}^{3 \times 3} & \mathbf{A}_4^{3 \times 2} \\ \mathbf{A}_5^{3 \times 3} & \mathbf{A}_6 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{A}_7^{3 \times 2} \\ \mathbf{0}^{3 \times 3} & \Psi & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0}^{3 \times 2} \\ \mathbf{R} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0}^{3 \times 2} \\ \mathbf{A}_8^{2 \times 3} & \mathbf{A}_9^{2 \times 3} & \mathbf{0}^{2 \times 3} & \mathbf{0}^{2 \times 3} & \mathbf{A}_{10}^{2 \times 2} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}, \mathbf{w}) = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1^{6 \times 4} \\ \mathbf{0}^{6 \times 4} \\ \mathbf{B}_2^{2 \times 4} \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} X_{fus}^u/m & r & -q \\ -r & (Y_{fus}^v + Y_{vr}^v)/m & p \\ q & -p & (Z_{fus}^w + Z_{hr}^w)/m \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (Y_{vf}^r + Y_{vr}^r)/m \\ 0 & Z_{hr}^q/m & 0 \end{bmatrix}$$

$\mathbf{f}(\tilde{\mathbf{0}}) = \tilde{\mathbf{0}}$ برقرار نیست. همچنین تمام جمله‌های مدل را نمی‌توان به صورت SDC تبدیل کرد. برای حل این مشکل در مرجع [۱۶]، پیشنهاد استفاده از جبرانساز پیشخور (Feed Forward Compensator) مطرح شده است. هر تابع $\mathbf{f}(\mathbf{x}) \in \mathbf{C}^1$ ، را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \mathbf{A}(\mathbf{x})\mathbf{x} + \Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}) \quad (19)$$

که در آن جمله $\mathbf{A}(\mathbf{x})\mathbf{x}$ قابل استفاده در فرم SDC است. جمله‌هایی که در آن $\mathbf{M} < \infty$ و $\lim_{\mathbf{x} \rightarrow 0} \frac{\mathbf{f}_1(\mathbf{x})}{\mathbf{x}} \leq \mathbf{M} < \infty$ ، را می‌توان به صورت $\mathbf{A}(\mathbf{x})\mathbf{x}$ نوشت. به عنوان مثال جمله $\mathbf{f}_1(\mathbf{x}) = \mathbf{a}\mathbf{x}^n$ ، در این صورت $\mathbf{x} = \mathbf{a}\mathbf{x}^{n-1}$ و یا $\mathbf{f}_1(\mathbf{x}) = \mathbf{x}$ که در این صورت $\mathbf{x} = \frac{\mathbf{x}}{\mathbf{x}}$ جمله‌های

صورت $\mathbf{A}(\mathbf{x})\mathbf{x}$ نوشت. به عنوان مثال جمله $\mathbf{f}_1(\mathbf{x}) = \mathbf{a}\mathbf{x}^n$ ، در این صورت $\mathbf{x} = \mathbf{a}\mathbf{x}^{n-1}$ و یا $\mathbf{f}_1(\mathbf{x}) = \mathbf{x}$ که در این صورت $\mathbf{x} = \frac{\mathbf{x}}{\mathbf{x}}$ جمله‌های $\Delta \mathbf{f}(\mathbf{x})$ که غیرقابل استفاده در فرم SDC هستند دارای حد $\lim_{\mathbf{x} \rightarrow 0} \frac{\Delta \mathbf{f}(\mathbf{x})}{\mathbf{x}} = \pm \infty$ می‌باشند. اگر معادلات حاکم بر دینامیک هلی کوپتر به صورت زیر بیان شوند:

که، ورودی باد است. در این صورت مدل ریاضی را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{\mathbf{f}}(\mathbf{x}, \mathbf{w}, \mathbf{u}) = \mathbf{A}(\mathbf{x}, \mathbf{w})\mathbf{X} + \mathbf{B}(\mathbf{x}, \mathbf{w}, \mathbf{u})\mathbf{u} + \Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{w}, \mathbf{u}) \quad (13)$$

که همانگونه که اشاره شد، $\Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{w}, \mathbf{u})$ ، جمله‌هایی هستند که غیرقابل استفاده در فرم SDC می‌باشند. برای حل این مشکل از جبرانساز، به صورتیکه معادله زیر را تامین کند، استفاده می‌کنیم. شکل (۲)

$$\mathbf{f}(\mathbf{X}, \mathbf{W}, \mathbf{u}^{sd} + \mathbf{u}^c) = \mathbf{A}(\mathbf{X}, \mathbf{W})\mathbf{X} + \mathbf{B}(\mathbf{X}, \mathbf{W})\mathbf{u}^{sd} \quad (14)$$

$$\mathbf{u}^{sd} = \mathbf{u}^c + \mathbf{u}^r$$

در معادله (۱۴)، ورودی حاصل از معادله ریکاتی (۱۰) و، ورودی ردگیری (Tracking) ویا تریم (Trim) است.

• توسعه فرم SDC برای هلی کوپتر بردار حالت هلی کوپتر بدون سرنشین توسط ۱۴ متغیر حالت تعریف می‌شود. فرض بر این



که در آن، $M_{\beta} = h_{mr} \Delta T_{mr} +$ همچنین (ψ, θ, ϕ) ماتریس تبدیل مختصات بدنی به مختصات اینرسی و

$\Psi(\psi, \theta, \phi)$ ماتریس تبدیل سرعت‌های دورانی هلی کوپتر به مشتقات زوایای اوپلر می‌باشد.

با بدست آوردن (X, W) معادله ریکاتی (۹) قابل حل است. برای حل این معادله روش‌های مستقیمی مانند Schur decomposition و روش‌های مبتنی بر سعی و خطا (Iterative) مانند روش کلینمان و کوازی-نیوتن (Quasi-Newton) ویا نیوتن-کلینمان وجود دارد [۲۰-۲۳]. استفاده از روش کلینمان با حدس اولیه خوب، زمان محاسباتی کمتری را صرف می‌کند [۲۴]. برای حدس اولیه می‌توان از مقدار (dynamic costate) (معادله (۹))، در مرحله قبل استفاده کرد که بر اساس خواص پیوستگی حدس مناسبی است [۱۶]. پس از حل معادله ریکاتی و محاسبه ، می‌توان ورودی کنترلی u را از رابطه (۱۰) محاسبه نمود.

طراحی جبرانساز

با جایگزینی رابطه (۱۵) در رابطه (۱۴) خواهیم داشت:

$$f_{rb}(X) + T_u(X, W, u^{sd} + u^c) + T_d(X, W) = A(X, W)X + B(X, W)u^{sd} \quad (19)$$

در صورتیکه تمام ترمهای غیر وابسته به را به سمت راست رابطه منتقل شود می‌توان آنرا بصورت زیر تعریف کرد.

$$D(X, W, u^{sd}) = A(X, W)X + B(X, W)u^{sd} - f_{rb}(X) - T_d(X, W) \quad (20)$$

بنابراین معادله زیر برقرار می‌شود:

$$T_u(X, W, u^{sd} + u^c) = D(X, W, u^{sd}) \quad (21)$$

که مولفه‌های فلیپینگ در $f_{rb}(X, W)$ و ، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{bmatrix} f_{rb3} \\ f_{rb4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -q - \frac{a}{T_e} \\ -p - \frac{b}{T_e} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\begin{bmatrix} T_{d13} \\ T_{d14} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a}{\partial \mu_x} \frac{u - u_w}{V_{tip}} + \frac{\partial a}{\partial \mu_z} \frac{w - w_w}{V_{tip}} \\ \frac{\partial b}{\partial \mu_v} \frac{v - v_w}{V_{tip}} \end{bmatrix}$$

$w = \frac{2\pi}{T} t$ است. که در آن $T = 10s$ از این پس هلی کوپتر باید توانایی ردگیری و نشست بر روی کشتی را داشته باشد.

$$T_u(X, W, u + u^c) = \begin{bmatrix} \frac{X_{mr}}{m} & \frac{Y_{mr} + Y_r}{m} & \frac{Z_{mr}}{m} & \frac{L_{mr} + L_r}{I_{xx}} & \frac{M_{mr}}{I_{yy}} & \frac{N_r - Q_e}{I_{zz}} & 0^{1 \times 6} & \frac{A_{u_{lon}}}{T_e} u_{lon} & \frac{B_{u_{lat}}}{T_e} u_{lat} \end{bmatrix}^T \quad (23)$$

نتایج حاصل از شبیه‌سازی این سناریو در شکل‌های (۳ تا ۵) آورده شده‌است. پس از گذشت ۷ ثانیه، هلی کوپتر بخوبی حرکات انتقالی سکو را دنبال می‌کند. فرود هنگامی صورت می‌گیرد که تطابق مکانی رخ دهد. مشاهده می‌شود که این امر پس از گذشت حدود ۷ ثانیه محقق گشته‌است. خطای پایای حدود ۰/۰۸ رادیان در زاویه \square ، (شکل ۳، نمودار سوم)، به دلیل حالت آونگی بدنه هلی کوپتر نسبت به اتصال روتور اصلی می‌باشد. این حالت آونگی سبب می‌شود که به‌هنگام پایان یافتن تلاش کنترلی، زاویه \square به شرایط تعادل خود باز گردد.

سناریوی دوم: در این سناریو کشتی مورد

نظر با سرعت 5 m/s در حال دور زدن با نرخ $\dot{r} = 0.1 \text{ rad/s}$ می‌باشد. حرکت دور سبب سرش جانبی (side slip) کشتی با نرخ 5 ms شده‌است. همچنین امواج دریا موجب حرکت سینوسی کشتی در راستای عمود بر زمین با معادله $w = \frac{2\pi}{T} t$ که در آن $T = 10s$ در لحظه $t = 0s$ ، هلی کوپتر در

حال پروازهاور در ارتفاع 5 m بالای سر کشتی قرار دارد. هلی کوپتر باید بتواند علاوه بر ردگیری حرکت انتقالی، حرکت سمتی کشتی را نیز بخوبی دنبال کرده و پس از تطابق در هر چهار درجه آزادی فرود صورت گرفته‌است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی این سناریو در شکل‌های (۶ تا ۸) آورده شده‌است. در این شکلها خطوط توپر نشان‌دهنده رفتار هلی کوپتر و خطوط خطچین نشان‌دهنده رفتار مطلوب می‌باشد. همانگونه که مشاهده می‌شود، در این سناریو نیز هلی کوپتر براحتی می‌تواند تطابق مکانی و زاویه‌ای را بدست آورده، شرایط مساعد برای فرود موفق بدون لطمه را بر روی سکو فراهم سازد.

برای بدست آوردن از معادله (۲۱)، لازم است که تمام درایه‌های ، تابعی برگشت پذیر از متغیرهای خود باشند.

بردار (X, W, u) ، نیز مانند بردار ، دارای هشت درایه غیر صفر است. منتها بدست آوردن چهار مجهول ، از هشت معادله امکان پذیر نیست. به غیر از u_{lon}^c و u_{lat}^c ، که از درایه‌های ۱۳ و ۱۴ معادله (۲۳)، بدست می‌آیند. برای بدست آوردن u_{col}^c و u_{col}^c ، باید از ۶ معادله باقیمانده، دو معادله را انتخاب کرد. لذا برای بدست آوردن هر کدام حساس ترین مود انتخاب می‌شود. برای u_{col}^c حساس ترین مود، حرکت انتقالی در راستای محور z بدنی است و حساس ترین مود برای u_{col}^c ، حرکت دورانی حول محور z بدنی است. در نتیجه خواهیم داشت:

$$u_{col}^c = T_{mr}^{-1}(X, W, mD(3)) - u_{col}^{sd}$$

$$u_{tcol}^c = T_{mr}^{-1}\left(X, W, \frac{I_{zz}D(6) + Q_e(X, W, u_w)}{I_r}\right) - u_{tcol}^{sd}$$

$$u_{lon}^c = \frac{D(13)T_e}{A_{u_{lon}}} - u_{lon}^{sd} \quad (24)$$

$$u_{lat}^c = \frac{D(14)T_e}{B_{u_{lat}}} - u_{lat}^{sd}$$

با محاسبه ، سیکل موجود در شکل (۲) تکمیل می‌شود.

شبیه‌سازی

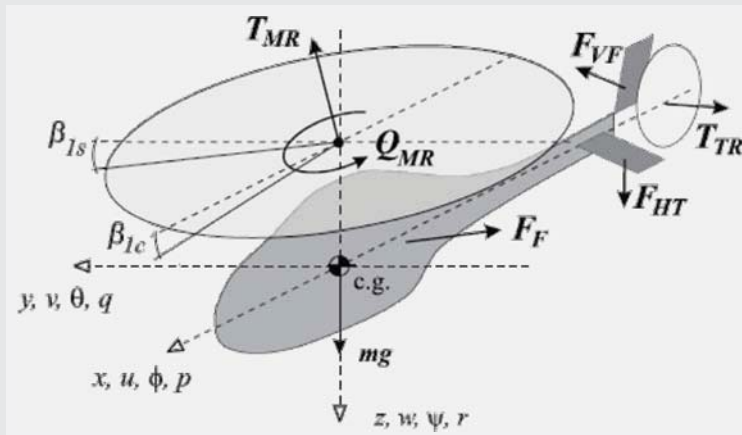
برای نشان دادن عملکرد کنترل کننده طراحی شده دو سناریوی مختلف تعریف شده است. در سناریوی اول نشست هلی کوپتر بر روی سکوئی که صرفا دارای حرکت انتقالی در سه جهت می‌باشد، بررسی می‌شود. در سناریوی دوم علاوه بر حرکت انتقالی، سکو دارای حرکت دورانی سمتی (حول محور عمود بر زمین) نیز می‌باشد. بررسی این دو سناریو از طریق شبیه‌سازی کامپیوتری هلی کوپتر و سکو انجام شده است.

سناریوی اول: در این سناریو در لحظه

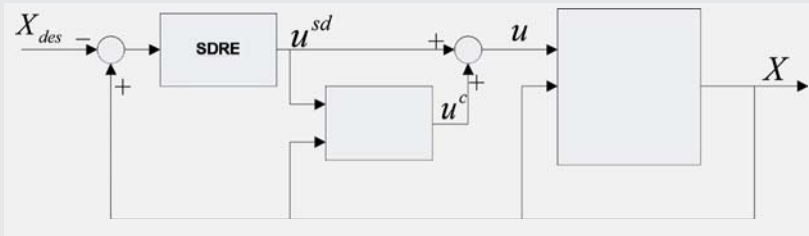
$t_0 = 0$ کشتی با سرعت طولی 5 m/s و سرعت جانبی 1 m/s در حال حرکت است و هلی کوپتر در ارتفاع 5 m بالای سر آن در حال پروازهاور^۵ می‌باشد. ضمنا فرض می‌شود که به دلیل امواج دریا، کشتی دارای حرکت سینوسی با سرعت انتقالی در راستای عمود بر زمین

۵-هاوریکي از مانورهای مشکل هلی کوپتر است که در آن وسیله به صورت ساکن در ارتفاع ثابت در حال پرواز است.

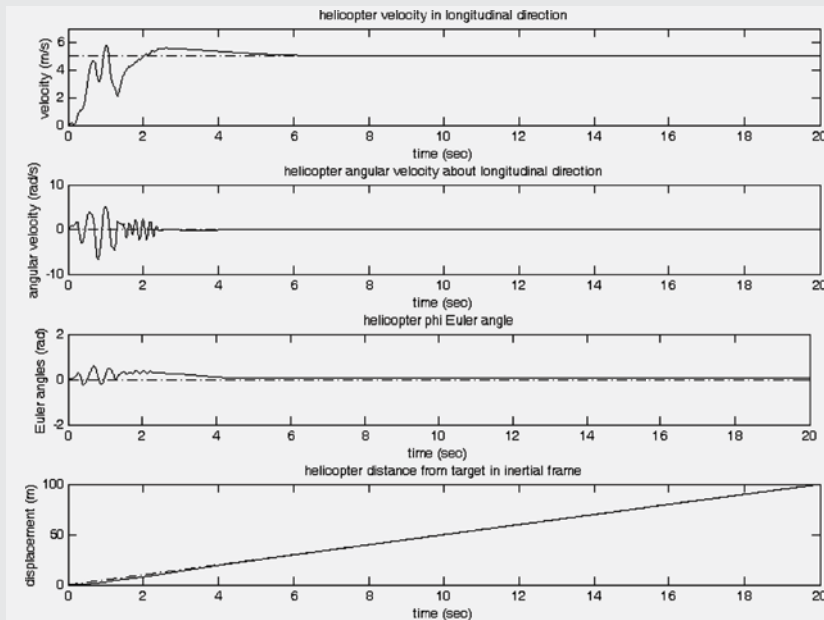
شکل‌ها و نمودارها



شکل ۱- نیروها و ممانهای وارد به هلی کوپتر [۲]



شکل ۲- شمای کلی کنترل کننده



شکل ۳- نمودارهای سرعت، سرعت زاویه‌ای در راستای محور طولی بدنی، زاویه \square و فاصله در راستای x مختصات اینرسی در شبیه‌سازی اول

نتیجه‌گیری

فرود خودکار هلی کوپتر بر روی سکوهایی متحرک هنگامی با دقت و بدون خطر محقق می‌شود که هلی کوپتر قادر باشد حرکات انتقالی و دورانی سکو را در حد قابل قبولی دنبال کند. در این تحقیق با فرض وجود سکوی متحرکی با سه درجه آزادی انتقالی و یک درجه آزادی دورانی و با استفاده از روش SDRE کنترلی طراحی شده‌است که قابلیت فرود خودکار را فراهم می‌سازد. نتایج شبیه‌سازی در دو سناریو مختلف حاکی از عملکرد مطلوب کنترلر طراحی شده می‌باشد. بررسی عملکرد این کنترلر نتایج زیر را در بر دارد:

- کنترل کننده بر خلاف کنترل کننده‌های انتگرالی در کنترل موقعیت فاقد اورشوت (Overshoot) است که عدم وجود اورشوت یکی از ضروریات کنترل کننده فرود خودکار است.

- روش SDRE یکی از روشهای کنترل پیش‌بین غیر خطی مبتنی بر مدل است. این خصوصیات موجب افزایش کارایی این کنترل کننده نسبت به کنترل کننده‌های خطی و یا غیر تطابقی می‌شود.

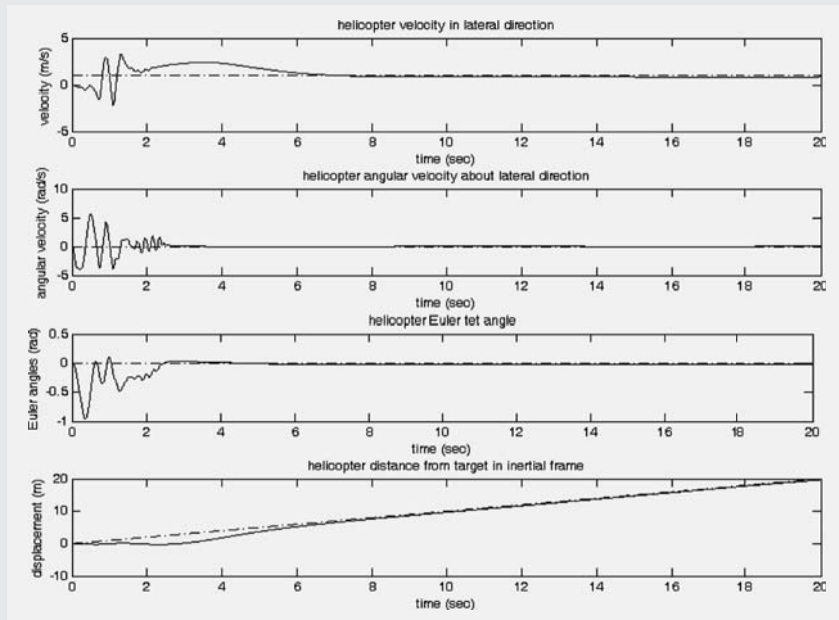
- معادلات کنترل در این کنترل کننده به غیر از حل معادله ریکاتی با استفاده از روش کلینمان از نوع تحلیلی می‌باشند. این مسئله سبب می‌شود که در حل معادله ریکاتی در صورت استفاده از لم ذکر شده در متن مقاله، تعداد سعی و خطاها به کمتر از ۵ بار می‌رسد. این خصوصیت به نوبه خود موجب سرعت پاسخ بالایی کنترل کننده شده، و قابلیت استفاده از آن را در سیستمهای سریع از جمله هلی کوپتر افزایش می‌دهد.

- این کنترل کننده موجب حل نسبتاً بهینه (Suboptimal) مسئله می‌شود.

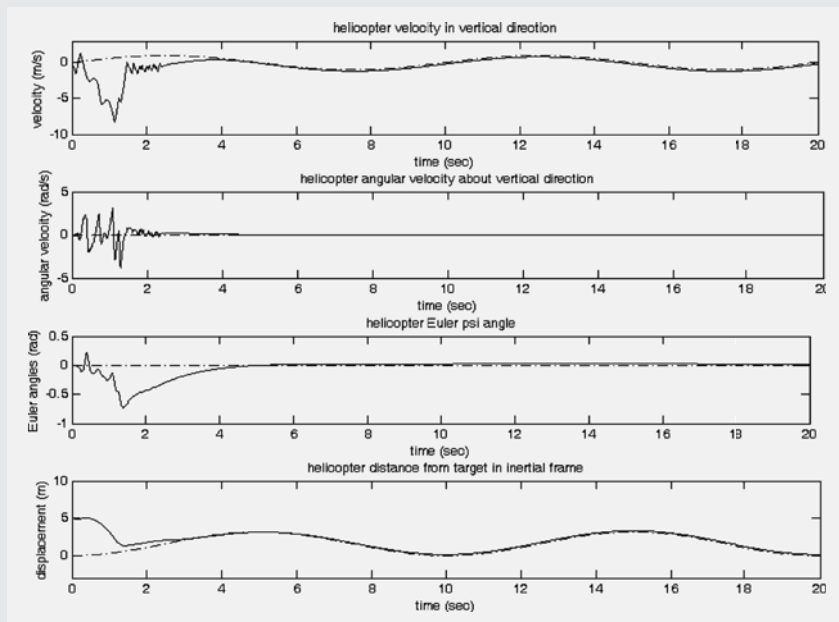
- در این کنترل کننده دو پارامتر Q و R ، دو پارامتر مهمی هستند که با تغییر آنها قابلیت طراحی رفتار کنترل کننده، در جهت عملکرد مطلوب افزایش می‌یابد.

- کاربرد این کنترل کننده به دلیل استفاده از فرم SDC ساده است و می‌توان از آن در سیستمهای پیچیده همانند هلی کوپتر استفاده نمود. در عین حال به دلیل استفاده از جبران‌ساز با لم مذکور، این سادگی منجر به کاهش کارایی نمی‌شود.

