



فصلنامه

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

بهار ۸۶

- گزارش مسابقه پرنده بدون سرنشین
- سرگذشت خواندنی میکویان
- آنرودینامیک حشرات
- کاربرد سنجنده‌های ماهواره‌ای
- جانشین هابل
- پرچ کاری اتوماتیک
- آشنایی با هنداجت و SATS
- موشک کرم ابریشم

پذیرش آگهی

۰۹۱۲۲۰۸۱۶۲۸





اوج
فصلنامه علمی، پژوهشی و تحلیلی
دانشکده هوافضا
دانشگاه صنعتی شریف

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

فصلنامه علمی، پژوهشی و تحلیلی اوج
بهار ۱۳۸۶، سال اول شماره ۱

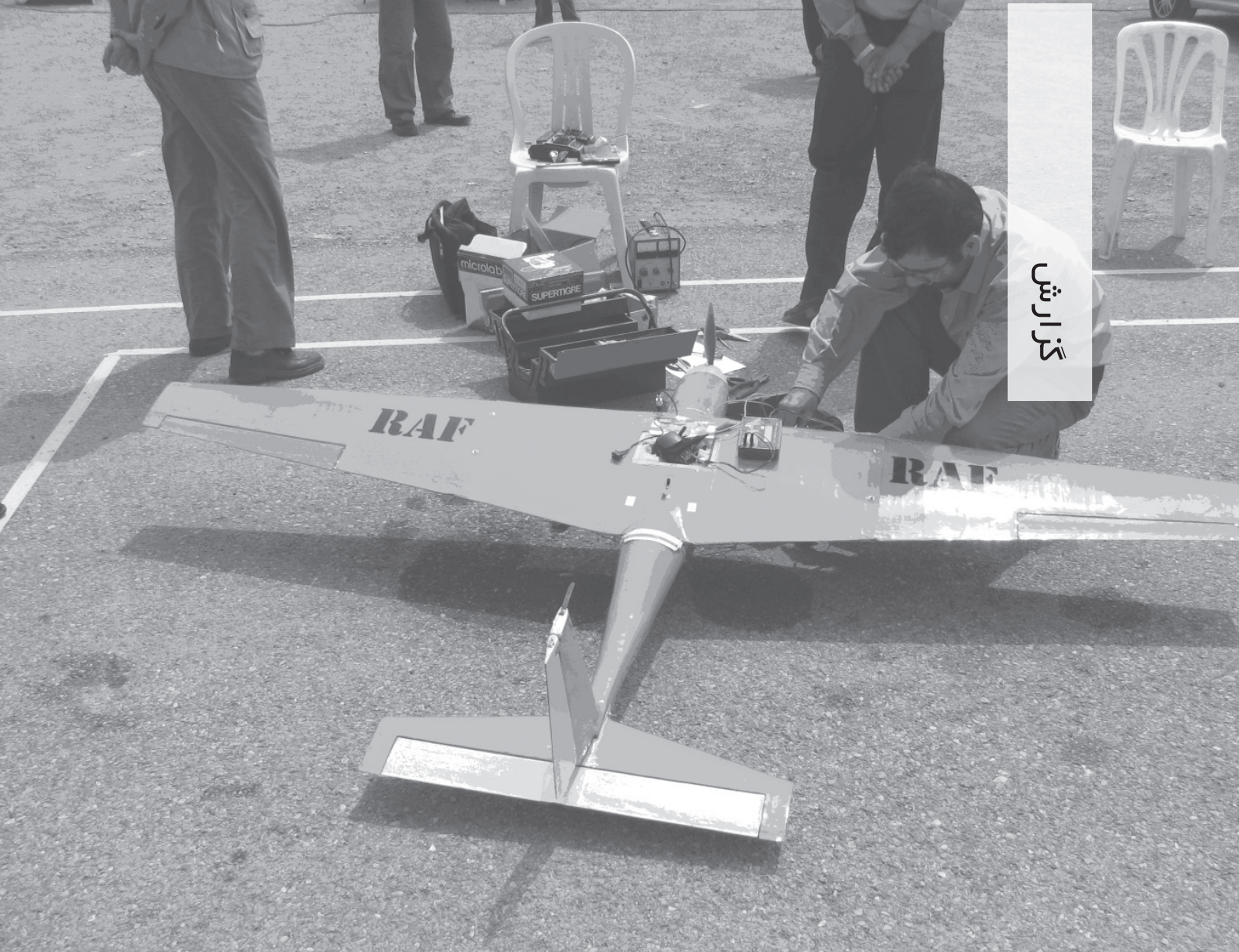
صاحب امتیاز: گروه دانشجویی پرنده
زیر نظر شورای عالی
مدیر مسوول: غلامرضا علیزاده
سردبیر: آرین پورباقری
مدیر اجرایی: اصغر فرهادی
ویراستار: مسعود عبیدی عطارزاده
وبسایت: محسن بهرامی
روابط عمومی: حسین رجبی
مشاور فنی و ناظر چاپ: محمد مهدی جلال مآب
دبیر تحریریه: غلامرضا علیزاده
مدیریت هنری: یوسف دهقان

مقالات آموزشی: محسن بهرامی، حسن اخلاقی، محسن اختیاری، یوسف دهقان، مسعود طوسی، کاظم فیاض بخش، مصطفی آزادی، محمدعلی نوریان، امیر توکلی کاشی
مقالات علمی: مهدی مغربی، رحمان محمدی فرهادی، علیرضا صفی خانی
گزارش و مصاحبه: مسعود طوسی، یوسف دهقان
دانستنیها: امیر حسین صادقیان، حامد جعفری، حسین انصاریان، هادی نوذری، یوسف دهقان، سعید عرب، سجاد صادقیان، حمید ملکی، غلامرضا علیزاده، محسن اختیاری

صفحه آرا و طراح جلد: مجید سلیمی



- گزارشی از مسابقه هواپیمای بدون سرنشین ۲/
- مصاحبه با دکتر فرشچی ۵/
- اندازه گیری ممان اینرسی هواپیما در مقیاس کامل ۹/
- طراحی استراتژیک سازمان بر اساس عوامل رقابتی ۱۲/
- گذری بر ایرودینامیک پرواز حشرات ۱۸/
- کنترل سیستم پرچکاری اتوماتیک ۲۴/
- انواع مشعل ۲۸/
- معرفی اجمالی پروژه‌های طراحی هواپیما - دوره کارشناسی ۳۰/
- تاکسی هوایی ۳۰/
- هواپیمای بدون سرنشین ۳۲/
- پروژه سیستم‌های هوایی کوچک ۳۳/
- هنداجت ۳۵/
- بررسی کاربرد سنجنده‌های ماهواره ای در تشخیص ذرات معلق شهرهای بزرگ ۳۸/
- مروری بر روشهای تخمین ضرایب ایرودینامیک یک جسم پروازی از روی اطلاعات پروازی ۴۲/
- سامانه های مدیریت موتور گازسوز ۴۶/
- کرم ابریشم ۵۰/
- سرگذشت خواندنی میگویان ۵۳/



▲ تیم رفرف در تست پروازی

گزارشی از مسابقه هواپیمای بدون سرنشین

□ یوسف دهقان

پژوهشکده شهید رضایی

پژوهشکده شهید رضایی دانشگاه صنعتی شریف با همکاری دانشکده هوا فضای دانشگاه صنعتی شریف با تشکیل گروه‌های اجرایی و علمی، در اسفند ۱۳۸۴ اقدام به برگزاری مسابقه طراحی و ساخت هواپیمای بدون سرنشین نمود.

در این مسابقه بیش از ۶۰ تیم از سراسر کشور نام نویسی کردند. این مسابقه ملی در جهت دستیابی به تکنوژی‌های نوین در ۵ جنبه زیر برگزار شد:

۱. شکل‌های جدید بدنه
۲. مواد جدید و روش‌های ساخت
۳. موتورهای کوچک
۴. سیستم‌های هدایت
۵. سیستم‌های کنترل

مراحل سه گانه این مسابقه به قرار زیر بودند:

- مرحله طراحی مفهومی
- مرحله ساخت نمونه غیر پروازی
- مرحله ساخت نمونه پروازی



در مرحله طراحی مفهومی که زمان آن تقریباً ۳ ماه بود، جمعا ۶۳ تیم شرکت داشتند. پس از اتمام این زمان، تیم‌ها نتیجه تلاش خود را به دبیرخانه مسابقات ارسال نمودند.

کمیته برگزاری مسابقه ملاک ارزیابی خود را به صورت زیر اعلام کردند:

- رتبه شایستگی ۱: میانگین نمره بین ۹۰ تا ۱۰۰
- رتبه شایستگی ۲: میانگین نمره بین ۸۰ تا ۹۰
- رتبه شایستگی ۳: میانگین نمره بین ۷۰ تا ۸۰
- رتبه شایستگی ۴: میانگین نمره بین ۶۰ تا ۷۰

با بررسی کمیته که ۲۰ روز به طول انجامید، نتیجه مرحله اول به صورت زیر اعلام شد: (در این مرحله به دلیل اینکه هیچ تیمی نتوانسته بود حداقل امتیاز برای اهراز رتبه اول را کسب کند، اولین تیم رتبه دوم را دریافت داشت!)

- رتبه دوم: تیم شهبال (۸۱)
- رتبه سوم: تیم‌های پرستو (۷۵). غراب (۷۴). شهبال-۱ (۷۲)
- رتبه چهارم: تیم‌های آزاد (۶۵). زینت

آریا (۶۱). رف (۶۱) (۶۳)

همچنین ۵ تیم بعدی بر اساس امتیاز کسب شده به شرح زیر بودند:

تیم‌های آزاد، غراب، رف، طوفان ۴ لوتوس-۱

همچنین تیم‌های زیر رتبه‌های بعدی را به ترتیب امتیاز کسب کردند:

- تیم‌های صبا ۲ (۵۵)، انجمن (۵۴)، شاهین (۵۴)، اتحاد (۴۵)، هما (۳۶)، ققنوس (۳۳)، طوفان زحل (۳۳)، طوفان ۴ (۳۳)، فیهروهر (۳۳)، رعد ۲۲ (۲۵)، سیمرغ ۱۱۰ (۲۴)، ایران ۱۷ (RC)

جوایز این مرحله (ساخت نمونه غیر پروازی) به قرار زیر بود:

- رتبه اول: ۳۰ میلیون ریال
رتبه دوم: ۲۰ میلیون ریال
رتبه سوم: ۱۰ میلیون ریال



مرحله آخر، مرحله ساخت نمونه پروازی بود که در آن تیم‌های شرکت کننده باید قادر به ساخت یک نمونه از هواپیمای قابل پرواز خود باشند.

هدف از آزمون‌های فاز سوم ارزیابی میزان موفقیت تیم‌ها در پیاده‌سازی طراحی اولیه در قالب یک پرنده عملیاتی به منظور اجرای هرچه بهتر ماموریت‌های درخواستی است. در این رابطه هر تیم در طی انجام چندین تست مختلف که از جدولی توسط هر تیم انتخاب شده است قابلیت‌های خود را به نمایش می‌گذارد.

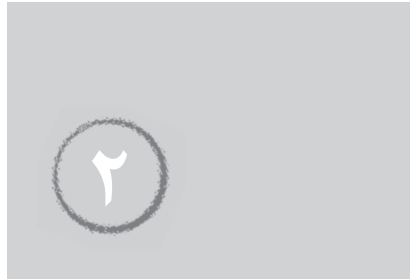
نحوه رقابت در مرحله آزمایش پرواز Flight Test

- کیفیت تحلیل ماموریت انجام شده
- کیفیت بیان ارتباط شکل و ماموریت
- فرایند تصمیم‌گیری‌ها
- کیفیت شکل‌ها و نقشه‌های ارایه شده
- نقاشی Artist Impression
- کیفیت توان ساخت تیم
- کیفیت استراتژی ساخت
- دقت و کیفیت سطوح ساخته شده، ابعاد، اندازه‌ها و تقارن نمونه

- تناسب وزن و شکل
- تحلیل قیمت نمونه ساخته شده
- ابتکار در ابزار ساخت و مونتاژ نمونه
- دوام و مقاومت وسیله‌ی پرنده
- ویژگی‌های خاص فراتر از ماموریت
- ارضای ماموریت (در شرایط مختلف

جوایز مرحله طراحی مفهومی به شرح زیر بود:

- رتبه اول: ۱۰ میلیون ریال
رتبه دوم: ۶ میلیون ریال
رتبه سوم: ۳ میلیون ریال



سپس مسابقه وارد فاز دوم خود شد. در این مرحله تیم‌ها باید یک نمونه غیر پروازی از طرح خود را تهیه و به دبیرخانه ارسال می‌داشتند. در این مرحله فقط ۲۰ تیم زیر توانستند نمونه‌های خود را ارسال کنند:

- دانشگاه آزاد اسلامی: ۴ تیم
دانشگاه صنعتی شریف: ۳ تیم
دانشگاه هوایی شهید ستاری: ۲ تیم
دانشگاه صنعتی مالک اشتر: ۲ تیم
دانشگاه صنعتی امیر کبیر: ۱ تیم
دانشگاه صنعتی اصفهان: ۱ تیم
دانشگاه امام حسین (ع): ۱ تیم
دانشگاه صنعتی خواجه نصیر: ۱ تیم
دانشگاه صنعتی شیراز: ۱ تیم
موسسه آموزش عالی سجاد: ۱ تیم
متفرقه: ۳ تیم.

پس از بررسی نمونه‌های تیم‌های شرکت کننده توسط کمیته داور، تیم‌های زیر توانستند بیشترین امتیاز را کسب کنند:

- رتبه دوم: مشترکا تیم‌های آریا و پرستو
رتبه سوم: مشترکا تیم‌های شهبال، شهبال-۱ و زینت





آب و هوایی)

- سهولت هدایت و کنترل توسط کاربر یا به صورت اتوماتیک
- اصول ایمنی در به کارگیری و پرواز
- رعایت ابعاد جهت حمل و نقل و در نظر گرفتن قابلیت جداسدن بال و بدنه از یکدیگر
- تعمیرات آسان در صورت صدمه دیدن
- امنیت طراحی جهت حفظ محفظه Payload و مکانیزم خاموش و روشن کردن اضطراری پرند
- هرگونه نوآوری مانند نحوه ابتکاری پرتاب پرند

کد چهار رقمی	موضوع آزمایش	حداکثر امتیاز
GT 010	a- اندازه گیری وزن	۱۰۰
GT 110	b- اندازه گیری محل C.G	۱۰۰
GT 200	c- اندازه گیری ممانهای اینرسی	۲۰۰
GT 210	c-1	Iyy ۳۰۰
GT 220	c-2	Ixx ۳۰۰
GT 230	c-3	Izz ۳۰۰
GT 240	c-4	Ixz ۵۰۰

خلاصه این آزمایشات که در سه بخش تدوین شده بود، در زیر آمده است:

فصل اول:

آزمایشات زمینی Ground Testing

فصل دوم:

آزمایشات با محدودیت فیزیکی Captive Testing

الف) آزمایش تشخیص سرعت استال در شرایط Captive (کد آزمایش CT)

- ب) آزمایش کیفیت برخاست بدون باد جانبی
- a) بدون باد جانبی و در وزن payload حداکثری که تیم شرکت کننده تقاضا می نماید و در حداکثر توان موتور از نقطه شروع حرکت و زاویه ثابت برای سطوح کنترل
- b) بدون باد جانبی و در وزن payload حداکثری که تیم شرکت کننده تقاضا نماید و در کمترین توان موتور از نقطه شروع حرکت و زاویه ثابت برای سطوح کنترل
- c) بدون باد جانبی، بدون payload در

کمترین توان موتور و زوایای صفر سطوح کنترل

ج) آزمایش کیفیت برخاست در باد جانبی

فصل سوم:

آزمایشات پروازی Flight Testing

- ۱-۳) آزمایش تعادل پایداری در دویدن، برخاست و نشست [FT ۱۰۰]
- (ارزیابی هواپیماهای شرکت کننده از دیدگاه پایداری جانبی در هنگام دویدن، نشست و برخاست)
- ۲-۳) آزمایش حداکثر سرعت در ارتفاع AGL (۵۰ فوت یا معادل ۱۵ متر)
- ۳-۳) آزمایش حداکثر سرعت در ارتفاع مطلوب با استفاده از GPS یا رادار
- (برخاست بصورت دلخواه در حداکثر وزن در لحظه $t=0$ و رفتن به ارتفاع مطلوب در کمترین وقفه)
- ۴-۳) آزمایش حداکثر سرعت اوج گیری با استفاده از GPS یا رادار

هر تیم حداقل یکی از دو آزمایش زیر را بایستی انجام می داد.

الف- FT ۴۱۰

برخاست بصورت دلخواه در لحظه $t=0$ در حداکثر وزن و حداکثر توان، ارسال ارتفاع در لحظه $t+5$ دقیقه و یا بازگشت و نشست بدون وقفه

ب- FT ۴۲۰

برخاست بصورت دلخواه در لحظه $t=0$ در حداکثر وزن و حداکثر توان، اوج گیری بدون وقفه تا جاییکه توان باقیمانده صفر شود (هواپیما به سقف پرواز مطلق برسد) و بازگشت و نشست بدون وقفه

۳-۵) آزمایش حداکثر زاویه اوج گیری با استفاده از GPS یا رادار

۳-۶) آزمایش حداکثر برد در شرایط مطلوب

۳-۷) آزمایش حداکثر تداوم در شرایط مطلوب

۳-۸) آزمایش Stall-Spin

۳-۹) آزمایش سرش و فرود به دنبال از دست دادن موتور

۳-۱۰) آزمایش نشست در کمترین مسافت

۳-۱۱) آزمایش نشست در باد جانبی

جوایز مرحله ساخت نمونه پروازی در زیر آمده است:

رتبه اول: ۸۰ میلیون ریال

رتبه دوم: ۶۰ میلیون ریال

رتبه سوم: ۴۰ میلیون ریال

تیم‌هایی که در مرحله سوم حضور داشتند و نتیجه کسب شده توسط آنها، به شرح زیرند:

آریا • دانشگاه صنعتی اصفهان
انجام شد. موفقیت آمیز

پرستو • دانشگاه آزاد واحد علوم تحقیقات
انجام شد. موفقیت آمیز

رفرف • دانشگاه صنعتی شریف
انجام شد. سانحه در تست آخر

زینت • دانشگاه صنعتی شریف
انجام شد. سانحه در تست اول

شهبال • دانشگاه صنعتی شریف
انجام شد. موفقیت آمیز

شهبال ۱ • دانشگاه صنعتی مالک اشتر
انجام شد. موفقیت آمیز

طوفان ۴ • دانشگاه شهید ستاری
انجام شد. موفقیت آمیز

سیمرغ ۱۱۰ • دانشگاه آزاد کرمانشاه
انجام شد. عدم پرواز

فراز • موسسه آموزش عالی (مشهد)
عدم شرکت. سانحه در تست آزمایشی

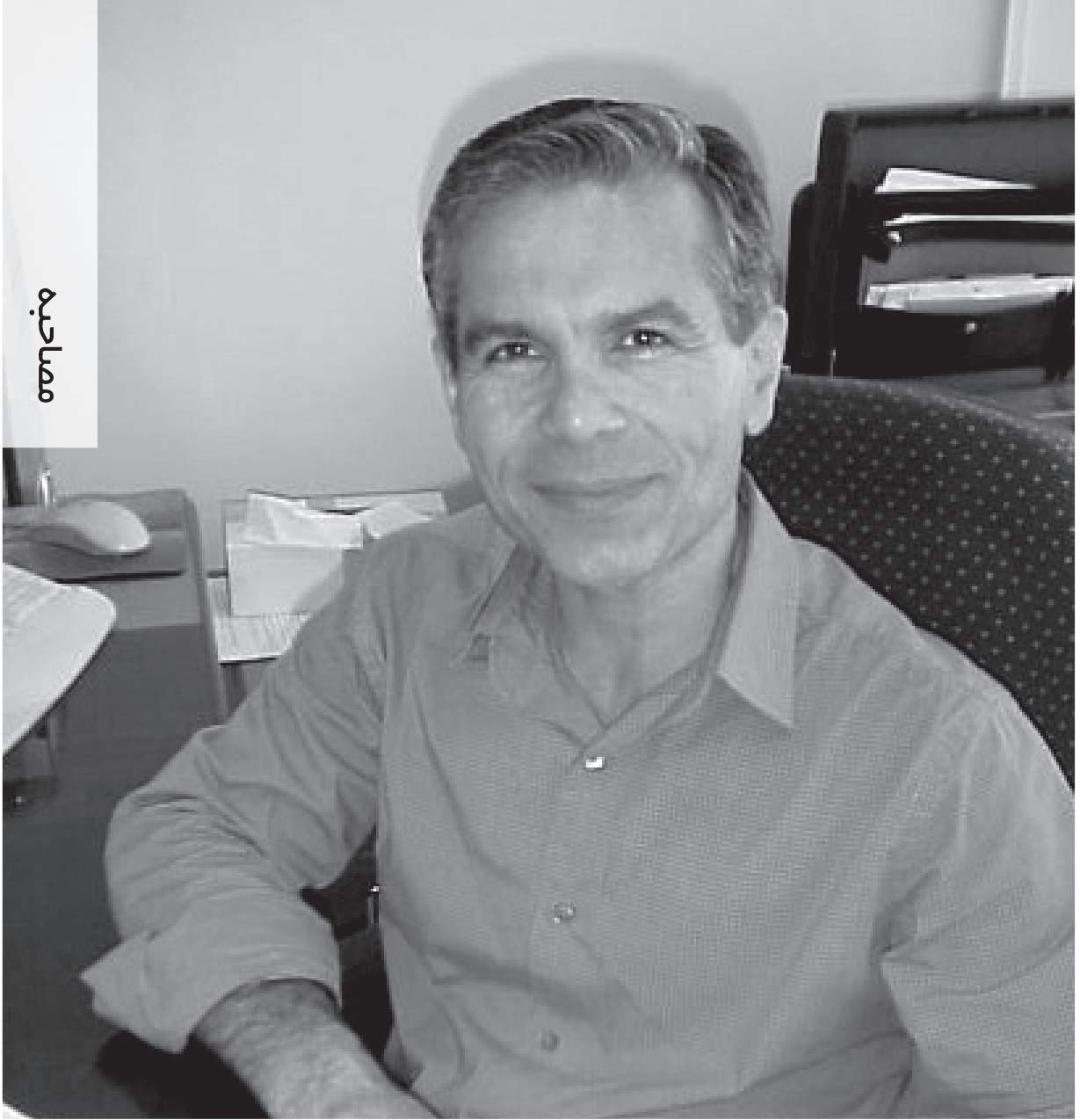
فاطر ۲۲۴ • دانشگاه آزاد کاشان
عدم شرکت. سانحه در تست آزمایشی

لوتوس • دانشگاه صنعتی شیراز
انجام شد. موفقیت آمیز

سحاب • دانشگاه صنعتی امیرکبیر
انجام شد. وارد این فاز نشدند



▲ تیم طوفان-۴ در تست پروازی

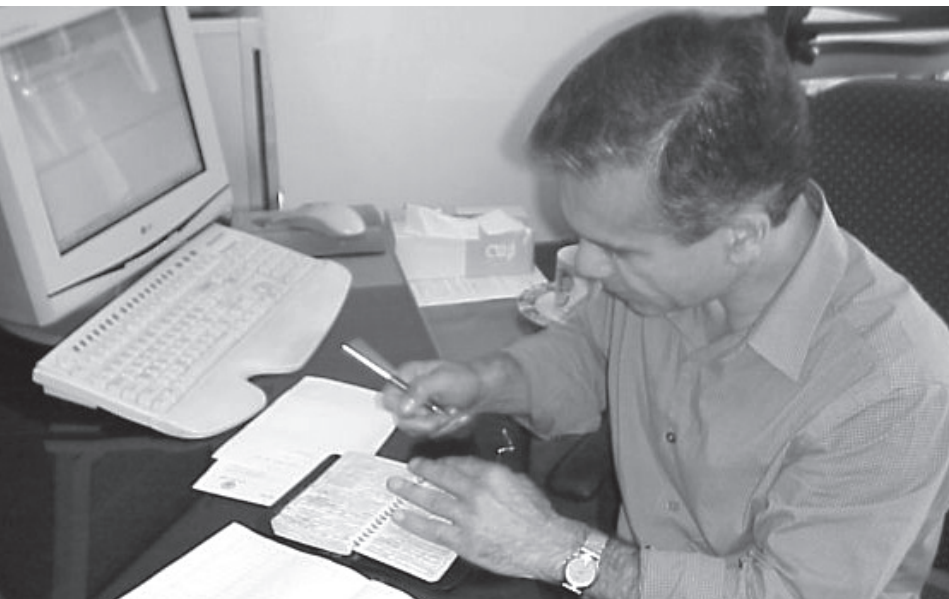


گفت و گویی با دکتر فرشچی

دانشیار دانشکده هوا فضا دانشگاه صنعتی شریف

□ مسعود طوسی، یوسف دهقان

قرار است دکتر فرشچی امسال برای یک فرصت مطالعاتی سفری به آمریکا داشته باشند. همین بهانه‌ای شد که با ایشان مصاحبه‌ای صمیمانه انجام دهیم. در لابلای مصاحبه از استاد در مورد دغدغه‌های ایشان از اشتغال و ادامه تحصیل دانشجویان، مشکلات صنعت و راهکارهای حل این مشکلات هم سوالاتی پرسیدیم :



• به عنوان اولین سوال یک بیوگرافی مختصر از خودتان ارائه دهید.