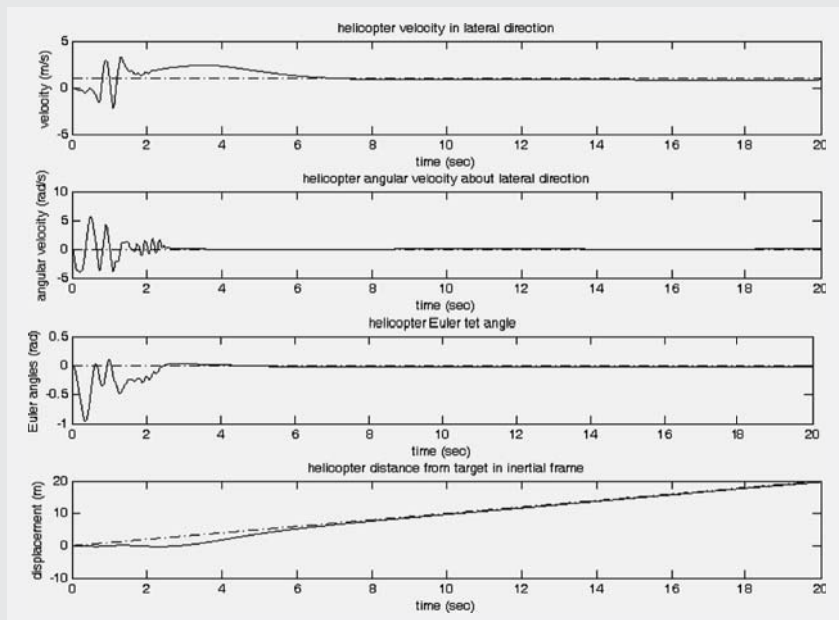
شکل ۴- نمودارهای سرعت، سرعت زاویه‌ای در راستای محور جانبی بدنی.
زاویه θ و فاصله در راستای y مختصات اینرسی در شبیه‌سازی اول

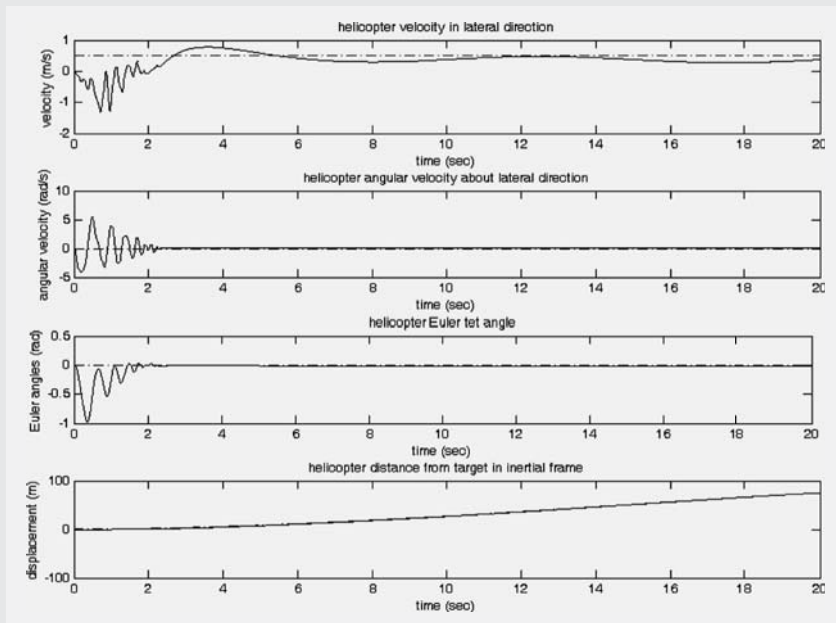


شکل ۵- نمودارهای سرعت، سرعت زاویه‌ای در راستای محور عمود بدنی.
زاویه ψ و فاصله در راستای z مختصات اینرسی در شبیه‌سازی اول

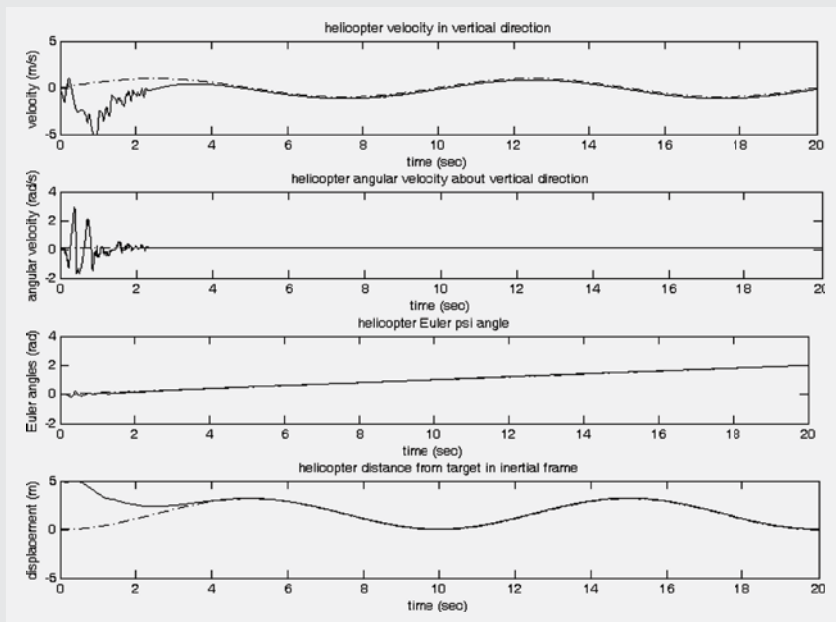


شکل ۶- نمودارهای سرعت، سرعت زاویه‌ای در راستای محور طولی بدنی.
زاویه ϕ و فاصله در راستای x مختصات اینرسی در شبیه‌سازی دوم





شکل ۷- نمودارهای سرعت، سرعت زاویه‌ای در راستای محور جانبی بدنی، زاویه θ و فاصله در راستای y مختصات اینرسی در شبیه‌سازی دوم



شکل ۸- نمودارهای سرعت، سرعت زاویه‌ای در راستای محور عمود بدنی، زاویه ψ و فاصله در راستای z مختصات اینرسی در شبیه‌سازی دوم

مراجع

۱- Pieper, J. K., Baillie, S., Goheen, K.R., "linear quadratic optimal model following control of a helicopter in hover, application and methods", vol. ۱۷, No. ۱۹۹۶, ۲, pp. ۱۴۰-۱۲۳

۲- Gavrilits V., Mettler B., Feron E. "Nonlinear model for a small-size acrobatic helicopter", August ۲۰۰۱. Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference.

۳- Pedro J, Garcia-Pardo a,

Gaurav S, Sukhatme b, James F, Montgomery b, "Towards vision-based safe landing for an autonomous helicopter". Robotics and Autonomous Systems ۲۹-۱۹ (۲۰۰۲) ۳۸

۴- Yang Z. F., Tsai W. H., "using parallel line information for vision-based landmark location estimation and application for automatic helicopter landing", robotic and computer-integrated manufacturing ۳۰:۶-۲۹۷ (۱۹۹۸) ۱۴

۵- Saripalli.S., Sukhatme

G. S., Montgomery J. F., "An Experimental Study of the Autonomous Helicopter Landing Problem", In Proceedings of International Symposium on Experimental Robotics (ISER), Sant'Angelo d'Ischia, Italy ۲۰۰۲

۶- Oh S.R., Pathak K., Agrawal S. K., Roy Pota H., Garrett M., "Autonomous Helicopter Landing on a Moving Platform Using a Tether", Proceedings of the ۲۰۰۵ IEEE International Conference on Robotics and Automation

Barcelona, Spain, April 2005

7- Lee S., Ha C., Kim B.S., "Adaptive nonlinear control system design for helicopter robust command augmentation", Aerospace Science and Technology 251-241 (2005) 9

8- Corban J. E., "FLIGHT EVALUATION OF ADAPTIVE HIGH - BANDWIDTH CONTROL METHODS FOR UNMANNED HELICOPTERS", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 8-8 August 2002, Monterey, California

9- Gili P.A., Battipede M., "A Comparative Design of a MIMO Neural Adaptive Rate Damping for a Nonlinear Helicopter Model", ESANN'2000 proceeding - European Symposium on Artificial Neural Network, Bruges (Belgium), April 2000, pp. 164-159

10- Castillo C., Alvis W., Castillo-Effen M., Valavanis K., Moreno W., "Small Scale Helicopter Analysis and Controller Design for Non-Aggressive Flights".

11- Enns R., Si J., "Helicopter Trimming and Tracking Control Using Direct Neural Dynamic Programming", IEEE TRANSACTIONS ON NEURAL NETWORKS, VOL. 14, NO. 4, JULY 2003

12- Leishman J. G., "Principles of helicopter aerodynamics". Cambridge University Press, New York, 2000.

13- Padfield G.D., "Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation", Modeling. AIAA Education Series, Reston, VA, 1996.

14- Bramwell A.R.S., "Bramwell's Helicopter Dynamics". AIAA,

Reston VA, 2001.

15- Kim S. K., Tilbury D. M., "Mathematical Modeling and Experimental Identification of Unmanned Helicopter Robot with Flybar Dynamics", Journal of Robotic Systems 2004 116-94

16- Bogdanov A., Carlsson M., Harvey G., Hunt J., Kieburz R., van der Merwe R., Wan E., "State-dependent Riccati equation control of a small unmanned helicopter". in Proceedings of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference, Austin, TX, August 2003.

17- Cloutier J. R., D'Souza C. N., Mracek. C. P., "Nonlinear regulation and nonlinear H₂ control via the state-dependent Riccati equation technique"; In Proceedings of the International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace. Available through University Press, Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, FL, 32114, May 1996.

18- Cloutier James R., "State-Dependent Riccati Equation Techniques: An Overview", Proceedings of the American Control Conference Albuquerque, New Mexico June 1997 U. S. Government work not protected by U. S. copyright

19- Cloutier James R., Stansbery D. T., "The Capabilities and Art of State-Dependent Riccati Equation-Based Design", Proceedings of the American Control Conference Anchorage, AK May 10, 2002-8

20- Imae J., Sagami H., Kobayashi T., Zhai G., "Nonlinear Control Design Method Based on State-Dependent Riccati Equation (SDRE) via Quasi-Newton Method"

, 43rd IEEE Conference on Decision and Control December 2002, 17-14 Atlantis, Paradise Island, Bahamas

21- Morris K., "Iterative Solution of Algebraic Riccati Equations using a Modified Newton-Kleinman Method", MTNS 2002

22- Cherfi L., Abou-Kandil H., Bourles H., "Iterative Method for General Algebraic Riccati Equation", ACSE 05 Conference, 21-19 December 2005, CICC, Cairo, Egypt

23- Morris K., Navasca C., "SOLUTION OF ALGEBRAIC RICCATI EQUATIONS ARISING IN CONTROL OF PARTIAL DIFFERENTIAL EQUATIONS", kmorris@uwaterloo.ca, navasca@math.ucla.edu

24- Menon P.K., Lam T., Crawford L. S., Cheng V. H. L., "Real-Time Computational Method for SDRE Nonlinear Control of Missiles", Presented at the 2002 American Control Conference, May 10-18, Anchorage, AK

25- Shamma J. S., Cloutier J. R., "Existence of SDRE Stabilizing Feedback", IEEE TRANSACTIONS ON AUTOMATIC CONTROL, VOL. 48, NO. 3, MARCH 2003

26- Seiler P., "Stability Region Estimates for SDRE Controlled Systems Using Sum of Squares Optimization", Proceedings of the American Control Conference Denver, Colorado June 2003 6-4

27- Curtis J. W., Beard R. W., "Ensuring Stability of State-dependent Riccati equation Controllers Via Satisficing", Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control, Las Vegas, Nevada USA, December 2002



نوری در میان ظلمت^۱

محمدحسین فضل‌خانی

ایران بر حمایت صرفاً معنوی از حزب‌الله تاکید دارند، اما تقریباً همه قبول دارند که بخش عمده تسلیحات حزب‌الله یا ساخته ایران است و یا توسط ایران تامین می‌شود. پهباد ابابیل، مهاجر-۴، موشک‌های کاتیوشا و نور از جمله این سلاح‌ها هستند. سلاح‌هایی که به طرز شگفت‌آوری کمبودشان تا پایان جنگ احساس نشد.

در سوی دیگر نبرد، آمریکا بی‌هیچ ابایی آشکارا کمر همت به حمایت از اسرائیلیها بسته بودند. به گونه‌ای که از نیمه‌های جنگ به بعد و با آشکار شدن نشانه‌های شکست اسرائیل و سست شدن اسرائیلیها، این آمریکا بی‌پروا بودند که بر طبل جنگ می‌کوبیدند و بر تداوم آن اصرار داشتند. ورود وزیر خارجه آمریکا به خاورمیانه و اداره مستقیم نبرد در واپسین روزهای جنگ پرده از چهره بازیگران واقعی این نزارعه برداشت. سه هفته پس از جنگ، دیگر کسی احساس نمی‌کرد که اسرائیلیها می‌جنگند. فقط سربازها اسرائیلی بودند و نمادها نماد اسرائیل.

۲۳ مردادماه امسال مصادف بود با اولین سالروز پیروزی حزب‌الله لبنان در نبردی که عموماً آن را تحت عنوان جنگ ۳۳ روزه می‌خوانند. شاید درست‌تر آن باشد که آنرا نبرد ۳۲ روزه بخوانیم. اگر آغاز نبرد را حمله حزب‌الله به مواضع اسرائیلی و به اسارت گرفتن دو سرباز اسرائیلی بدانیم (نبرد سی و سه روزه) این جنگ اولین هجوم فاتحانه اعراب به اسرائیل بود و اگر مبدأ آن را هجوم اسرائیل به جنوب لبنان بدانیم (سی و دو روزه)، بدون شک این نبرد اولین مقاومت پیروزمندانه اعراب در مقابل اسرائیل به حساب می‌آید. گرچه بسیاری از اعراب بیشتر جانب اسرائیلیها را داشتند تا لبنانیها را.

اما آنچه برای ما مهم است این است که از دیدگاه بسیاری از صاحب‌نظران، در دو سوی این نبرد نه لبنان و اسرائیل، بلکه ایران و آمریکا بودند که می‌جنگیدند. گرچه این ادعا جای بسی تأمل دارد، اما به هر حال ایران یکی از متهمان اصلی این پرونده است. گرچه مسئولان دولت جمهوری اسلامی

۱. اصابت این موشک در شامگاه ۲۴ تیرماه صورت گرفت و در تصاویر موجود از شلیک آن هم فقط نور حاصل از موتور آن مشخص است. تاریکی شب اجازه چیزی فراتر از این را نمی‌داد گذشته از این مسئله در میان انبوه اخبار آندوهبار از تلفات بی‌گناهان مناطق شیعه‌نشین جنوب لبنان این خبر چون شعله‌امیدی در ظلمت مصائب به وجود آمده، قلب‌ها را مسرور ساخت.



موشک نور

همچون داشتن رادار کوچک بازتابی، پرواز در ارتفاع ۵ تا ۷ متری بالای سطح دریا در آخرین مرحله پرواز (نزدیکی هدف) و نیز مجهز بودن به سامانه هدایت با توانایی ضد اغتشاش پذیری قدرتمند، موجب شهرت کارایی این موشک شده است و در عمل نیز کشتی هدف، شانس بسیار کمی برای ردگیری، مقابله و انهدام آن دارد. موشک C-۸۰۲ توانایی پرتاب از هواپیما، شناور سطحی، زیر دریایی و نیز خودروهای زمینی را دارد و جزو بهترین موشک‌های ضد کشتی جهان به حساب می‌آید و احتمال برخورد موشک به هدف ۹۸ درصد تخمین زده شده است.

موشک C-۸۰۲ از همان موتور و سامانه هدایت موشک و ظاهر بیرونی C-۸۰۱ بهره می‌برد. با این تفاوت که برد آن افزایش یافته و موتور توربوجت با سوخت پارافینی جایگزین موتور سوخت جامد قبلی شده است. به همین خاطر برای حمل سوخت بیشتر اندکی از نمونه قبلی خود کشیده تر است. با وجود کاهش وزن در C-۸۰۲ نه تنها قدرت سرچنگی آن کاهش پیدا نکرده، بلکه بیشینه برد موشک از ۴۰ کیلومتر به ۱۲۰ کیلومتر رسیده است. بدنه این موشک باریک و کشیده و دماغه آن تخم مرغی است. چهار عدد بالک دلتا شکل در جلو، چهار بالک کنترلی کوچک و چهار بالک تثبیت کننده بر روی دم آن وجود دارد.

برد رادار این موشک ۱۳۰ کیلومتر است. افزون بر رادار هدایت، موشک C-۸۰۲ مجهز به یک فرازیاب رادیویی و خلبان خودکار است. فرازیاب رادیویی دقیق آن، این امکان را به موشک می‌دهد تا در فراز دریا، موشک را در کمترین ارتفاع نگه دارد.

این موشک از سرچنگی شدید انفجار با توانایی نفوذ نیمه زرهی به وزن ۱۶۵ کیلوگرم استفاده می‌کند که با توجه به انرژی جنبشی موشک، توانایی نفوذ به درون عرشه را دارد. موشک پس از ورود به درون کشتی، منفجر شده و موجبات انهدام هدف را فراهم می‌کند.

موشک C-۸۰۲ در عرض چند ثانیه سرعت خود را از صفر به ۰/۹ ماخ می‌رساند. وقتی سوخت موتور پرتاب به پایان رسید، از موشک جدا شده و موتور توربوجت شروع به کار می‌کند. موشک در ارتفاع ۲۰ تا ۳۰ متری سطح دریا و با سرعت ۰/۹ ماخ پرواز کرده و توسط خلبان خودکار و فرازیاب رادیویی هدایت می‌شود. زمانی که موشک به فاز پایانی پرواز می‌رسد، برای یافتن هدف، بر روی هدایت راداری سویچ

موشک کروز نور از جمله موشک‌های ساخت داخل می‌باشد که با الگو برداری از موشک‌های چینی C-۸۰۲ توسط متخصصان داخلی تولید شده است. این موشک در ایران در سال ۸۰ به صورت تولید انبوه در اختیار نیروهای مسلح فرار گرفت. در سال ۱۳۸۵ و در زمایش پیامبر اعظم (صل الله علیه و آله) نوع بهینه شده‌ای از موشک نور مورد آزمایش قرار گرفت و با موفقیت آزمایش شد. موشک بهینه نور بدون نیاز به سیستم OTHT با حداکثر برد به سمت اهداف سطحی شلیک می‌شود. جمهوری اسلامی ایران توانست با موفقیت این موشک نور (C-۸۰۲) را بر روی بالگرد نصب کند. این موشک قابلیت شلیک از ساحل و عرشه ناو و جنگنده را نیز داراست و نیز در دو نوع ساده و هدایت تلویزیونی تولید می‌شود که نوع تلویزیونی آن غیر قابل رهگیریست.

توسعه خانواده موشکی ضد کشتی C-۸۰۰ (مشمول بر C-۸۰۱، C-۸۰۲ و C-۸۰۳) توسط آکادمی فناوری الکترومکانیک هاینینگ چین به اوایل دهه ۷۰ میلادی بازمی‌گردد. بر خلاف موشک‌های ضد کشتی قبلی چین مانند کرم ابریشم که برگرفته از موشک ضد کشتی SSN-۲ استیکس بود، طراحی خانواده موشک‌های C-۸۰۲ متأثر از طرح‌های غربی است و شباهت ظاهری آنها با موشک آمریکایی هارپون و موشک فرانسوی آگزوست، موید این مطلب است. موشک ضد کشتی C-۸۰۲ که معروف ترین عضو این خانواده است و کپی چینی آن با نام YJ-۸۲ شناخته می‌شود، اولین بار در سال ۱۹۸۹ به نمایش گذاشته شد. ویژگی‌های برجسته ای

پیامد این واقعه علاوه بر کشته شدن حدود ۱۳۰۰ نفر غیر نظامی در دو طرف نبرد و انهدام حدود ۱۳۰ هزار خانه مسکونی و تاسیسات زیربنایی در جنوب لبنان، شامل موارد زیر که از دیدگاه نظامی و سیاسی حائز اهمیت است نیز می‌باشد:

- انهدام بیش از ۱۵۰ دستگاه نفربر و تانک پیشرفته میرکاوا-۲۴
- اصابت مجموعاً ۳۹۷۰ تا ۴۲۲۸ فروند موشک و راکت به خاک اسرائیل^۳
- اصابت موشک‌های حزب الله به ۱۵ کیلومتری تل آویو، پایتخت اسرائیل
- اصابت موشک به رزناو آی-ان-اس هانیت از کلاس ساعر-۵^۴
- آواره شدن ۲۵۰ هزار اسرائیلی از مناطق شمالی اسرائیل

• حضور تقریباً دائمی حدود یک میلیون اسرائیلی در پناهگاه‌های زیرزمینی این برای اولین بار بود که خاک اسرائیل به این شکل مورد حمله قرار می‌گرفت. در نبردهای پیشین اعراب و اسرائیل چندین بار مواضع اسرائیلی‌ها و فرودگاه‌های آن توسط جنگنده‌های اعراب مورد هدف قرار گرفته بودند. ولی هیچگاه مردم اسرائیل اینگونه احساس خطر نکردند.

اما در این میان هیچ حادثه‌ای به مانند غرق رزناو اسرائیلی هانیت از کلاس ساعر-۵ در شامگاه بیست و سوم تیرماه ۱۳۸۵ تکان دهنده (برای اسرائیلی‌ها) و مسرت بخش (برای ما و لبنانیها و احيانا سازندگان آن در سازمان صنایع دفاع) نبود. در ادامه این نوشتار نیم نگاهی می‌اندازیم به موشک ضد کشتی نور که اسرائیلی‌ها مدعی اند همانیست که منجر به غرق رزناو هانیت شده است.

۲. صنایع دفاع اسرائیل علاوه بر تانک، نوع نفربر مرکاوا-۴ را هم تولید کرده است. نام مرکاوا در زبان عبری به معنای کالسکه بوده و علاوه بر آن اشاره ایست به نام سرطاح آن که یهودی ایست ایرانی تبار به نام مهندس میرکاوه (از ماست که بر ماست).

۳. حدود ۹۵ درصد از این تعداد را موشک‌ها یا عبارت مهندسی تر آن، راکت‌های کاتیوشا تشکیل می‌دهند. برد این راکت‌ها که غیر قابل هدایتند ۳۰ کیلومتر و کالیبر آن ۱۲۲ میلیمتر و وزن سر جنگی آن ۲۵ کیلوگرم است.

۴. (INS HANIT) (SAAR-۵)



جنگ در اختیار حزب الله قرار گرفت، تا به نوعی در یک نبرد حقیقی آزموده شوند. در صورت نبرد احتمالی ایران و ایالات متحده در خلیج فارس، این موشکها خطر بزرگی برای ناوگان جنگی آمریکا خواهند بود. و مسلما یکی از کارآمدترین سیستمهای جنگی ما به حساب می آیند.

می کند. هنگامی که بر روی هدف قفل شد، موشک در فاصله چند کیلومتری هدف ارتفاع خود را به ۵ تا ۷ متری سطح آب کاهش می دهد. البته در فاز پایانی پرواز ممکن است موشک مانورهای دیگری هم به طور خودکار انجام دهد تا توانایی سامانه پدافند هدف را برای منهدم کردن موشک کاهش یابد. وقتی به هدف نزدیک شد، موشک به طرف خط مرز آب با کشتی شیرجه می رود تا بیشترین خسارت را به آن وارد سازد.

مشخصات موشک C-۸۰۲

نوع : موشک کروز ضد کشتی

سازنده : China Haiying Electromechanical Technology Academy

پیشرانه : موتور توربو جت

طول : ۶/۳۹ متر

قطر : ۳۶ سانتی متر

برد : در مدل اولیه ۱۲۰ کیلومتر و در مدل بهینه شده تا ۱۷۰ کیلومتر

سیستم هدایت : رادار داخلی و رادار فعال

سرعت : ۰/۹ ماخ

ارتفاع پرواز : ۲۰ تا ۳۰ متر از سطح دریا

کلاهک : ۱۶۵ کیلوگرمی

جایگاه پرتاب : کشتی جنگی / زیر دریایی / جنگنده / هلی کوپتر

ورود به خدمت : ۱۹۸۹

برخی گزارشهای تایید نشده حاکی از آن است که گونه ای موشک کروز زمین پرتاب با برد ۴۰۰ کیلومتر از روی C-۸۰۲ ساخته شده است. گر چه این موضوع تایید نشده است اما روشن است که به راحتی می توان این موشک را ارتقا داد و آن را به یک موشک کروز زمین پایه تبدیل کرد.

این موشک با نام نور در ایران تولید می شود و در اختیار نیروی دریایی ارتش و سپاه پاسداران قرار دارد. این احتمال نیز وجود دارد که ناوچه های اسرائیلی توسط موشک های C-۸۰۲ حزب الله در جنگ ۳۳ روزه غرق شده باشند. احتمالا موشک های C-۸۰۲ ساخت ایران در طول

این رزمناو که اشتباهاً در مطبوعات و صدا وسیما از آن تحت عنوان ناوچه یاد شد، یکی از پنج رزمناو فوق پیشرفته نیروی دریایی اسرائیل بود که در سال ۱۹۹۴ توسط شرکت نورثروپ گرومن ساخته شده و تحویل نیروی دریایی اسرائیل شد. طول این رزمناو ۸۵ متر، تعداد خدمه آن ۶۴ نفر، وزن جابجایی آن ۱۲۲۷ تن، سرعت ۶۱ کیلومتر بر ساعت،





سیمولاتور آزمایشگر ADGESIM برای گلوبال هاوک

Jon Blacklock , Dr. Lucien Zalczman

برگردان: مسلم صبوری

مقدمه

نیروی دفاعی استرالیا برای خرید گلوبال هاوک که یک پهپاد با قابلیت پرواز در ارتفاع بالا و مداومت پروازی طولانی است، نشان داده است. یک آزمایشگاه مجازی از نوع شبیه سازی غیر متمرکز برای گلوبال هاوک توسط سازمان تکنولوژی و دانش دفاعی در وزارت دفاع استرالیا^۱ ایجاد شده است. این کار بر اساس تجربیات DSTO در ایجاد سیمولاتور ADGESIM انجام شده است. این سیمولاتور به منظور آموزش کنترلرهای دفاع هوایی نیروی هوایی سلطنتی استرالیا ایجاد شده بود.

این آزمایشگاه مجازی طراحی شده است تا آموزش، آزمایش ها و توسعه ی کارایی را در یک محیط مجازی پشتیبانی نماید. در این مقاله به بعضی از نوآوری ها، فناوری ها، اجزا و تجربیات حاصله در ساخت این سیمولاتور پرداخته شده است.

معرفی

"سیمولاتور محیط زمینی دفاع هوایی"^۳ بوسیله DSTO طراحی شده است و در پایگاه های مختلف هوایی RAAF برای آموزش کنترلرهای دفاع هوایی به کار می رود.

Testbed
DSTO
ADGESIM

سیمولاتور ADGESIM برای گلوبال هاوک

به دلیل نیاز به پهنای باند بالا (صدها Mbps) (که توسط یک ماهواره نظامی یا تجاری تأمین می‌شود) انجام تمرین با این پهپاد گران خواهد بود و آموزش با پهپاد واقعی بسیار محدود خواهد بود. در نتیجه لزوم استفاده از سیمولاتور مشخص می‌شود.

مثالهایی از کاربرد سیمولاتور ایجاد شده به شرح زیر است:

- ۱- ایجاد صفحه‌ی رابط عوامل انسانی^۴
- ۲- تحقیق عملکرد مستقل
- ۳- توسعه شبیه‌سازی غیر متمرکز

اجزاء کلی به کار رفته در شبیه‌ساز گلوبال هاوک

اجزاء کلی به کار رفته در شبیه‌ساز گلوبال هاوک همان‌هایی هستند که در ADGESIM به کار رفته‌اند:

- ۱- Airline Scheduler: محیط مجازی ساخته شده را با اشیای چایی پر می‌کند.
- ۲- Data Logger: برای ثبت اطلاعات مورد نیاز در تمرین‌های نظامی طراحی شده است.
- ۳- Pilot Interface Application: به خلبان شبیه‌ساز اجازه‌ی ساخت و به پرواز در آوردن اشیاء پرنده را توسط فرمان‌های کامپیوتری می‌دهد. این قسمت را می‌توان برای تأمین اجزاء هواپیما، دقیق‌تر از آنچه بوسیله‌ی Airline Scheduler برای تست الگوریتم‌های جلوگیری از برخورد UAV ایجاد می‌شود، بکار برد.
- ۴- Chat Application: برای ایجاد ارتباطی متنی بین شرکت‌کنندگان در یک تمرین به کار می‌رود.

۵- PDU Data Viewer: اطلاعات مربوط به فعالیت یک جسم انتخاب شده در فضای جنگی مجازی را نمایش می‌دهد. این وسیله برای متمرکز کردن توجه شخص روی اطلاعات مربوط به اشیاء مهم در تمرین، ایجاد شده است.

۶- DISVOX: یک سیستم ارتباطی DIS، برای ایجاد شکل و احساس سیستم‌های واقعی رادیو و شبکه داخلی است. یک DISVOX به تنهایی قادر به پشتیبانی ۱۸ رادیو و ۱۸ کانال ارتباطی داخلی، روی یک پسته^۵ است.

اجزاء مخصوص سیمولاتور

اینها اجزای لازم برای کار سیمولاتور و ایجاد توانایی لازم در شبیه‌سازی سیستم‌های کاری در دقت کافی هستند. در مورد ADGESIM اصلی، Pilot Interface Application از اجزای مخصوص سیمولاتور است که وظیفه ایجاد اجزای جنگنده مجازی را بر عهده دارد. مدل محموله و مدل پرواز گلوبال هاوک اجزای مخصوص لازم در سیمولاتور گلوبال هاوک هستند.

مدل پرواز گلوبال هاوک

گلوبال هاوک یک پهپاد خودکار است که به هیچ وجه هنگامی که یک مأموریت برای آن برنامه‌ریزی شد، نیازی به دخالت انسان ندارد و می‌تواند به طور خودکار و ایمن مأموریت خود را انجام داده و برگردد. پروفیل مأموریت گلوبال هاوک به این صورت است: برخاست، صعود تا پنجاه هزار پایی با سرعت ۲۰۰nm، کروز به شصت هزار پایی در ناحیه و برد مأموریت، برگشت و فرود.

Airline Scheduler قابلیت عدم نیاز به مداخله انسان را داراست که قادر است در زمانی که پهپاد به راه افتاده است، مأموریت را تغییر دهد.

مدل مجموعه‌ی سنسور گلوبال هاوک:

این پهپاد اسلحه‌ای حمل نمی‌کند و محموله آن از نوع اطلاعاتی، مراقبتی و گشت‌زنی است. مجموعه سنسور مجتمع رایتون^۶ یک رادار روزنه مصنوعی نفوذ کننده در ابر شامل یک تشخیص دهنده هدف متحرک زمینی را بایک دوربین دیجیتال الکترواپتیکی با کیفیت بالا و یک سنسور مادون قرمز، ترکیب می‌کند. قابلیت فیلم‌برداری به تعداد ۳۰ عکس در ثانیه وجود دارد.

طراحی مجتمع ISS، آنرا قادر می‌سازد که هم الکترواپتیکی و هم مادون قرمز را همزمان با رادار روزنه مجازی سنسور تشخیص دهنده هدف متحرک زمینی استفاده کند، لذا قابلیت مشاهده در شب و روز و در هوای آشفته وجود دارد. هدف‌های متحرک با سرعتی بیش از ۷/۵ km/h و حتی شاید انواع وسائل نقلیه، هواپیماها و موشک‌ها قابل تشخیص خواهند بود.

اطلاعات بدست آمده در پهپاد پردازش شده و با فرمت ۲/۰ "استاندارد ملی انتقال تصویر" به ایستگاه‌های زمینی فرستاده می‌شود تا در آنجا قبل از پخش شدن پردازش کامل تری صورت گیرد. اینها اطلاعات بدست آمده از الکترواپتیکی، مادون قرمز و رادار روزنه مصنوعی بودند. اطلاعات

حاصل از تشخیص دهنده هدف متحرک زمینی به صورت فایل متنی شامل اطلاعات مکان، برد و سرعت است. ADGESIM ایجاد شده برای گلوبال هاوک اطلاعات الکترواپتیکی، مادون قرمز و تشخیص دهنده هدف متحرک زمینی را با همان فرمتی خواهد فرستاد که در گلوبال هاوک واقعی استفاده می‌شود.

مدل سنسور پهپاد بایک زمین مجازی و اشیاء مجازی، در محیطی مجازی کار خواهد کرد تا سیگنال‌های تصویربرداری ISR و اطلاعات تشخیص دهنده هدف متحرک زمین را ایجاد کند.

اطلاعات حاصل از سیمولاتور همانند اطلاعات حاصل از پهپاد واقعی قابل پخش در شبکه نیروی دفاعی استرالیاست.

از آنجا که اطلاعات ISR این سیمولاتور همان نرم‌افزاری را می‌طلبد که در واحد کنترل مأموریت گلوبال هاوک واقعی وجود دارد، این سیمولاتور را می‌توان به عنوان سیمولاتوری با دقت بالا برای آموزش اپراتورهای پردازش تصویر و اطلاعات ISR و دیگر اپراتورهای اطلاعاتی به کار برد.

تمامی سیستم‌هایی که با اطلاعات تصویری و نیز اطلاعات تشخیص دهنده هدف متحرک زمینی یا GMTI کار می‌کنند، قابلیت کار با این سیمولاتور را دارند.

در مرحله اول می‌توان این سیمولاتور را برای شبیه‌سازی عملکرد گلوبال هاوک برنامه‌ریزی کرد. علاوه بر این از آن می‌توان برای تحقیق در مورد قابلیت‌های جدید در گلوبال هاوک استفاده کرد، برای مثال:

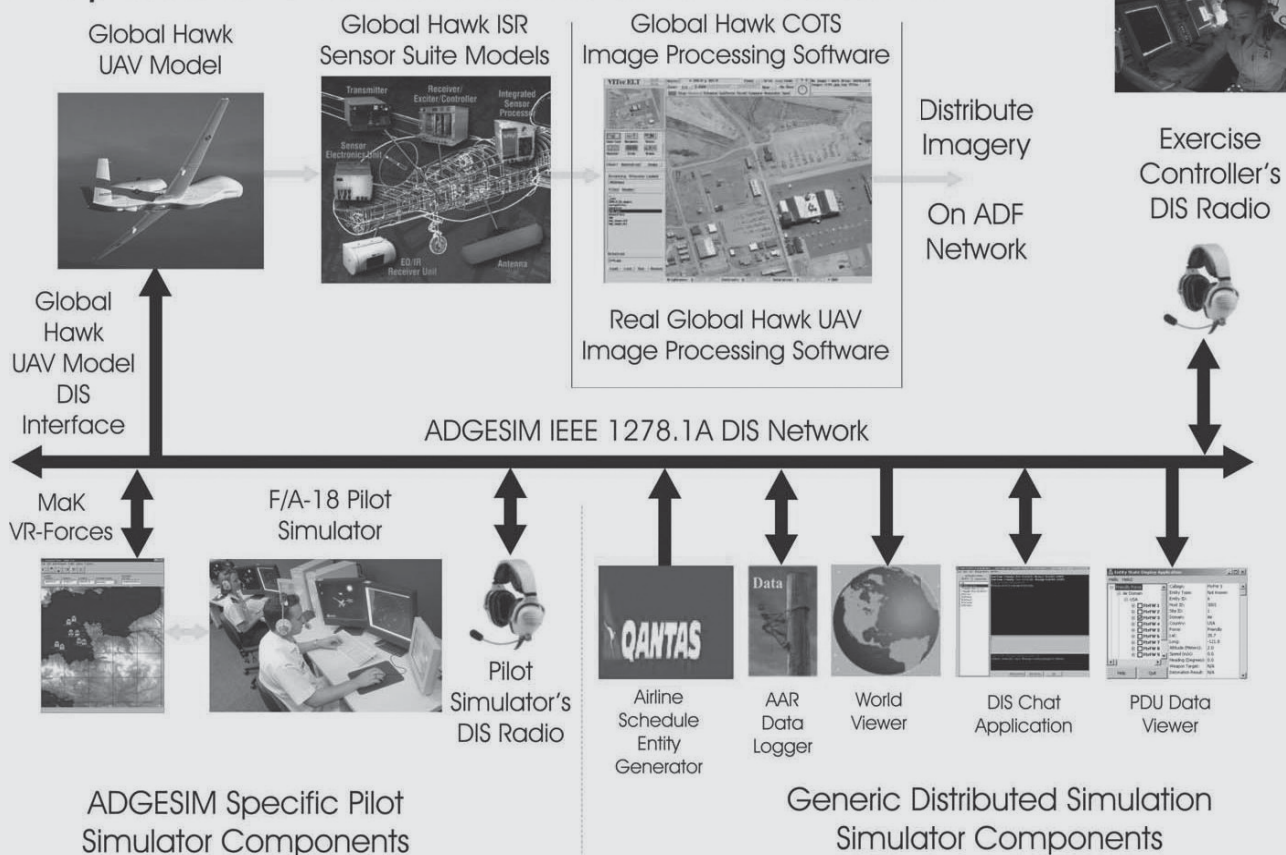
- ۱- تحقیق در مورد تأثیر جایگزینی بعضی از سیستم‌های موجود در پهپاد با سیستم‌های دیگر
- ۲- بررسی مؤثر بودن الگوریتم‌های جلوگیری از برخورد با هواپیماهای دیگر
- ۳- تست تجهیزات جدید برای ایستگاه‌های زمینی با استفاده از اطلاعات تولیدی بوسیله سیمولاتور

قابلیت همکاری در شبیه سازی غیر متمرکز غیر پیشرفته

از آنجا که IEEE ۱۲۷۸/۱A DIS به عنوان مبنای سیمولاتور گلوبال هاوک استفاده شده است، این سیمولاتور قابلیت اتصال به هر شبکه مجازی ائتلاف ADF/RAAF که شامل دیگر تجهیزات DIS، سیمولاتورهای آموزشی و یا



Proposed Global Hawk UAV Simulator



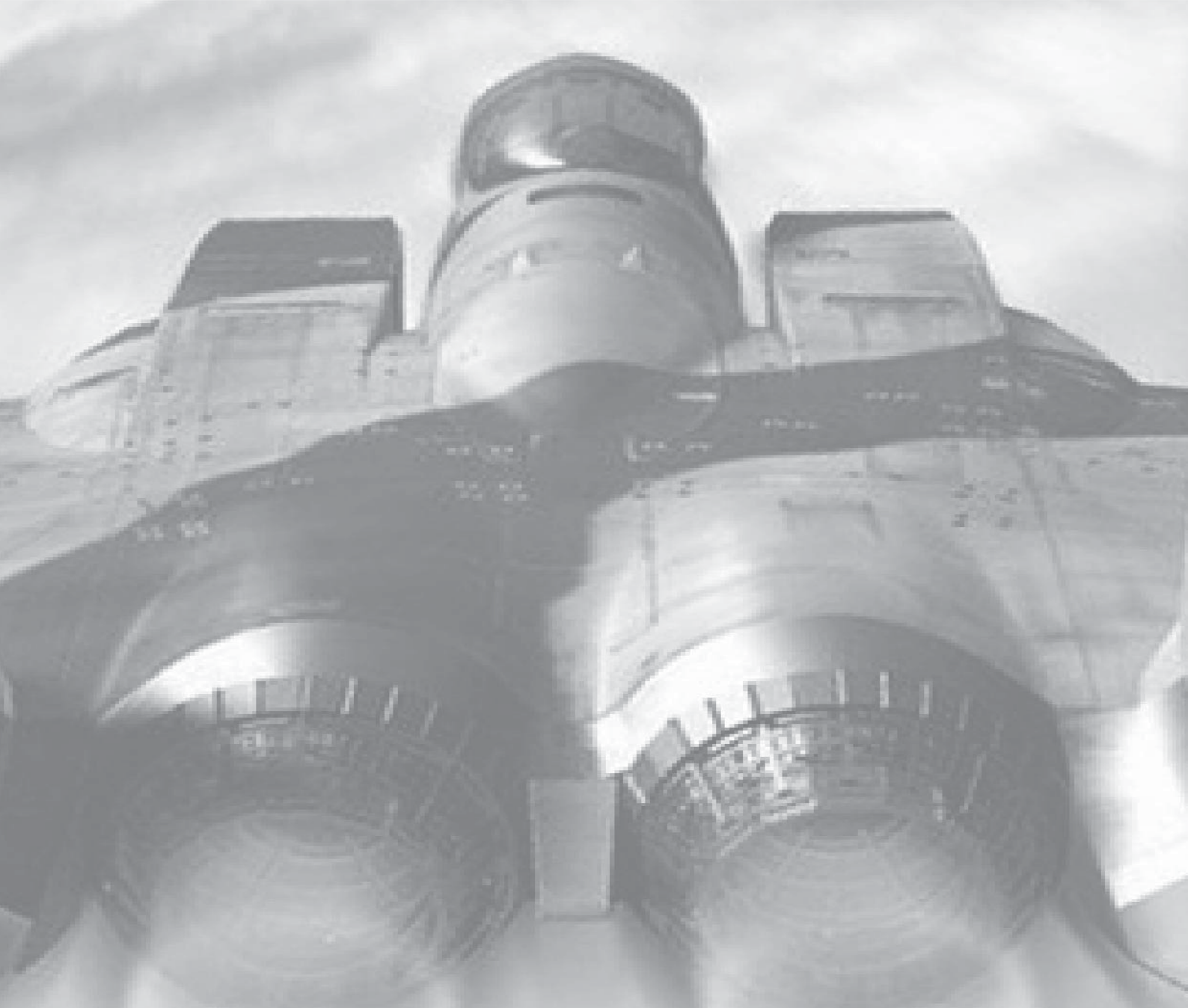
از استفاده از TENA , HLA , IEEE ۱۳۷۸/۱A را با استفاده از گذرگاه COTS پشتیبانی می‌کند. این سیمولاتور مبتنی بر امکانات COTS/ GOTS و تکنولوژی PC است و لذا ساخت، خرید و نگهداری آن هزینه کمی خواهد داشت.

- آزمایش گلوبال هاوک و توسعه در محیط مجازی را پشتیبانی می‌کند.
- می‌تواند آموزش دقیق را برای اپراتورهای "پایگاه کنترل اطلاعات سنسور MCE و پردازش داده" فراهم کند.
- تجهیزات موجود در محموله‌ی ISR را مدل می‌کند.
- خیلی از تجهیزات آن قبلاً در ADGESIM استفاده شده‌اند.
- اطلاعات دقیقاً با همان فرمت موجود در پهباد واقعی منتقل می‌گردد.
- از همان نرم افزار موجود در سیستم واقعی استفاده کرده و لذا خطاهای ناشی از اختلاف با سیستم‌های واقعی را کم می‌کند.
- با تمام سیستم‌های ADF که برای کار با گلوبال هاوک طراحی شده‌اند، کار میکند.
- این سیمولاتور قابلیت همکاری

سیستم‌های واقعی باشد، را دارد. قابلیت‌های بیشتر را می‌توان با استفاده از تجهیزات ارزان قیمت شبیه سازی غیر متمرکز COTS بدست آورد. برای مثال :
- اگر یک سناریوی آموزشی پیچیده مد نظر باشد، به راحتی می‌توان آن را با اتصال یک مجموعه فرامین کامپیوتری COTS, DIS به شبکه‌ی DIS بدست آورد.
- قابلیت همکاری TENA و یا HLA را می‌توان با استفاده از تجهیزات مناسب گذرگاهی COTS به دست آورد.

خلاصه و نتیجه گیری

سیمولاتور ADGESIM گلوبال هاوک :
- برای آموزش همه‌ی اپراتورهای اجرای زمینی گلوبال هاوک طراحی شده است.



MPS

با استفاده از روش

فلاشینگ جت‌های مایع

شبیه‌سازی مستقیم

ریکیانگ روانگ، شنگ رائجیانگ، کوشیزوکا، یوشیکی اوکا

برگردان : حسین انصاریان

مقالات آموزشی

سری جدید سال اول شماره ۲

۴۳



فصلنامه علمی و تخصصی
مهندسی و فناوری
مقالات آموزشی

جت‌های فلاشینگ زمانی تشکیل می‌شوند که مایع پرفشار با دمایی فراتر از دمای اشباع در فشار اتمسفریک از طریق یک نازل به محیطی با فشار پایین تخلیه شود. چندین حادثه جدی فرضی در راکتورهای هسته ای ارتباط نزدیکی با جت‌های فلاشینگ ناشی از تخلیه سریع فشار دارند.

همانند مکانیزم جت‌های فلاشینگ، از مشاهدات اپتیکی [۱-۳] کشف شده است که یک هسته دست نخورده داخلی محصور شده بوسیله افشانه واگرا در بیرون از نازل وجود دارد که نشاندهنده آن است که جت‌های فلاشینگ در بیرون از نازل کاملاً پودر می‌شوند و مایع با عمق زیادی به حالت فراپایدار در خروجی نازل وارد می‌گردد. اما اثر انتشار قطرات، روش‌های تجربی اپتیکی را برای دستیابی به مجسم سازی کیفی جزئیات توپولوژی جت فلاشینگ محدود می‌سازد. در این مجسم سازی جت‌های فلاشینگ بکار گرفته شده است. فرض شده است که جت‌های فلاشینگ از نازل‌های کوتاه با تخلیه فشار بالا خارج شوند، که به سناریوهای حقیقی برای حوادث احتمالی راکتورهای هسته ای نزدیک است. ساختار و رفتار جت‌های فلاشینگ و اثر درجه فوق گرمی بر آنها در این مقاله بررسی می‌شود.

۲. تشخیص مود تبخیر برای فلاشینگ

مود تبخیر نه تنها موضوعی کلیدی برای مدل‌سازی عددی قبه‌های فلاشینگ است، بلکه برای درک پدیده نیز مهم است. مشاهدات تجربی [۵] چهار مود مختلف جوشش را برای جت‌های فوق گرم مشخص کرده اند که عبارتند از جوشش همگن، جوشش دیواره ای، جوشش ذره ای و جوشش سطحی، سه مود اول باید از فرض جت‌هایی که از نازل‌های کوتاه و با تخلیه فشار بالا خارج می‌شوند، مستثنی شوند: درجه فوق گرمی در مورد کاربرد مورد نظرم برای فعال سازی جوشش همگن کافی نیست؛ جوشش دیواره ای نیز به دلیل فرض نازل کوتاه می‌تواند کنار گذاشته شود؛ و زمانی که فشار تزریق PA از فشار اشباع $s > s_{cr}$ بدلیل فرامنبسط شدن بیشتر می‌شود، جوشش ذره‌ای متوقف می‌شود. یعنی جوشش ذره‌ای متوقف می‌شود. یعنی $s > s_{cr}$ - فشار اتمسفریک (است) که معمولاً برای تخلیه زیاد فشار، صدق می‌کند.