من ۱۲ سال دبستان تا دبیرستان را در مدارس ایران فردا در خیابان بهار خواندم. لیسانس و فوق لیسانس در دانشگاه اوکلاها بودم. از اواسط سال ۱۹۷۸ تا اواخر ۱۹۸۰ در دوره فوق لیسانس در شرکتی به نام PMB System در سانفرانسیسکو مشغول به کار بودم. بعد از آن از سال ۱۹۸۱ تا ۱۹۸۴ درگیر دوره دکترا در دانشگاه کالیفرنیا در دیویس شدم. سپس بین سال‌های ۱۹۸۴ تا ۱۹۸۶ در مرکز تحقیقاتی ناسا در کلیفلند مشغول کار شدم. ۵ سال بعد را در یک شرکت خصوصی در آمریکا در شهر ماتن ویو که تحقیقات موشکی می‌کرد، گذراندم. و از سال ۱۳۷۰ تاکنون نیز در دانشگاه صنعتی شریف مشغول به تدریس هستم.

سرعت بیشتر از این اطلاعاتی که کسب کرده‌ایم به فناوری‌های روز دنیا دست یابیم.

• به جز جدایی از جامعه بین‌المللی شما چه موانع دیگری برای رشد این صنعت در داخل کشور سر راه صنعت هوافضا احساس می‌کنید.

هوافضا صنعتی است که در همه جای دنیا جنبه نظامی‌اش بر جنبه غیر نظامی‌اش چیره است. البته در برخی کشورها به دلیل پیشرفت‌های صنعتی توانسته‌اند از فضا استفاده‌هایی غیر از استفاده نظامی بکنند که بیشتر در زمینه ارتباطات است. ما هنوز در آن حد نیستیم. پس به هر حال یک سری محدودیت‌هایی وجود دارد شما در یک صنعت نظامی نمی‌توانید با افراد مختلف در زمینه‌های مختلف تبادل نظر داشته باشید. این باعث کند شدن سرعت رشد می‌شود ولی مانعی از پیشرفت، همکاری و پیگیری نیست. از طرفی خود صنعت هم نمی‌تواند با هر کسی یا با هر گروه و جامعه علمی ارتباط برقرار کند که این باعث می‌شود که نرخ رشد باز هم پایین بیاید. با توجه به این نکته که در کنار یک روند بد یک روند خوب هست، توجه به زمینه هوافضا بیشتر است. یعنی آن توجهی که شاید از نظر علمی در رابطه با سایر علوم مثلا برنامه‌ریزی پیشرفت خودروسازی در ایران است کمتر از توجه به پیشرفت در زمینه هوافضا است. چون در صنعت هوافضا به دلیل مشکلات موجود، مدیریت کار کمی باید منسجم‌تر و متراکم‌تر باشد. در زمینه خودرو هرگاه که گیر کردید باید کمک بگیرید اما در هوافضا باید یک سری چیزهایی

برای ارتقاء علمی و عملی خود و پیشبرد صنعت کشور لازم است با صنایع ارتباط نزدیک داشته باشد. البته در ایران صنایع ما در آن حد رشد نکرده‌اند که به حد تحقیقاتی رسیده باشند. محدودیت‌هایی داریم ولی خوشبختانه صنایع هوافضا از اغلب صنایع دیگر به دلیل نیازهایی که داریم پیشرفته‌ترند و از طرفی به دلیل تحریم‌ها که امکان خرید این خدمات و سیستم‌ها وجود ندارد، تولید علم و فناوری داخلی باعث شده امکانات بیشتری در زمینه هوافضا داشته باشیم.

• یعنی شما تحریم‌ها را مثبت ارزیابی می‌کنید؟

خیر بلکه معتقدم در هر شرایط بدی امکاناتی هم موجود است البته تحریم‌ها و عدم تبادل علمی، صنعتی و فرهنگی با کشورهای دنیا به طور کلان باعث عقب ماندگی یک کشور می‌شود اما در کنار این شرایط امکاناتی موجود است که هر چند برای کلیت صنعت و علم مفید نیست اما موقعیت حیاتی را برای افرادی که بخواهند در بعضی زمینه‌ها تحقیقات دامنه‌دارتری داشته باشند، پیش می‌آورد. این تحقیقات هم معمولا تحقیقات علمی نیستند بلکه تحقیقات فناوری هستند. ما اکنون به فناوری‌ای دست یافته‌ایم که ۴۰ سال پیش در آلمان، روسیه و آمریکا اتفاق افتاده است و می‌توانیم آنرا تکرار کنیم (در آن حد فناوری هستیم). پس این چندان مایه شغف نیست، اما همین که ما می‌توانیم به صورت خودجوش مشکلاتمان را حل کنیم یک روزنه‌ای می‌شود که انشاء الله در آینده‌ای نزدیک و بعد از رفع مشکلات و وارد شدن به جامعه بین‌المللی با

• آیا این درسته که شما علاقه خاصی به چاپ مقاله ندارید؟

نه. بلکه علاقه به چاپ بدون پایه و ارزش علمی ندارم. معتقدم هدف از چاپ مقالات، انتشار نتایج و محصول تحقیقاتی است که ارزشمند است نه اینکه از هر پروژه دانشجویی مقاله چاپ کرد. کاری که ارزشمند باشد، ارزش چاپ کردن را هم دارد.

• تز دکتری شما در چه زمینه‌ای بود؟

در مورد جریان‌های مغشوش محترقه (Turbulent Reacting Flow) بود که ما به دنبال تاثیرات نوسانات فشار در جریان‌های شعله‌های نفوذی بودیم. این تحقیقات به وسیله یک لابراتواری به نام سندیا در آمریکا پشتیبانی می‌شد و بیشتر جنبه مدل کردن میدان توربولانس همراه با احتراق را داشت.

من از سال ۱۹۹۱ تا ۱۹۹۹ در ایران فعال بودم. در سال ۹۹ به دلایل خانوادگی همراه دانشگاه کالیفرنیا مشغول تدریس و تحقیق شدم و به عنوان استاد آنجا فعالیت می‌کردم. در واقع به صورت مرخصی از دانشگاه شریف در آنجا به عنوان استاد مهمان در دانشگاه کالیفرنیا در دانشکده مکانیک و هوافضا برای ۲ سال و نیم مشغول کار شدم.

• آیا شما هم اکنون با صنایع همکاری دارید؟

بله نسبتا به طور گسترده. با صنایع مختلف هوافضا در ایران ارتباط دارم و معتقدم هر استادی

را رعایت کنید و به نظر من از نظر علمی نه از نظر فناوری با تبادیل نظر و به اشتراک گذاشتن و درگیر شدن در پروژه‌های بین‌المللی پیشرفت حاصل می‌شود.

• شما در فرصت مطالعاتی‌ای که در پیش دارید به کدام دانشگاه می‌روید، چه مدت در آنجا هستید و چه فعالیت‌هایی خواهید کرد؟

برای فرصت مطالعاتی به دانشگاه کالیفرنیا در برکلی می‌روم و در آزمایشگاه احتراق مشغول خواهم شد. در این آزمایشگاه چند تا از اساتید آشنا فعالیت می‌کنند من به آنها ملحق می‌شوم و دوره ۹ ماهه‌ای از اواخر تابستان امسال تا اوایل تابستان سال آینده طول خواهد کشید.

• آیا در کنار این فرصت با شرکتی هم همکاری خواهید کرد یا پیشنهادی داشته‌اید؟

پیشنهادی نداشته‌ام اما علاقه دارم که در مورد ناپایداری احتراق در موتورهای توربولانس فعالیت کنم. این موتورهای توربینی هم کاربرد هوایی دارند و هم نیروگاهی. در نتیجه چون کاربرد آنها دوگانه است کمک می‌کند که همکاری‌هایی داشته باشیم که بیشتر در زمینه توربین‌های نیروگاهی باشد، اما می‌توان در مورد موتورهای هوایی هم از آنها استفاده کرد. اگر بتوانم آنجا در صنعت مشغول شوم (چون اطلاعات فناوری معمولاً در دانشگاه‌ها محدود است)، خیلی استقبال خواهم کرد. اما فعلاً موقعیتی به صورت مشخص پیش نیامده است.

• به عنوان استادی که در این دانشکده احترام خاصی برای شما قائلند، چه پیشنهادی برای تحصیل در داخل و یا خارج ایران دارید؟ تجربیات خود را چگونه منتقل می‌کنید؟

من فکر می‌کنم که موضوع صحبت فقط هوافضا است.

• بله.

در داخل ایران به نظر می‌رسد دانشگاه‌هایی که در این زمینه فعالیت اصلی دارند (شریف و امیرکبیر)، امکانات آزمایشگاهی و تحقیقاتی محدودی دارند و این روی کیفیت و حتی کمیت پروژه‌های دانشجویان به خصوص دانشجویان دکترا تأثیر می‌گذارد. اگر آزمایشگاه‌های لازم در این زمینه، امکانات محاسباتی قابل توجه

و لینک ارتباطی از خارج برای استفاده از این امکانات نداشته باشید، در دوره دکترا محدود به مسائل تئوریک می‌شوید که با پیشرفت کامپیوترها و روش‌های محاسباتی خیلی محدود شده‌اند. اغلب اساتید ما هم سعیشان بر این است که یا با همکاری با صنعت و یا با همکاری با سایر دانشگاه‌ها و دیگر مراکز تحقیقاتی این نوع امکانات را برای خود فراهم کنند. اما با وجود محدودیت‌های موجود و عدم رسیدگی و برنامه‌ریزی مسئولان در عین آن که رشد هوافضا در چشم‌انداز ۲۰ ساله و نظر مقام معظم رهبری تأکید شده، متأسفانه در عمل در دانشگاه‌های سراسر کشور هیچ‌گونه توجهی به آنها نمی‌شود. در دانشکده، تعداد امکانات پرسنلی دانشکده، مرکز محاسبات دانشکده، آزمایشگاه‌های دانشکده و ... همه برای یک آدم غیر متخصص هم گویای میزان رسیدگی بسیار کم به این رشته در این دانشگاه است. و البته کاملاً قابل پیش بینی است که دانشجویی با قابلیت پیشرفت در سطح بین‌المللی احساس علاقه به ادامه تحصیل در مجموعه‌های غیر پویای داخل کشور نکند. (مجموعه پویا مجموعه‌ایست که استاد و سیستم با هم رشد کنند.) از دیدگاه امکانات هم اینگونه که پیش می‌رود به صورت واقع‌بینانه قابلیت رقابت با خارج را نخواهیم داشت. اگر منظورتان فقط مسائل تئوریک و پرسش‌های کتاب است، خوب در حد خود خوب انجام می‌شود. اما اگر به مساله به صورت جدی بنگریم و میزان تولید علم و مرزهایی که ما در حال مقابله با آنها هستیم و نوع همکاری‌هایی که بین وزارت علوم و صنایع به صورت برنامه‌ریزی شده و هوشمندانه ایجاد می‌شود را مد نظر قرار دهیم، با کمال تأسف تقریباً در حد صفریم. اگر تونل بادی هم توسط فلان دکتر در دانشگاه امام‌حسین (ع) و یا توسط جهاد در شیراز ایجاد می‌شود، یا خود بنده آزمایشگاهی را راه می‌اندازم و یا توسط دیگر اساتید کاری انجام می‌شود، همه نتایج فعالیت‌های شخصی خود افراد است نه بر اساس برنامه‌ریزی‌ای که دانشگاه برای دانشکده انجام می‌دهد. دانشگاه تقریباً برای دانشکده هیچ برنامه‌ای ندارد و هیچ‌گونه امکاناتی را برای دانشکده متصور نیست. امکانات آزمایشگاهی و محاسباتی، بودجه قابل قبول، تونل باد کارآمد و مواردی از این قبیل که حداقل‌های یک دانشکده هوافضاست در این دانشکده وجود ندارد. وقتی دانشگاه هیچ یک از اینها را فراهم نمی‌کند، دانشجو با چه امیدی داخل کشور بماند و دکترا بخواند. واقع بین

باشیم مگر می‌شود انتظار داشت که دانشجو با این امکانات کم و محقرانه در داخل ادامه تحصیل دهد.

• چه توصیه‌ای به دانشجویان خود دارید؟

توصیه خاصی ندارم. تنها توصیه من معمولاً این است که دانشجویان و اساتید ما نسبت به دنیای خارج تلاش بسیار بیشتری کنند تا در آینده نزدیک بتوانیم صنعتی پویا هم از نظر اقتصادی و هم فناوری و علمی داشته باشیم. صنعتی پویا و تولیدکننده علم. دانشجویان ما چیزی از دانشجویان دیگر کشورها کم ندارند. نیاز به برنامه‌ریزی وجود دارد تا دانشجویان ما بتوانند به مرور زمان رشد کنند، وارد صنعت شوند و بتوانند تئوریتی در سیاست‌گذاری ایجاد کنند. متأسفانه در اغلب مجموعه‌های صنعتی هوافضا که وارد می‌شویم، دانشجویان شریف و امیرکبیر و تهران خیلی کمتر دیده می‌شوند و خود مدیران نیز از جذب این دانشجویان مایوسند. پیشنهاد بسیار مودکی که دارم این است که دانشجویان به زمینه کاری هوافضا و نه مدرک آن علاقه‌مند باشند و باید مصر باشند که در این زمینه وارد شوند. با وارد شدن نخبگان در صنعت به مرور زمان مدیریت، طرز فکر و طرز برخورد با مسائل فنی، عوض می‌شود. همانگونه که ما این را با نگاهی به مدیران امروز و ۱۶ سال پیش به وضوح می‌بینیم. هرچند هر دو طیف مدیران علاقمند و فداکار هستند اما دیدگاه علمی آنها بسیار متفاوت است و اگر همینطور پیش رود و فارغ‌التحصیلان ارشد و دکترای ما وارد صنعت شوند و رشد کنند به زودی صنعتی خواهیم داشت که جایگاه تحقیقات را می‌شناسد، مشکلات فناوری را می‌شناسد و چگونگی تولید فناوری را می‌داند. بنابراین یکی از پیشنهادات من این است که دانشجویان ما در صنعت هوافضا وارد شوند. منظورم این است که حتی اگر می‌خواهند ادامه تحصیل بدهند وارد کار شوند و سعی کنند کمی تجربه صنعتی از محیط‌های کار داخل کشور کسب کنند، با نیازهای آن آشنا شوند و نقاط ضعف و قوت آن را بدانند تا در ادامه تحصیل بتوانند با بینش بهتر و دید عمیق‌تری تحصیل کنند و تحصیلاتشان جنبه صنعتی داشته باشد چیزی که در همه جای دنیا مرسوم است. اما در کشور ما به خاطر مشکلات موجود در رابطه با جذب در صنعت و ادامه تحصیل، دانشجویان ترجیح می‌دهند که به صورت مستمر





ادامه تحصیل بدهند. که این باعث می‌شود تا از صنعت دور افتند و همزمان انتظارات آنان از امکانات داخل کشور بالا می‌رود و چون امکانات موجود هرگز آنان را قانع نمی‌کند به فکر خروج از کشور می‌افتند.

اما من مطمئنم که برای دانشجوی ایرانی داخل کشور امکانات بیشتری برای رشد و تحصیل فراهم است. چرا که در دانشگاه‌های خارج مجبور است در رشته‌ای غیر از هوافضا تحصیل کند و از هوافضا دور شود. بنابراین تاکید می‌کنم که دانشجویان را باید در داخل کشور و در محیط‌های صنعتی مشغول به کار کنیم و از سویی دیگر سعی مان بر این است که صنعت را به سوی دانشگاه سوق دهیم تا صنعت با حضور بیشتر خود در دانشگاه‌ها، بدون نیاز به اطلاعیه زدن و مصاحبه کردن، با سمینارهایی که می‌گذارد با دانشجویان صحبت کند، حرف دانشجو را بشنود و دانشجو هم از این ذهنیت‌ها و شایعاتی که وجود دارد خارج شود. البته محیط‌های نظامی نسبت به محیط‌های صنعتی کمی سختگیرترند اما اینکه کنفرانس خارجی نمی‌توانی بروی، پاسپورتان را می‌گیرند، ممنوع‌الخروج می‌شوی و این جور حرف‌ها مشتی خیالات و اوهام ساختگی ذهن است و فقط باعث می‌شود تا دانشجویان از محیط‌های صنعتی دور شوند. رشته مکانیک رشته‌ایست که با مدرکش هزارجا می‌توان مشغول کار شد. اما برای رشته ما که آخر کار آن پرواز است، شناخت صنعت و ارتباط با آن برای کسانی که بخواهند وارد آن شوند، کاملاً ضروری است.

این کار را مجموعه‌های دانشجویی می‌توانند با پیگیری و تماس با مراکز صنعتی انجام دهند. این مژده را می‌دهم که خوشبختانه بسیاری از مدیران صنعتی ما علاقه‌مندند که افراد بهتری را جذب کنند. اما به دلیل مشغله‌هایی که دارند به دنبال این کار نیستند چرا که جذب دانشجو و ارتباط با دانشکده در دستور کار آنها نیست. با توجه به مشغولیت‌های ایجاد شده، وظایفی که دارند، محدودیت‌های موجود و تحریم‌ها که آن را دو برابر کرده است، امکان انجام این کار را از مدیران صنایع گرفته است. این کار هم‌اکنون برعهده مجموعه‌های دانشجویی است که باید این مجموعه‌ها با اساتیدی که با صنعت در ارتباطند تماس برقرار کنند و شناسایی کنند که با چه کسانی در صنعت تماس بگیرند. هر صنعتی تقریباً یک مرکز تحقیقاتی دارد. ببینند روسای این مراکز چه کسانی هستند. مدیریت

معاونت‌های پژوهشی را بشناسند و تحقیق کنند که ماموریت‌های آنها چیست، چه کتابخانه‌ای دارند، چه مراکز محاسباتی دارند و امکانات و وسائل آنان را بررسی کنند. و نباید انتظار داشته باشند حتماً یک مدیر یا استاد دست دانشجو را بگیرد و به صنعت برود. خود دانشجویان بایستی این کارها را به عهده بگیرند.

• شما از اعضای چند انجمن علمی در داخل کشور هستید. لطفاً مختصری از فعالیت‌های این انجمن‌ها بیان کنید.

انجمن‌ها از جمله نکات مثبتی هستند که در این چند ساله اخیر رشد نسبتاً خوبی داشته‌اند. در مجموع عضو ۳ انجمن علمی در ایران هستیم: فیزیک، احتراق و هوافضا که ریاست انجمن

انجمن‌ها از جمله نکات مثبتی هستند که در این چند ساله اخیر رشد نسبتاً خوبی داشته‌اند. در مجموع عضو ۳ انجمن علمی در ایران هستیم: فیزیک، احتراق و هوافضا که ریاست انجمن احتراق به عهده اینجانب است.

احتراق به عهده اینجانب است. انجمن احتراق از سال ۷۹ فعالیت خود را آغاز کرده است و به علت داشتن جنبه صنعتی نسبتاً گسترده در صنایع مختلف از جمله نیروگاه‌ها، ذوب فلزات، شیشه و سیمان، انواع بویلرها، کوره‌ها، توربینها و موتورها، و ارتباط گسترده‌ای که با صنایع دارد دارای بیش از ۳۰۰ عضو حقیقی و ۶ یا ۷ عضو حقوقی مانند بهینه‌سازی مصرف سوخت، شعله خاور و دیگر شرکت‌هایی که در زمینه احتراق فعالیت دارند، می‌باشد.

• در مورد انجمن هوافضا توضیح دهید. از اعضای هیئت مدیره این انجمن هستیم. خوشبختانه پشتیبانی خوبی از این انجمن به خصوص از سوی صنایع دفاع بخش سازمان

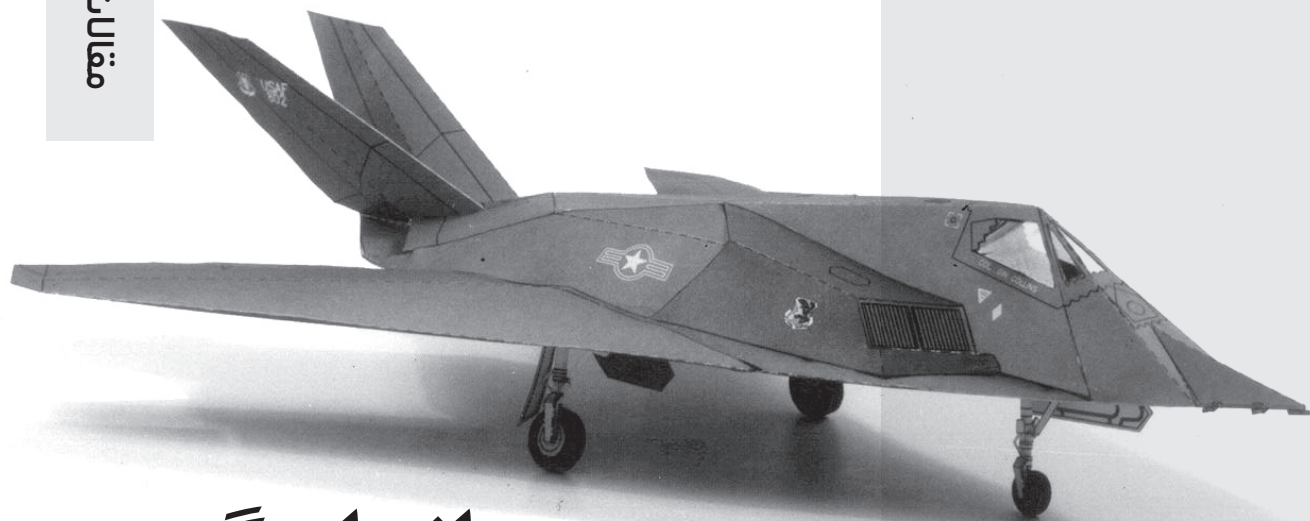
هوافضا می‌شود. این سازمان ساختمانی را در خیابان باقرخان در اختیار این انجمن قرار داده است و محل انجمن در این ساختمان ۵ طبقه است. از برجسته‌ترین خروجی‌های انجمن مجله JAST است که مدتی است توسط دکتر مظاهری و همکاران ایشان چاپ می‌شود. و یکی از مجلات قابل قبول در صنعت هوافضاست. در این انجمن هم فعالیت‌های مختلفی وجود دارد. امکان ارتباط با صنعت، آشنایی دانشجویان با صنعت و همچنین کارایی، و دیگر فعالیت‌ها در این مکان وجود دارد. اگر خدا بخواهد با پشتیبانی‌های خوبی که از این انجمن می‌شود در آینده فعالیت‌ها هم خواهد شد.