جوشش سطحی در جهت فلاشینگ غالب است، و این بدین معناست که باید فرض کنیم تبخیر تنها در سطح جت اتفاق می‌کند، در حالی که هسته آن در حالت مایع فراپایدار فوق گرم باقی می‌ماند. این فرض بوسیله آزمایشاتی برای جت‌های فلاشینگ نازل کوتاه تأیید شده است. [۲، ۳] اما منشأ مکانیزم جوشش سطحی هنوز کاملاً فهمیده نشده است. [۵]

جونز [۶] آن را به نوسانات فشار آشفته روی سطح جت منتسب کرده است، و یلدجن و اشراوب [۵] براین عقیده اند که هسته‌های سطحی توسط گردابه‌ها از گاز و بخار تشکیل می‌گردند. البته شاهدهی برای تأیید دو تفسیر فوق موجود نیست. در این جا ما تعبیر دیگری از دیدگاه آزادسازی فشار ارائه می‌کنیم.

وقتی مایع پرفشار بطور ناگهانی از نازل خارج می‌شود، می‌توان تصور نمود که ستون مایع قبل از آغاز فلاشینگ شامل دو ناحیه است، لایه اشتراکی نازک که در معرض اتمسفر قرار هر دو ناحیه هسته، پایداری جرم و مومنتوم عمودی در عرض لایه تداخلی بصورت زیر بیان می‌شود.

$$\rho_1 (u_1 - v) \cdot n = -\rho (u - v) \cdot n \quad (1)$$

$$(u - u_\ell) \cdot n + \dots = -\xi \nabla \cdot n \quad (2)$$

که [فشار جرمی در عرض فصل مشترک، ρ, u, P ، بترتیب نماینده سرعت، فشار و چگالی سیال، V سرعت جابجایی فصل مشترک، n بردار واحد عمود به فصل مشترک اشاره کننده به سمت بخار، ξ ضریب کشش سطح مشترکی، و زیرنویس‌های g و ℓ بترتیب نشانه بخار و مایع هستند. از معادلات (۱) و (۲) دیده می‌شود که فشار وارد بر وجه مشترک مایع بطور کامل با حد منظر از کشش سطح اشتراکی به فشار بخار () نمی‌رسد.

$$1 = \dots + 2 \left(\frac{1}{\rho} - \frac{1}{\rho_\ell} \right)$$

چنین اثری بوسیله انبساط ذرات سیال که در معرض گذرش از حالت مایع به بخار هستند، ایجاد می‌شود که در آنجا به نظر می‌رسد مایع به سمت داخل کشیده می‌شود و از فرو ریزش آن جلوگیری می‌شود.

۳- فرمولبندی ریاضی

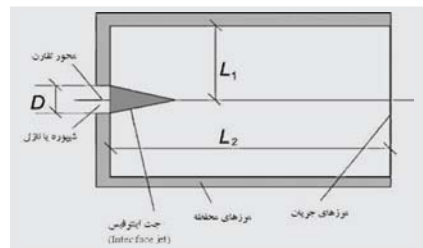
۱-۳ روابط ریاضی

معادلات هیدرودینامیکی حاکم برای جت‌های فلاشینگ بصورت زیر قابل بیان هستند:

$$\frac{\rho u}{t} = -\nabla \dots + \xi \kappa \delta n \quad (4)$$

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (5)$$

یک سیستم مختصات کارتزین دو بعدی، همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده در پیکربندی محاسبات بنا می‌شود. شرایط مرزی در طول دیواره محفظه، بجز خروجی نازک شرایط عدم لغزش در نظر گرفته می‌شوند. شرایط مرزی جریان ورودی در طول خروجی نازل به پروفایل یکنواخت منتسب می‌شود. فلاشینگ کاملاً بی در رو فرض می‌شود، یعنی هیچ انتقال حرارتی بین ذرات سیال وجود ندارد. ونیروی کشش سطحی تنها به سطح جت اعمال می‌شود که به این معنی است که از دور شدن ذرات مایع از لایه اشتراکی صرفنظر می‌شود. مدل کردن کشش سطحی برای روش‌های MPS براساس مدل نیروی سطحی پیوسته (CSP) است که در مرجع [۷] به تفصیل توصیف شده است.



شکل ۱- نمای شماتیک جت فلاشینگ

۲-۳ مدل فلاشینگ

تولید بخار غیرتعادلی یکی از شاخصه‌های مهم فلاشینگ مایعات در زمان تخلیه ناگهانی فشار است. در نتیجه، فلاشینگ با اندکی تأخیر زمانی آغاز می‌شود و بنابراین الگوی واقعی کیفیت بخار ممکن است اساساً با حالت تعادل تفاوت داشته باشد. جونز [۸] اشاره می‌کند که مدل‌های آزاد سازی، مدل مناسبی برای توصیف عدم تعادل گرمایی از دیدگاه پدیده شناختی است. در این مقاله مدل آزاد سازی غیرتعادلی همگن (HRM) برای مدل کردن فرآیند فلاشینگ انتخاب شده است. توصیف مختصر این مدل در زیر می‌آید.

در مدل HRM، نرخ تولید بخار Γ با استخراج جمله اول از سری تیلور نرخ تولید بخار بصورت زیر تقریب زده

می‌شود.

$$\Gamma = \rho \frac{dx}{t} = \rho_m \frac{x_e - x}{t} \quad (6)$$

که در آن الف) ρ_m چگالی مخلوط است.

$$\rho_m = \frac{\rho \rho_\ell}{x \rho_1 + (1-x) \rho} \quad (7)$$

ب) x_e کیفیت بخار تعادلی است که به عنوان کیفیت آنتالپی ثابت تعادلی انتخاب می‌شود.

$$x_e = \frac{s - s_{s\ell}(P_\infty)}{s_s(\infty) - s_{s\ell}(\infty)}$$

که زیرنویس‌های S و s_ℓ بترتیب برای حالات گاز و مایع هستند. همانطور که می‌دانیم، تعریف کیفیت آنتالپی ثابت تعادلی، این فرض را می‌کند که مخلوط بخار/مایع بعد از تبخیر در حالت سکون باشد. این به کیفیت‌های بالاتری می‌انجامد چرا که هیچ گرمای نهانی به انرژی جنبشی تبدیل نمی‌شود. بنابراین سرعت اولیه ذرات بخار تولید شده از فلاشینگ باید مساوی صفر قرار داده شوند.

ج) کیفیت بخار x براساس وابستگی معادل آن به نسبت خلاء محلی α محاسبه می‌شود.

د) زمان آزادسازی است که تابعی توانی از نسبت خلأ و میزان تخلیه فشار است [۱۰]

$$= \alpha^{-0.5} \phi^{-1.6}$$

که $\phi Z_0 = 5.5 \times 10^{-3}$ میزان بی

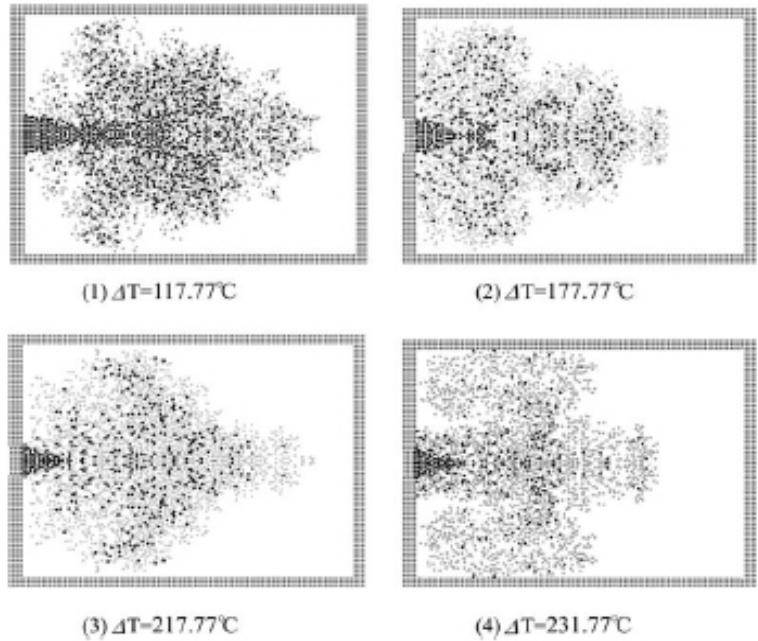
بعد تخلیه فشار است. $\phi = \frac{s - s_{cr}}{s - s_{cr}}$ که فشار بحرانی سیال است استراتژی بکارگیری مدل فلاشینگ HRM در روش MPS در ادامه ارائه می‌شود. ابتدا ذرات مایع اشتراکی مشخص می‌شوند. [۴] سپس نرخ تولید بخار این ذرات مایع اشتراکی توسط معادله (۶) محاسبه می‌شوند. و ذره مایع با تجمع جرمی بخار شده آن ارتباط پیدا می‌کند. وقتی تراکم جرمی از مقدار مربوط به یک ذره تجاوز می‌کند، یک ذره بخار نوزاد جدید آزاد می‌شود که به فاصله ℓ_0 به سمت بیرون در جهت راستای عمودی ذرات فلاشینگ مولد آن جابجا می‌شود. فلاشینگ برای یک ذره مایع وقتی که کیفیت محلی آن x به کیفیت بخار تعادلی x_e می‌رسد، خاتمه می‌یابد.

۴- نتایج و بحث

با در نظر گرفتن کاربردهای قابل پیش بینی آب به عنوان محیط کاری برای شبیه سازی عددی انتخاب می‌شود. در تمام موارد عددی، فشار تزریق و فشار پشت به ترتیب در مقادیر $WMpa$ (دمای بخار اشباع آن برای آب 352 و $0.7 MPa$ ثابت نگه داشته می‌شوند. سرعت تزریق تقریباً به عنوان سرعت بحرانی جریان در جریان دو فاز تعادلی در نظر گرفته می‌شود که در حالت آنتالپی ثابت متناظر است با حالت مایع فراپایدار بعد از آنکه مایع به طور ناگهانی تخلیه فشار می‌شود. تمرکز این مطالعه بر روی اثر درجه فوق گرمی بر رفتارهای قبه‌های فلاشینگ است. دامنه درجه فوق گرمی تقریباً در محدوده $77^\circ C$ تا $231^\circ C$ مورد بررسی قرار گرفت که دمای تزریق متناظر آن از $200^\circ C$ تا $352^\circ C$ می‌باشد.



مرکزی جت شامل یک هسته تابع مخروطی شکل است که با جریان قطرات ریز دو فازی محاط می شود. طول اطفاء جتهای فلاشینگ با افزایش درجه فوق گرمی کاهش می یابد و به علاوه با نزدیک شدن دمای تزریق به دمای بخار اشباع متناظر با فشار تزریق، بطور ضعیف به درجه فوق گرمی وابسته می شود.



شکل ۲- جت فلاشینگ آب در در دماهای فوق اشباع مختلف

عنوان متن ترجمه شده
 Ri-Qinany Duan, Shen-Yao Jiang
 seiichi koshizuku, Yoshiaka Oka,
 Akira Yamaguchi Direct Simulation
 of flashing liquid jets using the MPS
 method Znternational jornal of Heat
 and Mass transfer ۲۰۰۶, ۴۹

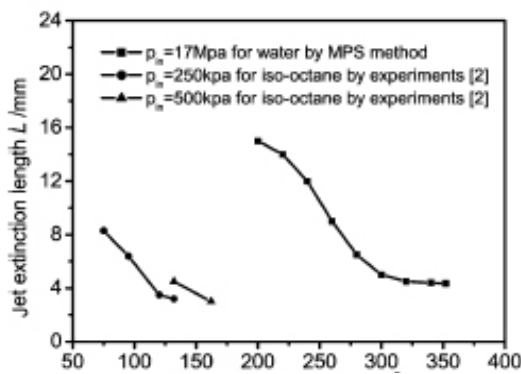
کاهش می یابد که می تواند به نرخ تبخیر بالاتر در درجات فوق گرمی بالا اطلاق شود. دومین شاخصه آن است که طول اطفاء، وقتی که دمای تزریق به دمای اشباع متناظر با فشار تزریق نزدیک می شود، بطور ضعیف به درجه فوق گرمی بستگی پیدا می کند. مورد دوم بدین شکل قابل توضیح است: نرخ تولید بخار در حقیقت یک تابع توانی از نسبت خلأ است البته با این فرض که وابستگی خطی محلی به کیفیت بخار داشته باشد.

۵- نتیجه گیری

جتهای فلاشینگ که در معرض تخلیه فشار بالا قرار دارند در این مطالعه با موفقیت در زیر جوشش سطحی شبیه سازی شدند. ساختار آشکار شده و هندسه قبههای فلاشینگ از نتایج شبیه سازی عددی با مشاهدات اپتیکی موجود قابل مقایسه هستند. ناحیه مرکزی جت شامل یک هسته تابع مخروطی شکل است که با جریان قطرات ریز مقایسه هستند. ناحیه

اندازه ذرات بطور یکنواخت $\ell_0 = 0.5\text{mm}$ (قطرنازل $4\text{mm}, D$ گرفته شد) برای آب، بخار و مایع محیط گرفته شد. حساسیت ابعاد محاسباتی ۱ و ۲ نیز بررسی گردید. مشخص شد که بکارگیری $12 = \Delta x$ و $2 = \Delta t$ به اندازه کافی بزرگ هست تا Δx حساسیت رفتارهای جت برقرار شود. شکل ۲ برخی نتایج شبیه سازی محاسباتی ساختار قبههای فلاشینگ را برای درجههای فوق گرمی مختلف نشان می دهد که در آن آب مایع و بخار تولید شده فلاشینگ بترتیب با ذرات مشکی رنگ و خاکستری رنگ نشان داده شده اند و ذرات مایع برای وضوح تصویر نشان داده نشده اند.

ارزیابی نتایج شبیه سازی عددی اجازه می دهد که نتیجه بگیریم: جت فلاشینگ به سمت یک بسته مایع مخروطی شکل در زیر جوشش سطحی گیسسته می شود و در فاصله ای (که طول اطفاء نام دارد) در پایین دست خروجی نازل محو می شود. ناحیه مرکزی جت فلاشینگ برای طول اطفاء دست نخورده می ماند. در درجه فوق گرمی پایین (مثلاً در شکل ۱-۲) می توان دید که قطرات نسبتاً بزرگی در معرض فریات نوک جت و نیز قطرات ریز خروجی از سطح جت قرار می گیرند. اما در درجات بالای فوق گرمی (که در شکل ۴-۲) فریات نوک جت به قطرات بزرگ چندان مشخود نیست. ساختار و رفتار بالا با نتایج شاهدهات تجربی سازگاری دارند. [۳] شکل ۳ طول اطفاء را برای دماهای تزریق متفاوت برای هر دو حالت نتایج شبیه سازی عددی و نتایج تجربی با استفاده از ایزو اکتان نشان می دهد. [۳] دو شاخصه برای طول اطفاء قابل مشاهده اند. اول آنکه طول اطفاء با افزایش درجه فوق گرمی



شکل ۳- طول اطفاء جت فلاشینگ برای دماهای مختلف تزریق

بخش نخست

معرفی راهزن

□ غلامرضا علیزاده

هدف از این مقاله معرفی جنگنده اف-۲۲ رپتور است. بدون شک گذشته از تسلیحات هسته ای و موشک‌های قاره‌پیما، مهمترین تهدید برای امنیت کشور در صورت وقوع حمله احتمالی آمریکا، هواپیماهای جنگنده اف-۲۲ است. چندی پیش یکصدمین جنگنده اف-۲۲ آخرین مراحل مونتاژ خود را پشت سر گذراند و می‌رود تا چندی دیگر وارد خدمت در یگان‌های عملیاتی شود.



در اواسط مردادماه امسال (۱۳۸۶) نیز در اقدامی غیر مترقبه، دولت جرج دبلیو بوش به منظور حفظ برتری کامل نیروی هوایی اسرائیل در برابر اعراب و نیز مهار ایران در منطقه تصمیم به فروش این جنگنده به متحد دیرین خود گرفت. در آسیای دور نیز این کشور با هدف مهار همزمان روسیه و چین تصمیم به فروش برترین جنگنده عصر حاضر به کشور ژاپن گرفته است. اگرچه بنا بر اینست تا تمامی جنگنده‌های اف-۲۲ صادراتی ضعیف تر از همتایان آمریکایی خود باشند، با این وجود خلاف واقع نخواهد بود اگر ما از این روند احساس خطر کنیم. در ابتدا بنا بود تا به طور مفصل به معرفی این جنگنده بپردازیم و سپس با استفاده از اطلاعات در دسترس، راه‌های موجود برای مقابله با این تهدیدها را بیان کنیم؛ کاری که چندین شماره به طول می انجامید. اما یکی از اساتید دانشکده نکته ای را متذکر شدند که تجدیدنظر در محتوای مقاله را اجتناب ناپذیر می کرد. و آن این که معرفی صرف این جنگنده بدون تعیین جایگاه آن در میان دیگر رقبا کاری عبث و بیهوده است.

آری آدمی همواره جهان پیرامون خود را از طریق مقایسه می سنجد. عدم درک ابعاد واقعی یک جسم در محیطی کاملاً روشن و زمینه ای سفیدرنگ یکی از راه‌های اثبات این امر است. بنا بر این تصمیم به تغییر رویکرد پیشین گرفتیم. در رویکرد جدید بنا را بر آن گذاشته ایم تا ابتدا به معرفی اجمالی این جنگنده پرداخته و سپس از زوایای مختلف و با رویکرد مد نظر آن استاد ارجمند به این پدیده قرن بنگریم.

نکته قابل ذکر دیگری که اشاره بدان پیش از ورود به بحث خالی از لطف نیست آن است که این جنگنده با هدف جایگزینی اف-۱۵ در ایفای نقش برتری هوایی که شاید معادل درست تر آن سلطه هوایی باشد، و نیز مقابله با تهدید روزافزون جنگنده‌های نسل چهارم به بعد شوروی پیشین (و بعدها روسیه کنونی) طراحی شد. این که مفهوم برتری هوایی یا سلطه هوایی چیست که یک کشور حاضر به پرداخت دست کم ۳۴ میلیارد دلار برای دست یابی به آن است، همان چیزی است که در شماره‌های بعدی بدان خواهیم پرداخت. اما برای روشن تر شدن اهمیت آن کافی است این جمله فیلد مارشال مک کومری - که غربی‌ها او را به عنوان بزرگترین فرمانده جنگ جهانی دوم می‌شناسند- را به خاطر بسپاریم:

" اگر تسلط بر آسمان را از دست دهیم، عرصه جنگ را هم واگذار خواهیم کرد."^۲

که ما تجربه تلخ آن را در دوران هشت ساله دفاع مقدس به خصوص عملیات‌های خیبر و بدر و کربلای ۴ و حتی کربلای ۳۵ به بدترین شکل ممکن داشته ایم. مقاله پیش روی را تقدیم می کنیم به تمام آنانی که علی رغم سلطه کامل هوایی دشمن در دوران هشت سال دفاع مقدس، عرصه نبرد را واگذار نکردند.^۴



راهزن آسمان‌ها:

اف-۲۲ رپتور RAPTOR

هوایمای جنگنده اف-۲۲ رپتور متعلق به پنجمین

نسل از جنگنده‌هاست. نسلی که مهمترین مشخصه آن سطح مقطع راداری^۵ بسیار پایین، مانورپذیری بسیار بالاست و حذف مفاهیمی همچون استتال و واماندگی موتور از دیگر مشخصات آنست. در ابتدا هدف از طراحی این جنگنده مقابله با تهدیدات نیروی هوایی در حال رشد اتحاد جماهیر شوروی بود. گزارش‌هایی که سازمان سی آی ای در اوایل دهه شصت شمسی به کنگره آمریکا می داد حاکی از برابری یک به یک توان جنگنده‌های شرقی و غربی بود، اما به تدریج با تغییر در آرایش تهدیدها مشخصات و توانمندیهای آن نیز دچار دگرگونی شد. نمونه اولیه این جنگنده YF-۲۲ نام گرفت و نمونه‌های عملیاتی آن با ورود به خدمت در آذرماه ۱۳۸۴ از AF-۲۲ به F-۲۲A تغییر نام داد. شرکت لاکهید مارتین به عنوان پیمانکار نخست این جنگنده بخش اعظم سازه و سامانه‌های تسلیحات و نیز چینش مونتاژ نهایی آن را به عهده دارد. شرکت بویینگ نیز به عنوان پیمانکار فرعی وظیفه ساخت بال، بخش انتهایی بدنه، یکپارچه سازی آویونیک و تمام سامانه‌های آموزش و تعمیر و نگهداری هوایما را به عهده دارد.

طراحی و توسعه

پروژه جنگنده تاکتیکی پیشرفته^۶ در آغاز دهه شصت شمسی برای جایگزین نسل حاضر جنگنده‌های برتری هوایی اف-۱۵ و نیسز مقابله با تهدیدهای جنگنده‌های کلاس سوخو-۲۷ فلانکر کلید خورد. در سال ۱۳۶۰ نیروی هوایی آمریکا نیازمندی‌های خود را برای جایگزینی جنگنده برتری هوایی اف-۱۵- ایگل به شرکت‌های بزرگ هوایما سازی این کشور اعلام کرد. این نیازمندی‌ها شامل استفاده ATF از ترکیبی از فناوری‌های پیشرفته مختلف از جمله آلیاژهای پیشرفته و مواد مرکب، سامانه‌های کنترل پرواز پیشرفته، موتور قدرتمندتر و فناوری کم پیدایی/ناپیدایی STEALTH می شد. درخواست برای پیشنهاد طرح RFP (Request For Proposal) در اواخر تیرماه ۱۳۶۷ ابلاغ شد و دو تیم لاکهید/بویینگ/جنرال داینامیکز و نورثروپ/مکدانیل داگلاس/پرت اند ویتنی به عنوان رقبای طرح مشخص شدند. به هر دو تیم ۵۰ ماه فرصت داده شد تا نمونه اولیه خود را به پرواز در آورند. طرح گروه اول وای اف-۲۲ و گروه دوم، وای اف-۲۳ نام گرفت. پس از رقابتی سخت در مردادماه ۱۳۷۰ طرح YF-۲۲ برنده شد و شرکت لاکهید مارتین به عنوان پیمانکار اصلی برنامه انتخاب شد.

توضیحات فنی

دو موتور توربوفن اف-۱۹ پی دبلو-۱۰۰ محصول پرت اند ویتنی نیروی محرکه اف-۲۲ را تامین می کند که با داشتن قابلیت سوپرکروز، به جنگنده امکان رسیدن به سرعت‌های فراتر از صوت را بدون استفاده از پس سوز می دهد. این موتور همچنین قادر به تغییر راستای رانش خود است که البته فقط در محور پیچینگ یا راستای عمود بر افق قادر به این کار است- در مقایسه با سوخو-۳۰ و ۳۷ روسی که هم در راستای افق و هم عمود بر آن قادر به انجام این کار است- این قابلیت نقشی کلیدی در ابر مانورپذیری ایفا می کند. حداکثر

رانش به ازای هر موتور ۱۵۶ کیلونیوتن بوده و حداکثر سرعت جنگنده را به ۱/۷۲ ماخ بدون استفاده از پس سوز می رساند. این همان ویژگی سوپرکروز است. با استفاده از پس سوز این مقدار به بیش از ۲ ماخ یعنی ۲۱۲۵ کیلومتر در ساعت می رسد. رپتور به راحتی قادر است به محدوده‌های سرعت پروازی خود برسد، به خصوص در سرعت‌های پایین. ژنرال جان جامپر رئیس ستاد نیروی هوایی آمریکا در ۱۳ ژانویه ۲۰۰۵ موفق شد با این جنگنده بدون استفاده از پس سوز به سرعت ۱/۷ ماخ دست یابد. ویژگی دیگر این جنگنده عدم احتیاج به ورودی‌های هوای موثر با سطح مقطع متغیر است. در حقیقت ورودی هوای این جنگنده در تمام طول پرواز ثابت است. به نظر می رسد این مسئله دستیابی هوایما به سرعت‌های فراتر از ۲ ماخ را غیر ممکن سازد. در عوض از سطح مقطع راداری هوایما به شدت می کاهد. پاول متز سرخلبان آزمایشگر سابق لاکهید مارتین خبر از سرعت فراتر ۲/۴۲ ماخ می دهد یعنی بیش از ۲۵۷۵ کیلومتر بر سرعت و اضافه می کند که سرعت اوجگیری این جنگنده به خاطر داشتن تکنولوژی بسیار برتر موتور به مراتب بیشتر از اف-۱۵ ایگل است. سرعت واقعی این جنگنده هنوز به صورت محرمانه است و هیچ منبع رسمی آن را اعلام نکرده است. در حالیکه بعضی از جنگنده‌های موجود داعیه سرعت بیشتر را دارند، اف-۲۲ به خاطر حمل مهمات در درون بدنه و ایرودینامیک عالی اگر سریعتر از رقبای خود نباشد، قطعاً کندتر نیست. این جنگنده یکی از معدود هوایماهایی است که قادر است مدتها در حوزه سرعت فراصوت پرواز کند، بدون آن که از پس سوز بهره بگیرد- یا همان سوپرکروز^۹- کاری که به شدت از مصرف سوخت هوایما می کاهد. نسبت رانش به وزن اف-۱۵ تقریباً ۱ به ۱/۲ است که در مقابل این نسبت برای اف-۲۲ به ۱ به ۱ افزایش می یابد. برای جنگنده ای همچون اف-۲۲ که در ساخت آن از مواد پلیمری به طور گسترده استفاده شده است، میزان مقاومت بدنه و سازه در مقابل تنش‌های حرارتی حاصل از اصطکاک فاکتوری کلیدی است. اف-۲۲ بسیار چابک و مانورپذیر است؛ در هر دو حوزه فا و فرصوت. استفاده اف-۲۲ از قابلیت تغییر راستای رانش به این جنگنده امکان گردش‌های با شعاع دور بسیار کم و نیز مانورهای با زوایای حمله زیاد را می دهد. مانورهایی همچون مانور هربرت، کبرای پوگاچف و کولبیت، که ادعا می شود مانور هربرت از مؤثرترین آنهاست. این جنگنده قادر است در ورای زاویه حمله ۶۰ درجه زاویه حمله خود را ثابت نگاه دارد، حال آن که هنوز کنترل خود را از دست نداده است. ارتفاع کروز بالا یکی از مؤلفه‌های مهم در برتری یک جنگنده است، همان چیزی که اف-۲۲ از مدعیان آن است.

آویونیک

آویونیک هوایما شامل رادار آرایه جستجوی الکترونیکی فعال^{۱۰} از نوع AN/APG-۷۷ محصول مشترک دو شرکت ریتون و نورثروپ گرمین است. این رادار با دو قابلیت هدف یابی در بردهای بلند و اجتناب از کشف شدن توسط سامانه‌های راداریاب، به احتمال بسیار زیاد برترین رادار عملیاتی جهان است. تغییرات فرکانس رادار AN/APG-۷۷ بیش از ۱۰۰۰ بار در ثانیه است که احتمال ردیابی را کاهش می دهد. این رادار همچنین قادر است با گسیل و متمرکز کردن امواج خود بر روی فرستنده‌ها و گیرنده‌های راداری خصم، با ایجاد اضافه بار، آن را از کار بیندازد و به نوعی دارای توانایی تهاجم الکترونیکی است. اطلاعات رادار توسط دو





گرفته که در ورودی آن مجهز به دریچه ای است تا از انعکاس امواج راداری آن بکاهد. توپ ولکان سلاح آخرین سنجر نبرد هواپیما است و دارای ۴۸۰ دور فشنگ است که برای حدوداً پنج ثانیه شلیک یکنواخت مناسب است. با وجود این وسیله F-۲۲ قادر است در نبردهای نزدیک که اصطلاحاً به آن نبرد چاقویی یا داگ فایت^{۱۵} می‌گویند، بدون آنکه کشف شود از آن استفاده کند. آن هنگامی که زرادخانه ی جنگنده از موشک تهی شده است، مطالعاتی نیز برای جایگزینی سلاح‌های متعارف با تسلیحات لیزری تحت برنامه ی THEL صورت گرفت. ولی تاکنون هیچ خبری از هرگونه توسعه و یا تحولی در این زمینه در دست نیست. همچنان که نیروهای هوایی سراسر جهان به ارتقای سطح توانمندی‌های خود در مهمات هوا به هوا و هوا به زمین می‌پردازند، از منظر F-۲۲ باید نکته‌ای را در ذهن داشت و آن اینکه سرعت مداوم و ارتفاع عملیاتی بسیار زیاد این جنگنده باعث می‌شود تا برد موثر مهمات هوا به هوا و هوا به زمین به شدت افزایش یابد. این مولفه همان علتی است که عدم تمایل نیروی هوایی آمریکا به موشک‌های برد بلند و پر انرژی هوا به هوای MBDA METEOR را توجیه می‌کند. با این وجود نیروی هوایی آمریکا در نظر دارد تا موشک ایم ۱۲۰ دی امرام^{۱۶} که برد بیشتری نسبت به ایم ۱۲۰ سی دارد را به خدمت بگیرد. در این موشک پرتابگر موشک ضربه ی بیشتری به آن می‌دهد. سرعت و ارتفاع بیشتر هواپیما به آن امکان بهبود برد مهمات هوا به زمین را می‌دهد. بمب‌های JDAM به کار رفته در F-۲۲ چیزی حدود دو برابر و حتی بیشتر از پرتاب با دیگر هواپیماها برد موثر خواهد داشت. در آزمایش یک بمب JDAM ۴۵۴ کیلوگرمی، پس از رها شدن بمب از ارتفاع ۱۵۰۰۰ متری و سرعت ۱٫۵ ماخ، ۳۶۶ کیلومتر دورتر به هدف اصابت کرد. مهمات SDB نیز در صورت استفاده توسط F-۲۲ از بردی بسیار بیشتر برخوردار خواهند شد. هواپیماهای F-۲۲ گرچه برای پنهان ماندن از دید رادارها مهمات خود را در درون بدنه حمل می‌کنند ولی فقط محدود به این گزینه نیست، این جنگنده قادر است از نقاط اصطلاحاً سخت شده ی بال نیز استفاده کند. هر نقطه ی سخت به صورت تئوری قادر به حمل ۵۰۰۰ پوند مهمات و تجهیزات است. ولی باید توجه داشت استفاده از جایگاه‌های بیرونی حمل مهمات اثرات زیانبخشی بر روی پنهانکاری و قدرت مانور جنگنده دارد. دو تا از این جایگاهها امکان حمل سوخت بیشتر را به جنگنده می‌دهد. تمام جایگاه‌های خارجی جنگنده قابل رها شدن هستند تا به جنگنده امکان بازبایی قدرت پنهانکاری به محض رها کردن آن در شرایط اضطراری را بدهند. البته هم اکنون تحقیقاتی برای توسعه و تکمیل نوع ناپیدای محفظه‌ها و جایگاه‌های خارجی حمل مهمات و سوخت در حال صورت گرفتن است که در آن با قرار دادن مهمات درون غلافهایی از انعکاس راداری آن جلوگیری می‌کنند. این غلاف در هنگام پرتاب مهمات خود از وسط دو نیم شده تا امکان رها کردن بمب و یا موشک را بدهد. هردوی غلاف و نقطه‌های سخت (جایگاه حمل مهمات) در صورت عدم نیاز قابل جدا شدن خواهند بود. این مجموعه به F-۲۲ امکان حمل حداکثر مهمات قابل حمل را به همراه حفظ جنبه‌های پنهان کارانه خود می‌دهد.

پنهانکاری^{۱۷}

اگرچه هواپیماهای متعددی در غرب دارای ویژگی پنهانکاری هستند اما این ویژگی در F-۲۲ بیش از هر طرح دیگری مورد توجه بوده است و به همین جهت سخت تر از هر هدف دیگری توسط رادار قابل رؤیت است.

پردازشگر یکپارچه مشترک CIP^{۱۱} محصول ریتون پردازش می‌شود. هر CIP قادر به اجرای ۱۰/۵ میلیارد دستور در ثانیه است و ۳۰۰ مگابایت حافظه دارد. اطلاعات خام از رادار و دیگر سامانه‌های درونی و برونی گرفته شده و توسط CIP تصفیه می‌شود و پس از هضم و جزم اطلاعات قابل نمایش در نمایشگر درون کابین تبدیل می‌شود تا خلبان را در بدترین شرایط قادر به کنترل وضعیت سازد. نرم افزار ریتور متشکل از ۱/۷ میلیون خط انتقال کد است که بخش اعظم آن مختص به پردازش اطلاعات ورودی از رادار است. برد این رادار حدود ۲۰۰ تا ۲۴۰ کیلومتر تخمین زده می‌شود (اطلاعات واقعی آن کاملاً محرمانه است و این تنها حدسی است که بر مبنای برخی شواهد زده می‌شود). اعتقاد بر این است که این برد با انجام اصلاحاتی، در یک باند نازک تر به بیش از ۴۰۰ کیلومتر افزایش می‌یابد. F-۲۲ خصوصی دارد که برای هواپیمایی در اندازه و رده ی خودش منحصر به فرد است. به طور مثال توان یافتن و مواجهه با اهداف موجود در خطوط ارتباطی هواپیمای آرسی-۱۳۵ ریتوت جوینت. گرچه تجهیزات F-۲۲ به خاطر حفظ خواص پنهانکاری از قدرت زیادی برخوردار نیست ولی ویژگی پنهانکاری این جنگنده این امکان را بدان می‌بخشد که با عمل کردن در میادین نزدیک به نبرد این ضعف را جبران سازد. هواپیمای F-۲۲ قادر است تا در نقش یک مینی ایوکس^{۱۲} عمل کند. توانایی کمتر این جنگنده در مقایسه با هواپیماهای اختصاصی شناسایی خصم، همواره با بودن این جنگنده در خط مقدم به خاطر خاصیت پنهانکاری آن جبران می‌شود. قابلیت‌های F-۲۲ به آن امکان یاری رساندن به هواپیماهای F-۱۵ و F-۱۶ حاضر در صحنه ی نبرد را می‌دهد، بدین ترتیب که با دادن اطلاعات مربوط به اهداف مختلف جنگنده‌های F-۱۵ و F-۱۶ را به سوی آنها بفرستد و حتی قادر است در صورت هدف گیری یک هدف توسط دو جنگنده ی خودی به صورت همزمان، یکی از آنها را به سوی هدفی دیگر رهنمون سازد. F-۲۲ قادر است صدها بار سریعتر از AWACS اهداف را مشخص کند. رادار F-۲۲ با وجود مصنوعیت از شنود (یا تجسس)، امکان انتقال اطلاعات را در پهنای باند وسیعی می‌دهد تا اجازه ی انتقال سریع اطلاعات بین فرستنده‌ها و گیرنده‌های خودی را در ناحیه دهد. انتقال دهنده ی داده ی MIL-STD-۱۳۹۴B که برای جنگنده ی F-۲۲ توسعه یافته است و قبلاً برای سامانه‌های انتقال فایروایر IEEE-۱۳۹۴ تکمیل شده بود، اغلب در کامپیوترهای خانگی مورد استفاده قرار می‌گیرد. این انتقال دهنده ی داده برای گونه‌های مختلف F-۳۵ نیز در نظر گرفته شده است.

تسلیحات

مهمات هوا به هوای جنگنده F-۲۲ در درون بدنه ی هواپیما قرار می‌گیرند تا از ویژگی پنهانکاری جنگنده کاسته نشود. پرتاب موشک‌ها نیازمند گشودن دریچه‌های فضای تسلیحات در کمتر از ثانیه ای دارد. برای این کار ابتدا موشک توسط بازوهای هیدرولیکی به بیرون پرتاب می‌شود و سپس موتور موشک در کمتر از ثانیه ای روشن شده و به سمت هدف حرکت می‌کند. علاوه بر این هواپیما قادر به حمل مهمات هوا به زمین همچون بمب‌های جی دم^{۱۳} و اس دی بی (بمب‌های قطر کوچک)^{۱۴} است. هواپیما علاوه بر این قادر به حمل مهمات در چهار جایگاه سخت شده ی بیرونی است که البته استفاده از این جایگاهها به شدت بر روی مانور پذیری، پنهانکاری، سرعت و برد جنگنده اثر می‌گذارد. یک عدد توپ بیست میلیمتری چرخشی M۶۱A۲ و مکان در بال راست هواپیما قرار



آویونیک پیشرفته و همچنین توانایی دریافت داده از دیگر سامانه‌های آمریکایی. شاید به نظر آید که قابلیت مانوردهی بالا برای یک جنگنده پنهانکار بی معنا است. اما لاکهیدمارتین و نیروی هوایی آمریکا مصمم اند که نوک پیکان تکنولوژی آنها در برابر هر گونه تهدیدی آماده باشد. ذهنیت عدم احتیاج به مانور پذیری بالا یک بار در گذشته در مورد هواپیمای F-4 فانتوم ۲ اشتباه بودن خود را به اثبات رسانده است. یک F-۲۲ هر چقدر هم که پیشرفته باشد، هیچگاه از تهدید دشمنان خود در امان نیست. به طور نمونه پیشرفته ترین سیستم زمین به هوای کنونی یعنی SA-۲۱ گرولر که قادر به کشف اهداف پنهانکار با استفاده از یرکیب اطلاعات رادارهای مجاور و شکل دادن به سیگنال‌ها است یکی از تهدیدهای عمده برای این جنگنده محسوب می شوند. ژنرال جان پی جامپر رئیس ستاد نیروی هوایی آمریکا بعنوان تنها کسی که هم با رپتور پرواز کرده و هم پرواز با یوورو فایتر تایفون را امتحان کرده است در این باب می گوید: یوروفایتر تایفون هم چابک و هم پیچیده است ولی هنوز به سختی قابل مقایسه با F-۲۲ است. این‌ها دو نوع متفاوت از هواپیماهاست که همزمان وارد صحنه می شوند. مثل این است که از من بخواهند خودروی ناسکار را با یک اتومبیل فرمول ۱- مقایسه کنیم. این دو برای دو مسیر متفاوت طراحی شده اند و در دو سطح مختلف از عملکرد در نظر گرفته شده اند.

ادامه دارد ...



پنهانکاری F-۲۲ در نتیجه عوامل متعددی از جمله شکل کلی هواپیما، توجه به ریزه کاریهایی همچون کلاه خلبان، شکافها، مفصل‌ها و لولاه‌ها، استفاده از مواد جاذب امواج رادار و زوایای خطوط و قطعات مختلف هواپیما نسبت به هم است. همچنین گسیل امواج گرمایی هواپیما به حداقل ممکن کاهش یافته تا از کشف آن توسط سامانه‌های موشکی زمین به هوا و هوا به هوای فرسوخ^{۱۸} جلوگیری به عمل آید. اف-۲۲ برخلاف هواپیماهای پنهانکار قبلی کمتر وابسته به مواد و رنگهای جاذب امواج رادار است.

این نوع مواد مستعد ناسازگاری با شرایط مختلف آب و هوایی هستند و بر خلاف بمب افکن B-۲ که نیازمند آشیانه ای با امکانات کنترل کننده رطوبت و شرایط محیطی است، F-۲۲ بدون نیاز به این امکانات قادر است که همواره آماده عملیات باشد. علاوه بر این F-۲۲ یک سامانه هشدار دارد که به آن سامانه ارزیابی رد و اثر^{۱۹} یا SAS می گویند. این سیستم افزایش سطح مقطع راداری هواپیما در اثر خش برداشتن یا صدمه دیدن سطوح هواپیما را بصورت علائم هشدار دهنده ای برای خلبان به نمایش می گذارد. سطح مقطع دقیق راداری هواپیما هنوز محرمانه است. استفاده از پس سوز همواره منجر به افزایش گسیل امواج گرمایی شده و علاوه بر آن بر سطح مقطع راداری هواپیما نیز در زوایای خاصی می افزاید و اینها مهمترین دلایل به سوپر کروز است.

تولید:

نیروی هوایی آمریکا ابتدا در نظر داشت تا ۷۵۰ فروند جنگنده ATF را به خدمت بگیرد. برنامه تولید آن نیز قرار بود از ۱۳۷۳ آغاز گردد. بازمینی بزرگ هواپیما در سال ۱۳۶۹ این تاریخ را به ۱۳۷۵ به تاخیر انداخت و تعداد آن را هم به ۶۴۸ فروند کاهش داد. این تعداد باز هم در سال ۱۳۷۳ کاهش یافت و به ۴۴۲ فروند که از سال ۱۳۸۲ یا ۱۳۸۳ به خدمت گرفته می شد، رسید. گزارشی از وزارت دفاع در سال ۱۳۷۶ منجر به کاهش این تعداد به ۳۳۹ فروند شد. در سال ۱۳۸۲ نیروی هوایی اعلام کرد که هزینه‌های موجود کنگره تعداد هواپیماها را به ۲۷۷ فروند کاهش می دهد. در سال ۱۳۸۵ نیز پنتاگون اعلام کرد که خرید F-۲۲ را به ۱۸۳ فروند کاهش میدهد تا ۱۵ میلیارد دلار صرفه جویی کند. گرچه قیمت تمام شده هر فروند هواپیما افزایش پیدا می کند. در اواخر فروردین ۱۳۸۵ هزینه هر فروند جنگنده F-۲۲ توسط اداره امور مالی حکومت ۳۶۱ میلیون دلار محاسبه شد که هزینه کل پروژه را با ضرب آن در تعداد هواپیما می توان به دست آورد. بنابر این نیروی هوایی آمریکا برای مراحل مختلف این پروژه اعم از تحقیق، توسعه و آزمایش آن در مجموع ۲۸ میلیارد دلار پرداخته است. هم اکنون تمامی ۱۸۳ فروند هواپیما خریداری شده و مبلغ ۳۴ میلیارد دلار برای کل هزینه‌ها و خرید پرداخته شده است. این مقدار منعکس کننده ۳۳۹ میلیون دلار به ازای هر جنگنده است.

مقایسه :

F-۲۲ از سوی منابع مختلفی قویترین و پیشرفته ترین جنگنده حاضر شناخته شده است. برتری‌های این جنگنده عبارتند از سرعت مداوم و زیاد، ارتفاع عملیاتی زیاد، قابلیت تغییر راستای رانش، ویژگی‌های پنهان کاری،

مشخصات عمومی

تعداد خلبان	۱	عملکرد پروازی	۱
طول هواپیما	۱۸/۹۰ متر	حداکثر سرعت	۲/۴۲ ماخ معادل ۲۵۷۵ کیلومتر بر ساعت در ارتفاعات بالا
پهنه بال	۱۳/۵۶ متر	سرعت کروز	۱/۷۲ ماخ معادل ۱۸۲۵ کیلومتر بر ساعت در ارتفاعات بالا
ارتفاع	۵/۰۸ متر	برد آزاد	۳۲۱۹ کیلومتر
مساحت بال	۷۸/۰۴ متر	سقف پرواز خدمتی	۱۹۸۱۲ متر
ایرفویل	NACA ۶۴A?۰۵,۹۲ در ریشه و NACA ۶۴A?۰۴,۲۹ در نوک بال	نرخ صعود	محرمانه
وزن خالی هواپیما	۱۴۳۷۹ کیلوگرم	بارگذاری بال	۳۲۲ کیلوگرم بر متر مربع
وزن محموله	۲۵۱۰۷ کیلوگرم	نسبت رانش به وزن	۱/۲۶
حداکثر وزن برخاست	۳۶۲۸۸ کیلوگرم	حداکثر بارگذاری g	۳/۵ - تا ۹/۵ +
نیروی محرکه	۱۵۵۷۰۰ نیوتن توسط هر یک از دو موتور توربوفن اف-۱۱۹ پی دبلو-۱۰۰ محصول پرات اندویتنی با قابلیت تغییر راستای رانش		

AIR SUPERIORITY

If we lose the war in the air, we lose the war, and we lose it quickly

Field Marshal Bernard Montgomery—

- در توصیف ژنرال مونت گومری همین بس که او تنها کسی بود که طعم شکست را به ژنرال آلمانی اروین رومل ملقب به روباه صحرا چشاند.

اگر چه این عملیات یکی از موفق ترین عملیات‌های تمام دوران دفاع مقدس شناخته می شود، ولی بر کسی پوشیده نیست که هزینه و توانی هم که در این عملیات گذاشته شد در نوع خود بی نظیر بوده و تلفاتی هم که در این عملیات به نیروهای اسلام وارد گشت از بزرگترین‌ها در تمام دوران دفاع مقدس بود.

تمامی کارشناسان، یکی از مهمترین دلایل آن را برتری هوایی بعضی‌ها می دانند.

برای کسب اطلاعات بیشتر می توان به اسناد منتشر شده سپاه پاسداران انقلاب اسلامی مراجعه کرد.

-برخی منابع تعداد شهدای عملیات کربلای ۵ را ۲۵۰۰۰ نفر اعلام کرده اند. البته آمریکاییها رقم ۵۰۰۰۰ نفر را

درست تر می دانند. هیچ یک از این اعداد به طور رسمی تایید نشده است.

۴. که البته به نظرمی رسد در مقطع کوتاهی از آغاز جنگ برتری هوایی با ایران بود.