• و در آخر چه توصیه‌ای برای مجله اوج دارید؟

ببینید ما در هر سال ۴۵ نفر دانشجو در مقطع کارشناسی و همین مقدار در مقطع ارشد می‌گیریم و در دوره دکترا هم بین ۱۰-۵ دانشجو می‌گیریم. درصد کمی از اینها به خارج می‌روند. اگر همه هم به خارج می‌روند درصد بسیار کمی در آنجا می‌توانند در همین رشته هوافضا باقی بمانند و ادامه تحصیل دهند. الباقی همه مجبور به ادامه تحصیل در رشته مکانیک و ... هستند. پس باید در همین داخل بمانیم و این راه را ادامه دهیم. رشته بسیار خوبی است. بسیاری از پیشرفت‌های علمی در این زمینه رخ داده است. ما نباید انتظار داشته باشیم که همه مسائل و مشکلات ما را دیگران حل کنند. تاکید می‌کنم خود دانشجویان بایستی پیگیر ماجرا باشند. از وظایف مجله اوج می‌تواند این باشد که این ارتباط را برقرار کند و به دنبال این باشد که صنعت چه جور کارهایی را می‌خواهد و دانشجویان را از آن مطلع سازد. بایستی در بدنه دانشجویی شاخه‌ای باشد که این ارتباط را برقرار کند. هم در داخل دانشکده و هم در بیرون. بایستی از مدیریت دانشکده و دانشگاه بخواهند امکاناتشان مانند دیگر دانشکده‌ها باشد. وقتی تعداد مقالات چاپ شده، تعداد دانشجویان، تعداد تیزها با دیگر دانشکده‌ها یکی است چرا نباید امکانات دانشکده با آنها یکی باشد.

• از طرف مجله اوج از وقتی که به ما دادید تشکر می‌کنیم و برای شما آرزوی موفقیت در تمام مراحل زندگی می‌کنیم.

من هم از شما به خاطر این اقدام علمی تشکر می‌کنم.



اندازه‌گیری ممان اینرسی هواپیما در مقیاس کامل

□ محمدعلی نوریان
noorian@gmail.com

بسیاری از تحقیقات هوافضایی منجر به ساخت نمونه غیر پروازی (Prototype) می‌شوند. قبل از شروع تولید انبوه این نمونه، باید تست‌هایی برای یافتن پارامترهای مدنظر یا فهم رفتار پرنده در شرایط آزمایشگاهی و یا شرایط خاص صورت گیرد. لذا باید استانداردهای خاصی برای نیل به این هدف موجود باشد. بنا داریم برای آشنایی، نمونه‌هایی از این استانداردها را در چند شماره معرفی کنیم. استاندارد دی که در این شماره به آن خواهیم پرداخت مربوط به اندازه‌گیری ممان اینرسی وسیله پرنده است. اگر چه این استاندارد قدیمی و مربوط به گزارش‌های تکنیکی ناکا در سال ۱۹۲۷ می‌باشد، اما آشنایی با این متد خالی از لطف نیست. نکته مهمی که لازم است در مورد این استانداردها ذکر شود این است که پایه علمی قوی‌ای در پس خود دارند و مطالعه همین استانداردها هم می‌تواند دید مهندسی خوبی بدهد.

مقدمه

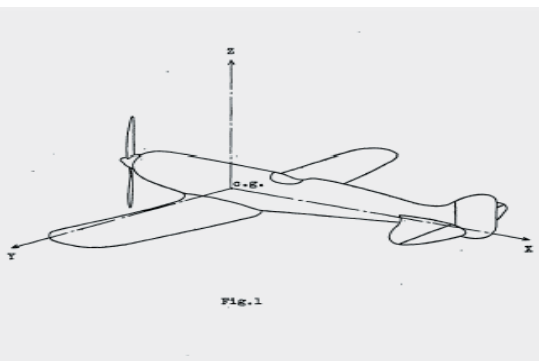
بسیاری از کارها در مقیاس صنعتی به کلی متفاوت با روش آزمایشگاهی در مقیاس کوچک است شاید برای هر یک از ما این سوال پیش آمده باشد که ممان‌های اینرسی هواپیمایی به وزن ده‌ها تن را چگونه اندازه می‌گیرند. این متن یکی از استانداردهای صنعتی برای اندازه‌گیری ممان‌های اینرسی یک هواپیما در ابعاد کامل است.

۱. روش کلی

محورهای مرجع اندازه‌گیری عبارتند از: XX محور گذرنده از $C.G$ موازی با محور تراست و در خلاف جهت آن که YY و ZZ متقابلاً بر XX عمود خواهند بود (مطابق شکل ۱).

روش به کار رفته عبارت از این است که هواپیما به صورت یک پاندول معلق حول

محوری موازی با محوری که محاسبه ممان برای آن انجام می‌گیرد قرار بگیرد. از طول و پریرود پاندول شعاع ژیراسیون محاسبه شده و از روی آن و با دانستن جرم هواپیما، ممان اینرسی حول آن محور محاسبه می‌شود. با توجه به دشواری معلق کردن هواپیما حول محور ZZ ، ممان اینرسی حول این محور از طریق تاب خوردن به شکل پاندول پیچشی اندازه گرفته می‌شود.



۲. مشخص کردن مکان C.G

اولین مرحله تشخیص C.G است. در همه حالات فرض می شود که هواپیما حول صفحه XZ متقارن باشد.

موقعیت طولی و عرضی C.G از طریق وزن کردن هواپیما در دو نقطه محور طولی (معمولا در چرخها و اسکید دم) در دو شیب مختلف محور طولی یا با روش شاقول بدست می آید. روش شاقول روش معمولی است که برای هواپیماهایی که از زمین برمی خیزند به کار می رود و نیاز به توضیح بیشتر ندارد و روش دو نقطه نیز برای هواپیماهایی که روی آب پرواز می کنند، کاربرد دارد.

برای انجام این کار هواپیما از یک محور موازی با YY معلق می شود. در این موقعیت یک شاقول از محور تکیه گاه آویخته شده و روی کناره هواپیما علامت گذاری می شود. با آویزان کردن مشابیه، زاویه انحراف محور طولی هواپیما تغییر می کند و با استفاده از یک شاقول، نشانه ای جدید در کناره بدنه گذاشته می شود. تقاطع این دو خط روی بدنه موقعیت طولی و عرضی C.G را نشان می دهد. شاقول می تواند با یک چینش انتقالی عمود بر صفحه XZ در صفحه عمود بر محور تعلیق در هر فاصله ای از هواپیما به راحتی استقرار یابد.

۴. مشخص کردن IYY

پروسه کاملا مشابه IXX است فقط معلق کردن نسبت به محور YY انجام می شود و نوسان اولیه هم (درجهت Pitch) خواهد بود. (مطابق شکل ۵)

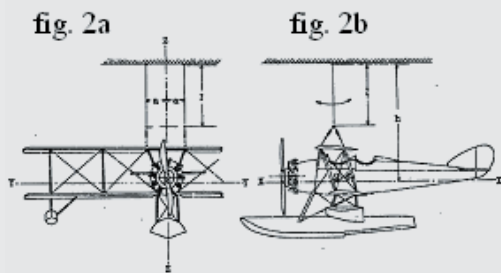
۵. مشخص کردن IZZ

چنانچه که اشاره شد معلق کردن هواپیما به عنوان یک پاندول مرکب حول محوری موازی با محور ZZ چندان عملی نیست بنابراین IZZ با تاب دادن هواپیما به عنوان یک پاندول پیچشی حول محور ZZ بدست می آید.

نحوه تعلیق مشابه نحوه تعلیق برای محاسبه IYY است (مطابق شکل ۲) و نوسان اولیه (درجهت Yaw) اعمال می شود. با این نحوه تعلیق لازم است دو فاصله محاسبه شود. اول فاصله عرضی هر کابل تا C.G (a) در شکل ۲) که باید برای هر دو کابل یکسان باشد و دوم طول کابل از سقف تا نقطه اتصال. (b در شکل ۲). در این حالت شعاع ژیراسیون از رابطه بدست می آید.

۳. مشخص کردن IXX

برای مشخص کردن شعاع ژیراسیون حول محور XX هواپیما از محوری موازی با محور XX معلق شده (مطابق شکل ۲) و سپس به آن یک نوسان اولیه (بصورت Roll) داده می شود و پریود نوسان با مشاهده زمان مورد نیاز برای انجام تعدادی نوسان کامل (که ترجیحا بیش از ۲۵ بار باشد) بدست می آید. طول پاندول از اندازه گیری فاصله نقطه اتکا تا C.G بدست می آید. در این حالت شعاع ژیراسیون و IXX از روابط زیر بدست می آید.



۶. ممان اصلی اینرسی

برای مضارفات معمولی، کافی است که ممان اینرسی حول محور مرجع هواپیما را بدست آوریم. اگر چه برای بعضی اهداف، لازم است که ممان اصلی اینرسی یا ممان اینرسی های دیگر مخصوصا موقعیت سه محور اینرسی اصلی را نسبت به محور مرجع بشناسیم. این کار با پیدا کردن بیضی اینرسی هواپیما، که در آن سه محور اصلی، محورهای اینرسی اصلی هواپیما، میسر می شود. ممان اینرسی حول این محورها، ممان اینرسی های اصلی هواپیما هستند. برای پیدا کردن بیضی اینرسی لازم است که ممان اینرسی حول یک محور دیگر در صفحه XZ، بعلاوه IXX و IZZ را اندازه گیری کنیم. و لازم است که بدانیم جهت این محور نسبت به محورهای XX یا ZZ چگونه است. ممان اینرسی با روش مشابه IXX اندازه گیری می شود و جهت آن، با اندازه گیری انحراف محور XX با افق بدست می آید. در اینجا این چهار ممان اینرسی به نام IXX و IYY و IZZ و IXX اصلی به نام های 'X'X و 'Y'Y و 'Z'Z نامیده خواهند شد. معادله اصلی برای بیضی اینرسی بصورت زیر خواهد بود:

$$K = \sqrt{\frac{gh(60)^3}{4\pi^2 n^2} - h^2} \quad (1)$$

$$g = \text{Acceleration of gravity} = 32.15 \frac{\text{ft}}{\text{sec}^2}$$

$$h = \text{Pendulum length in feet}$$

$$n = \text{Number of complete oscillations per minute}$$

$$K = \text{Radius of gyration in feet}$$

با ساده سازی رابطه ۱ خواهیم داشت:

$$K = \sqrt{\frac{2940h}{n^2} - h^2} \quad (2)$$

که در آن ممان اینرسی با رابطه زیر داده می شود:

$$I = MK^2 \quad (3)$$

(4)

$$A \cos^2 \alpha + B \cos^2 \beta + C \cos^2 \gamma - 2D \cos \alpha \cos \beta - 2E \cos \alpha \cos \gamma - 2F \cos \beta \cos \gamma = I_{\alpha\beta\gamma}$$

که α, β, γ زوایایی هستند که محوری که ممان اینرسی حول آن است، با محورهای مرجع xx, yy, zz می‌سازند. A, B, C به ترتیب I_{xx} و I_{yy} و I_{zz} هستند. D, E, F اینرسی‌های ضربی^۱ نسبت به سه محور مرجع هستند.

از آنجا که هواپیما نسبت به صفحه XZ متقارن است، می‌دانیم که محور مرجع yy یکی از محورهای $(y'y')$ اصلی می‌باشد و همچنین دو محور اصلی دیگر در صفحه XZ قرار دارند. پس معده ۴ می‌تواند بصورتی که قبلاً محاسبه شده خلاصه شود:

$$A \cos^2 \alpha + B \cos^2 \beta + C \cos^2 \gamma - 2E \cos \alpha \cos \gamma = I_{\alpha\beta\gamma}$$

(5)

$A, B, C, I_{\alpha\beta\gamma} (I_{xz})$ and α, β, γ for $I_{\alpha\beta\gamma}$

در معادله ۵ جایگزین‌هایی وجود دارند که برای E حل شده‌اند. با دانستن E ، جهت یکی از محورهای اصلی با فرمول زیر پیدا می‌شود:

$$\tan 2\Phi = \frac{2E}{C - A} \quad (6)$$

که در آن زاویه‌ای است که محور اصلی $x'x'$ با محور xx می‌سازد. جهت محور اصلی باقیمانده $(z'z')$ ، می‌باشد. ممان اینرسی اصلی با جایگذاری جهت محور اصلی در معادله ۵ بدست می‌آید.

شکل ۴ نمای بیضی اینرسی هواپیما ۰-۲ می‌باشد.

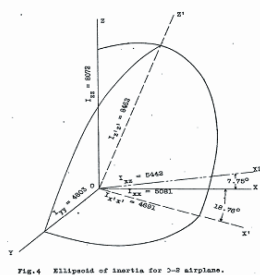
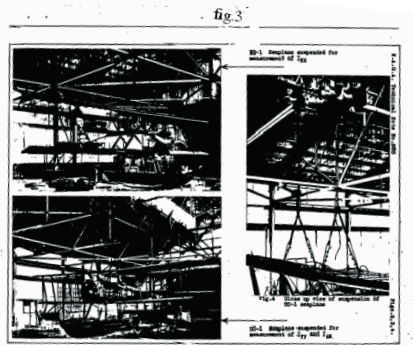
۷. بحث

تعدادی از نقاط هستند که در ارتباط با نوسان واقعی هواپیما هستند و نیاز دارند که توجه زیادی به آنها شود تا داده‌های دقیقی بدست آید. روشن است که مسافت‌های h, l, a باید بصورت بسیار دقیقی اندازه‌گیری شوند و پیشنهاد می‌شود که حداقل دو مجموعه اندازه‌گیری مستقل برای هر مسافت انجام شود. همچنین واضح است که وزن ابزارآلات تعلیقی^۲ باید تا جای ممکن کوچک و ناچیز باشد. هنگامی که قلاب‌های تعلیقی^۳ نیز وجود دارند، همانطور که در مورد اخیر نمایش داده شده است، وزن را می‌توان کوچک نگه داشت و به هیچ تصحیحی نیاز نمی‌باشد. اما در بیشتر موارد

لازم است که یک ریسمان^۴ (تسمه)، دور هواپیما برای اهداف اتصالاتی استفاده کنیم. در این مورد لازم است که ممان‌های اینرسی را به جهت استفاده از ریسمان و قلاب‌های اضافی تصحیح کنیم. این کار برآحتی با آویزان کردن قطعات (قطعه) دیگری که ممان اینرسی آنها را می‌دانیم، در همان تسمه‌ای که برای هواپیما استفاده کردیم، انجام می‌پذیرد.

آویزش دقت اندازه‌گیری را بطرز محسوسی تحت تاثیر قرار می‌دهد و آویزه با لبه چاقویی^۵ یا بلبرینگ^۶ پیشنهاد می‌شود. آویزانی آویزه‌ها، روبناها^۷، باید به اندازه کافی صلب باشند و از حرکت در حین نوسان هواپیما جلوگیری کنند. اندازه نوسان هواپیما باید کوچک باشد تا اثرات دمپ هواپیما را تا حد ممکن حذف کند. تجربه نشان می‌دهد که هنگامی که دامنه نوسان از ۱۰ درجه کمتر باشد، می‌توان از دمپینگ صرفنظر کرد. بعنوان مثال نوسان اولیه (اصلی)، نوسان ثانویه هواپیما را تحت القا خود قرار داده و ممان اینرسی در این مثال که در این زمان اندازه‌گیری می‌شود، نادرست است. این نوسانات ثانویه یا با بکار بردن دقت در شروع نوسان اولیه و یا با تغییر دادن آرام طول تعلیق^۸ در جایی که همچنان وجود دارند حذف شده‌اند.

روشن است که برای محاسبه دقیق محل مرکز جرم، فاصله زاویه‌ای بین دو موقعیت محور xx باید تا جای ممکن بزرگ باشند. همچنین هنگامی که ممان‌های اصلی اینرسی مطلوب باشند، محور برای اندازه‌گیری I_{xz} باید تا جای ممکن به اندازه زاویه ۴۵ درجه از محور xx نزدیک باشد.



- ۱ - Products of Inertia
- ۲ - Suspension Apparatus
- ۳ - Suspension Hooks
- ۴ - Sling
- ۵ - Knife-edge
- ۶ - Ball Bearing
- ۷ - Superstructure
- ۸ - Length of the Suspension



طراحی استراتژی سازمان بر اساس عوامل رقابتی

□ نوشته مایکل ای. پورتر
ترجمه و تلخیص: امیر توکلی کاشی
ceo@RahaAerospace.com

آگاهی از مطالب این مقاله می تواند به شرکت ها در حفظ موقعیت و جایگاه خود در عرصه صنایع کمک کند و از آسیب پذیری آنها بکاهد.

اشاره

از یک دیدگاه کلی می توان فضای حاکم بر صنایع را به دو دسته تقسیم کرد:

- صنایع غیر رقابتی
- صنایع رقابتی

منظور از صنایع غیر رقابتی، آن دسته از صنایعی است که مشتری ها و درآمد تضمین شده ای در آن وجود دارد و نظام تولید و عرضه و کسب درآمد برای صاحبان صنعت به حالت پایدار رسیده است و یا بعضا نیازهای بازار فراتر از توان تولید صنعت است و لذا صاحبان صنعت دغدغه ای از این بابت ندارند. مانند برخی از صنایع وابسته وزارت دفاع و یا صنایع مرتبط با استخراج نفت. بازگشت سرمایه در این دسته از صنایع معمولاً زمان زیادی می برد و در برنامه ریزی و تدوین استراتژی برای آنها می باید زمان طولانی را در نظر گرفت. منظور از صنایع رقابتی نیز آن دسته از صنایع است که در آنها رقابت بین شرکت ها و صنایع مختلف به شدت وجود دارد و مفاهیمی از قبیل "جذب مشتری"، "رضایت مشتری"، "ارائه خدمات بهتر و بیشتر" و ... جز ادبیات رایج آنها می باشد. در این عرصه از صنایع که معمولاً مشتری آنها عموم مردم می باشد و بازار آنها عمدتاً خصوصی است، جذب مشتری بیشتر، کلید رشد و بقای یک شرکت و یا صنعت می باشد. لذا صاحبان این گونه صنایع می باید همواره در فکر حفظ جایگاه خود در بازار باشند و همچنین می باید در برنامه ریزی ها و تدوین استراتژی برای سازمان خود به عوامل رقابت در آن عرصه از صنعت توجه داشته باشند. بازگشت سرمایه در این صنایع معمولاً زمان کمی می برد و برنامه ریزی های کوتاه مدت در آنها به اندازه برنامه ریزی های دراز مدت اهمیت دارد. در این مقاله نویسنده، مسأله رقابت در صنایع را مورد مطالعه قرار داده و عواملی که صاحبان صنعت می باید برای حفظ جایگاه خود در بازار به آن توجه کنند را معرفی کرده است.

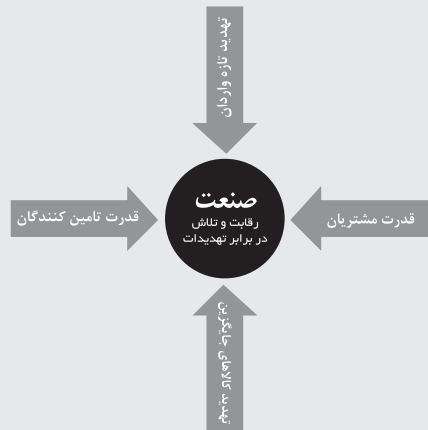
۱. مفهوم تدوین راهبرد در یک صنعت رقابتی

راهبرد تا حد زیادی با مفهوم رقابت عجین و آمیخته است و رقابت تأثیر زیادی در تعیین اهداف عالی برای یک مجموعه و رشد آن

مجموعه دارد. بنابراین نباید رقابت و وجود رقیب را به عنوان بدشانسی تلقی کرد. رقابت در یک صنعت، نه تنها در حوزه کاری آن و در ارتباط با سایر صنایع و شرکت ها معنی می یابد، بلکه در تقسیم سهام یک صنعت بین سهام داران آن نیز وجود دارد. به عبارت دیگر رقابت در زیربنایی ترین بخش های یک صنعت و یا سازمان نیز به چشم می خورد.

به طور کلی محرک های رقابت برای یک صنعت عبارتند از:

- قدرت مشتری؛
- قدرت تأمی نکنندگان؛
- شرکتهای نوپا (دارای پتانسیل ورود و رقابت)؛
- کالاهای جایگزین.



که البته ممکن است در یک مورد خاص برخی از آنها غیرفعال باشند.

مجموع قدرت این محرک های رقابتی مشخص کننده پتانسیل سودآوری یک صنعت هستند. این پتانسیل سودآوری از حد بسیار بالا در مورد صناعی که بازگشت سرمایه بالایی دارند (مانند صنایع مرتبط با نفت، نوشیدنیها، لوازم آرایشی و ...) تا حد پایین در مورد صناعی که بازگشت سرمایه کمی دارند (مانند صنایع لاستیک سازی، فولاد و ...) تغییر می کند. به عبارت دیگر هر قدر سودآوری یک صنعت بیشتر باشد، محرک های رقابتی نیز در آن با قدرت بیشتری حضور می یابند.

اما از طرفی از دیدگاه اقتصاددانان، در یک صنعت کاملاً رقابتی، ورود به عرصه رقابت نسبتاً ساده اما به دست آوردن جایگاه مناسب در آن دشوار است. این دسته از صنایع برای سرمایه گذاری های درازمدت مناسب نمی باشند. چرا که هر قدر عوامل رقابتی یک صنعت ضعیفتر

باشند، شرایط بهتری برای کار در آن صنعت در درازمدت وجود دارد.

به هر حال در هر صنعتی، مدیر و یا شخص تصمیم گیرنده باید کلیه عوامل را شناسایی کرده و بر آن اساس، نقاط قوت و نقاط ضعف خود و نیز موقعیت و جایگاه خود در عرصه رقابت با دیگر صنایع را تعیین کند. یعنی به عنوان مثال تعیین کند که چه عواملی باعث تهدید موقعیت آن صنعت از جانب تازه واردان می شود و یا چه عواملی قدرت چانه زنی تأمین کنندگان را افزایش می دهد؟

اطلاع از این مسائل به مدیر کمک می کند که تهدیدات اصلی و فرصت های ممکن در عرصه رقابت را بشناسد و راه درست برای ادامه فعالیت را تشخیص دهد.