RADAR CROSS SECTION(RCS)

Advanced Tactical Fighter(ATF)

John P. Jumper

Afterburner

Ssupercruise

Active Electronically Scanned Array (AESA)

Common Integrated Processor (CIP)

Mini AWACS

JDAM

Small Diameter Bomb (SDB)

Dog Fight

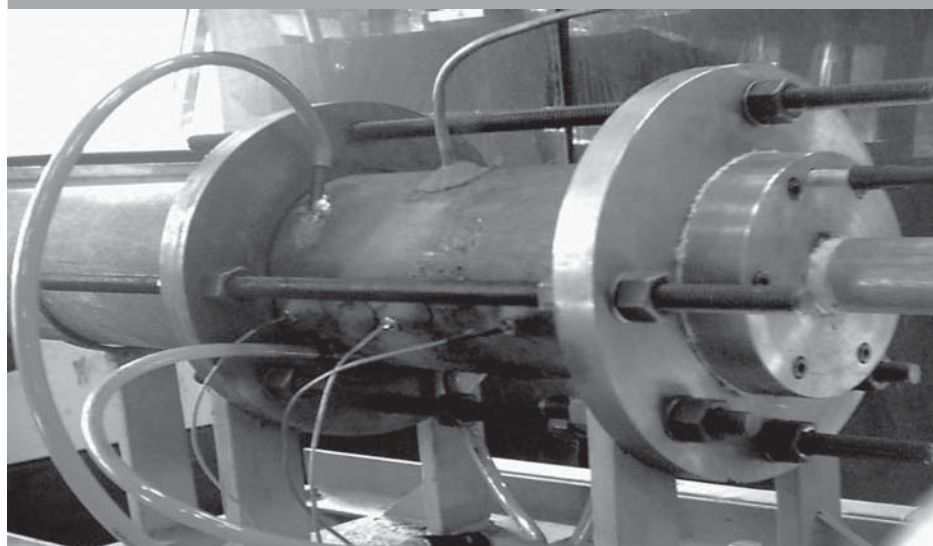
AIM-۱۲۰ AMRAAM- D

STEALTH Capability

Infra red

Signature Assessment System (SAS)

موتور گردابه‌ای



چکیده

در این پروژه به شبیه سازی جریان گردابه ای سرد در یک محفظه‌ی احتراق ورتکس می پردازیم. آرایش جریان گردابه ای که در این محفظه وجود دارد به دلیل روش تولید آن کاملاً منحصر به فرد است. در این محفظه اکسید کننده به صورت مماسی در نزدیکی نازل خروجی به درون محفظه پاشیده می شود. این نوع تزریق اکسید کننده به محفظه، باعث تشکیل یک میدان چرخشی در محفظه می شود. این میدان از دو ناحیه ای استوانه ای متحدالمرکز و جدا از هم تشکیل شده است: جریان گردابه ای خارجی که نزدیک به دیواره است و به صورت مارپیچ به سمت سمت سر محفظه حرکت می کند و گردابه ای داخلی که کوچکتر است و درون گردابه ای خارجی قرار دارد و به سمت مارپیچ به سمت نازل خروجی حرکت می کند. به این نوع جریانها که جهت سرعت محوری در دو ناحیه در جهت عکس هم است، جریانهای گردابه ای دو جهته می گویند.

گردابه ای داخلی زمان اقامت سوخت در محفظه، آشفستگی^۱ و آمیختگی سوخت به هوا را افزایش می دهد که باعث افزایش راندمان احتراق

و در نتیجه افزایش نیروی پیشران و بازده کلی موتور جت می شود. جریان گردابه‌ای همچنین باعث افزایش طول مسیر جریان در محفظه نسبت به طول هندسی آن می شود. بنابراین می توان طول محفظه ی احتراق را کوچکتر انتخاب کرد. گردابه ای خارجی به خاطر اثر انتقال حرارت جابجایی^۲ مانع رسیدن گرمای زیاد به دیواره می شود. بنابراین دمای دیواره نسبت به محفظه‌های محوری معمول کاهش چشمگیری پیدا می کند. این ویژگی نه تنها نیاز به تجهیزات خنک کننده را کاهش می دهد بلکه باعث انعطاف در انتخاب ماده ای به کار رفته در محفظه و استفاده از مواد سبکتر و ارزانتر می شود. به دلیل مکانیزم ساده ی تولید جریان گردابه ای در محفظه، هزینه ساخت و نگه داری کاهش می یابد. در محل تقاطع این دو ناحیه که یک لایه ی استوانه ای را تشکیل می دهد، سرعت محوری جریان صفر است. به این لایه ی جدا کننده منتل^۳ گفته می شود.

هندسه ای که برای مدلسازی استفاده شد هندسه موتور ورتکس موجود در آزمایشگاه ترمودینامیک دانشکده ی مکانیک است. پس از شبکه بندی و حل به روشهای مختلف مشخص شد که سرعت مماسی در گردابه ای داخلی کمتر از حد مورد انتظار است. البته معیار مقایسه، نتایج بدست آمده توسط آقای Majdalani است. هندسه ای که توسط آقای Majdalani مدلسازی شده است اندکی متفاوت است. قطر نازل موتور آقای Majdalani تقریباً نصف قطر محفظه است در صورتیکه قطر موتور ما حدود ۷۳ درصد قطر محفظه است. بنابراین می توان نتیجه گرفت بزرگی بیش از حد قطر نازل باعث کاهش قدرت گردابه ای داخلی می شود. این ادعا با کاهش قطر نازل به نصف قطر محفظه و نتایج بدست آمده تایید شد. در نهایت تاثیر وجود یک لوله در وسط محفظه بر جریان بررسی شد. پس از حل مشخص شد که با وجود لوله در محفظه، جریان گردابه ای دو جهته هنوز وجود دارد و می توان از این تکنولوژی در محفظه ی احتراق موتورهای توربین دار نیز استفاده کرد.

Turbulence
Convection
Mantle

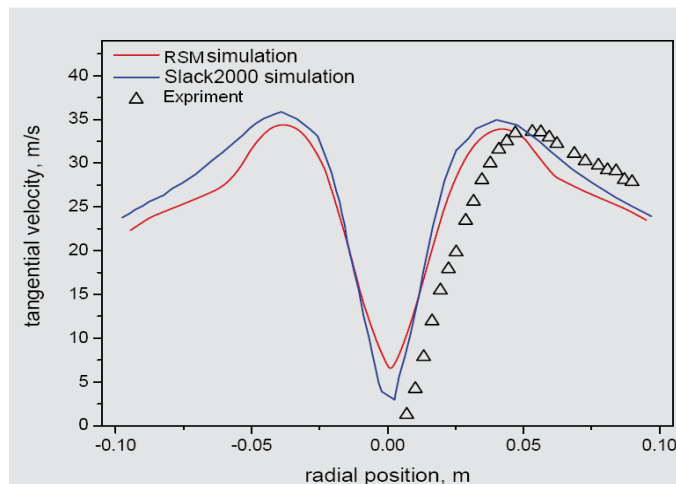
مقدمه

در چند سال اخیر جریان گردابه ای به عنوان ابزاری مفید برای احتراق پایدار و پربازده در کوره‌های صنعتی، دیگهای بخار، مبدلهای حرارتی، توربینهای گازی و موتورهای احتراق داخلی کاربرد گسترده ای پیدا کرده است. هر ساله مطالعات زیادی روی خواص و رفتار جریان گردابه ای می شود. راههای تجربی برای مطالعه ی این نوع جریان بسیار پر هزینه و زمانبر است و روشهای عددی می تواند ابزار خوب و مفیدی برای پیش بینی خواص جریان گردابه ای باشد. در چند سال اخیر استفاده از نرم افزارهای CFD برای تقریب عددی دینامیک گاز افزایش چشمگیری یافته است و تقریباً به یک روش عمومی برای کاربردهای مهندسی و طراحی تبدیل شده است. جریانهای گردابه ای معمولاً به صورت آشفته اند و روشهای عددی هنوز قادر به پیش بینی دقیق این نوع جریانهای پیچیده نیستند و فاصله ی زیادی تا پیش بینی دقیق این نوع جریانها وجود دارد. در جریانهای گردابه ای محدود در محفظه، یک مسئله ی مهم که هنوز کاملاً درک نشده است درستی و مطمئن بودن مدل توربولانس استفاده شده در حل است. چندین مدل مختلف برای مدل کردن جریان آشفته وجود دارد که هر کدام از آنها دارای مزایا و معایب خاص خود هستند.

شناسایی مدل توربولانسی که بتواند برهم کنشهای جریان گردابه ای آشفته بخصوص در مرکز گردابه را به خوبی شبیه سازی کند نقش عمده ای در موفقیت تحقیقات CFD آینده بر روی محفظه‌های ورتکس دارد.

شبیه سازی جریان سه بعدی در یک هندسه ی پیچیده از نظر محاسباتی می تواند بسیار هزینه بر باشد بخصوص اگر در آن از مدل‌های پیشرفته ی توربولانس استفاده شود. در تعداد زیادی از مقاله‌ها، جریان سیکلونی^۱ (گردابه ای دو جهته) برای سادگی با فرض جریان دائم و متقارن محوری^۲ شبیه سازی شده است اما این ساده سازیها مانع پیش بینی دقیق رفتار جریان می شود.

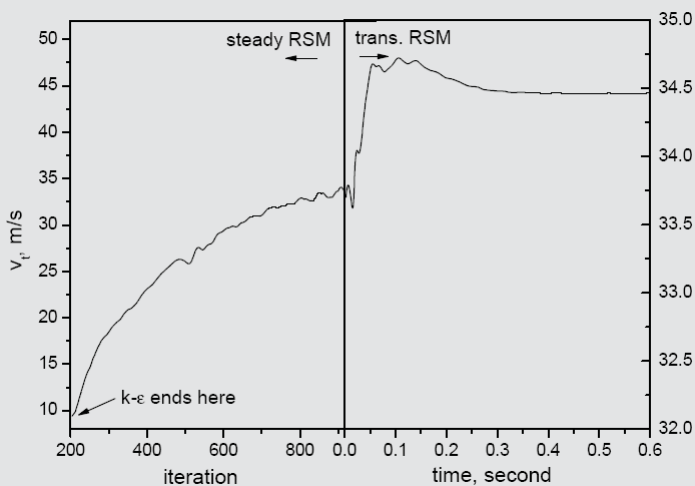
در بعضی از کارهای اولیه برای مدل کردن جریانهای سیکلونی از مدل ASM^{ϵ} برای محاسبه ی شش مولفه ی تنش رینولدز استفاده شده است و در بعضی از آنها که در چند سال اخیر انجام شده اند بیشتر مدل‌های $k-\epsilon$ ، $k-\epsilon$ اصلاح شده و مدل $RNG-k-\epsilon$ به کار گرفته شده اند. از مطالعات انجام شده چنین بر آید که مدل‌های و نمی توانند سرعت محوری و مماسی را به خوبی شبیه سازی کنند و بنابراین برای مدل سازی جریانهای گردابه ای چندان مفید نیستند. آخرین مدلی که برای شبیه سازی جریان گردابه ای و توربولانت در خیلی از مقاله‌ها پیشنهاد شده است مدل RSM می باشد. در این مدل برای هر کدام از مولفه‌های تنش معادله‌ی انتقال نوشته می شود. این مدل هر چند از نظر محاسباتی زمانبر است ولی دقیق ترین مدلی است که می تواند جریانهای گردابه ای توربولانت را شبیه سازی کند. در زیر مقایسه نتایج تجربی و مدل RSM برای پیش بینی سرعت مماسی در یک سیکلون نشان داده شده است:



شکل (۱-۱): پروفیل سرعت مماسی در محفظه ی سیکلون

شکل بالا نشان می دهد که مدل RSM تا حد نسبتاً خوبی توانایی پیش بینی رفتار جریان گردابه ای را دارد.

جریان گردابه ای که در یک محفظه بوجود می آید ماهیت غیر دائم دارد و فرض جریان دائم در مورد آن کاملاً صدق نمی کند بنابراین برای بدست آوردن نتایج دقیقتر بهتر است جریان به صورت غیر دائم حل شود. در شکل زیر روند تغییرات سرعت مماسی ماکسیمم با تغییر مدل توربولانت در یک سیکلون نوعی رسم شده است:

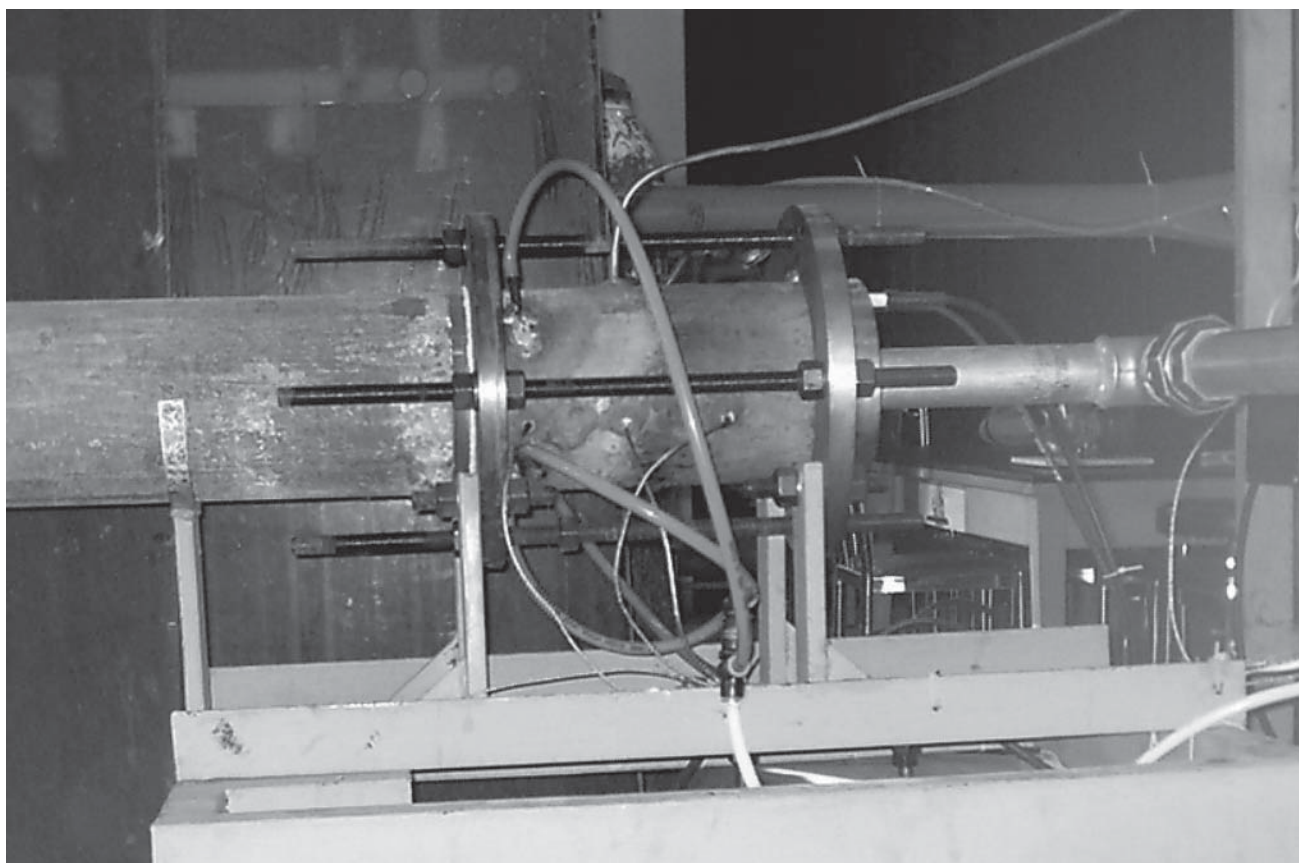


شکل (۱-۲): تغییرات اندازه ی سرعت مماسی در یک نقطه ی خاص بر حسب تعداد تکرار (مقیاس اندازه ی سرعت در دو طرف متفاوت است).

همان طور که از شکل مشخص است مقدار بدست آمده از مدل $k-\epsilon$ با مقدار نهایی تفاوت قابل توجهی دارد. بنابراین مدل $k-\epsilon$ را به تنهایی نمی توان برای شبیه سازی جریانهای سیکلونی بکار برد.

۲- پیدایش محفظه‌های احتراق ورتکس

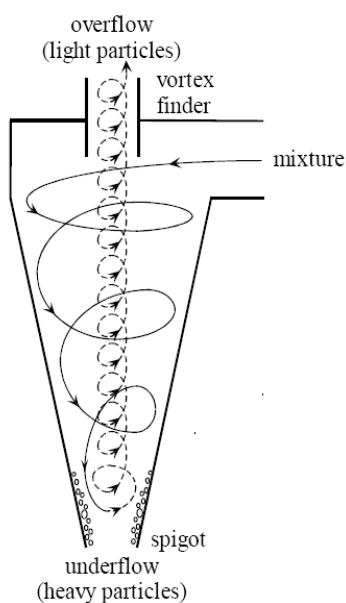
قبل از بوجود آمدن محفظه‌های ورتکسی، جریان گردابه ای دو جهته در سیکلون‌ها کاربرد گسترده ای داشته است. قدمت پیدایش سیکلون‌ها به حدود صد سال پیش بر می گردد. از سیکلون‌ها برای جدا کردن ذرات سنگین از ذرات سبکتر استفاده می شود. این ذرات می توانند به صورت گاز باشند و یا به صورت ذرات معلق در یک مایع باشند. سیکلون‌ها از یک بخش استوانه ای و یک بخش مخروطی تشکیل شده اند. جریان از یک ورودی مماسی از قسمت بالای سیکلون وارد بخش استوانه ای می شود. مماسی وارد شدن جریان باعث بوجود آمدن یک جریان گردابه ای در سیکلون می شود. به دلیل نیروی گرانش، جریان به صورت مارپیچی به سمت پایین حرکت می کند. نیروی گریز از مرکز باعث می شود که ذرات سنگین در نزدیک دیواره ی سیکلون متمرکز شوند. بعد از بخش استوانه ای جریان به صورت چرخشی وارد بخش مخروطی می شود. به دلیل کاهش سطح مقطع، یک گردابه‌ی کوچک در وسط محفظه بوجود می آید که جهت حرکت آن به سمت بالاست. ذرات سنگین به دلیل نیروهای گریز از مرکز در گردابه‌ی خارجی قرار می گیرند و به سمت خروجی که در انتهای قسمت مخروطی قرار دارد حرکت می کنند و ذرات سبک وارد ورتکس داخلی شده و به سمت بالا حرکت می کنند. در قسمت بالای سیکلون نیز یک خروجی وجود دارد که ذرات سبک از آنجا خارج می شوند.



افزایش بازده کلی و تراست موتور می شود. با وجود چنین جریان گردابه ای همچنین می توان از طول محفظه ی کوتاهتری استفاده کرد. گردابه ی خارجی باعث جلوگیری از رسیدن بارهای گرمایی اضافی به دیواره محفظه می شود و باعث کاهش چشمگیر دمای دیواره محفظه می شود. این مزیت نه تنها باعث کاهش تجهیزات خنک کننده می شود همچنین باعث انعطاف بیشتر در انتخاب ماده می شود. مزیت دیگر گردابه ی خارجی افزایش عمر محفظه و همچنین کاهش وزن است.

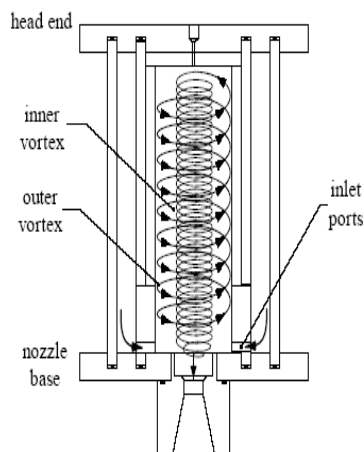
بر خلاف سیکلونها که دارای دو خروجی مجزا هستند محفظه احتراق ورتکس تنها دارای یک خروجی است.

در حالیکه تحقیق و مطالعه بر روی بهبود سیکلونهای صنعتی هنوز ادامه دارد، استفاده از جریان گردابه ای معکوس و دو جهته در کاربردهای پیشرفته نیز در چند سال اخیر گسترش قابل توجهی یافته است. در سیکلونها دو مجرای خروجی وجود دارد اما در محفظه های احتراق ورتکس جریان فقط می تواند از نازل خارج شود. کاربرد این نوع جریان باعث کاهش قابل توجه وزن محفظه می شود و همچنین دارای چندین مزیت تکنولوژیکی دیگر است. اولین محفظه احتراقی که از این روش استفاده می کرد توسط چیاورینی^۲ ارائه شد. در این محفظه اکسید کننده به صورت مماسی از ته محفظه و نزدیک به ورودی نازل به درون محفظه پاشیده می شود. اکسید کننده پس از وارد شدن به محفظه به صورت مارپیچ به سمت سر محفظه، جایی که سوخت به آن اضافه می شود حرکت می کند. به دلیل بسته بودن سر محفظه، جهت مخلوط سوخت و اکسید کننده عوض شده و به سمت نازل خروجی به صورت مارپیچی حرکت می کنند. جریان معکوس شده دارای سرعت گردابه ای بالاتری است. مانند سیکلونها، یک لایه در میدان جریان محفظه تشکیل می شود که گردابه ای خارجی را که به سمت سر محفظه حرکت می کند از گردابه ای داخلی که به سمت نازل در حرکت است جدا می کند. سرعت محوری جریان در این لایه صفر است. این لایه باعث محبوس شدن محصولات احتراق در گردابه ای داخلی می شود. گردابه ای داخلی باعث افزایش زمان اقامت سوخت در محفظه، آشفتنی و آمیختگی سوخت و اکسید کننده می شود. عوامل مذکور باعث



شکل (۲-۳) : جریان گردابه ای دو جهته در یک سیکلون

Chiaverini



شکل (۳-۲) : شکل کلی یک محفظه ی احتراق ورتکس

مقدمه

توجه به تکنولوژی MEMS در سطح جهان همچنان ادامه دارد و رشد آن در ده سال گذشته شگفت انگیز بوده است. دلیل این امر کاربردهای وسیع آن در زمینه‌های پزشکی (آنالیز و سنتز کدهای ژنتیکی و DNA، تولید داروها، تشخیص بیماری‌ها و تصویر برداری)، سیستم‌های حمل و نقل (مبدل‌ها و شتاب سنسورها)، تولید و ساخت در صنعت (روبات‌های کوچک هوشمند) و بسیاری از موارد دیگر است. در نتیجه پیشرفت و گسترش MEMS تأثیر مهمی بر صنعت خواهد داشت و برای جامعه و اقتصاد ضروری خواهد بود. از این رو میزان پیشرفت سرمایه‌گذاری در این صنعت چشمگیر است.

حال و آینده

تکنولوژی MEMS

آریا قاسمیان

در سال ۱۹۹۵ دولت فدرال آمریکا به این صنعت ۳۵ میلیون دلار بودجه اختصاص داده بود که در مقایسه با چهار سال قبل از آن (سال ۱۹۹۱) حدود ۱۱۰۰ درصد افزایش داشت (در سال ۱۹۹۱ این مبلغ ۳ میلیون دلار بود). میزان سرمایه‌ی مصرفی در صنعت MEMS در سال ۲۰۰۶ به مرز شش میلیارد دلار رسیده و رشد سالیانه‌ی آن برابر با ۱۴ درصد گزارش شده است. انتظار می‌رود این روند در سال‌های پیش رو همچنان ادامه داشته باشد. به شکل الف توجه کنید. در صنعت هوافضا، MEMS کنترل دقیق سیالات را به کمک میکروسنسورها و میکرو محرک‌ها ممکن می‌کند. این کاربرد در کنترل آشفستگی در موتورهای جت بسیار مفید است. همچنین MEMS امکان تولید بال‌ها و بلیدهای با هندسه‌ی قابل تغییر و هوشمند و میکرو ژيروسکوپ‌ها را ایجاد کرده است.