عوامل رقابتی قویترین و بارزترین عامل و یا عوامل رقابتی تعیین کننده سودآوری یک صنعت هستند. همچنین بیشترین تأثیر را در استراتژی یک صنعت دارند. به عنوان مثال اگر یک صنعت

در هر صنعتی، مدیر و یا شخص تصمیم گیرنده باید کلیه عوامل را شناسایی کرده و بر آن اساس، نقاط قوت و نقاط ضعف خود و نیز موقعیت و جایگاه خود در عرصه رقابت با دیگر صنایع را تعیین کند. یعنی به عنوان مثال تعیین کند که چه عواملی باعث تهدید موقعیت آن صنعت از جانب تازه واردان می شود و یا چه عواملی قدرت چانه زنی تأمین کنندگان را افزایش می دهد؟



از جایگاه خوبی در حیطه کاری خود برخوردار باشد اما رقبای جدیدی با محصولات جدید وارد بازار شوند، بیشترین چیزی که استراتژی آن صنعت را تعیین خواهد کرد مسأله محصولات جدید و رقابت با آنهاست. هر صنعتی دارای زیرساخت های اقتصادی و فنی خاص خود است که این زیرساخت ها عوامل رقابتی را شکل می دهند. بنابراین اگر یک مدیر استراتژیست بخواهد برای صنعت خود برنامه ریزی و یا تدوین استراتژی کند باید این زیرساخت ها و یا به عبارت دیگر محیط صنعت خود را به خوبی بشناسد و متناسب با آن شرایط تصمیم گیری کند.

برخی مشخصات برای بررسی عوامل رقابتی چهارگانه ای که گفته شد وجود دارد که در ابتدا به آنها اشاره می کنیم.

خطر ورود به یک صنعت گروه ها و شرکت هایی که به تازگی وارد یک صنعت شده اند دارای ظرفیت کاری بالا، علاقه زیاد به در اختیار گرفتن بازار و بعضا منابع قابل توجهی می باشند و لذا شرکت های فعال در آن زمینه باید همواره متوجه تازه واردان باشند. میزان ریسک و خطر ورود به یک صنعت تا حد زیادی بستگی به شرکت های فعال در آن زمینه و نحوه برخورد آنها با شما دارد.

برای ورود به یک عرصه از صنعت در ابتدای راه، شش مانع و یا سد در مقابل شما قرار دارد که عبارتند از:

۱. ابعاد اقتصادی: مسلما شرکت ها و صنایع پرسابقه دارای قدرت اقتصادی بالایی هستند و این قدرت اقتصادی، رقابت را برای شما دشوار می کند. در رقابت با این شرکت ها، شرکت تازه وارد باید دارای پشتوانه اقتصادی محکمی باشد و یا در ابتدای کار توانایی تحمل ضرر را داشته باشد.

۲. تفاوت محصولات: تولید کالاهای شناخته شده توسط شرکت های با سابقه و عادت کردن مشتریان به آن محصولات دومین سد پیش روی یک شرکت تازه وارد است. تبلیغات، ارائه خدمات به مشتری ها، اولین بودن در یک صنعت از جمله عواملی هستند که نشان یک شرکت را در بازار اعتلا می بخشند و اینها همگی عواملی هستند که شرکت تازه وارد در ابتدای کار فاقد آنهاست.

۳. نیازمندی های سرمایه ای: یک شرکت تازه وارد در ابتدای کار به مقدار

زیادی سرمایه برای تبلیغات، تحقیق، توسعه و ... نیاز دارد. این نیازمندی به سرمایه فراتر از سرمایه لازم برای سهولت در انجام کارهاست. بلکه این سرمایه برای اعتبار بخشیدن به شرکت و ایجاد اعتماد در مشتری، هضم افت سرمایه های اولیه و ... لازم است.



می توانند یک شرکت را در فعالیت هایش بنابر دلایل متعددی نظیر برخی مجوزهای قانونی یا محدودیت در دسترسی به مواد اولیه، مسائل زیست محیطی و یا مقررات ایمنی محدود کنند.

۲. تغییر شرایط

از دیدگاه استراتژیک دو نکته مهم در مورد تهدید تازه واردان وجود دارد. اولاً تهدید شرکت های تازه وارد بستگی به زمان دارد. به عبارت دیگر از آنجایی که بعضی از محصولات با گذشت زمان تدریجا منسوخ می شوند، برای شرکت های تازه وارد، ورود به عرصه آن دسته از محصولات صرفه اقتصادی ندارد و لذا تهدیدی برای شرکت های فعال در آن زمینه ها از این لحاظ وجود ندارد.

ثانیاً از آنجایی که برخی تصمیم گیری های استراتژیک یک شرکت می تواند به کلی شرایط بازار را تغییر دهد، شرکت های فعال می توانند با نوع تصمیم گیری های خود شرایط بازار را به گونه ای تغییر دهند که راه ورود شرکت های

۴. زیان های هزینه ای (صرف نظر از ابعاد شرکت):

یک شرکت تازه وارد با مسائلی نظیر تأمین منابع، خرید محلی برای استقرار، هزینه های ثبت و ... مواجه است که به نوبه خود یکی از مشکلات شرکت های تازه کار به شمار می آید.

۵. دسترسی به کانال های توزیع:

مسئله دسترسی به شبکه های توزیع برای محصولات خود ندارد و لذا باید با این شبکه ها (با صرف زمان و هزینه) ارتباط برقرار کند و یا خود مستقلاً اقدام به تشکیل شبکه توزیع نماید. ۶. مقررات حکومتی: قوانین حکومتی

دیگر را عملاً ببینند.

۳. خریداران و تأمین کنندگان قدرتمند

تأمین کنندگان در هر صنعتی می توانند از طریق افزایش قیمت و یا کاهش کیفیت محصولات خود، قدرت چانه زنی خود را بالا ببرند. مشتری ها نیز می توانند از طریق درخواست خدمات بیشتر و یا قیمت پایینتر، تولید کنندگان را تحت فشار قرار دهند. به عنوان مثال مسأله قدرت تأمین کنندگان در مورد شرکت های تولید نوشابه که بطری های خود را از برخی شرکت های فعال در این زمینه تأمین می کردند باعث شد که شرکت های تولید نوشابه به سراغ خرید شرکت های بطری سازی بروند.

قدرت خریداران و تأمین کنندگان در مقابل شرکت، بستگی به عواملی از جمله جایگاه و موقعیت آن شرکت در عرصه صنعت و اهمیت نسبی آن در زنجیره یک صنعت دارد. به عبارت روشنتر در زنجیره یک صنعت، شرکتی که ارزش افزوده بیشتری را ایجاد نماید قدرت چانه زنی بیشتری در مقابل مشتری ها و تأمین کنندگان خود دارد.

یک گروه تولیدی (تأمین کننده) قدرتمند است اگر:

- تحت تسلط و نفوذ شرکت های کمی باشد و نسبت به شرکت هایی که محصولات او را می خردند اهمیت بیشتری داشته باشد.
- محصولات تولیدی آن بی نظیر و یا کم رقیب باشند و یا نوع محصولات آن به گونه ای باشد که شرکت هایی که مشتری آن هستند در صورتی که بخواهند نیازهای خود را از منابع دیگری تأمین کنند، هزینه تغییر تأمین کننده برای آنها زیاد باشد.
- مشتری در خرید از آنها مجبور به خرید کالاهای جنبی برای محصول آنها نباشد.
- منافع آن به منافع کل زنجیره صنعت گره نخورده باشد. چرا که در این صورت آن شرکت مجبور به رعایت منافع مجموعه صنعت است و نمی تواند مستقلاً به منافع خود بیندیشد.
- یک گروه خریدار (مشتری) قدرتمند است اگر:
 - مورد توجه زیادی در زنجیره صنعت باشد و یا در حجم انبوه خریداری کند.
 - محصولاتی که از صنعت می خرد استاندارد باشند و یا تفاوت های زیادی در محصولات

شرکت های مختلف وجود نداشته باشد. در این صورت مشتری همواره می تواند به سراغ تأمین کننده های دیگری نیز برود.

- کالایی که مشتری از صنعت می خرد بخشی از یک وسیله باشد و نه یک محصول کامل.
- محصول خریداری شده از صنعت تأثیر کمی در کیفیت محصول آن شرکت داشته باشد.
- عوامل ذکر شده صرف نظر از نوع صنعت و ابعاد تأمین کننده و یا خریدار صحت دارد. نکته جالب و در خور توجه آن است که در مورد تأمین کنندگان خرده فروش، چانه زنی و قدرت مکالمه فروشنده و خریدار در هنگام فروش نیز اهمیت می یابد.

۴. عمل و یا تصمیم راهبردی

نحوه برقراری ارتباط یک شرکت با مشتری ها و یا تأمین کنندگان خود اهمیت قابل توجهی دارد و اگر یک شرکت بتواند با مشتری های ضعیف و تأمین کننده های ضعیفی ارتباط برقرار کند، موفقتر خواهد بود. البته به عنوان یک قاعده می دانیم که یک شرکت می تواند با مشتری های قوی هم ارتباط برقرار کند مشروط بر اینکه توانایی تولید محصول با قیمت پایین را داشته باشد و یا محصول او بی همتا و یا فراتر از حد معمول باشد. به عنوان مثال شرکت اریکسون با تولید موتورهای الکتریکی ارزان قیمت توانست ارتباط خود با مشتری های قوی را حفظ کند. در غیر این صورت و عدم توانایی تولید محصول ارزان و یا بی همتا، ارتباط با تمام مشتری ها به منزله خودکشی برای یک صنعت است و فروش بیشتر به منزله آسیب پذیری بیشتر آن صنعت است. در این شرایط صنعت باید لیستی از مشتری ها تهیه کند و از بین آنها با توجه به شرایط خاص خود مشتری های خود را انتخاب کند.

۵. محصولات جایگزین

عرضه محصولات جدید با کارایی های برتر و بالاتر خطری در عرصه رقابت برای یک صنعت محسوب می شود. مگر اینکه آن شرکت نیز بتواند با تولید کالایی جدید و یا بروز رسانی آن جایگاه خود را در مقابل جذابیت محصولات جدید حفظ کند. محصولات جدید نه تنها سود یک شرکت را کاهش می دهند بلکه خواب دسترسی به ثروت

های کلان را از چشم صاحبان صنایع و شرکت های رقیب می ربایند. این مسأله در مورد شرکت های تولیدی عایق های فایبرگلاس اتفاق افتاد. در سال ۱۹۷۸ با ورود برخی مواد جدید همچون سلولز و فوم، بازار فایبرگلاس به شدت دچار رکود شد و ثروتی که می توانست برای صاحبان آن به ارمغان بیاید به باد رفت. محصولات جدیدی که وارد بازار می شوند برای رقابت می باید دارای نسبت عملکرد به قیمت بهتری نسبت به محصولات پیشین باشند و یا توسط صنایعی تولید شوند که دارای سودآوری زیادی باشند.

رقابت برای کسب موقعیت رقابت شرکت ها برای کسب موقعیت شبیه یک مسابقه اسب دوانی است. در این مسابقه تاکتیک ها و ترفندهایی نظیر رقابت در قیمت، معرفی محصولات و تبلیغات برای رقابت وجود دارد.

برخی از عوامل مهم در رقابت عبارتند از:

- رقابت کنندگان باید از نظر اندازه و توانایی ها در یک حدود باشند.

- رشد صنعت با آهستگی صورت بگیرد.
- هزینه های ثابت صنعت بالا باشد و محصولات آن نظیر کاغذ و قوطی نوشابه یکبار مصرف و از بین رفتنی باشد.
- ظرفیت تولید صنایع قابل افزایش باشد.
- امکان خروج از رقابت ضعیف باشد. به عبارت دیگر شرایط به گونه ای باشد که شرکت ها حتی در حالت کسب سود کم و یا ضرر مالی حاضر به ادامه رقابت باشند.

• گروه های رقابت کننده دارای راهبرد های گوناگون، وضعیت های گوناگون و ویژگی های متفاوتی باشند. با توجه به شرایط حاکم در رقابت شرکت ها، مدیر تصمیم گیر بر اساس این شرایط باید تعیین کند که راهبرد آن شرکت در رقابت چیست.

آیا به عنوان مثال می خواهد روی کاهش قیمت سرمایه گذاری کند و یا می خواهد سناریوی مسابقه را طوری بچیند که هزینه تغییر تأمین کننده برای مشتریان سنگین باشد؟

قاعده سازی برای راهبرد در ابتدا تصمیم گیرندگان با توجه به عوامل رقابتی و زیرساخت ها و عوامل ایجاد رقابت، می توانند به نقاط قوت و ضعف سازمان خود پی ببرند.

بارزترین و شدیدترین نقاط قوت و ضعف یک سازمان، تعیین کننده استراتژی آن سازمان خواهد بود. سپس تصمیم گیران بر این اساس می توانند برنامه ای برای سازمان تدوین کنند.





این برنامه ممکن است شامل یکی و یا برخی از موارد زیر باشد:

۱. تعیین جایگاه شرکت در عرصه آن صنعت به گونه ای که از پتانسیل آن به بهترین وجه برای رقابت استفاده شود.
۲. تحت تأثیر قرار دادن بالانس عوامل رقابتی و جایجایی وضعیت شرکت به گونه ای که جایگاه آن از لحاظ رقابتی بهبود یابد.
۳. پیش بینی آینده صنعت و وضعیت رقابت در آینده و برنامه ریزی به سویی که در آینده مناسبتر است. به عبارت دیگر در نظر گرفتن آینده صنعت برای برنامه ریزی راهبردی تعیین جایگاه شرکت، اولین روش در برنامه ریزی، استفاده از نقاط قوت شرکت برای از بین بردن عوامل مهم رقابتی و کاهش احتمال موفقیت رقبا است. اطلاع از نقاط قوت شرکت و دلایل ایجاد عوامل رقابتی شدید، زمینه هایی که باید در آن سرمایه گذاری برای رشد و توسعه شود و زمینه هایی که باید از آن اجتناب شود را مشخص می کند.

۶. تغییر بالانس رقابت

در این حالت برای برنامه ریزی به چیزی بیش از رفع محرک های رقابتی اندیشیده می شود. در واقع در این حالت به دنبال افزایش توان رقابتی شرکت در مقابل دیگران هستیم و می خواهیم شرکت را به جایگاهی برسانیم که خود خطری برای سایر شرکت های فعال باشد.

۷. پیش بینی آینده صنعت

صنعت همواره در حال تحول است و تحولات آن باعث تغییر پارادایم های حاکم بر آن و از جمله تغییر در شکل رقابت می شود. به عنوان مثال با گذشت زمان سیر تغییرات در محصول یک صنعت کاهش می یابد و صنعت برای فعال بودن خود متمایل به جمع شدن با تأمین کنندگان و مشتری های خود می شود. به عبارت دیگر صنعت، فعالیت های تأمین کنندگان و مشتری های خود را نیز به عهده می گیرد و از زنجیره صنعت بخش بیشتری را به خود اختصاص می دهد. این مسأله به تنهایی اهمیت زیادی ندارد اما از آنجایی که پارادایم حاکم بر یک صنعت را تغییر داده و شکل رقابت را عوض می کند اهمیت می یابد. به عنوان مثال امروزه شرکت های تولید میکروپروسسور با تأمین کنندگان و مشتری های خود جمع می شوند و بخشی از فعالیت های نرم افزاری را نیز خودشان انجام

می دهند و به این ترتیب یک محصول کاملتر (سخت افزار و نرم افزار) را عرضه می کنند (این کار باعث رشد حجم این شرکت ها و دامنه فعالیت های آنها می شود). به دلیل رشد زیاد این صنایع و افزایش سرمایه، ورود رقبای جدید به عرصه فعالیت های این شرکت ها دشوارتر می شود و تهدید رقبای جدید برای این شرکت ها کاهش می یابد.

مهمترین مسأله در تحولات آینده صنعت، تغییر برخی عوامل رقابتی ناشی از تغییر پارادایم ها برای یک صنعت است و لذا در برنامه ریزی های دراز مدت می باید در ابتدا تصویر خوبی از آینده صنعت ترسیم کرد و در آن فضا عوامل رقابتی مهمی را که ایفای نقش می کنند شناسایی کرد و متناسب با آنها برنامه ریزی کرد.

بنابراین مهمترین مسأله در تحولات آینده صنعت، تغییر برخی عوامل رقابتی ناشی از تغییر پارادایم ها برای یک صنعت است و لذا در برنامه ریزی های دراز مدت می باید در ابتدا تصویر خوبی از آینده صنعت ترسیم کرد و در آن فضا عوامل رقابتی مهمی را که ایفای نقش می کنند شناسایی کرد و متناسب با آنها برنامه ریزی کرد. این کار امروزه به عنوان بخش مهمی از فرایند تدوین استراتژی یک صنعت محسوب می شود و بخش هایی با نام گروه پیش بینی آینده در صنایع مختلف تشکیل شده اند که کار آنها تعیین تحولات آینده بازار و مشتری ها و رقبا است. نتایج و حاصل فعالیت های این گروه که معمولاً از افراد با تجربه صنعتی تشکیل شده اند توسط برنامه ریزان و مدیران برای تصمیم گیری و برنامه ریزی مورد استفاده قرار می گیرد.

به عنوان مثال امروزه صنعت بخاری های خورشیدی در حال توسعه است و به دلیل پیش بینی هایی که در مورد آینده آن می شود

چندین شرکت، بدون کسب سود قابل توجه، در این زمینه سرمایه گذاری کرده اند. در حال حاضر ورود به این صنعت ساده است و رقابت زیادی بین شرکت ها وجود ندارد. این شرکت ها همچنین در زمینه آماده کردن شرایط برای ورود این محصول به بازار و استفاده تجاری از آن فعالیت می کنند. جایگاه این صنعت در آینده بستگی زیادی به شرایط رقابتی آینده، موقعیت این محصول نسبت به محصولات جایگزین، قدرت خریداران و تأمین کنندگان دارد.

این چارچوب فکری برای برنامه ریزی صنعتی (برنامه ریزی بر اساس پیش بینی آینده) دارای این مزیت نیز هست که به این سؤال مهم که سرمایه گذاری در این زمینه چه مزایایی دارد و پتانسیل این تجارت چقدر است؟ پاسخ می دهد و راه رسیدن به سودهای بالا پیش از اینکه فرصت ها از دست برود را مشخص می کند.

۸. رقابت چندجانبه

مدیران صنعتی عموماً ترجیح می دهند که فعالیت شرکت خود را در زنجیره یک صنعت بسیار مهم جلوه دهند و معمولاً در چارچوب فعالیت های صنعت خود فکر می کنند. تئودور لویت در مقاله ای که در سال ۱۹۶۰ ارائه شد درباره اجتناب از کوتاه نگری و نگاه محصول محور در برنامه ریزی و تدوین استراتژی، مباحثی را ارائه کرد.

به عقیده وی در برنامه ریزی صنعتی می باید به چیزی فراتر از محصول یک شرکت نگاه کرد تا بتوان فعالیت های آینده آن شرکت را تعریف کرد، می باید نگاهی فراتر از محدودیت های ملی داشت و به تجارت بین المللی توجه کرد، می باید نه تنها به رقبای امروز بلکه به رقبایی که در آینده وارد آن صنعت خواهند شد نیز توجه کرد. با این اوصاف فعالیت صنعتی برای یک شرکت، و برنامه ریزی صنعتی موضوعی پایان ناپذیر خواهد بود.

۹. گروه پیشرو

یکی از انگیزه های طرح چنین مسائلی برای یک شرکت، به چنگ آوردن بازارهای جدید برای محصولات است. و انگیزه دیگری که شاید مهمتر باشد، ترس از بروز تهدیدهای رقابتی تازه ای در آینده است که ممکن است موقعیت یک شرکت را به خطر بیندازد. بسیاری از مدیران در برنامه ریزی فقط به کسب سهم بیشتری از بازار توجه می کنند و از مسأله رقابت با مشتری ها



دو سال حبس برای قاچاق قطعات F۱۴ به ایران

یکی از مقامات سابق فرودگاه "جان وین" به خاطر آنچه صدور غیرقانونی قطعات F-۱۴ به ایران - تنها کشوری که از این نوع هواپیمای جنگی استفاده می کند - اعلام گردیده، به دو سال زندان محکوم شد.

به گزارش سرویس بین الملل "بازتاب" به نقل از "اورنج کانتی رجیستر"، روز دوشنبه، رضا طیبی ۵۲ ساله در دادگاه فدرال "سانتا آنا"، پس از این که در ژوئن ۲۰۰۶ به خاطر فرستادن قطعات هواپیما به ایران از راه آلمان و امارات محکوم شناخته شده بود، به دو سال زندان محکوم شد. طیبی که متولد ایران و تبعه آمریکاست، در زمان دستگیری در "ایروین" زندگی می کرد و مقامات فدرال نیز بر این باورند که او و همسرش "تری"، هنوز در کالیفرنیا جنوبی زندگی می کنند.

"تری طیبی" که او هم یک تبعه آمریکا ولی متولد ایران است، به خاطر دادن اطلاعات نادرست در فرم اظهاریه در مارس ۲۰۰۶، دو سال محکومیت تعلیقی دریافت کرده بود.

رضا طیبی که هم اکنون با وثیقه یک میلیون دلاری آزاد است، باید تا ۱۶ جولای، خود را به مقامات فدرال معرفی کند.

در ژانویه ۲۰۰۶ مأموران گمرک و مهاجرت آمریکا، قطعات و چند کیت را ضبط کرده بودند. گفتنی است، طیبی معلم پرواز در فرودگاه بوده و مدتی رئیس مرکز پرواز Newport بوده و همسر وی نیز در این کار به او کمک می کرد.

مأموران در ژانویه ۲۰۰۶ و پس از ضبط قطعات بسته بندی شده به مقصد آلمان، این زوج را در منزلشان در آیروین دستگیر کردند. جستجوی خانه این دو، منجر به کشف چندین لیست قطعات شد که توسط یک مقام نظامی ایران ارسال شده بود. دو چمدان از قطعات این هواپیما نیز به ارزش ۵۴۰ هزار دلار و دو بلیت سفر به ایران که توسط طیبی خریداری شده بود، از این جستجو به دست آمده است.

در سال ۲۰۰۶ هواپیماهای F-۱۴ پس از ۳۴ سال از ناوگان هواپیمایی آمریکا خارج شد.

سفرش ۷ میلیارد دلاری ایرفرانس!

ایرفرانس اعلام کرد سفرش ۷ میلیارد دلاری خود را بین بوئینگ و ایرباس تقسیم کرده است. این قرارداد شامل سفارش دو فروند دیگر از بزرگترین هواپیمای مسافربری دنیا، سوپر جمبو جت A۳۸۰ می باشد که تاخیر دو ساله اش، موجب پرداخت جریمه به خطوط هواپیمایی شده است. ایرفرانس همچنین ۳۰ فروند هواپیمای تک راهرو از خانواده A۳۲۰ و ۱۸ فروند بوئینگ ۷۷۷ پهن پیکر سفارش داده است. این سفارش بوئینگ ۷۷۷ به منظور کمک به حذف هواپیماهای بوئینگ ۷۴۷ از ناوگان ایرفرانس بوده و ۵ فروند هواپیمای باری را شامل می شود.

ایرفرانس تا به حال سفارش ۱۰ فروند هواپیمای دو طبقه A۳۸۰ را به همراه گزینه انتخاب ۴ فروند دیگر، تسلیم کرده و با سفارش اخیر خود، نصف این امکان خود را نیز استفاده نموده است و به این ترتیب شمار ناوگان A۳۸۰ خود را به ۱۲ فروند رساند. این خرید بخشی از توافق برای جبران تاخیرات ایرباس در تحویل هواپیمایش به حساب می آید و جریمه های نقدی تعیین نشده ای را نیز شامل می شود.

و تأمین کنندگان در قدرت چانه زنی غافل می شوند و یا بعضاً داشتن نگاه موشکافانه به اطراف برای بررسی تازه واردان و یا محصولات جایگزین را فراموش می کنند.

کلید رشد یک شرکت، رسیدن به موقعیتی است که از جانب سایر شرکت ها، شرکت های موجود و یا شرکت های تازه تأسیس، آسیب ناپذیر باشد و همچنین خطر کمتری از جانب مشتری ها و تأمین کنندگان و یا کالاهای جایگزین آن را تهدید کند. رسیدن به چنین موقعیتی نیز نیازمند برقراری ارتباط قوی و مستحکم با مشتری ها و تأمین کنندگان مطلوب، ایجاد تغییرات اساسی و یا روان شناسانه در محصول برای بازاریابی، ادغام با تأمین کنندگان و یا مشتری ها و از همه مهمتر در دست گرفتن رهبری تکنولوژیکی در آن عرصه از صنعت است.

۱۰. Bibliography

- Michael E. Porter, "How Competitive Forces Shape Strategy?" Harvard Business Review, ۱۹۷۹.
- Theodore Levitt, "Marketing Myopia", reprinted as a Harvard Business Review (HBR) Classic, September-October.
- ۱۹۷۵, p ۲۶: Svendsen et al. (۱۹۹۶), "Managing the Future" The Copenhagen Institute for Futures Studies, pp. ۳۰-۳۵.
- www.arlingtoninstitute.org
- Richard de Neufville, "Dynamic Strategic Planning for Technology Policy", Technology and Policy Program, Massachusetts Institute of Technology.
- Gert Bruche, "Strategic Thinking and Strategy Analysis in Business- A survey on the Major Lines of Thought and on the State of the Art", October ۱۹۹۹.
- John's Ratcliffe, "Scenario Building: A Suitable Method for Strategic Construction Industry Planning?" Dublin Institute of Technology, Republic of Ireland.





بخش اول

□ محسن بهرامی
mohsen_bahrami@ae.sharif.edu

گذری بر آیرودینامیک پرواز حشرات

نظری و عملی جدیدی شده است که محاسبه لحظه ای نیروهای روی بال حشرات در حال پرواز را با دقتی بیش از گذشته ممکن می سازد. همچنین این نظریه به زودی به کمک یک همکاری چند جانبه تخصصی جدید و هیجان انگیز میان فیزیکدانانی که در پی کشف قوانین این پدیده هستند، زیست شناسانی که در پی ارتباط این پدیده با ساختار بدن حشرات یا تکامل آنها هستند و مهندسانی که در پی ساخت میکرو ربات های حشره گونه با استفاده از این قوانین هستند، تکامل خواهد یافت.

این مقاله شامل قوانین پایه فیزیکی در پدیده بال زدن حشرات، نتایج تحقیقات اخیر پیرامون آیرودینامیک پرواز حشرات و ایده های متفاوت برای مدل سازی این پدیده است.

که براساس بال های دو بعدی و بدون در نظر گرفتن عمل بال زدن شکل گرفته بود، متفاوت است. به طور خاص حتی در زاویه حمله بالا یک گردابه جریان قوی در کنار لبه حمله بال به طور پایدار باقی می ماند و نظیر مدل بال های دو بعدی ثابت، به صورت موج ناپایا از بال جدا نمی شود. حضور این گردابه به طور زیادی نیروهای حاصل از بال را افزایش می دهد و حشره را قادر می سازد به راحتی معلق بایستد یا مانور انجام دهد. علاوه بر این نیروی وارد بر بال ها در هنگام پرواز با سازوکارهایی که در زمان تغییر در زاویه حمله عمل می کنند، افزایش می یابد. به خصوص در هنگام معکوس شدن جهت حرکت بال ها تاثیرات متقابل دو بال و بر هم کنش بال ها با موج شماره ای که به دنبال آنها قرار دارد، موجب افزایش نیرو می گردد. این فرایند موجب توسعه مدل های

چکیده

بیش از یک قرن است که پرواز حشرات مورد توجه فیزیکدانان و زیست شناسان قرار گرفته است. با این حال تا چندی پیش محققان قادر نبودند حرکت پیچیده بال حشرات و نیروها و جریان های اطراف آن را به دقت اندازه گیری و مدلسازی نمایند. اما اخیرا پیشرفت فناوری تصویربرداری با سرعت بالا و ابزارهای محاسبه و مدلسازی مکانیکی برای محققان بین امکان را فراهم آورده است تا سرعت پیشرفت انسان در فهم پدیده پرواز حشرات را افزایش دهند. این مدل های محاسباتی و مکانیکی همراه با ترفندهای پیشرفته پویانمایی جریان شماره نشان داد که پدیده های دینامیک شماره ای که در پرواز بکمک بال زدن وجود دارد، با مدل های قبلی

کلمات کلیدی

پرواز حشرات، آیرودینامیک، اثر کرامر، واماندگی با تاخیر، مدل‌سازی شبه پایا، پرواز به همراه بال زدن، حرکت شناسی، نیرو، جریان شاره‌ها، گردابه لبه حمله بال.

۱. مقدمه

بی شک حشرات پروازشان را مدیون موفقیت شگفت‌آورشان در تکامل هستند. حشرات امروزی که می‌توانند پرواز کنند، در مقایسه با اجدادشان که فاقد چنین قدرتی بودند، برای گریز از چنگ شکارچیان، جستجوی منابع غذا و اختیار زیست بوم جدید، بهتر تجهیز شده‌اند. بقا و تکامل این مخلوقات به نحو بسیار چشمگیری به عملکرد پروازشان بستگی دارد، با این گفته‌ها عجیب نیست که ویژگی‌های حشرات برای پرواز مانند حواس، ساختار بدن، رفتار و بیومکانیک آنان، از جالب‌ترین نمونه‌های تطبیق باشد که در طبیعت یافت می‌شود. در نتیجه حشرات به زیست‌شناسان یک بازه مفید از نمونه‌ها برای توضیح و تشریح ارتباط ساختار با عملکرد و محدودیت‌های تکاملی در الگوهای موجودات زنده را ارائه می‌دهند.

حشرات همچنین یک تعامل جذاب و وسیع میان فیزیکدانان و مهندسان را شبیه‌سازی کرده‌اند، زیرا در نظر اول پرواز آنها با قوانین استاندارد آیرودینامیک غیرممکن به نظر می‌رسد. اندازه کوچک، فرکانس بال زدن بالا و حرکت عجیب رفت و برگشتی بال‌ها در هنگام بال زدن با هم ترکیب شده‌اند تا ارائه راه حل‌ها و توضیحات تحلیلی پیرامون آیرودینامیک این گونه از پرواز را کاری مشکل سازند.

مانند بسیاری از پدیده‌های زیست‌شناسی، یک درک عمیق از پرواز حشرات بستگی به دقت ویژه به نکاتی جزئی دارد که ممکن است بسادگی به نظر نیایند، به عبارت دیگر این نکات تنها از طریق تحلیل نظری و عملی پدیده نمایان می‌شوند.

در سال‌های اخیر، جستجوگران از امکان تصویر برداری پرسرعت در ضبط حرکت بال‌ها کمک‌های فراوانی گرفته‌اند. از دیگر روش‌های جدید می‌توان به سرعت سنجی اجزا در فیلم‌های دیجیتالی برای اندازه‌گیری جریان شاره‌ها و رایانه‌های قدرتمند برای شبیه‌سازی و تحلیل اشاره کرد. استفاده از این روش و روش‌های جدید دیگر، این قابلیت را برای محققان به ارمغان آورده است که از فرضیات ساده‌سازی کمتری در مدل‌هایی دقیق‌تر برای تحلیل پرواز حشرات استفاده کنند. این مدل‌ها با دید دقیق‌تری که نسبت به حرکت‌ها، نیروها و جریان‌های حاضر در پرواز حشرات به ما می‌دهند، ما را در فهم آیرودینامیک این پدیده راهنمایی می‌کنند.

۲. نبرد آزمایشگاهی

به دلیل اندازه کوچک و فرکانس بال زنی بالا عموماً اندازه‌گیری حرکت بال حشره در پرواز آزاد کار بسیار مشکلی است. برای مثال حشره‌ای با اندازه متوسط، مانند حشره معمولی میوه با دو تا سه میلیمتر طول، و دویست بال در ثانیه سرعت بال زنی دارد. تلاش‌های مستمر فناوری برای اندازه‌گیری حرکت یک چنین بال کوچک و سریعی از گذشته تا امروز موجب نبردی طولانی و برجسته شده است.

از جمله تلاش‌های پیشین برای ثبت تصویر از بال متحرک آزاد می‌توان به کوشش کامل و موثر الینگتون برای ثبت شکل این بال اشاره کرد که به طور عمده بر اساس نتایج پروژکتورهای تک عکس با سرعت بالا بود. این تصاویر گرچه دارای حجم قابل‌قبولی از اطلاعات و وضوح مناسبی بودند، اما چون از یک زاویه ثابت تهیه می‌شدند، نمی‌توانستند زاویه حمله را در یک بازه زمانی به طور دقیق ارائه دهند. در روش‌های جدیدتر از فیلمبرداری پرسرعت استفاده شده است. مزیت این روش‌ها حساسیت بیشتر به نور و آسان بودن استفاده و وضوح بالاتر تصویر است.

مطلب دیگری که بعداً فهمیده شد و باید در نظر گرفته می‌شد، این بود که حشرات به طور شگفت‌آوری به بازخورد دیداری از محیط وابسته‌اند و به همین علت دقت لازم باید مورد توجه قرار گیرد، تا اطمینان حاصل گردد که شرایط نوری بر رفتار حشرات تأثیر محسوسی را تحمیل نکرده است.

نبرد سنگین‌تر از ثبت سه بعدی حرکت بال‌ها، اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی روی بال‌ها در زمان بال زدن بود. در بهترین حالت نیروهای پروازی به جای روی بال‌ها، بر روی جسم حشره اندازه‌گیری می‌شود، که با این کار جدا کردن نیروهای لختی و آیرودینامیکی حاصل از هر بال بسیار کار دشواری است.

به علاوه گره زدن به طناب می‌تواند موجب تغییر حرکت بال‌ها شود و در نتیجه در مقایسه با حالت پروازی آزادانه، نیروی اضافه ایجاد می‌کند. محققان با دو ترفند هوشمندانه بر این محدودیت‌ها غلبه کرده‌اند. شیوه اول ساخت یک مدل دینامیکی بزرگتر است که در آن اندازه‌گیری مستقیم نیروهای آیرودینامیکی و پویانمایی جریان روی آن ساده‌تر است. شیوه دیگر، شبیه‌سازی پدیده بال زدن حشرات با نرم‌افزارهای محاسبه جریان در حرکت شاره است. البته توانایی هر دو روش کاملاً وابسته به اطلاعات دقیق از حرکت بال‌هاست.

۳. تشریح الگوها و واژگان تخصصی مقاله

از این جهت که واژگان مورد استفاده در پرواز همراه با بال زدن تا حد زیادی از ادبیات و واژگان تخصصی پرواز با بال ثابت گرفته شده است و این

دو شاخه تطبیق نسبتاً خوبی در واژگان تخصصی با هم دارند، لازم است ابتدا به معرفی تعدادی واژه تخصصی بپردازیم تا بتوانیم به سادگی این دو پرواز را از هم تشخیص دهیم.

همانند آیرودینامیک پرواز با بال ثابت، به فاصله نوک بال‌ها از هم، پهنای بال می‌گویند (شکل ۱A). همچنین به فاصله لبه جلو و عقب بال در قسمت اتصال به ریشه بال، طول بال می‌گویند. در صورتی که تنه حشره را در نظر نگیریم، معمولاً پهنای بال دو برابر طول بال است. وتر بال به فاصله لبه حمله تا لبه ای فرار در هر قسمت از عرض بال گفته می‌شود (شکل ۱A).

نسبت پهنای بال به وتر متوسط یک کمیت بدون بعد ساختاری مهم است که نسبت منطقی نامیده می‌شود. زاویه حمله به زاویه ای گفته می‌شود که وتر بال با بردار سرعت جریانی که از روی بال می‌گذرد، در قسمتی که جهت سرعت جریان هنوز در اثر بال منحرف نشده است می‌سازد (شکل ۱B). در این تعریف فرض فاصله دور از بال برای در نظر گرفتن بردار سرعت جریان به دلیل اثر بلافاصله بال بر جریان، یک فرض لازم است. در تمام بال‌های با شکل مقطع واقعی، فرآیند تولید نیروی برآ یک فرو وزش القایی در اطراف بال ایجاد می‌کند. گرچه اندازه سرعت این فرو وزش (U) در مقایسه با سرعت جریان آزاد (∞U) کوچک است اما می‌تواند بطور برجسته‌ای جهت سرعت حاصل را تغییر دهد و البته به همین دلیل است که با کاهش زاویه حمله عملکرد بال کاهش می‌یابد (شکل ۱B).

به همین دلیل، بسیار مهم است که مشخص شود که آیا زاویه حمله نسبت به جریان کل در بلافاصله اطراف بال یا در فاصله دور نسبت به بال در نظر گرفته شده است. به زاویه حمله نسبت به جهت جریان زاویه حمله هندسی (α) گفته می‌شود، در حالی که به زاویه حمله نسبت به جهت جریان منحرف شده در محل بال زاویه حمله آیرودینامیکی یا موثر (α') گفته می‌شود. همچنین داریم:

$$\alpha' = \tan(U'/U_\infty) \alpha - (1)$$

از آنجا که اندازه‌گیری تجربی برای محاسبه انحراف از جریان آزاد در فرو وزش کار دشواری است در بیشتر مطالعات پرواز حشرات بجای زاویه حمله آیرودینامیکی، زاویه حمله هندسی گزارش می‌شود. از زمان یک تغییر جهت در حرکت بال‌ها تا تغییر جهت بعدی، حشرات، به سرعت شاخص‌های حرکت بال‌هایشان را که در تعیین نیروهای پروازی در یک دوره زمانی نقش دارند، تغییر می‌دهند. این شاخص‌ها شامل دامنه حرکت بال، زاویه حمله، انحراف متوسط از صفحه حرکت بال‌ها، منحنی طی شده بوسیله نوک بال و فرکانس بال‌زنی هستند.

همچنین مدت زمان چرخش بال در هنگام معکوس شدن جهت حرکت بال نیز از دیگر شاخص



های حرکت بال ها هستند. علاوه بر این در حرکت مانور، این شاخص ها در هر بال به صورت مجزا برای انجام مانور مورد نظر حشره متفاوت هستند. بنابراین خلاصه کردن الگوهای مختلف پرواز حشرات در یک الگوی ساده یک عمل گمراه کننده است.

با در نظر گرفتن این تعداد از شاخص های متنوع حرکت در الگوهای پرواز حشرات، می توان حرکت بال ها را به دو گونه بالزنی تقسیم کرد. بیشتر محققان مطالعات خود را به پرواز معلق حشرات در یک مکان ثابت معطوف ساخته اند، زیرا متعادل ساختن وزن حشره با نیروی برآ در این حرکت، از نظر ریاضی آنرا ساده تر می کند. بیشتر حشرات در حالت پرواز معلق در یک مکان بال های خود را تقریباً در یک صفحه افقی به سمت جلو و عقب حرکت می دهند حال آنکه دیگر حشرات از الگوی حرکت بال با شیب بیشتر در هنگام فرود آوردن استفاده می کنند.

برای حشراتی که از الگوی جلو-عقب سود می برند، واژگان فروکش و فراکش به ترتیب برای حرکت بال به سمت پایین و بالا به کار می روند. به خاطر داشتن این مطلب که در هنگام حرکت رو به جلو، صفحه ای که بال ها در آن حرکت می کنند به سمت جلو شیب پیدا می کند نیز دارای اهمیت است. واژه چرخش بال نیز عموماً به تغییر زاویه حمله نسبت به محور منطبق بر وتر بال گفته می شود. در هنگام تغییر حرکت بال از فروکش به فراکش صفحه بال به سرعت می چرخد که پس از این چرخش صفحه پایین بال به سرعت در موقعیت رو به بالا قرار می گیرد. در پایان حرکت فراکش نیز بال با سرعت می چرخد به طوری که سطح پایین بال دوباره رو به پایین قرار می گیرد (شکل ۱C). در مرور حاضر، جابجایی خطی، به حرکت خطی بال گفته می شود (شکل ۱D) و جابجایی بالزنی به چرخش بال حول یک محور مرکزی اشاره دارد (شکل ۱E). از آنجا که بیشتر تحلیل های انجام شده عملکرد آیرودینامیکی را روی یک برش ایده آل از بال بررسی می کند، لازم است که تفاوت بین مدل بال های محدود و نامحدود روشن شود.

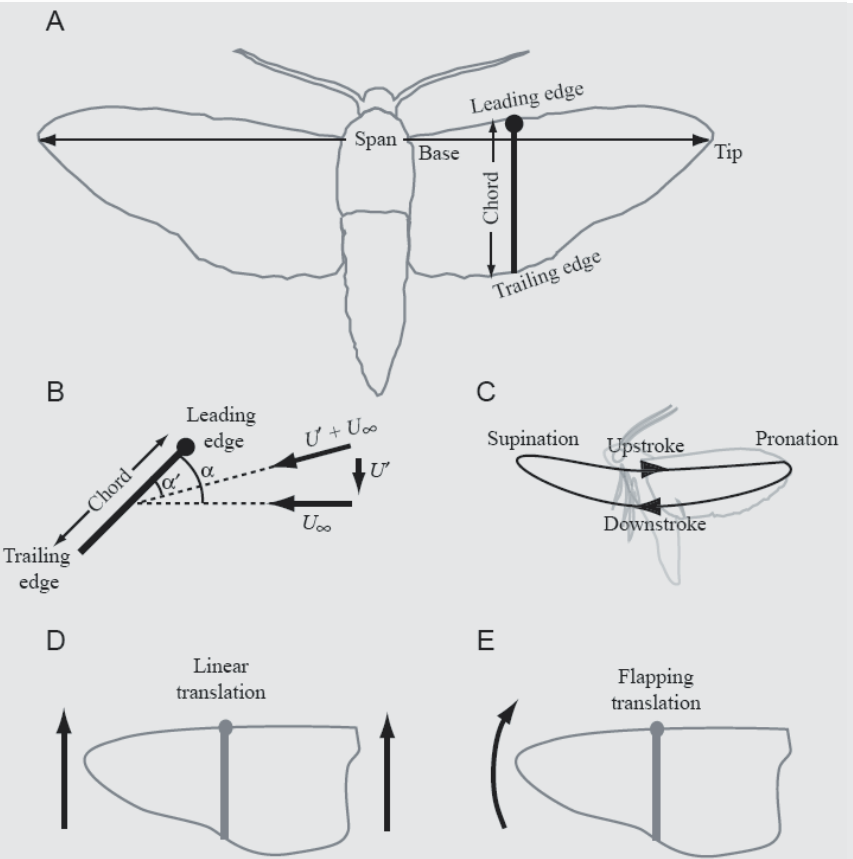
بال محدود به یک بال سه بعدی واقعی گفته می شود که دارای یک پهنای بال محدود است. از دیدگاه مکانیک شاره ها، اهمیت نوک بال در این است که برای سرعت شاره در روی بال، مولفه ای در جهت محور عرضی بال ایجاد می کند و این مولفه بر جهت سرعت جریان آزاد در زمان حرکت خطی بال عمود است.

برخلاف این نوع بال، بال نامحدود به یک سازه دو بعدی گفته می شود (از آن جهت واژه ی دو بعدی به کار برده شده است که برش بال در تمام عرض بال ثابت است) که تنها می تواند در جهت صفحه عمود بر محور عرضی بال و مماس بر وتر جریان را منحرف کند. این گونه بال ها در تجربه آزمایشی به وسیله اتصال نوک بال به دیوار واقعی سازی می شوند که با این ترفند جریان روی بال به یک جریان

دو بعدی محدود می شود.

همچنین باید این مطلب را نیز در نظر داشت، که یک بال دو بعدی نمی تواند عمل بالزنی را انجام دهد زیرا عمل بالزنی در فضای سه بعدی رخ می دهد. با

به همراه بال زدن، پایا بودن لزوماً استقلال از زمان را بیان نمی کند. نیرو های روی بال ممکن است بدون اینکه به زمان وابستگی ذاتی داشته باشند در یک دوره از حرکت بال ها تغییر کنند. به طور ساده



شکل ۱) واژگان تخصصی

A: ترسیم کلی یک حشره: صفحه بال به همراه وتر (خطی که بر خط واصل دو نوک بال ها عمود است) لبه حمله بال (دایره توپر) را به لبه فرار بال وصل می کند.

B: نمای بال از کنار: سرعت جریان آزاد با U_∞ و سرعت جریان فرو وزش با U' نشان داده شده است (برای نشان دادن ماهیت برداری، سرعت ها با جهت نمای توپر مشخص شده اند) و زاویه حمله آیرودینامیکی بین صفحه بال و جهت سرعت جریان آزاد منحرف شده بوسیله فرو وزش نیز در شکل نشان داده شده است.

C: مسیر حرکت بال حشره: چرخش بال و رو به بالا شدن صفحه پایینی بال در هنگام تغییر حرکت بال از فروکش به فراکش در نقطه جلو مسیر حرکت نوک بال و چرخش بال و رو به پایین شدن صفحه پایینی بال در هنگام تغییر حرکت بال از فراکش به فروکش.

D, E: جابجایی خطی بال و تغییر زاویه بال در حالت بالزنی

D: نوک و ریشه بال هر دو با یک سرعت جابجا می شوند.

E: نوک بال به دور محوری که روی ریشه بال ثابت است می چرخد.

می توان گفت که تغییر نیرو ها به دلیل تغییر جهت و موقعیت بال ها است. اگر نیروها در هر لحظه با فرض پایا بودن سازوکارهای دینامیکی شاره ها مدل سازی شوند، به چنین مدلی یک مدل شبه پایا گفته می شود؛ یعنی مدلی که هر لحظه برای تحلیل پایا در نظر گرفته می شود ولی در طول زمان حالت جریان تغییر می کند.

وجود این فرمولبندی هایی که بر اساس فرضیات بال دو بعدی انجام شده اند در مطالعه پرواز حیوانات خصوصاً در مواردی که نسبت منطری بالاست بسیار مفید هستند.

در مورد مفهوم نیرو و دینامیک جریان شاره ها، واژه ی پایا به عدم وابستگی به زمان اشاره دارد و واژه ناپایا به پیشرفت زمانی پدیده ای اشاره دارد که به طور ذاتی به زمان بستگی داشته باشد. در پرواز

۴ پیش زمینه نظری پیرامون آیرودینامیک هوابرهای نازک

پیش از معرفی چالش های نظری که به وسیله آیرودینامیک پرواز حشرات به وجود آمده است، لازم است ابتدا به معرفی معادلات کلی و قوانین فیزیکی حاکم بر نیروها و جریان هایی که به وسیله یک جسم غوطه ور در شاره ایجاد می شود بپردازیم. این فرمولبندی ها به طور کلی از روش هایی گرفته شده اند که نزدیک به صد سال است به وسیله فیزیکدانان و مهندسين، برای پیش بینی نیروهای وارد بر یک بال نازک در یک زاویه حمله بسیار کوچک استفاده می شود.