MEMS چیست؟

در سیستم‌ها، ابزارها و ساختارهای MEMS و MEMS، NEMS به صورت زیر تعریف می‌شود:

MEMS یک سیستم مجتمع در مقیاس میکرون است (شامل حرکت، امواج الکترومغناطیسی، انرژی تابشی و اجزا و ساختارهای نوری در مقیاس میکرو، مدارات حسگر و راه انداز، ICهای پردازشگر و کنترل کننده) که:

- ۱- در آن محرک‌هایی، وقایع و پارامترهای فیزیکی را به سیگنال‌های الکتریکی، نوری و مکانیکی تبدیل می‌کند و برعکس.
- ۲- فرمان‌هایی از قبیل تحریک و تشخیص را انجام می‌دهد.
- ۳- شامل قسمت‌های کنترل (هوشمندی، تصمیم‌گیری، هماهنگ شدن، و مستقل بودن و ...)، تشخیص تغییرات، پردازش سیگنال و اکتساب داده است.

اساساً MEMS سیستمی است که از ساختارها، حسگرها، مدارات الکترونیکی و محرک‌هایی همگی در مقیاس میکرون تشکیل می‌شود (شکل ۱). میکروساختارها قالب سیستم را تشکیل می‌دهند، میکروسنسورها سیگنال‌ها را دریافت می‌کنند، مدارات الکترونیکی سیگنال‌ها را پردازش می‌کنند و به محرک‌ها فرمان‌های مناسبی (در پاسخ به سیگنال‌های دریافتی) می‌دهند.

مشابه تکنولوژی ساخت ICها، MEMS معمولاً روی یک تراشه‌ی سیلیکونی با قلم‌زنی‌های (etching) مناسب به منظور ساخت لایه‌های جدید و ایجاد اجزای مکانیکی و الکترومکانیکی، ساخته می‌شود.





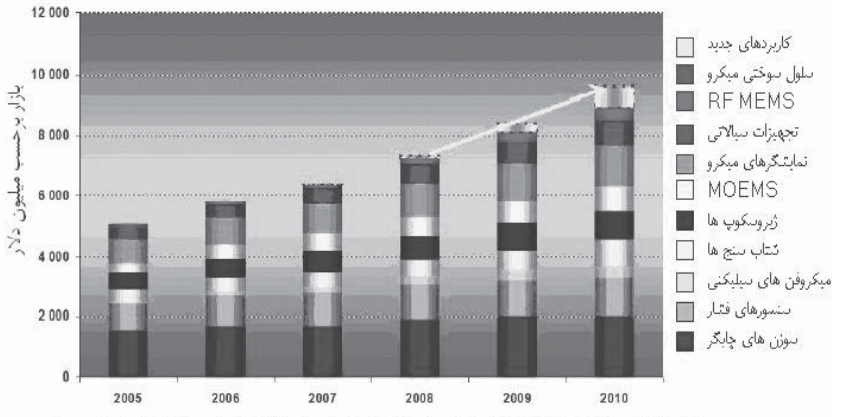
MEMS، یک دنیای متفاوت

به چه دلیلی MEMS از تکنولوژی‌های ماکرو مانند ساخت اتوموبیل‌ها، معماری و هوافضا متفاوت است؟ دلیل این تفاوت اندازه و فشردگی بسیار زیاد است.

به این موضوع توجه کنید که یک حشره ی آبی به راحتی روی آب راه می رود اما یک حیوان بزرگ مثل اسب این توانایی را ندارد. وزن یک حشره متناسب با حجم آن یا S^3 است (S = مقیاس طول). اگر ابعاد حشره با ضریب 10^{-1} تغییر کند، حجم آن با مقیاس 10^{-3} تغییر خواهد کرد. اما نیرویی که حشره را نگه می دارد متناسب است با کشش سطحی (S) و فاصله ی پاهای حشره (S). در نتیجه نیروی وارد بر پاهای حشره متناسب با S^2 است. با تغییر ابعاد یک اسب از ۲ متر به ابعاد یک حشره ی آبی در حدود ۲ میلی متر وزن با ضریب 10^{-6} کم می‌شود اما کشش سطحی با ضریب 10^{-6} تغییر می کند. در نتیجه کشش سطحی در مقیاس کوچک غالب می‌شود. به همین دلیل است که یک حشره ی آبی می تواند روی آب بایستد اما یک اسب نمی تواند.

دلیل مشابهی در مورد MEMS وجود دارد. در مورد هواپیما یکی از مهم ترین پارامترها وزن آن است. در مورد یک موتور الکتریکی نیروی مغناطیسی نیروی غالب است. در مورد MEMS، نیرو متشکل از دو نیروی الکترواستاتیکی و فشاری (S^2) است. علی رغم اثر مقیاس در نیرو، شتاب و کار انجام شده هم در مقیاس‌های مختلف رفتارهای متفاوتی دارند. به این دلیل است که MEMS شاخه ی جدایی از علم محسوب می شود.

شکل ۲ تفاوت در اندازه ابعاد چندین شیء مختلف را نشان می دهد. ابعاد اجزای معمولی ساخته شده توسط بشر در حدود 10^4 برابر ابعاد MEMS هستند؛ در نتیجه وزن در ابعاد MEMS در مقایسه با ابعاد معمولی، در حدود 10^{12} برابر است در حالی که نیروی الکترواستاتیکی در حدود 10^{-8} برابر است.



شکل الف) سرمایه ی حاصله از کاربرد های جدید MEMS در سال ۲۰۱۰ به یک میلیارد دلار خواهد رسید.

کاربردهای MEMS در صنعت هوافضا کنترل آسفنگی

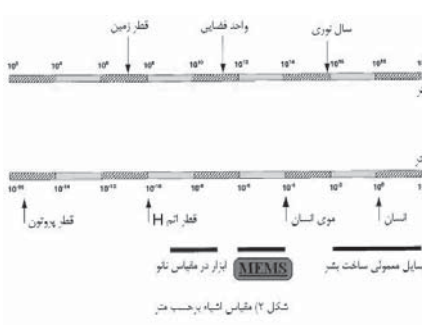
آسفنگی برای مدت زمان طولانی در صنعت هوافضا به عنوان یک مشکل محسوب می شده است. در یک ماشین، توربولانس، سرعت جریان محوری را کاهش می دهد و در نتیجه فشار موتور (thrust) کم می شود. همچنین توربولانس در بال drag ایجاد می کند.

با آغاز تکنولوژی MEMS، کنترل جریان در مقیاس میکرو ممکن شده است. در یک آزمایش کنترل توربولانس در یک لوله از میکروسنسورها برای تشخیص تغییرات کوچک فشار و دما در دیواره‌های تیوب و از میکرو محرک‌ها برای خنثی کردن این تغییرات استفاده شده است. همان طور که در شکل ۳ نشان داده شده است (b) جریان بسیار تمیز تری نسبت به (a) دارد. شکل ۴ سیستم فیدبک فعال برای توربولانس دیواره در یک آزمایش دیگر را نشان می دهد.

به کمک MEMS کنترل دقیق دریچه ورودی و خروجی (اگزوز) ماشین با میکروسگرها و میکرومحرک‌ها به منظور افزایش فشار موتور (thrust) ممکن می شود.

UAVها

UAVها (هواپیماهای بدون سرنشین) در عملیات شناسایی ارتش و همچنین در گشت‌های فضایی کاربرد دارند. از آنجا که حد پایین حجم UAV با خلبان محدود نمی شود، بهتر است برای کاهش هزینه، حجم آن تا اندازه ی ممکن کوچک



شکل ۳) مقیاس نشانه بر حسب متر

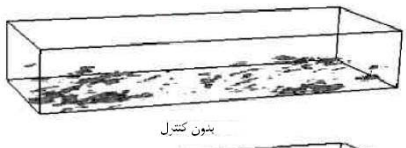
اجزای تشکیل دهنده ی MEMS



شکل (۱)

باشد. تکنولوژی MEMS با گسترش فن‌ها و محرک‌های میکروماشین کاری شده و موتورهای میکروجت، پیشرفت زیادی در ساخت UAVهای کوچک ایجاد کرده است.

شکل ۵ یک جت ترکیبی را نشان می دهد که ساخت آن با تکنولوژی MEMS ممکن شده است. ایده ی اصلی این موتور ارسال سیال با یک حرکت نوسانی و استفاده از خاصیت برگشت ناپذیری چرخه ایجاد شده با ویسکوزیته ی سیال است. محرک شامل یک محفظه با یک سوراخ کوچک است. حجم محفظه با یک رفتار نوسانی تغییر می کند.

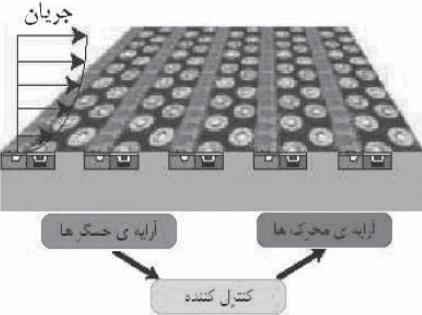


بدون کنترل

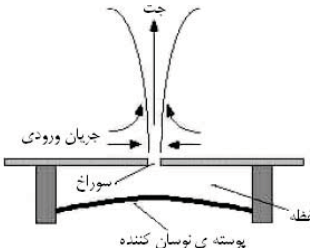


با کنترل

شکل ۳) کنترل توربولانس حول دیواره ی یک کانال جریان

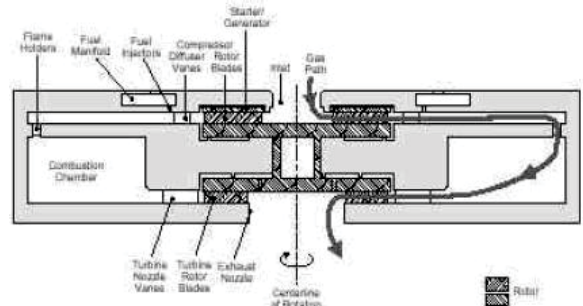


شکل ۴) شماتیک سیستم فید بک فعال کنترل توربولانس یک دیواره



شکل ۵) شماتیک یک جت ترکیبی یا جت با شار جرمی خالص صفر

یک مثال خوب از استفاده از محرک‌های میکرو ماشین کاری شده، توربین گاز میکرو ماشین کاری شده ی دانشگاه MIT است که در شکل ۶ نشان داده شده است. مطالعات مبسوط انجام شده، نشان داده است که این وسیله قادر است با سوخت هیدروژن، تراستی معادل ۲/ نیوتون ایجاد کند که با این حساب نسبت تراست به وزن آن با توربین‌های گازی معمولی قابل مقایسه است.



شکل ۶ شماتیک توربین گازی میکرو ماشین کاری شده ی دانشگاه MIT ابعاد کلی وسیله در حدود یک سانتیمتر است

شکل ۷ تصاویر نوری یک میکرونازل لیزر کاری شده را نشان می دهد. با این حال در مورد نازل‌های در مقیاس میکرون اشکالاتی وارد است. از آنجا که اندازه ی آن‌ها کوچک است، کارایی به دلیل تلفات ویسکوزیته پایین می آید. شکل ۸ کاهش آهنگ جریان جرمی در یک عدد رینولدز کوچک را نشان می دهد.

مراجع

[۱] Edited by Gad-ed-Hak, Mohamed. The MEMS Handbook. CRC Press, Boca Raton, Florida, ۲۰۰۲.

[۲] Lyshevski, Sergey Edward. MEMS and NEMS Systems, Devices, and Structures. CRC Press, Boca Raton, Florida, ۲۰۰۲.

[۳] Ayon, A.A., Bayt, R.L., and Breuer, K.S. "A Performance Evaluation of MEMS-based Micronozzles". AIAA ۳۱۶۹-۹۷

http://microfluids.engin.brown.edu/Breuer_Papers/Conferences/AIAA-۹۷۳۱۶۹_MicroNozzles.pdf

[۴] Janson, S. W., and Helvajian, H. "MEMS, Microengineering and Aerospace Systems".

AIAA ۳۸۰۲-۹۹

http://microfluids.engin.MEMS_Aerospace.pdf

[۵] Ramakrishnan, Srinivas, Collis, S. Scott. "Turbulence Control Simulation using the Variational Multiscale Method."

<http://www.mems.rice.edu/~collis/papers/pvms-control.pdf>

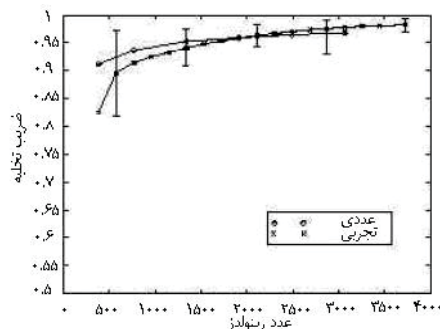
[۶] Yoshino Takashi, Tsuda Motoki, Suzuki Yuji, and Kasagi Nobuhide. "Toward Development of Feedback Control System for Wall Turbulence with MEMS Sensors and Actuators."

<http://www.turbulence-control.gr.jp/PDF/symposium/FY۲۰۰۷/Yoshino.pdf>

[۷] "MicroElectroMechanical Systems". National Institute of Standards and Technology. <http://www.eeel.nist.gov/۴۴/۸۱۲>.

[۸] "What is MEMS Technology?" MEMS Clearinghouse.

<http://www.memsnet.org/mems/what-is.html>

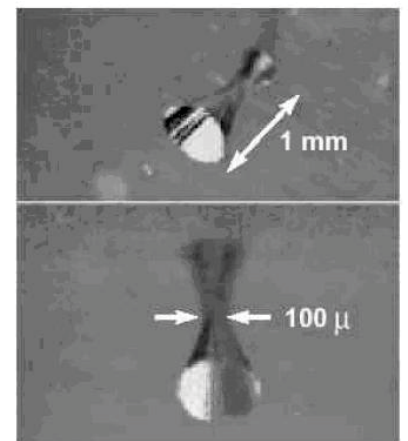


شکل ۸ ضریب تخلیه بر حسب عدد رینولدز برای یک میکرونازل منشوری با قطر دهانه ی

۳۷.۵ میکرون، نسبت سطح ۱۷ به یک و عمق ۲۰۸ میکرون

میکرونازل‌ها (Micro Nozzles)

میکرونازل‌ها به ویژه در پیشراننده فضایی برای تأمین حرکت چرخشی فضا پیمایهای کوچک و یا کنترل attitude آنها استفاده می شوند. نازل‌ها برای اینکه بتوانند مؤثر باشند باید سه بعدی باشند. یک روش برای تولید این میکرونازل‌ها استفاده از قلم کاری (etching) ناهمسانگرد کریستال ساده ی سیلیکن و تولید محفظه‌های هرمی شکل است که می توانند نازل‌های همگرا یا واگرا با سطح مقطع مربعی یا مستطیلی ایجاد کنند. روش دیگر استفاده از تکنیک‌های لیزر کاری است.



شکل ۷ تصویر نوری از یک نازل همگرا / واگرا در یک ماده ی شفاف

آینده ی MEMS

MEMS بسیاری از پیشرفت‌ها را در تمامی زمینه‌های تحقیقاتی و صنعتی ممکن می کند. هر چند تکنولوژی MEMS با مشکلات فراوانی از قبیل نبود ابزارهای شبیه سازی و مدل سازی پیشرفته در طراحی MEMS، دسته بندی استاندارد نشده ی ابزارها و سیستم‌های MEMS و نبود استانداردهای کنترل کیفیت MEMS روبه‌رو است، این تکنولوژی همچنان بازار بزرگی محسوب می شود. بنابراین انتظار می رود سرمایه گذاری در این زمینه و همچنین نیروی کار مرتبط با این بخش افزایش یابد. در صنعت هوافضا، غیر از کاربردهای بیان شده در بالا کاربردهای ممکن MEMS در آینده می تواند شامل میکرومحرک‌های شیمیایی برای مانیتور کردن خروجی موتور جت، میکرو حسگرها و میکرومحرک‌هایی برای کنترل زاویه ی اویلر و بال‌های هوشمند با قابلیت تغییر هندسه و بسیاری موارد دیگر گردد.

تاریخ فضا

تحقق آرزوی انسان

مقدمه

قرن بیستم، نقطه عطف قابل ملاحظه ای برای ورود انسان از عصر صنعتی به عصر فضا است. شاید برخی استدلال کنند که در عصر اطلاعات هستیم - که البته اینگونه نیز هست - اما این موضوع، خود مرهون دانش و فناوری حاصله از فناوری فضا و تلاش پیشگامان این عرصه است. بدون وجود فناوری موشکی، موشک‌های حامل و ماهواره، انتقال سریع اطلاعات میسر نیست.

با توجه به رشد سریع دانش و فناوری، می‌توان روزی را در آینده‌ای نه چندان دور، تصور کرد که سفر انسان به فضا، همانند سفرهای هوایی امروزی، عادی و معمولی شود.

آغاز پرواز

تاریخ آغاز دوره پرواز را در ساعت ۱۰:۳۵ صبح روز هفدهم دسامبر سال ۱۹۰۳ از تپه "کیل دوویل" بیرون دهکده "کیتی‌هاک" واقع در شمال کارولینا می‌داند. "لرویل رایت" با سرعت ۴۳/۲ کیلومتر بر ساعت؛ به مدت ۲۳ ثانیه به هوا برخاست و بدین گونه نخستین پرواز انسان را به ثبت رسانید. البته او این پیروزی تاریخی را مدیون شیر یا خط کردن با برادرش "ویلبر" می‌داند.

با این وجود اگر نخستین پرواز انسان حاصل تلاش دو نفر است، تاریخ تکامل موشک‌ها اینگونه نیست. علم موشکی نتیجه چند هزار سال تلاش و تجربه بشر

است. با این وجود از بین انسان‌های زیادی که در این میان زحمت فراوان کشیدند و گاه جان خود را بر سر آن از دست دادند، می‌توان به سه نفر اشاره کرد که تلاش‌های چند هزار ساله بشر را نتیجه بخشیدند. این سه نفر، پدران علم موشکی نامیده می‌شوند که عبارتند از دکتر روبرت اچ-گورداد، چهره مطرح و سرشناس تاریخ موشکی آمریکا؛ فون براون آلمانی و کنستانتین تسبولکوفسکی، معلم و ریاضی دان گمنام روسی.

برای آغاز داستان از کنستانتین تسکوفسکی شروع می‌کنیم. او هرگز موشکی نساخت اما کارهایی انجام داد که سر چشمه بسیاری از اصول فضا و طراحی موشک محسوب می‌شود و از همین روست که او را به عنوان پدر فضاوردی روسیه می‌دانند. او مقالات فنی چشمگیر و متعددی تحت عناوین «نیروی پیشراننده موشک‌ها با سوخت مایع، سرعت‌های قابل دسترسی، سوخت‌های ترکیبی و تولید اکسیژن و تخصیص هوا برای مسافری فضایی»، به تحریر در آورد. او نخستین کسی بود که مباحث فنی ارزشمندی در مورد ماهواره‌ها در مدار زمین نوشت.

با مطالعه کتاب "جنگ جهانی" - که توسط ا.ج.جی. ولز نویسنده و رمان نویس انگلیسی و خالق داستان‌های علمی تخیلی نوشته شده بود - رابرت گورداد در سال ۱۸۹۸ و در سن شانزده سالگی به علم موشک

علاقه مند شد. گورداد در شرح زندگی خود که در سال ۱۹۲۷ نوشت، به این مطلب اذعان نموده است که مدیون ولز است. گورداد آزمایش‌های موشکی خود را درست زمانی که مشغول تحصیل در مقطع دکترا؛ در دانشگاه کلارک در ایالت ماساچوست بود، آغاز کرد. او در بیست و ششم می ۱۹۱۹، گزارشی تحت عنوان "روش رسیدن به ارتفاع بی نهایت" به بنیاد سیمسونیان (بنیاد سیمسونیان شامل چند موزه و موسسه ی پژوهشی در شهر واشنگتن است) تحویل داد که این بنیاد آن را در ژانویه ۱۹۲۰ منتشر کرد. گورداد در مقاله اش برای نخستین بار پیشنهاد کرد که می‌توان یک موشک سوخت مایع به ماه بفرستد. اما علی‌رغم شایستگی و ارزشمند بودن مقاله، اثر وی مورد تمسخر و فشار افکار عمومی مبنی بر بهبود بودن ایده اش قرار گرفت.

رابرت گورداد نخستین موشک سوخت مایع خود را دور از انظار عمومی، در شانزدهم مارس ۱۹۲۶ از مزرعه عمه اش پرتاب کرد، موشک در مزرعه کلم همسایه فرود آمد. این موضوع گرچه به اهمیت نخستین پرواز ارویل رایت نبود، ولیکن دست کمی از آن هم نداشت.

اگرچه تا آن زمان همه موشک‌ها بر اساس سوخت جامد که سابقه استفاده از آن به سه سده قبل از میلاد مسیح در کشور چین باز می‌گشت، کار می‌کردند ولی به جهت این که موشک‌های سوخت

جامد، قدرت کافی برای انجام خواسته گودارد برای پرواز به ماه را نداشتند، او با قاطعیت بسیار استفاده از سوخت مایع را دنبال نمود.

گودارد نخستین پیشگام طراحی موشک بود که پا را فراتر از تئوری و طراحی گذاشت و کار پیچیده ی ساخت سازه‌های بدنه موشک، پمپ‌های سوخت، شیرها و وسایل هدایت کنترل را عملی ساخت و حریم مهندسی سامانه را شکست. گودارد علاوه بر این که نخستین شخصی بود که یک موشک سوخت مایع را پرتاب کرد و از ژيروسکوپ‌ها برای کنترل و هدایت موشک استفاده برد، نخستین کسی بود که بالک‌های کنترلی قابل انحراف را برای پایداری و فرمان پذیری موشک، در دهانه نازل خروجی موشک قرار داد، موتورهای خود خنک کن را با رانش متغیر را آزمایش کرد و چترهای نجاتی طراحی کرد که به طور خودکار، برای حفظ موشک‌های آزمایشی، باز می شدند.

گودارد تئوری موشک را وارد مرحله عمل نمود. در زمان مرگ او در سال ۱۹۴۵، تعداد ۲۱۴ اختراع در فناوری پرتاب موشک به نام وی ثبت شده بود که هنوز بابت اختراعاتش، حق اختراع به دارایی‌هایش تعلق می گیرد.

یک روز یک نوجوان ۱۳ ساله پر شور و شیطان، شش موشک ترقه ای فراهم کرد و آنها را در داخل گاری اسباب بازی قرار داد و منفجر کرد. با آتش گرفتن آنها دود غلیظی ایجاد شد و جعبه محتوی مواد منفجره به پنج تکه تبدیل شد. پس از این که دود ناشی از انفجار از بین رفت، گاری اسباب بازی مانند لاشه ای سوخته پدیدار شد. لحظاتی بعد چند پلیس گنده زیر بغل این نوجوان لاغر را گرفته بودند و به طرف اداره پلیس می بردند. گیج شده بود اما نمی ترسید، می دانست همان شب کتک مفصلی نیز از پدرش نوش جان خواهد کرد. با این وجود خودش می دانست که علاقه اش به مواد منفجره را نمی تواند انکار کند. این نوجوان پر شور کسی نبود جز ورنر

فون براون معروف.