در این بخش نظریه هوابرهای دو بعدی در یک جریان تراکم پذیر بیان شده است. همچنین در تحلیل هایی که می آید، بیشتر کمیت های کلیدی فیزیکی به صورت بدون بعد هستند. شکل بدون بعد معادلات، مستقل از اندازه است به همین جهت می توان در بازه ای وسیع، جریان ها را با هم مقایسه کرد. اگر چه برای این مقاله هر کمیت بدون بعد منطقی که استفاده شود خواسته ها را برآورده می سازد، اما کمیتی که به طور مرسوم برای آیرودینامیک پرواز حشرات استفاده می شود کمیتی است که برای اولین بار به وسیله الینگتون به دست آمد. برای بررسی جزئی تر مفاهیم فیزیکی، خواننده را به مطالعه کتاب های دینامیک شاره های کلاسیک و دیگر کتاب هایی که بر نظریه هوابرهای نازک متمرکز می شوند، ارجاع می دهیم.

حرکت شاره در اطراف بال حشره، مانند هر جسم غوطه ور دیگر به طور کلی به وسیله معادله ناویر استوکس نشان داده می شود که شکل بدون بعدی از این معادله در زیر آمده است:

$$(۲) \quad \frac{\partial \hat{u}}{\partial \hat{t}} + (\hat{u} \cdot \hat{\nabla}) \hat{u} = -\hat{\nabla} \hat{P} + \frac{1}{\text{Re}} \hat{\nabla}^2 \hat{u}$$

در این معادله به ترتیب سرعت بال در هنگام بال زنی نسبت به سرعت متوسط شاره، زمان و فشار هستند. همه این کمیت ها در این معادله به وسیله شاخص های اندازه گیری متناظر بی بعد شده اند. انتخاب یک شاخص اندازه گیری یک انتخاب دلخواه است و معمولاً به تجربه فیزیکدان در تشخیص ثابت های فیزیکی باز می گردد. برای نمونه در هنگام مدلسازی جریان بر روی یک بال با نسبت منطقی بالا، اغلب طول وتر به عنوان شاخص اندازه گیری طولی استفاده می شود. عملگر:

$$(۳) \quad \hat{\nabla} = \frac{\partial}{\partial \hat{x}} \hat{i} + \frac{\partial}{\partial \hat{y}} \hat{j} + \frac{\partial}{\partial \hat{z}} \hat{k}$$

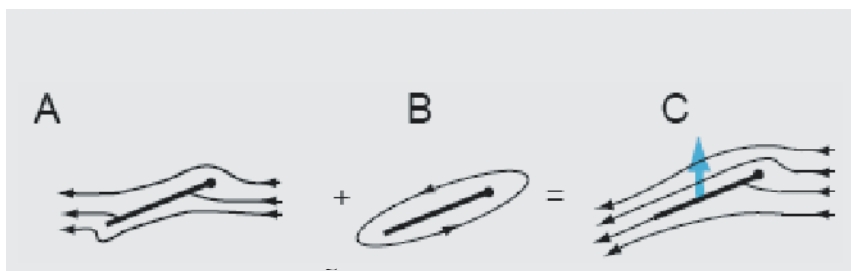
یک شکل بی بعد از عملگر گرادینان است و i, j, k بردارهای یکه در دستگاه کارتزین هستند. سمت چپ معادله (۲) بیانگر مشتق لاگرانژی سرعت است که نشان دهنده وابستگی به زمان است. در بیان اوپلری، مشتق لاگرانژی همان مشتق زمانی حرکت یک ذره از شاره، از دید ناظری است که با شاره حرکت می کند. مخرج کسر جمله آخر نیز عدد رینولدز (Re) نامیده می شود. Re کمیتی بدون بعد است که بیانگر نسبت لختی جرم یک شاره در حال حرکت، به پخش شدن لزجت در حرکت آن است. عدد رینولدز می تواند از رابطه $\text{Re} = \frac{\rho V L}{\mu}$ به دست آید که در این معادله چگالی متوسط شاره، U سرعت شاره نسبت به جسم غوطه ور، L شاخص اندازه گیری طولی و لزجت دینامیکی شاره است. این کمیت تقریباً اوضاع و احوال دینامیکی شاره ای که حشره در آن پرواز می کند را مشخص می کند و در آن جریان شاره از حالت آرام (برای مقادیر پایین عدد رینولدز) تا آشفته (برای مقادیر بالای عدد رینولدز) تغییر می کند. در حالتی که لزجت زیاد باشد عدد رینولدز کوچک است و جمله آخر معادله ی (۲) به مراتب از جمله فشار اهمیت بیشتری پیدا می کند. اما در حالتی که لزجت ناچیز و در نتیجه عدد رینولدز بزرگ است، آخرین جمله معادله می تواند حذف شود تا معادله به شکل غیر لزج درآید که این معادله معمولاً معادله اوپلر نامیده می

گاهی مناسبتر معادله ی ناویر-استوکس می تواند با کرل گرفتن از طرفین معادله (۲) به دست آید. این عمل جمله فشار را از معادله حذف می کند، زیرا کرل یک میدان گرادینان صفر است و معادله به شکل زیر ساده می شود:

$$(۴) \quad \frac{\partial \hat{\omega}}{\partial \hat{t}} = \hat{\nabla} \times (\hat{u} \times \hat{\omega}) + \frac{1}{\text{Re}} \hat{\nabla}^2 \hat{\omega}$$

کمیت چرخش شاره معرفی می شود و در نشان دادن مفهوم ها و مشخص کردن ویژگی ها در جریان های اطراف هوا بر بسیار مفید است. برای حالت جریان پایایی غیر لزج داریم: و جریان غیر چرخشی نامیده می شود. زمانی که جریان در همه جا غیر چرخشی باشد معمولاً مناسب تر است که میدان سرعت را به صورت گرادینان یک تابع پتانسیل اسکالر (Φ) نشان دهیم.

این شیوه، نظریه پتانسیل نامیده می شود و مفید بودن آن در توضیح بسیاری از نظریه های آیرودینامیک پایه ثابت شده است. این روش اصولاً درگیر ساختن شکلی خاص برای تابع پتانسیل است که دینامیک یک پدیده را برای یک شاره با شرایط اولیه و مرزی مشخص توصیف کند. چرخش ترکیبی از مشتقات



شکل ۲: شرایط کاتا و گردش جریان

شرایط کاتا از جمع جریان های غیر لزج در اطراف بال به وجود می آید. A گردش های اضافه که در اثر حضور لزجت به وجود می آیند. B گردش جریان برای رسیدن به یک جریان هموار و مماس بر لبه فرار بال. C در حالتی که شرایط برقرار باشند شرایط کاتا به ما می گوید که چرخش در اطراف لبه فرار بال صفر است. برای حالت غیر لزج نیروی کلی وارد بر بال (جهت نمای خاکستری) عمود بر بردار سرعت برای جریان آزاد شاره است.

فضایی دو به دو عمود بر هم سرعت در یک نقطه خاص است. به همین دلیل مقدار آن در هر نقطه تصویر خوبی از نیروهای آیرودینامیکی در آن نقطه ارائه نمی دهد. برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی باید از چرخش روی یک سطح بسته اطراف هوا بر انتگرال گرفت. با استفاده از نظریه استوکس که بین انتگرال مؤلفه عمود بر سطح چرخش روی یک سطح بسته و انتگرال روی خم سرعت در مرز این سطح رابطه برقرار می کند، داریم:

$$(۵) \quad \int_{\Sigma} \hat{u} \cdot d\hat{l} = \iint \hat{\omega} \cdot \hat{n} d\hat{S}$$



مقدار سمت چپ معادله بالا را گردش تعریف می‌کنند (Γ)، برای جریان‌های پتانسیل مقدار گردش روی هر خم بسته که هوا بر را در بر نگرفته باشد صفر است زیرا مقدار چرخش با توجه به فرض غیر چرخشی بودن جریان پتانسیل در همه نقاط صفحه برابر صفر است. در صورتی که خم هوا بر را در برگیرد، با حضور کمترین مقدار لزجت در شاره، در اثر تماس جریان شاره با بال مقدار چرخش به وجود می‌آید و در نتیجه گردش مخالف صفر خواهد شد. در شرایط کاملاً غیرلزج انتظار می‌رود که حضور هوا بر در جریان آزاد شاره باعث یک انحراف کوچک در جریان شود و در نتیجه میدان جریانی مانند شکل (A۲) در اطراف بال به وجود آید. در چنین شرایطی نقطه سکون (نقطه‌ی صفر شدن سرعت شاره) روی سطح بال و بالای لبه فرار بال حضور خواهد داشت نه در نوک لبه فرار بال. برای بدست آوردن چنین شکلی از جریان باید در اطراف لبه فرار بال یک چرخش سریع داشته باشیم که این چرخش موجب ایجاد یک نقطه تکین در لبه فرار بال می‌شود. وقوع این مطلب نیاز به یک میدان سرعت بالا در لبه فرار بال دارد که این میدان نیز باعث بالا رفتن نیروهای لزجت در این محل می‌شود و با حضور نیروهای لزجت در این نقطه به مرور اثر تکین بودن آن خنثی می‌شود. بنابراین حتی کوچکترین میزان لزجت در جریان باعث هموار شدن نقاط تیز در میدان جریان می‌شود. علاوه بر این، این پدیده را می‌توان با اضافه کردن یک گردش به جریان شاره در اطراف بال به صورت غیر لزج بازسازی کرد (شکل B۲)، برای یک مقدار معین از گردش اضافه شده نقطه سکون دقیقاً به نوک لبه فرار بال جابجا می‌شود. در این حالت جریان شاره در بالا و پایین بال به صورت هموار و مماس به هم می‌پیوندند (شکل C۲). این حالت را شرط کاتا می‌گویند که با وجود آن می‌دانیم شیب جریان شاره در بالا و پایین بال در محل لبه‌ی فرار برابر است و بنابراین چرخش در لبه فرار بال صفر است. به علاوه شرط کاتا به ما می‌گوید که سطح شیبدار انتهای بال یک تکانه رو به پایین به شاره می‌دهد. این نظریه را نظریه کلاسیک کاتا-چوکوسکی برای هوا برهای نازک گویند. برای شاره‌های ایده‌آل، نیروی نهایی عمود بر جهت حرکت وارد می‌شود و مولفه‌ای در جهت عمود بر صفحه حرکت ندارد. بنابراین این نظریه برای حرکت بال در زاویه حمله کوچک نیروی مقاومت در خلاف جهت حرکت (پسا) را صفر پیش بینی می‌کند (تناقض دالامبر). اما به هر حال با حضور حتی کمترین مقدار نیروی برشی جهت نیروی نهایی به سمت انتهای بال یا عمود بر صفحه بال منحرف می‌شود. در اعداد رینولدز بالا نیز جهت نیرو به جای عمود بودن بر جهت حرکت، بر سطح بال عمود است. به مولفه‌ای از نیروی نهایی که بر جهت حرکت شاره عمود است نیروی برآ و به مولفه موازی با جهت آن نیروی پسا می‌گویند. همچنین جزیی از نیروی پسا که در اثر لزجت سطح بال به

وجود می‌آید نیز پسای لزجت گفته می‌شود. در نواحی دور از بال رفتار شاره شبیه نتایجی است که نظریه جریان پتانسیل به ما می‌دهد. به همین دلیل گرچه در واقع جریان شاره یک جریان غیرچرخشی نیست، اما با فرض شرایط کاتا، می‌توان برای کاستن از سختی مسئله از جریان پتانسیل استفاده کرد. برای جریان پایای غیرلزج نظریه کاتا-چوکوسکی، چرخش در اطراف هوا بر را از طریق رابطه زیر به نیروهای روی بال ارتباط می‌دهد:

$$\hat{L}' = \int_{\Sigma} \hat{u} \cdot d\hat{l} \quad (۶)$$

در نظر داشته باشید که نیروی برآ نیز می‌تواند از طریق رابطه (۵) با چرخش ارتباط داده شود. در رابطه (۶)، L' نیروی برآ بر واحد دهانه بال است که پس از تقسیم شدن بر حاصلضرب چگالی شاره (ρ)، مقدار متوسط وتر بال و مربع سرعت جریان آزاد شاره (∞U)، بی بعد شده است. این کمیت ضریب نیروی برآ نامیده می‌شود و عموماً با C_L نمایش داده می‌شود. به همین ترتیب مقدار بی بعد شده نیروی پسا نیز ضریب نیروی پسا نامیده می‌شود و عموماً با C_D نشان داده می‌شود. برای هر شاره غیر لزج در جریان‌های پایا (بدون شتاب) داریم:

$$\int_{\Sigma} \hat{u} \cdot d\hat{l} = \text{constant} \quad (۷)$$

یا:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Sigma} \hat{u} \cdot d\hat{l} = 0 \quad (۸)$$

زمانی که یک بال از حالت سکون شروع به حرکت می‌کند، پیش از شروع حرکت گردش کلی اطراف بال صفر است. بنابراین معادله (۸) به یک بیان ساده ریاضی از قانون کلون تبدیل می‌شود. این قانون بیان می‌کند که گردش نهایی (و چرخش نهایی) در یک شاره ایده‌آل در طول زمان صفر باقی می‌ماند. به عبارت دیگر اگر یک چرخش (یا گردش) جدید برای شاره غیرلزج تعریف شود (برای کاربرد شرط کاتا) باید همراه با چرخش (یا گردش) برابر و در جهت مخالف باشد.

به دلیل وجود لزجت و در نتیجه برای پرهیز از یک تنش برشی نامحدود سرعت شاره در تماس با بال صفر در نظر گرفته می‌شود. این شرط را شرط عدم لغزش گویند که از مهمترین شرایط مرزی برای بحث تحلیلی روی بال است. با توجه به شرط عدم لغزش، در اطراف سطح بال یک لایه از شاره تشکیل می‌شود که در این لایه سرعت از صفر تا بیشترین

مقدار خود نسبت به سرعت جریان آزاد تغییر می‌کند، به این ناحیه لایه مرزی گفته می‌شود و عمق آن به عدد رینولدز وابسته است. شرط مرزی دیگری که به وجود می‌آید صفر بودن مولفه عمود بر سطح سرعت شاره در محل تماس با سطح بال است که معمولاً به آن شرط عدم نفوذ گفته می‌شود. این شرایط مرزی عموماً برای تماس جامد و مایع در نظر گرفته می‌شود. برای تماس شاره‌های آزاد ممکن است شرایطی پیش آید که مولفه مماس بر سطح سرعت برای دو لایه بسیار نزدیک به صورت غیر پیوسته تغییر کند. بین این لایه‌ها ناحیه‌ای با چرخش بالا به وجود می‌آید که در آن صفحات برای بال دو بعدی، ناحیه خطوط گردابه تشکیل می‌شود.

زمانی که یک ذره حجم dV دارای چرخش ω غیر صفر باشد یک سرعت v در فاصله r از ناحیه اطرافش القا می‌کند. رابطه‌ای که برای محاسبه این سرعت استفاده می‌شود به صورت زیر است:

$$v = \frac{1}{4\pi} \int_V \omega \times \frac{r}{r^3} dV \quad (۹)$$

که در این رابطه r بردار جابجایی است. این رابطه قانون بیو-ساوارت نامیده می‌شود که معادل آن در الکترومغناطیس شامل معکوس مربع یک کمیت است. این انتگرال باید در کل حجم شاره (V) محاسبه شود. رابطه (۹) برای بیشتر تحلیل‌های دینامیک شاره‌ای که برپایه‌ی چرخش بنا نهاده شده اند رابطه‌ای مفید است. مثالی از این تحلیل‌ها مدل‌سازی اثرات یک گردابه دوقطبی بر محیط اطراف آن است.

طبیعت ماریچی بودن (واگرایی برابر صفر) یک میدان چرخشی در روش‌های بر مبنای چرخش این امکان را فراهم آورده است که کمیت‌های بسیار مفیدی در حرکت شناسی به نام تکانه‌های چرخش تعریف شوند. دلیل مفید بودن این کمیت‌ها عدم وابستگی مقدار آنها به شرایط داخل یک مرز محاط بر ناحیه مورد مطالعه است، زیرا نیروهای پایستار توانایی تولید چرخش جدید در یک شاره را ندارند. همچنین عموماً چرخش در مرز جسم و شاره به وجود می‌آید و در شاره پخش می‌شود.

برای کاربرد خاص در محاسبه نیروهای آیرودینامیک از تکانه اول چرخش استفاده می‌شود که به وسیله رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\gamma = \int_R r \times \omega dr$$

در این رابطه r فاصله از مبدا در یک دستگاه مختصات دلخواه است که به همراه جریان آزاد در حال حرکت است. ω چرخش و R سطح ناحیه‌ای است که تمام چرخش‌های بخش مورد مطالعه شاره

• سه ماهواره چینی برای پرتاب در سال ۲۰۰۸ آماده می شوند

با پرتاب سه ماهواره کوچک، در مشاهده محیط و حوادث طبیعی جهشی حاصل خواهد شد. "زانگ کین وی"، رییس شرکت علوم و تکنولوژی هوافضای چین، گفته است: "ما قصد داریم مجموعه‌ای از ماهواره‌های کوچک را در سال ۲۰۰۸ برای مشاهده محیط طبیعی، بلایای طبیعی و پیش‌بینی وضع آب‌وهوا به مدار بفرستیم."

مجموعه اولیه برای مشاهده محیط و حوادث طبیعی شامل دو ماهواره نوری و یک ماهواره راداری خواهد بود که از یک راکت پرتاب می شوند.

در پی این پرتاب‌ها در سال ۲۰۰۸، حداقل چهار ماهواره دیگر نیز طی دو سال به مدار فرستاده خواهد شد تا مشاهده، پیش‌بینی و ارزیابی خسارات اکولوژیکی، آلودگی و حوادث، تحت هر شرایط آب و هوایی به طور مطلوب‌تری مقدور باشد. فجایع طبیعی، شامل طوفان‌های شدید، سیل، خشک‌سالی و زلزله در سال ۲۰۰۶ جان ۳۱۸۶ انسان را گرفت و ۱۳،۸۴۵ میلیون نفر را مجبور به مهاجرت کرد و باعث خسارتی معادل ۳۲/۴ میلیارد دلار شد که در ۸ سال گذشته بی‌سابقه بوده است. طبق گفته "زانگ" ماهواره‌ها به چین کمک خواهند کرد تا توانایش را برای کاهش حوادث و محافظت از محیط افزایش دهد. ساخت و به کارگیری مجموعه ماهواره‌های چینی با همکاری‌های بین‌المللی انجام می‌شود.

□ حسین انصاریان

منبع: CCTVinternational

• EU (اتحادیه اروپا) سرمایه راه اندازی سیستم گالیله را تأمین می کند

با توجه به اختلاف کمیسیون اروپایی با صنایع خصوصی برای ساخت پروژه بلند پروازانه گالیله، این سیستم (گالیله) از این به بعد از لحاظ مالی از صندوق‌های رسمی تأمین خواهد شد. Jacques Barrot عضو هیئت رییس EU هزینه‌ای اضافی معادل ۲/۴ میلیارد یورو (۳/۲۶ میلیارد دلار) برای پوشش هزینه کل ۴ میلیارد یورویی پروژه لازم است. این هزینه، علاوه بر هزینه ۱/۴ میلیارد یورویی است که دولت‌ها قبلاً برای پروژه گالیله متحمل شده‌اند. کارداران شبکه نقل و انتقالات EU این درخواست را ماه آینده طی نشستی مطرح خواهند کرد.

به گفته کمیسیون، یک "کمبود در پیشرفت" در مذاکره بین هشت کمپانی که مسئول توسعه و اجرای سیستم بودند، خطری جدی را برای راه‌اندازی سیستم گالیله در مدار ایجاد کرده است. طبق گفته هیئت اجرایی EU، سودآورترین، آسانترین و اقتصادی‌ترین انتخاب، تأمین مالی پروژه از منابع عمومی خواهد بود. سپس صنایع خصوصی موظف به راه‌اندازی سیستم خواهند بود.

□ حسین انصاریان

منبع: EUX.TV

- ۷ - delayed stall
- ۸ - quasi-steady modeling
- ۹ - kinematics
- ۱۰ - leading edge vortex
- ۱۱ - digital particle image velocimetry DPIV
- ۱۲ - Drosophilamelanogaster
- ۱۳ - Elington ۱۹۸۴c
- ۱۴ - Villmot & Ellington ۱۹۹۷b
- ۱۵ - Cloupeau et al., ۱۹۷۹; Buckholz, ۱۹۸۱; Soms and Luttgies, ۱۹۸۵; Zanker and Gotz, ۱۹۹۰; Wilkin and Williams, ۱۹۹۳
- ۱۶ - Bennett, ۱۹۷۰; Maxworthy, ۱۹۷۹; Spedding and Maxworthy, ۱۹۸۶; Dickinson and Götz, ۱۹۹۳; Sunada et al., ۱۹۹۳; Ellington et al., ۱۹۹۶; Dickinson et al., ۱۹۹۹
- ۱۷ - Liu et al., ۱۹۹۸; Liu and Kawachi, ۱۹۹۸; Wang, ۲۰۰۰; Ramamurti and Sandberg, ۲۰۰۲; Sun and Tang, ۲۰۰۲
- ۱۸ - wing span
- ۱۹ - chord
- ۲۰ - Trailing edge
- ۲۱ - aspect ratio
- ۲۲ - free-stream velocity (بردار

سرعت جریان آزاد یا بردار سرعت در ناحیه (دور از بال)
۲۳ - downwash
۲۴ - Munk, ۱۹۲۵a; Kuethe and Chow, ۱۹۹۸
۲۵ - Ennos, ۱۹۸۹b; Ruppell, ۱۹۸۹
۲۶ - Ellington, ۱۹۸۴c; Dudley, ۲۰۰۰

- ۲۷ - downstroke
- ۲۸ - upstroke
- ۲۹ - Prandtl and Tietjens, ۱۹۵۷b; Milne-Thomson, ۱۹۶۶
- ۳۰ - Lamb (۱۹۴۵), Landau and Lifshitz (۱۹۵۹), Milne-Thomson (۱۹۶۶) and Batchelor (۱۹۷۳)
- ۳۱ - Glauert (۱۹۴۷) and Prandtl and Tietjens (۱۹۵۷b)
- ۳۲ - Kuethe and Chow, ۱۹۹۸
- ۳۳ - Schlichting, ۱۹۷۹
- ۳۴ - Milne-Thomson, ۱۹۶۶
- ۳۵ - Truesdell, ۱۹۵۴
- ۳۶ - Wu, ۱۹۸۱
- ۳۷ - Wu, ۱۹۸۱

را در بر می گیرد. برای حالت شاره لزج تراکم پذیر دوبردی، نیروی آیرودینامیک به وسیله رابطه زیر از تکانه اول چرخش بدست می آید:

ρ چگالی شاره، A مساحت هواپر و v سرعت یک نقطه درون هواپر است. جمله اول

$$F = -\rho \frac{d\gamma}{dt} + \rho \frac{d}{dt} \int_S v dA \quad (۱۱)$$

در سمت راست این رابطه بیانگر مشتق زمانی تکانه اول چرخش است که برابر با نیروی حاصل از چرخش ایجاد شده در اثر حرکت هواپر است. جمله دوم نیز مقدار نیروی لختی شاره ای که توسط بال جابجا شده است را بیان می کند. برای یک بال نازک بسیار کوچک مساحت هواپر قابل صرف نظر کردن است. نیرو فقط به تکانه چرخش وابسته است. برای حالت ساده ای از گردش حول هر خم بسته، یک توزیع پایدار چرخش به همراه بال حرکت می کند و یک افزایش ثابت در تکانه چرخش به تنهایی از حرکت بال نتیجه می شود. بنابر نظریه کاتا-چوکوسکی، نیرو برای هواپر برابر است با حاصلضرب گردش ایجاد شده به وسیله بال و سرعت جابجایی بال.

به هر حال رابطه (۱۱) یک رابطه عمومی تر است و می تواند در مواردی که قدرت و توزیع چرخش در اطراف بال در حال تغییر است مانند حالت شروع پرواز، در حین تغییرات سریع حرکت یا زمانی که بال با چرخش حاصل از موج خود یا بال دیگر مواجه می شود بکار برده شود.

در بخش بعدی مقاله به چالش های نظری، مدل های تحلیلی، دینامیک شاره های عددی، مدل سازی شبه پایا، مدل سازی عملی و سازوکارهای ناپایا در پرواز حشرات خواهیم پرداخت.

۱ - The aerodynamics of insect flight, Sanjay P. Sane, Department of Biology, University of Washington, Seattle, WA ۹۸۱۹۵, USA

- ۲ - visualization
- ۳ - flapping flight
- ۴ - angle of attack
- ۵ - vortex
- ۶ - Kramer effect



□ یوسف دهقان

Yousef_dehghan@ae.sharif.edu

کنترل سیستم پرچ کاری اتوماتیک

مونتاز کردن قسمت بال E1400 استفاده می شود و توسط شرکت هوافضایی انگلیسی برای هواپیمای ایرباس UK A340-600 ساخته شده است.

مرحله بعدی در طراحی پروسه پرچ کاری اتوماتیک، مجهز کردن این تجهیزات با ابزار در سایزها و درجه های آزادی مختلف برای روان بودن آنها برای انجام هرگونه عملیات پرچ کاری است که باعث می شود روبات ها بسیار سنگین شوند. با رشد پرچ کاری اتوماتیک برنامه نویسی هم یک نیاز اساسی برای آن خواهد بود و لازم است که در راستای آن توسعه یابد. یکی از موارد پرچ کاری اتوماتیک مربوط به بوئینگ 707 است که تمام پرچ های مربوط به پانل آن به صورت اتوماتیک پرچ کاری می شود. شرکت Electro impact از روبات های Kuka KR250/2 به عنوان روبات جانانداز برای مونتاز ONCE (One-Sided Cell End Effector)، دریل کردن، کانترسینک کردن و اندازه گیری سوراخ های مربوطه در بوئینگ F/A-18E/F، بهره می برد.

آنچه در این مقاله به آن می پردازیم، توالی مراحل ساخت سلول روباتی است که برای مونتاز کردن پانل هواپیما طراحی شده است. این عمل توسط دو روبات کوپل شده که در دو طرف پانل قرار دارند، انجام می گیرد. پانل به صورت عمودی بر روی فریم قرار گرفته، در حالی که دو روبات به صورت همگون در

پذیر بودن، کنترل کیفیت و کاهش زمان تولید و ساخت را به خوبی لمس کنیم.

مقدمه

کار تولید هوا فضایی ایجاب می کند که سازه هایی با ساختار پیچیده را که می تواند اجزاء گوناگون را مونتاز کند، تولید کنیم. مونتاز این قسمت ها یک فرایند پیچیده است و قسمت هایی از آن لازم است که به صورت دستی صورت گیرد. تحقیقات اخیر نشان می دهد که پرچ کاری دستی بسیار وقت گیر است و باید برای رسیدن به تکنولوژی برتر این عمل سریع تر صورت گیرد. پس تلاش ها برای اتوماتیک کردن این قسمت تسریع شدند تا بتوانند به یک کیفیت بالاتر در مدت زمان کمتر برسند.

اولین قدم این بود که فرایند پرچ کاری اتوماتیک را به وسیله یک ماشینی که اطراف یک فریم C شکل قرار گرفته و کار پرچ کاری را انجام می دهد، انجام دهند. با این ماشین می توان هزینه تولید را پایین آورد مضاف بر این که می توان کیفیت و مقدار تولید را افزایش داد. ولی باید این فریم C شکل یک فریم بزرگ بوده که باعث گران شدن آن می شود. برای مثال یکی از این ماشین های پرچ کاری اتوماتیک ساخته شده توسط شرکت آمریکایی Electro impact است که یک سازه بزرگ دارد و برای

چکیده

در صنعت هوایی امروز خیز به سوی تولید آسان تر و با هزینه کمتر و محصول با کیفیت بالاتر بسیار مهم می باشد. سیستم پرچ کاری اتوماتیک باعث صرفه جویی در وقت و همچنین در هزینه می شود و باعث می شود که تولید محصول نهایی در کمینه زمان انجام شود. در این مقاله که در دانشگاه نوتینگام انجام شده سعی بر این شده است که روشی از پرچ کاری اتوماتیک و بسیار انعطاف پذیر بر روی یک سازه هوایی معرفی شود. در این روش اتوماتیک قادر خواهیم بود که پرچ کاری فریم های C شکل را با روبات هایی که از چند قسمت تشکیل شده اند، انجام دهیم. همچنین در این فرایند کارهایی که انسان انجام می دهد، نادیده گرفته نشده و سعی شده که نقش او در برنامه ریزی برای انجام بهینه این عمل در نظر گرفته شود. پرچ کاری اتوماتیک ما را قادر می سازد که واقعی بودن، تکرار

دو سمت آن حرکت می‌کنند. سلول روباتی دارای قسمت‌های زیر است:

- دریل کردن و کانترسینگ کردن
- تغذیه پرچ
- تغییر اندازه پرچ
- پرچ کاری

دو کنترلر COMAU حرکت روبات‌ها را کنترل می‌کنند. همچنین سلول دارای یک تجهیز TI است که رابطه بین دو روبات و پانل را پیدا کرده و باعث حذف نیاز جابجا کردن یا تعویض بست‌های مربوط به پانل می‌باشد. سیستم برنامه‌ریزی دارای دو دوربین و یک نرم‌افزار می‌باشد که وظیفه دارد رابطه بین سر روبات‌ها را با پانل پیدا کند. کنترلر اصلی که از آن به مانیتور کنترل پرچ کاری (RCM) یاد می‌شود، برای کنترل تمام مراحل انجام فرایند، زمان‌بندی و مدیریت کیفیت پرچ کاری استفاده می‌شود.

اجزاء سلول

یک مطالعه گذرا از سلول در شکل ۱ نشان داده شده است و قسمت‌های اصلی سلول به صورت زیر است:

- RCM که مانیتور کنترل روبات‌هاست.
 - RT که جزء پرچ کاری است.
 - BT که بکینگ بار است.
 - RTC که کنترلر جزء پرچ کاری است.
 - BTC که کنترلر بکینگ بار است.
 - RTEE که سر جزء پرچ کاری است.
 - BTEE که سر بکینگ بار است.
 - TI که سیستم Ti۲ است.
- کارکردهای اصلی آنها در زیر آمده است.

اعمال نیرو در پرچ کاری را گزارش دهد.

- BTEE بر روی BT سوار است و وظیفه آن کمک کردن به RTEE در پرچ کاری است.
- BTEE برای عملیات سوراخ کاری و پرچ کاری لازم است. همچنین BTEE یک سنسور برای دریافت موقعیت پانل دارد.

سیستم سخت‌افزار شامل سنسوری می‌باشد، که برای کنترل و مانیتور فرایند پرچ کاری در سر انتهایی، (BTEERTEE)، قرار دارد.

کنترل‌های چهار گانه

- RTC یک کنترلر COMAU برای RT می‌باشد.
- BTC یک کنترلر COMAU برای BT می‌باشد.

- TI یک قسمت از سیستم تولیدی است که برای شبیه‌سازی، محاسبه موقعیت و جهت روبات‌ها نسبت به پانل، قرارگیری دقیق اجزاء، بازیابی و مقایسه سلول بکار می‌رود. دوربین‌های برنامه ریز همان گونه که در شکل ۱ نشان داده شده‌اند، در امتداد پانل نصب می‌شوند و روبروی سیستم TI می‌باشند.

- RCM همانند یک کنترلر اصلی عمل می‌کند و RTEE، BTEE، BTC، RTC و TI را کنترل می‌کند.

قسمت‌های اصلی TI، روبات تریسپت NEOS، شبیه‌ساز IGRIP، سیستم برنامه‌ریز و سیستم عکس‌برداری و پردازش و تحلیل Imetric است. IGRIP یک قسمت گرافیکی و سطح بالا است. این قسمت نرم افزار شبیه‌ساز روباتی است که روبات را در واقعیت به صورت دینامیکی، سینماتیکی و منطق ورودی و خروجی بررسی می‌کند.

دستی قرار دادن روبات‌ها در محلشان برای انجام عمل پرچ کاری، غیرممکن است و برای همین برنامه‌ریزی برای در مرکز قرار دادن در شروع عملیات پرچ کاری اتوماتیک در نظر گرفته شده است. شبیه‌سازی و برنامه‌ریزی بوسیله IGRIP انجام می‌گیرد. عملیات نصب شامل شبیه‌سازی دقیق رفتار سلول همچنین روبات‌ها و اجزائی که درگیر این ماجرا هستند، می‌باشد. یک مثال در شکل ۲ نشان داده شده است. در طول انجام عملیات، سیستم برنامه‌ریز عکاسی که شامل چند دوربین و یک نرم افزار است، رابطه بین روبات‌ها و سر آنها و قسمت‌های دیگر را

روبات‌ها

۱. RT خارج از پانل کار می‌کند و RTEE را حمل می‌کند.

۲. BT داخل پانل کار می‌کند و BTEE را حمل می‌کند.

قبل از این که سیکل پرچ کاری آغاز شود، RT به سوی یک نقطه از پیش تعیین شده که ۵۰ میلی متر از سطح منحنی پانل فاصله دارد، حرکت می‌کند. بطور مشابه BT هم در آن طرف پانل به همین صورت حرکت می‌کند، طوری که دقیقاً در مقابل هم به صورت آینه‌وار قرار دارند. ابتدا BT به سوی پانل حرکت می‌کند، به طوری که در تماس با آن قرار می‌گیرد. هنگامی که BT به پانل رسید، در جای خود قفل می‌شود. هنگامی که سیگنال رسیدن BT به پانل به RT می‌رسد، این جزء به سوی پانل شروع به حرکت می‌کند. حال که هر دو جزء در جای خود قرار گرفته‌اند مرحله بعدی شروع می‌شود.

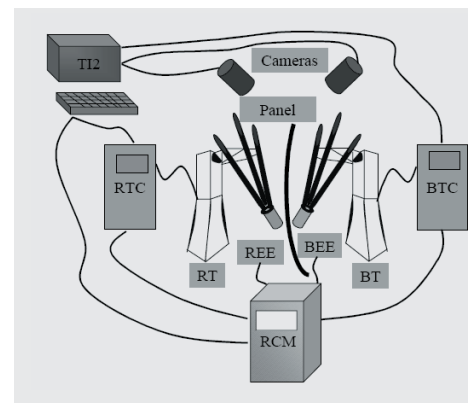
مرور سلول

برای اتوماتیک کردن مونتاژ پانل، سلول روباتی قادر به انجام افعال متعددی است. سیکل کامل پرچ کاری شامل: قرار دادن روبات‌ها بر روی پانل، تغذیه پرچ، سوراخ کاری، استفاده از سیلانت، وارد کردن پرچ، در مرکز قرار دادن پرچ و عملیات کنترل اولیه است. یک درجه آزادی مناسب هم برای پرچ کاری پانل‌هایی با شکل و شمایل دیگر لازم است.

تمام این قسمت‌ها با وارد کردن روبات‌های متعدد، کنترلرها و قسمت‌های کنترلی در سلول زیر نظارت مستقیم RCM امکان پذیر است.

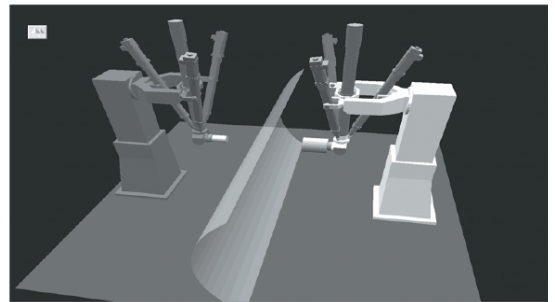
سرهای انتهایی

- RTEE که بر RT سوار است، یک ضربه زننده است و دارای چهار قسمت تغذیه کننده پرچ، قسمت سوراخ کننده، قسمت فروبرنده و قسمت پرچ کار برای پرچ کاری می‌باشد. همچنین قسمت تغذیه کننده پرچ یک منبع بیرونی تغذیه کننده هم به شمار می‌رود. RTEE یک قسمت بار سلولی دارد که می‌تواند وضعیت پانل برای



شکل (۱) سلول روباتی

با عکس برداری و پردازش مداوم، محاسبه می کند.



شکل ۲) تصویر سلول رباتی در IGRIP

RCM

RCM یک کامپیوتر شخصی است که از C++ V#6 برای محیط ارتباطی بین نرم افزار کنترل سلول و کاربر بهره می برد. به این قسمت نظارت تمام سلول داده می شود که وظایف نظارت، توزیع برنامه مربوط به بخش های مختلف اعم از پرچ کاری و مدیریت سرهای انتهایی، عیب یابی و نگهداری، کنترل کیفیت و عملیات تصویری را انجام می دهد. همچنین RCM سیستم مانیتور فرایند است که شامل شرایط و محدودیت هایی از پیش تعریف شده برای مشخص کردن شکست این سیستم، می باشد. در موارد شکست، سیگنالی فرستاده می شود تا عملیات متوقف شود و گزارشی که در آن محل دقیق و نوع خطا رخ داده نیز ارسال می شود. که این باید به ناظر کمک کند تا مشکلات را در یابد و در زمان کوتاهی آن را بر طرف کند.

RCM در ارتباط با کنترل RTEE, BTEE، برای پرچ کاری است و شامل کنترل سنسورها، اکتیواتورها و موتورهای مورد نیاز برای تغذیه پرچ، سوراخ کاری، بکار بردن دقت در پرچ گذاری، در مرکز گذاشتن پرچ و کنترل بکینگ بار است. همچنین وظیفه کنترل وظایف دشوارتر اعم از تحلیل تصاویر، مانیتور فشار، مانیتور فرایند و توزیع وظایف بین TI, BTC, RTC را دارد. مسیرهای قابل ارتعاش که بوسیله RTC, BTC، به وجود می آیند، باید توسط این قسمت در نظر گرفته شود و در اعمال نیرو و جهت و موقعیت سرهای انتهایی بکار رود.

تهیه تمام اطلاعات مورد نیاز، دستورالعمل ها و تصمیمات مراحل عملیات بوسیله RCM انجام می گیرد. سیستم طوری طراحی شده است که به وسیله سنسورهای حاوی اطلاعات و منطق سیکیلیک برنامه ریزی عمل می کند. جمع تمام

سنسورهای بیرونی و سیستم RCM این اجازه را می دهد که دقت مورد نیاز فرایند در یک حالت بهینه که بیشتر قسمت های آن را روبات انجام می دهد، تامین شود.

نرم افزار

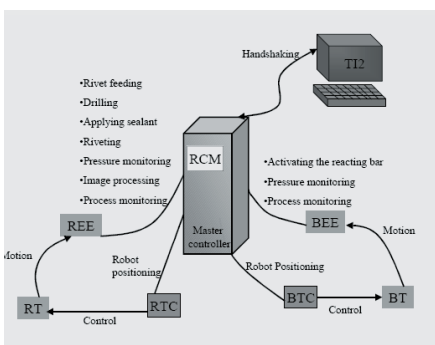
۱. نرم افزار COMAU در RTC, BTC

نصب می شود و برای کنترل دو روبات تریسپت مورد استفاده قرار می گیرد.

۲. نرم افزار عکس و برنامه ریزی، برای تحلیل داده هایی که با دوربین های نصب شده در سلول گرد آوری می شود، مورد استفاده قرار می گیرد.

۳. نرم افزار TI در روی سیستم TI نصب می شود.

۴. Visual C++ Version ۶,۰ روی RCM نصب شده است و به عنوان یک ابزار مناسب برای تهیه یک محیط ارتباطی با کاربر استفاده می شود، کنترل های سطح پایین و سطح بالا را روی فرایند مانیتور و عملکرد سیستم انجام می دهد.



شکل ۳) کنترلر اصلی RCM

ارتباطات سیستم

بطور خلاصه راه های ارتباط بین قسمت های

مختلف سلول به صورت زیر آمده است: (به شکل های ۳ و ۴ مراجعه شود)

- RCM-BEE: سنسورهایی که برای کنترل های چند منظوره بر روی سرهای انتهایی RCM مورد استفاده قرار می گیرد. همچنین سیستم سخت افزار نیازمند بررسی قسمت های مختلف برای انجام وظایف خود به نحو احسن می باشند.

- RCM-RTC: لینک های ورودی و

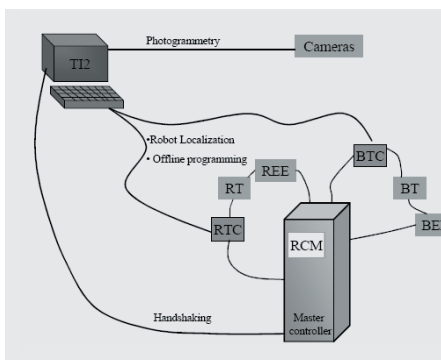
خروجی بین RCM, RTC از یک طرف و RCM, BTC از طرف دیگر برقرار است. این برای جلوگیری و دریافت ارتعاشات است.

- RCM-TI: ارتباطات بین کنترلر RCM و ایستگاه TI برای دریافت ارتعاشات به وجود آمده است.

- RTC-BT, BTC-BT: RTC به ترتیب دو تریسپت RT, BT را کنترل می کنند.

- دوربین های TI: یک لینک برای ایستگاه TI برای خواندن و انتقال اطلاعات دوربین آن برقرار است.

- TI-RTC, TI-BTC: این لینک ها بین ایستگاه و کنترلرهای دو روبات برای دریافت اطلاعات موقعیت منحنی بکار می روند.



شکل ۴) TI در سلول رباتی

جریان اطلاعات در ARAM

در این قسمت ارتباط بین تمام قسمت های سلول به تصویر کشیده می شود و طریقه ای که آنها برای طی سیکل پرچ کاری اتوماتیک طی می کنند، بیان می شود. انتظار می رود که قسمت های مختلف همانند زیر کار کنند:

۱. پانل به صورت عمودی روی فریم بین دو روبات قرار می گیرد.
۲. سیستم به وسیله RCM به راه می افتد و سپس RCM باعث استارت TI می شود.
۳. TI یک عکس از قسمت کاری می گیرد. از این عکس ارتباط بین روبات پرچ کاری و پانل مشخص می شود. همچنین ارتباط بین روبات بکینگ بار و پانل مشخص می شود.
۴. نتایج به صورت یک ماتریس انتقال است

نیاز

که قبلا در IGRIP تعریف شده و به موقعیت عملیات پرچ کاری اعمال می شود. ماتریس انتقال برای محاسبه موقعیت جدید که به مختصات سیستم روبات تبدیل شده، استفاده می شود.

۵. دو روبات به وسیله TI راهنمایی می شوند تا به محل پرچ کاری بروند و در یک فاصله ثابت از سطح پانل متوقف شوند.

۶. هنگامی که TI مطمئن شد که دو روبات در موقعیت خود قرار گرفته اند، سیگنالی به RCM می فرستد که نشان می دهد دو روبات در جای خود مستقرند. سپس TI به حالت انتظار می رود.

۷. سپس RCM به BTC دستور می دهد که BT را به موقعیت کاری ببرد، و برای این عمل از یک سنسور برای فهمیدن محل آن سود می برد. هنگامی که موقعیت خواسته شده احراز شد، BTC در محل خود قفل می شود و یک سیگنال به RCM می فرستد که من آماده ام.

۸. RCM به RTC دستور می دهد که به موقعیت کاری خود برود. هنگامی که موقعیت خواسته شده و مقدار نیروی مورد نیاز گزارش شد، RCM به RTC دستور می دهد تا حرکت نکند و در جای خود ثابت شود.

۹. RCM به RTEE، BTEE دستور می دهد که کار سوراخ کاری، آب بندی و سیکل پرچ کاری را انجام دهد.

۱۰. در پایان پرچ کاری RCM به RTC، BTC دستور می دهد که از جای خود کمی عقب تر بنشینند و در یک جای ایمن قرار گیرند.

۱۱. سپس RCM به TI سیگنالی می فرستد تا موقعیت بعدی که دو روبات باید حرکت کنند را مشخص کند.

۱۲. RCM تا زمانی که TI دو روبات را حرکت می دهد، منتظر می ماند.

۱۳. بازگشت به مرحله ۵.

۱۴. هنگامی که تمام موقعیت ها پرچ کاری شدند، سیستم TI دو روبات را به جای ایمن حرکت می دهد و سیکل پرچ کاری تمام می شود.

مزایای سیستم

کیفیت و سرعت سیستم بسیار بسته به طراحی دو سر انتهایی و معماری سیستم کنترل می باشد. سلول روباتیک مزایایی به شرح زیر دارد:

• سرهای انتهایی چند رفتار: کاهش در زمان و پیچیدگی و ترکیب بدون تغییر ابزارهای مورد

مراجع

۱. Agnetic, A. & Macchiaroli, R. (March ۱۹۹۸), Modelling and optimization of the assembly process in a flexible cell for aircraft panel manufacturing, Journal of Production Research, ۳۶, no.۳, March ۹۸, p ۸۱۵-۸۳۶.

۲. Anon, (Sep ۱۹۹۳), Aerospace Engineering (Warrendale, Pennsylvania), ۱۳, n ۹, p ۷-۹. Bahr, B. & Xiao, X, (Sept ۱۹۹۵), Manual riveting process improvement, Aerospace Engineering (Warrendale, Pennsylvania), ۱۵, ۹, p ۱۶-۱۸.

۳. Dale R, (۲۰۰۱), Offline programming and simulation help Boeing use giant automated riveter on C-۱۷ aircraft, Industrial Robot: An International Journal, ۲۸, Number ۶, pp. ۴۷۸-۴۸۲.

۴. Ren, (۱۹۷۱), Mechanization of solid riveting, Automation, p ۵۱. Tonkin L., Fastening in the fast lane, Assembly Engineering, ۵, ۹۰, pp.۲۵.

• عملیات چند رشته ای: عملیات پرچ کاری پیچیده و عددی است. تعداد وظایفی که باید در یک سیکل پرچ کاری انجام گیرد، با جمع تمام عملیات مربوط به کنترل آن، بسیار زیاد است و لزوما نباید همیشه به ترتیب انجام پذیرد. مدل عملیاتی مورد بررسی در این مقاله، نمایی را ارائه داد که در آن زمان مورد نیاز برای پرچ کاری را با عملیات چند رشته ای کاهش داد. استفاده از زبان برنامه نویسی ++C کاربر را قادر می سازد تا وظایف کنترل سرهای انتهایی و ترتیب اجرای مراحل به صورت صحیح و کامل را به صورت درست مدل کند. این عملیات چند رشته ای زمان فرایند را کاهش می دهد و پتانسیل سیستم کنترل را نسبت به اصلاحات در سیستم سخت افزار به تنهایی، مشخص می کند.

• کنترلر اصلی در حلقه: RCM وظیفه مدیریت و مانیتور تمام پروسه های انجام شده را بر عهده دارد. که این باعث می شود رفع خطا زودتر انجام پذیرد و مشکلات پیش آمده بهتر و با کارایی بالاتر حل شوند.