او در سن ۲۲ سالگی دکترای فیزیک خود را اخذ کرد و دو سال بعد، به عنوان مدیر توسعه پروژه موشک‌های نظامی آلمان برگزیده شد. در اول اکتبر سال ۱۹۳۲ موقعیتی برای کار بر روی موشک‌های سوخت مایع در برنامه موشکی ارتش آلمان پیدا کرد.

فون براون نخستین موفقیت خود را در دسامبر سال ۱۹۳۴ با موشک A-۲ که با سوخت الکل و اکسیژن مایع کار می کرد، به دست آورد. با این موفقیت، امکانات خود را در حوالی برلین توسعه داد. این زمانی بود که فون براون و همکاران او طراحی پیروزمندانه نخستین موشک بالستیک، به نام A-۴، را انجام دادند. موشک A-۴ - که به آن V-۲ نیز گفته می شود - به عنوان سلاح انتقام شماره دو نام گرفت. در سوم اکتبر سال ۱۹۴۲ با پرتاب موفقیت آمیز موشک V-۲ پس از سه پرتاب نا موفق، عصر فضا آغاز شد، ولی جهان دیگر مثل سابق نبود. از این سلاح به عنوان یک سلاح جنگی و نه برای علم و پیشرفت استفاده شد.

موشک V-۲ در سپتامبر ۱۹۴۴ برای نخستین بار به سمت لندن پرتاب شد، اما این پرتاب و موفقیت برای پیروزی ارتش آلمان خیلی دیر بود. امروزه تمامی موشک‌هایی که به پرواز در می آیند از نسل موشک V-۲ می باشند.

دانش موشک‌ها در فضا

در ژانویه سال ۱۹۴۵ فون براون می دانست که جنگ به پایان رسیده است، از این رو خود و گروهش - که شامل ۱۲۵ دانشمند و مهندس موشکی بود - به سمت جنوب حرکت کرد تا تسلیم آمریکایی‌ها نشود. هیتلر به نیروهای خود دستور داد تا از تسلیم شدن فون براون و تیمش به نیروهای متفقین جلوگیری کند اما نتوانست. در همان روز، در ۲ می ۱۹۴۵، زمانی که برلین به دست ارتش سرخ افتاد، فون براون و تیم موشکی اش وارد خطوط نیروهای آمریکایی شدند. با کمک فون براون و موشک‌هایی که از آلمانی‌ها گرفته شده بود، در ۱۶ آوریل ۱۹۴۶ نخستین

پرتاب موشک آمریکایی‌ها انجام شد. این پرتاب موجب شد تا برنامه فضایی آمریکا آغاز شود.

علاوه بر تحقیقات موشکی، آمریکایی‌ها در حال تحقیق روی نخستین هواپیمای جت بودند. این هواپیما نیز که به شکل موشک بود، جهت شکستن دیوار صوتی طراحی شده بود. نیروی هوایی آمریکا موفق شد با پرداخت حقوق هفتگی تنها دویست دلار، یک خلبان نیروی هوایی را برای انجام این عملیات استخدام کند. خلبان انتخاب شده کاپیتان "چاک ییگر" "خلبان جنگ جهانی دوم بود که یکی از مجرب ترین و بهترین خلبان‌های زمان خود بود. همه چیز آماده شکستن دیوار صوتی بود که در تعطیلات آخر هفته، کاپیتان "ییگر" در جریان اسب سواری دچار شکستگی استخوان دنده شد. اما بدون به هم زدن پرواز، فقط ماجرا را به یکی از دوستان خود گفت. دوستش برای او یک دسته، شبیه دسته جارو برای کمک به بستن درهای هواپیما ایجاد کرد. شیشه جلوی هواپیما نیز به شامپو آغشته شد تا از تشکیل شبنم یخ زده در ارتفاع بالا جلوگیری شود. بنابراین در ۱۴ اکتبر ۱۹۴۷، با دو دنده شکسته و به کمک دسته ی جارو و شامپو روی شیشه‌های جلو، "چاک ییگر" نخستین کسی شد که دیوار صوت را شکست. حالا که دیوار صوتی به وسیله هواپیما شکسته شد، کاملاً مشخص بود که این موضوع برای موشک، نیازمند فضایی بیشتر برای تحقیقات است.

در ۲۴ جولای ۱۹۵۰، یک موشک دو مرحله ای به نام "بامپر ۸" پرتاب شد که شامل یک موشک V-۲ به عنوان مرحله اول بود که آن را ۱۶ کیلومتر، بالا می برد و مرحله دوم آن، راکت جنگی WAC بود که ۲۴ کیلومتر دیگر، آن را بالا می برد. در ۲۹ جولای ۱۹۵۰، "بامپر ۷" دومین موشک پرتاب شده بود که به سرعت ۹ ماخ رسید که بالاترین سرعت ساخت دست بشر تا آن تاریخ بود.

"فونبراون" و تیمش در آوریل ۱۹۵۰ موفق شدند، موشک زمین به زمین "رداستون" را که از نسل موشک "



۲-۷ " بود ، تولید نمایند . این موشک برای پرتاب نخستین ماهواره آمریکا انتخاب شد . اکسپلورر ۱ و نخستین دو مرد آمریکایی که به مدار کم ارتفاع زمین پرواز کردند "آلن شیپرد" و "گاس گرسیم" بودند که این پرتاب نیز در ۲۰ آگوست ۱۹۵۳ از "کیپ" انجام شد .

در ۴ اکتبر ۱۹۵۷ اتحاد جماهیر شوروی در رقابت با آمریکا در چیزی که فناوری لنگرگاه پرل (نقطه عطف فناوری) نامیده می شد ، با پرتاب اسپوتنیک ۱ ، نخستین ماهواره ساخته دست بشر را به دور زمین چرخاند .

گرچه این ماهواره به لحاظ ارزش علمی پایین بود ، ولی به لحاظ سیاسی ، کاری بزرگ تلقی می شد . این ماهواره در هر ۹۰ دقیقه یک گزارش کامل به دور زمین انجام می داد و فقط سیگنال رادیویی می فرستاد که مردم دنیا می توانستند آن را بشنوند .

این پروژه خیلی سریع در اسپوتنیک ۲ در تاریخ ۳ نوامبر ۱۹۵۷ دنبال شد . در این پرتاب ماهواره با خود یک سگ به نام لایکا را حمل می کرد و نخستین موجود زنده ای بود که به فضا پرتاب می شد . اگر چه آن سگ وقتی که اکسیژن تمام شد مرد ، اما این پرواز اطلاعات خوبی در زمینه اثرات بی وزنی و مسافرت فضایی برای یک موجود زنده به دست آورد .

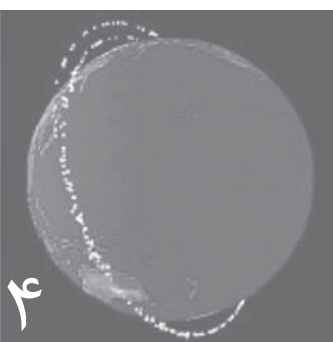
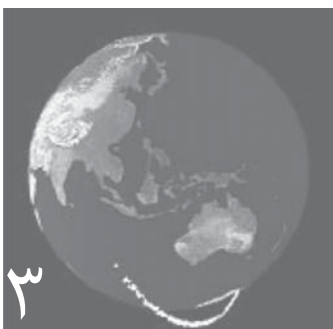
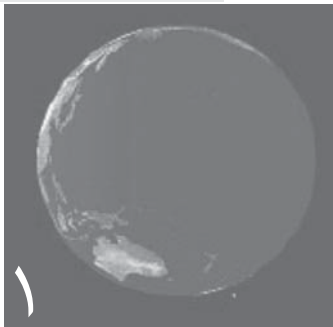
در ۳۱ ژانویه ۱۹۵۸ اکسپلورر ۱ نخستین ماهواره آمریکا ، توسط آخرین مدل موشک "رداستون" پرتاب شد که ما امروز به نام "ژوپیتر C" آن را می شناسیم . پرتاب ژوپیتر C کشف بزرگی را به همراه داشت و آن کشف کمر بند تشعشعی دور زمین بود . این کار علمی مهم توسط "جیمز ای ون آلن" صورت گرفت و بعدها نیز این کمر بند به نام همین شخص نام گذاری شد .

عصر فضا آغاز شده بود و این تازه شروع ماجرا بود!

باله‌های فضایی

بخش نخست

ابوالفضل ایران نژاد



سرآغاز

مواردی چون تکنولوژی، اقتصاد و محیط بر فعالیت‌های فضایی تاثیر دارند. واپسین مورد، برای فضاپیماها و ماموریت‌های فضایی مشکلاتی ایجاد کرده است. عوامل محیطی در بردارنده‌ی کمربند طبیعی مغناطیسی، ذرات پرانرژی خورشید، پرتوهای کیهانی و زباله‌ها هستند. زباله‌ها در حین عملیات فضایی پدید می‌آیند و برای عملیات آینده تهدید به شمار می‌روند. زباله‌های فضایی به هر چیزی که ساخت بشر بوده و در مدار زمین می‌چرخد و دیگر ماموریتی ندارد گفته می‌شود. از آغاز عصر فضا در چهار دهی گذشته، فضاپیماهای بسیاری به مدارهای مختلف زمین پرتاب شده‌اند که پس از اتمام ماموریت به گونه‌ی زباله‌های فضایی درآمدند.

درین پژوهش، نخست درباره‌ی منشاء زباله‌های فضایی، چگونگی پیدایش و توزیع آنها سخن به میان آمده و تاثیر آنها بر فضاپیماها مشخص شده است. سپس برآورد این زباله‌ها، شمار و نوع آنها و اندازه گیری‌های ویژگی‌های آنها توسط پایگاه‌های زمینی و یا فضایی و سپس مدل سازی داده‌ها برای پیش بینی وضعیت زباله‌ها در آینده ارایه شده است. در ادامه نیز به ارزیابی خطر زباله‌ها پرداخته شده است و در پایان اقدام‌های کاهنده و پیشگیرانه‌ی زباله‌های فضایی و موثر بودن آنها بحث شده است.

شکل ۱-۲ - مراحل پراکندگی زباله‌های ناشی از تلاشی
 انحراف: ۸۶°، نیم-محور اصلی: ۷۱۵۰ کیلومتر
 ۱: آغاز تلاشی، ۲: یک دوره‌ی مداری پس از تلاشی،
 ۳: دو دوره پس از تلاشی،
 ۴: یک روز پس از تلاشی، ۵: ۱۳۴ روز پس از تلاشی

فضایماها در مدارهای پایین مستقر هستند، در حالی که سه تمرکز دیگر نیز در مدارهای بالاتر وجود دارد: در مدار زمین آهنگ (مشاهده‌ی زمین و ارتباطات)، در حدود مدار دایروی نیم-زمین آهنگ (سامانه‌ی مکان‌یابی جهانی امریکا^{۱۰} و همانند روسی آن) و در مدارهای بیضوی گونه‌ی مولنیا^{۱۱}.

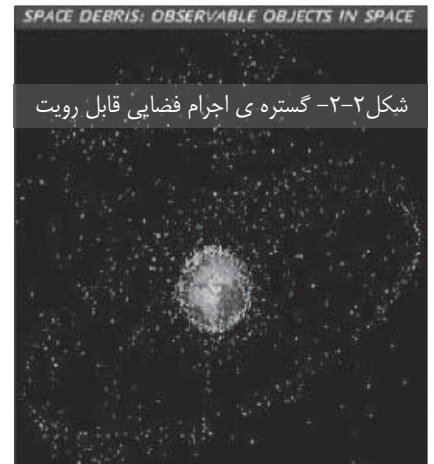
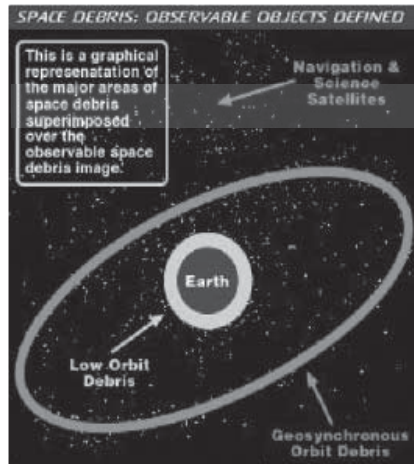
فضایی تاثیر می‌گذارند که سه تای نخست، تاثیر بیشتر دارند: زمان بودن در مدار، سطح تصویر شده، ارتفاع مداری و انحراف مداری. این پارامترها، احتمال برخورد فضایما را با زباله‌های مداری با تخمین شار زباله‌ها در ناحیه‌ی مداری مربوطه، تعیین می‌کنند. شانس برخورد با سطح مقطع فضایما به نسبت شار زباله‌ها و مقدار زمان

منفجر شده نشات گرفته بود.
۳-۲- اثر اجسام کوچک
 زباله‌های ریز (قطر کوچکتر از چندین میلی متر)، تا کنون سبب برخی صدمات به سامانه‌های فضایی شده‌اند. این صدمات را به دو دسته می‌توان بخش کرد: صدمه به سطوح یا زیر سامانه‌ها و تاثیر بر کارکرد.

الف. تاثیر بر سطوح یا زیرسامانه‌ها
 نمونه‌هایی از این صدمه که بر سطح یا سامانه‌های عملیاتی، تاثیر داشته است:
 صدمه به پنجره‌های شاتل
 صدمه به آنتن‌های با بهره‌ی بالای HST
 جدا کردن ریسمان سامانه‌ی گسترده‌ی کوچک^{۱۶}

درباره‌ی آخرین مورد، روشن نیست که آسیب از یک ریزشهاب سنگ پدید آمده یا از زباله‌ی ساخت بشر
 ب. اثر زباله‌های فضایی بر عملیات انسانی در فضا

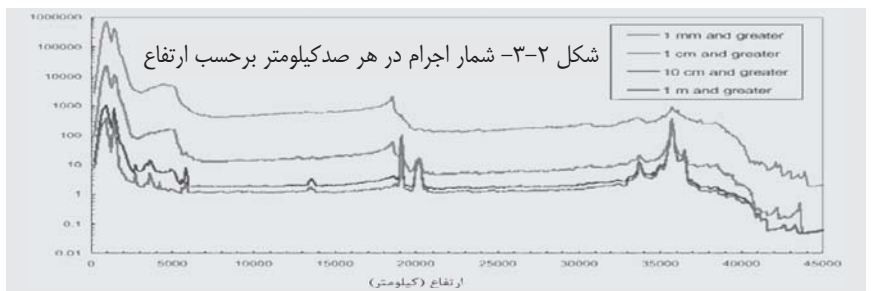
برای محافظت از فضانوردان، برخی اقدامات در طول پرواز انجام می‌گیرد. برای نمونه شاتل فضایی همواره به گونه‌ای قرار می‌گیرد که دمش به سوی بردار سرعت است. این کار برای محافظت خدمه و سامانه‌های حساس از آسیب برخورد با زباله‌های کوچک انجام می‌شود.



شکل ۲-۲- گستره‌ی اجرام فضایی قابل رویت

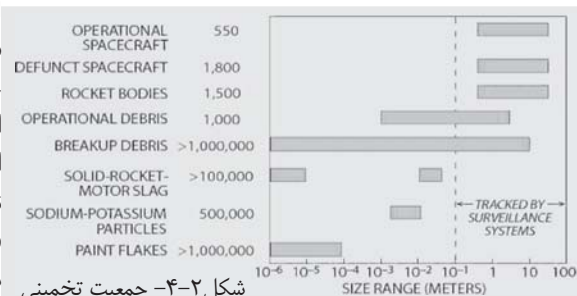
در معرض فضا قرار گرفتن تناسب دارد.
۳-۱- اثر زباله‌های بزرگ
 زباله‌های بزرگ، به زباله‌های با اندازه‌ی بزرگتر از ۱۰ سانتی متر می‌گویند. این اجسام قابل

این نواحی مداری از آنرو که برای ماموریت‌های مختلف مناسبند، دارای تمرکز اجرام هستند. در شکل زیر کمی از ویژگی‌های جمعیت اجرام در حال حاضر به تصویر کشیده شده است.



دریابی هستند. در طول مدت ماموریت، شاتل مانورهایی برای جلوگیری از برخوردهای فاجعه آمیز با چنین زباله‌هایی انجام می‌دهد. دو ماهواره‌ی بی سرنشین نیز مانورهایی جلوگیری از برخورد با زباله‌های بزرگ انجام داده‌اند: ماهواره‌ی سنچس از دور اروپا^{۱۱} و ماهواره‌ی مشاهده گر اسپات-۲^{۱۲}. نخستین برخورد گزارش شده میان دو جرم فهرست شده رخ داد، ماهواره‌ی عملیاتی سریز^{۱۳} و تکه‌ای از یک مرحله‌ی بالایی موشک آریان^{۱۴}. در سال ۱۹۹۶، فضایمای

در شکل زیر جمعیت اجرام فضایی بر حسب اندازه‌شان دیده می‌شود:



شکل ۳-۲- جمعیت تخمینی

منابع
 ۱- Technical report on space debris, text of the report adopted by the scientific and technical subcommittee of the united nations committee on the peaceful uses of outer space, United Nations, ۱۹۹۹

۲- Detecting , tracking and imaging space debris, D. Mehrholz, L. Leushacke, FGAN Research Institute for High-Frequency Physics and Radar Techniques, Wachtberg, Germany; W. Flury, R. Jehn, H. Klinkrad, M. Landgraf, European space operation center (ESOC), Darmstadt, Germany, ESA bulletin -۱۰۹ February ۲۰۰۲

۳- Monitoring and controlling debris in space, Nicholas L. Johnson, Scientific American, August ۱۹۹۸

۴- A space debris primer for astronomers, John-Derral Mulholland, & Christian Vellet

۵- An assessment of the space debris threat in the context of future tourism activities, Fedrico Morello, approved by Dr. R. T. Moses, Senior Space Systems Lecturer, University of Bristol, UK

فرانسوی سریز، با ضربه‌ی یک خرده‌ریز، تاحدی از کار افتاد، این خرده ریز، بر اساس شبکه‌ی مشاهده گر فرماندهی فضایی ایالت‌های متحد امریکا^{۱۵}، از یک موشک مرحله بالایی آراین

۳- اثر زباله‌ها بر کارکرد سامانه‌های فضایی

چهار عامل زیر، تعیین می‌کنند که چگونه محیط با زباله‌های فضایی بر کارکرد سامانه‌های

- ۸. Semi geostationary
- ۹. GPS
- ۱۰. Molniya
- ۱۱. ERS-۱
- ۱۲. Satellite pour l'observation de la Terre (SPOT-۲)
- ۱۳. CERISE
- ۱۴. Ariane
- ۱۵. The united states space command monitoring network
- ۱۶. Small expendable deployer system-۲ (SEDS-۲)



بنا داریم تا در هر شماره با اختصاص دادن بخشی تحت عنوان «امضاء محفوظ» به بررسی مشکلات دانشکده، دانشگاه و صنعت هوافضا و موانع پیشرفت آن پردازیم. این بخش همانگونه که انعکاس دهنده پیشنهادهای ابتکاری دوستان است به انتقادات و اعتراض‌ها هم توجه دارد. دوستان شما در مجله حاضرند برای پی‌گیری مشکلات تمام تلاش خود را بکنند. وظیفه‌ای که دیگر گروه‌ها یا مجامع دانشجویی بایستی انجامش می‌دادند. فعلاً قصد ما فقط اطلاع‌رسانی است. وظیفه خود می‌دانیم تا برای جهت دادن افکار و نیروهای جامعه دانشجویی و صنعتی هوافضای کشور در جهت اعتلای دانش و صنعت هوافضا تمام تلاش خود را به کار بریم.

فعلاً با توجه به نظرسنجی‌ای که از خیلی از هوافضایی‌ها و اعضای گروه پرنده کرده ایم تصمیم گرفته ایم برای شماره‌ی آینده این بخش را به موضوع ساختمان دانشکده هوافضای دانشگاه صنعتی شریف اختصاص دهیم. مسئله‌ای که به اذعان تمامی دست‌اندرکاران امر بزرگترین مانع بر سر راه پیشرفت دانشکده و دانشجویان هوافضای دانشگاهی است که مدعی جایگاه اول خاورمیانه است. از تمامی دوستان هوافضایی و غیر هوافضایی و همچنین متولیان صنعت (که بسیاری از آنها روزگاری دانشجوی همین دانشگاه بوده‌اند) تقاضا می‌کنیم تا هرآنچه در مورد این موضوع می‌دانند یا فکر می‌کنند به نوعی ارزش بررسی دارد را به آدرس الکترونیکی پیش گفته و یا به آدرس پستی زیر ارسال کنند. لطفاً برای روشن شدن تمامی زوایا و خفایای این مسئله با ما همکاری بفرمایید.

تهران، خیابان آزادی، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده هوافضا. لطفاً حتماً بر روی آن قید شود «مربوط به مجله اوج».

ضمناً مسئول این بخش آقای مهندس جواد سپاهی هستند. این بدان معناست که می‌توانید پیشنهادهای خود را حضوراً هم به ایشان منتقل کنید. می‌توانید با ایشان از طریق شماره تلفن ۰۲۱ ۶۶۱۶۲۵۸۰ - تماس حاصل فرمایید.
مدیر مسئول مجله اوج

فراخوان انتقاد و پیشنهاد

دانشکده مهندسی هوافضا

AEROSPACE ENGINEERING DEPARTMENT

هفتمین کنفرانس هوافضای ایران

The 7th Conference of Iranian Aerospace Society



برگزار کنندگان:



انجمن هوافضای ایران



حمایت کنندگان:



سازمان صنایع هوافضا



رئاست جمهوری
دانشگاه ملی فناوری



سازمان صنایع دفاع

February 19-21, 2008
**Sharif University of
Technology**

۳۰ بهمن تا ۲ اسفند ماه ۸۶
دانشگاه صنعتی شریف

دبیرخانه کنفرانس: تهران - دانشگاه صنعتی شریف - دانشکده مهندسی هوافضا
صندوق پستی: ۸۶۳۹-۱۱۳۶۵ تلفن: ۶۶۱۶۴۹۲۲ نمابر: ۶۶۰۳۶۵۹۴

www.aero2008.com Email: info@aero2008.com

شکل زیر نشان دهنده یکی از ابزارهای استراتژیک سیستم ملی چندلایه دفاع ضد موشک بالستیک ایالات متحده است. این وسیله از قوی ترین لیزر جهان با قدرت چند مگاوات که بر دماغه هواپیما BV۴۷-۴۰۰F نصب شده، بهره می برد. لیزر شیمیایی اکسیژن-لودین ساخت شرکت نورثروپ گرومن بوده و قادر به شلیک به طرفین است. زمان بهره برداری از این سامانه سال ۲۰۰۹ اعلام شده که قادر خواهد بود موشک های بالستیک را پیش از رسیدن به نقطه خطرناک نابود نماید.

وعده آشنایی بیشتر با این پدافند، در شماره بعدی مجله اوج محقق می شود...