• برنامه ریزی برون خطی قابل تغییر: برنامه ریزی برون خطی روبات یک راه حل مطلوب است، چون به علت تغییر پذیر بودن می تواند به آسانی دوباره پیکربندی شود و برای موقعیت های بسیار متفاوت در شرایط مختلف آمادگی داشته باشد.

نتیجه گیری

نوآوری در عرصه هوافضا به صورت عام و در پرچ کاری به صورت خاص به صورت جدی باعث کاهش هزینه، سهولت، افزایش کارایی، افزایش تغییر پذیری ابزارهای سیستم و جمع این موارد شده است. موضوع مورد بررسی در این مقاله، یک روش بهینه در پرچ کاری را به تصویر کشید و کمک کرد تا سیستم های تغییر پذیر، اتوماتیک و شکل پذیر برای پرچ کاری سازه های هوافضایی تعریف کنیم. سلول روباتیک معرفی شده مرکب از روبات ها، برنامه نویسی، دستورالعمل ها، تقسیم وظایف، مانیتور فرایندها، مدیریت کیفیت و عملیات چند منظوره سرهای انتهایی بود. این ترکیب زمان را کاهش داده و انعطاف پذیری را افزایش می دهد.



انواع مشعل ها

در این مقاله سعی بر آن است که انواع مختلف مشعل ها و کاربردهای آن معرفی شود. بطور کلی مشعل ها را می توان از دو دیدگاه تقسیم بندی کرد. یکی از دیدگاه علمی و دیگر تجاری. در ادامه هر کدام از این دسته ها را مرور می کنیم.

۱-۲ مشعل های اتمسفریک Atmospheric Flames

در این نوع مشعل ها بخش اعظم یا تمام هوا از طریق سوخت که از نازل خارج می شود، تامین می شود.

سوخت با فشار به نازل پاشیده می شود و با استفاده از تولید خلا، هوا به درون کشیده شده و احتراق صورت می گیرد. سوزاندن قیر، اجاق گازها، آب گرم کن ها و بخاری ها از این دسته اند. طراحی این نوع مشعل ها مدون است و می توان از صفر تا سرمشعل را طراحی کرد و بالای ۹۰ درصد جواب خوبی می دهد. بیشتر مشعل های مورد استفاده در سطح جهانی از این نوع اند.

الف) صنعتی (۵-۶۰ psi) فشار گاز (Industrial)

۱. دسته بندی مشعل ها از نظر علمی (بر اساس اختلاط سوخت و هوا برای واکنش احتراق)

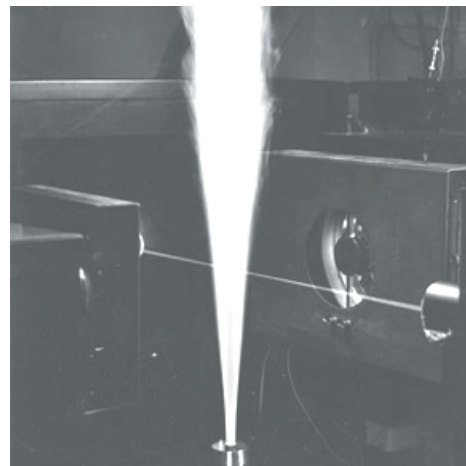
۱. انتشاری، نفوذی
۲. مشعل های اتمسفریک
۳. مشعل های دمشی
۴. مشعل های مخلوط ماشینی



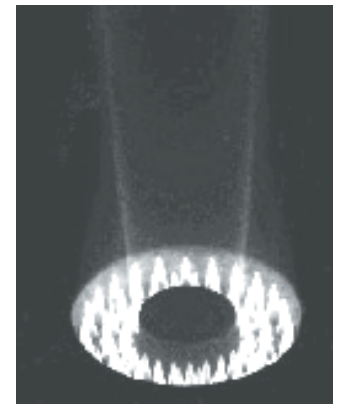
۱-۱ مشعل های انتشاری Diffusion Flames Torch

گاهی اوقات به آنها مشعل های تشعشعی هم گویند. سوخت در هوایی که قرار است با آن واکنش دهد آزاد می شود. این آزاد شدن سوخت با سرعت زیادی صورت می گیرد تا سطح بالایی برای احتراق تامین شود (که برای تشعشع هم خوب است). سرمشعل بصورت تیغه ای ساخته می شود تا سطح تماس بیشتر شده احتراق بیشتری ایجاد شود. پایداری احتراق این نوع مشعل ها خوب نیست. از این مشعل ها می توان فنکدک و کبریت را مثال زد که شعله به شدت تشعشعی و دامنه آن نیز بسیار بلند است. کاربرد این مشعل ها در صنعت در کوره هایی است که دمای زیادی لازم دارند مانند ذوب شیشه.

ب) تجاری-خانگی (۱۰-۳۰ mbar) Commercial-Home



۱-۳ مشعلهای دمشی Blown Flame



هوای احتراق از طریق یک وسیله مکانیکی مانند کمپرسور یا دمنده تامین می‌شود. این مشعل‌ها به دو دسته تقسیم می‌شوند: پیش مخلوط دمشی و مخلوط سرنازل (بیشترین مقدار مصرف سوخت دنیا را دارد).

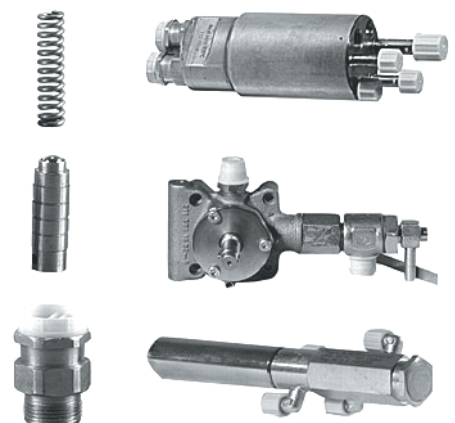
• پیش مخلوط دمشی (Premixed Flame)

در کوره‌های پخت سرامیک (محیط لعاب کاری)، کوره‌های چرخ دنده‌ها و بلبرینگ‌ها باید یک مشعل کاملا یکنواخت داشته باشیم که با این مشعل‌ها می‌توان محیط مطلوب را ایجاد کرد.

• مخلوط سرنازل (Nozzlehead Flame)

اختلاط و احتراق از سرنازل شروع می‌شود. دنیا به سمتی می‌رود که استفاده از مشعل‌های اتمسفریک به مشعل‌های دمشی سوق پیدا کنند. چون در مشعل‌های اتمسفریک اگر اغتشاشی در انتها (دودکش) بوجود آید، باعث می‌شود نسبت سوخت به هوا تا ۵ درصد تغییر کند که مطلوب ما نیست. بنابراین از مشعل‌های دمشی که این مشکل را ندارند استفاده خواهد شد.

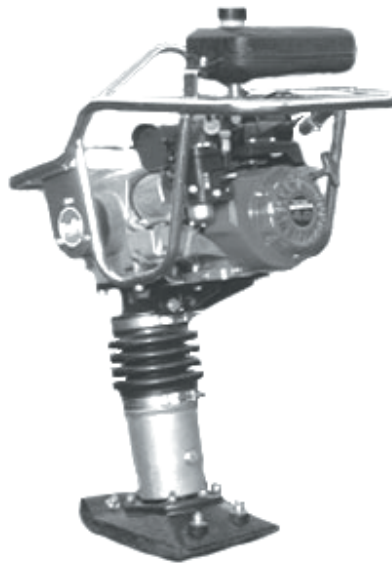
در این مورد احتراق در چند مرحله صورت می‌گیرد



و به مرور زمان که جلو می‌رود هیدروکربن‌های نسوخته بیشتر می‌سوزند.

۱-۴ مشعلهای مخلوط ماشینی

Machinemixed Flame



اختلاط از طریق یک وسیله ماشینی مانند پره‌ها صورت می‌گیرد. شعله در این نوع مشعل‌ها بسیار یکنواخت است و کاراترین احتراق در این نوع انجام می‌شود.

۲. دسته بندی

کاربردی - تجاری

Applied-Commercial

این دسته بندی بر اساس بافت کاربرد احتراق است:

۱-۲ مشعل‌های

بسته بندی شده

Package Flames

ترانس جرقه، فیلم رله، دمنده هوا، سرمشعل، سرنازل، شعله پخش کن و ... همه در یک بسته بندی عرضه می‌شوند. بالای ۹۵ درصد کاربرد در موتوخانه‌ها را دارند.

۲-۲ مشعل‌های گسترده

Extent Flames

بافت‌های این مشعل از هم جدا هستند. مثلا دمنده هوا ۱۰۰ متر دورتر است تا صدای ناشی از آن کمینه شود و بوسیله لوله‌هایی هوا به محل احتراق منتقل می‌شود.

۲-۳ مشعل‌های سرعت بالا

High velocity Flames

سرعت خروج شعله در این نوع از مشعل‌ها تا ۲۰۰ متر بر ثانیه می‌رسد که پوسته شدن در فلزات را از ۵ درصد به ۰,۴۵ درصد رسانده است.

۲-۴ مشعل‌های تشعشعی

Radiant tube Flames

شعله را به درون لوله‌هایی منتقل می‌کنند تا احتراق در لوله‌ها انجام شود. جنس لوله‌ها از سلیکون کاربید است که تا ۱۳۰۰ درجه سانتیگراد تحمل دارند. پس از تشعشع گرمای این لوله‌ها برای کاربردهای مختلف (مثلا ذوب کردن لاستیک‌ها) استفاده می‌شود. هوا به وسیله خان‌هایی درون لوله می‌چرخد و مرحله به مرحله با سوخت ترکیب می‌شود و باعث می‌شود این شعله به جداره لوله برسد. بنابراین یک شعله از وسط لوله عبور کرده است و با لوله هیچ گونه تماس ندارد.



۲-۵ مشعل‌های با

هوای اضافی

Excess air Flames

این مشعل‌ها در بخش تولید بیسکویت و نان‌ها استفاده می‌شوند. فرق آن با اتمسفریک آن است که هوای زیادتری وارد می‌شود اما مقدار سوخت تغییری نمی‌کند.

۲-۶ مشعل‌های شعله صاف

Flat Flames

سوخت از پهلو پاشیده می‌شود و باعث می‌شود دیسک‌های سرخی ایجاد شوند. مثلا در ذوب کردن روی که دمای آن نباید از ۴۰۰ درجه سانتیگراد بالاتر رود، استفاده می‌شود. از موارد دیگر، استفاده در تولید آهن‌های گالوانیزه است.



معرفی اجمالی پروژه‌های طراحی هواپیمای دوره کارشناسی

Off And Landing است. مسافت مورد نیاز برای بلند شدن در آن ۱۲۵ متر است و برای بلند شدن از نیروی پیشرانشی عمودی استفاده می‌کند. بعد از بلند شدن از شکل VQSTOL در چند ثانیه به جت سریع تغییر شکل می‌دهد و در زمان کمی به سرعت کروزش که ۳۴۰ نات (۶۳۰ کیلومتر بر ساعت) است، می‌رسد. این هواپیما زیر یک میلیون دلار فروخته خواهد شد و تا سال ۲۰۰۹ ممکن است در موارد نظامی نیز مورد استفاده قرار بگیرد. گواهی تأیید صلاحیت آن ۴ تا ۵ سال بعد از اولین کاربرد گرفته خواهد شد که درباره‌ی این تا ۱۶ ماه آینده هنوز تصمیمی گرفته نخواهد شد.

علاوه بر این که این هواپیما سریع و با صدای کم است، دارای ابعاد بزرگ و سقف کابین بالاست و پنجره‌های اضافی مخصوص مسافری در آن قرار دارد که محدودی دید آن‌ها را زیاد می‌کند و همچنین روشنایی محیط داخل را بالا می‌برد.

محلی برای ۸ نفر در آن پیش بینی شده است. ارتفاع کابین ۱٫۸۲ متر است و عرض آن ۱٫۵۵ متر است که در طول آن زیادتر نیز می‌شود.

این هواپیما برای مسافرت‌ها در محدوده‌ی متوسط ایده‌آل است همچنین برای مسافرت‌های تجاری و در پروازهای خصوصی، در کاربردهای اضطراری، پلیسی،



□ کاظم فیاض بخش

fayyazbakhsh@ae.sharif.edu



تاکسی هوایی

مقدمه

رفتن به فرودگاه مشکلات زیادی به همراه دارد یکی از آن‌ها مشکلات امنیتی است زیرا تعداد مسافرها زیاد و کنترل تمام آن‌ها سخت است. به خاطر همین است که زمان زیادی از مسافران در فرودگاه‌ها به علت بازرسی‌های گوناگون گرفته می‌شود. همچنین در شهرهای بزرگ رفتن از مرکز شهر به فرودگاه نیز مشکلات خاص خود مانند گرفتار شدن در ترافیک طولانی را بدنبال دارد لذا نیاز به هواپیمایی است که با مسافت برخاست و نشست کم بتواند در تمام مکان‌ها قابل استفاده باشد این گونه زمان مورد نیاز را می‌توان به ۵ دقیقه کاهش داد. پس باید این هواپیماها در برابر ساختمان‌های بلند قابلیت مانور بالایی داشته باشند.

پیشینه

Jet pod هواپیمایی است که بلند شدن و برخاستن آن کمترین سر و صدا را دارد. لذا به آن VQSTOL می‌گویند که مخفف Very Quiet Take

نیروی دریایی، گارد ساحلی و عملیات نجات مناسب است که در همه این‌ها از توانایی فوق العاده‌ی آن در پرواز سریع در فواصل متوسط استفاده می‌شود.

چنین تاکسی هوایی قادر خواهد بود شما را از یک شهر داخلی به یک کشور ببرد یا رفت و آمدهای مکرر در ۳۰ دقیقه داشته باشد. و یا از مرکز شهر افراد را به فرودگاه در ۵ دقیقه برساند به جای این که ۱ ساعت وقت در تاکسی‌های زمینی برای انجام همین کار تلف شود.

در حمل و نقل موارد زیادی وجود دارد که در آن jet pod برتری دارد. از حمل و نقل پرسنل یک شرکت تجاری به مقاصد مختلف گرفته تا پیک سریع برای تمام شهرهای کشور که در تمام ساعت‌ها پرواز می‌کند.

• کاربرد پلیسی، اضطراری، امداد، آمبولانس، گارد ساحلی

برای انجام این کار jet pod توانایی بی حد و حصری دارد. با دید بالایی که این هواپیما دارد، در تمام ساعت‌ها و در تمام شرایط آب و هوایی قادر به پرواز کردن است. چون سرعت گردش زنی در آن ۴۵ نات (۸۳ کیلومتر بر ساعت) است، برای عملیات تجسس در شب که توسط پلیس انجام می‌شود نیز کاملاً مناسب است. از آن به عنوان گارد ساحلی و گشت زنی در بالای شهرهای مهم نیز می‌توان استفاده کرد. اگر لازم باشد که این هواپیما روی هدفی قفل شود هیچ چیز روی زمین حرکت سریع‌تری از آن نخواهد داشت.

برای تیم‌های واکنش سریع، قرار گرفتن در هر جایی ظرف زمان یک ساعت می‌تواند جان‌های زیادی را نجات دهد. به عنوان آمبولانس جراحی هوایی که فضای کافی برای حرکت مستقیم در اختیار دارد نیز می‌تواند برای عملیات درمان به کار رود.

• مصرف نظامی

Jet pod M ۳۰۰ با سرعت کروز ۳۰۰ نات (۵۵۵ کیلومتر بر ساعت) که بسیار بالا است می‌تواند ۷ نفر را (به عنوان مثال فرماندهان نبرد) در کمترین زمان به داخل و یا خارج میدان جنگ ببرد. برای خارج کردن سریع مصدومان و استفاده در ناوهای هواپیمابری که سیم‌های نگهدارنده و پرتاب کننده ندارند نیز کاملاً مناسب است. با دید بالایی آن و توانایی پرواز در هر ساعت و هر آب و هوایی می‌توان از آن در نظارت روی میادین جنگ استفاده کرد. همچنین این گونه می‌توانیم فردی که در جنگ از بقیه دور افتاده است را نجات دهیم.

هدف ما، طراحی هواپیمایی است که کاملاً با شرایط آب و هوایی، جغرافیایی و اقلیمی ایران همخوانی داشته باشد و قابل استفاده در تمام فرودگاه‌های موجود باشد. همچنین در مهمترین ویژگی تاکسی هوایی یعنی مسافت بسیار کوتاه برخاست با نمونه‌ای که در سال ۲۰۰۹ عرضه خواهد شد قابل رقابت باشد.

با توجه به خصوصیات گفته شده برای تاکسی هوایی یکی از مأموریت‌های در نظر گرفته شده برای این هواپیما پرواز در مسافت‌های متوسط است که در این مسافت‌ها نسبت به جت‌های تجاری دارای برتری‌های زیادی است. لذا یکی از مسیرهای پرواز از تهران به تبریز بوده که فاصله‌ی هوایی برابر با ۵۲۴ کیلومتر دارد.

همانطور که در قبل آورده شد یکی از کاربردهای تاکسی هوایی جابجا کردن پرسنل یک شرکت و یا سرمایه‌گذاران می‌باشد. با توجه به این که چابهار منطقه‌ی آزاد تجاری بوده لذا یکی از مأموریت‌های هواپیمای ما پرواز به چابهار می‌باشد. با توجه به این که فاصله تهران و چابهار برابر با ۱۴۳۰ کیلومتر می‌باشد شعاع عملیاتی هواپیمای مورد نظر ما از تهران تقریباً تمامی ایران را در بر خواهد گرفت و این که خواهیم توانست از آن برای پرواز به تمام نقاط ایران استفاده کنیم، یک نکته‌ی مثبت در این هواپیما است.

سیکل طراحی این هواپیما به صورت زیر است:

۱. محیط طراحی
۲. تعیین مأموریت
۳. تخمین وزن (وزن خالی، وزن سوخت و وزن برخاست هواپیما)
۴. مشخص کردن پارامترهای حساسیت
۵. بدست آوردن معادله قطبی پسا
۶. تعیین عملکرد
۷. تعیین شکل
۸. سیستم پیشرانه
۹. اربابه فرود
۱۰. توزین و توازن
۱۱. بدست آوردن معادله قطبی پسا از روی شکل

در قسمت ۱ شرایط دخیل در فرآیند تصمیم‌گیری مشخص می‌شوند. در قسمت ۲ مأموریت هواپیما مشخص شده و شکل گرافیکی از مأموریت ارائه می‌شود.



در قسمت ۳ بدون توجه به شکل هواپیما با در نظر گرفتن مأموریت مقادیر وزن سوخت، وزن خالی و وزن برخاست مشخص می‌شود.

در قسمت بعد نرخ تغییرات اوزانی که در قبل ذکر شد بدست می‌آید و خوش رفتار بودن آن‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد.

در قسمت‌ها بعدی ابتدا معادله قطبی پسا بدست آمده و با داشتن آن پارامترهای مربوط به عملکرد آن محاسبه می‌شود. بعد از آن شکل کلی هواپیما با بدست آوردن ابعاد بال و بدنه مشخص خواهد شد.

حالا باید برای هواپیما با توجه به نمودارهایی که مقدار تراست را در نقطه طراحی مشخص می‌کنند، موتوری با مقدار معین تراست مشخص کرد. در انتها تغییر مرکز جرم هواپیما در طول پرواز مشخص می‌شود که به نمودارهای توزین و توازن مشهور هستند. برای بسته شدن سیکل این بار معادله پسی قطبی را از روی شکل حدس می‌زنیم و به ابتدای سیکل برمی‌گردیم.

در انتهای این سیکل پیکره بندی کلی هواپیما مشخص خواهد شد. بعد از این، سیکل دیگری وجود دارد که در آن ابعاد سطوح کنترلی، کابین خلبان، سیستم‌های

□ مصطفی آزادی
azadimostaft@yahoo.com

هواپیما، حذف سیستم‌های حیاتی مورد نیاز انسان مانند اکسیژن، مولد فشار و دما، ساده شدن طراحی، کاهش قابل توجه وزن و هزینه‌ها، قابلیت مانور پذیری بالای هواپیما، انجام ماموریت‌هایی که توسط هواپیماهای سرنشین دار غیر ممکن است، کاهش سطح مقطع راداری و موارد دیگر می‌توان اشاره کرد. هواپیماهای بدون سرنشین امروزی قادرند در ارتفاعات بالا نیز پرواز کنند. آخرین رکورد ثبت شده ارتفاع ۲۹۵۰۰ متر می‌باشد. انواع پیشرفته این هواپیماها قادرند بدون سوختگیری چندین روز پرواز کنند. در آینده این هواپیماها جایگزین آنتن‌های مخابراتی که دارای ارتفاعات بلندی هستند و هزینه ساخت آنها بسیار زیاد است، خواهد شد.

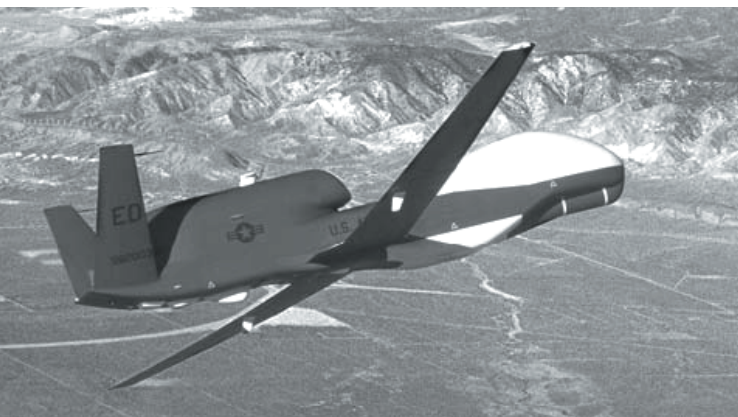
همچنین با استفاده از سلولهای فتو الکتریک (خورشیدی) در این هواپیماها به علت وزن پائین آنها می‌توانند نیروی پیشران خود را از طریق موتورهای الکتریکی ملخی بدست آورند و مقداری از انرژی را نیز در باتری‌ها ذخیره کنند. در سال ۲۰۰۱ با نصب دوربین مادون قرمز روی این هواپیما توانستند از وقوع آتش سوزی در چنگل‌های کالیفرنیا متوجه شوند به طوری که کمتر از ۱۵ دقیقه تصاویر آتش سوزی روی شبکه جهانی قرار گرفت.

هواپیماهای بدون سرنشین بیشتر مورد توجه بخش‌های نظامی قرار گرفتند به علت اینکه برخی ماموریت‌های نظامی دارای خطرات زیادی است. به منظور جلوگیری از تلفات جانی این ماموریت‌ها توسط هواپیماهای بدون سرنشین انجام می‌شود. البته اکثر این هواپیماها کاربرد شناسایی دارند ولی هواپیماهای جنگنده بدون سرنشین (UCAV) نیز در دست طراحی و ساخت می‌باشد. از سال ۱۹۵۰ تاکنون پنتاگون بیش از ۲۵ میلیارد دلار در زمینه هواپیماهای بدون سرنشین هزینه کرده است.

اکنون هواپیماهای بدون سرنشین تمام کامپوزیت ساخته می‌شوند در زمینه سنسورها و دوربین‌هایی که روی هواپیماهای بدون سرنشین نصب شده پیشرفت‌های زیادی صورت گرفته به طوری که رفته رفته وزن آنها کاهش یافته و دقت عکسبرداری آنها نیز تا حد سانتیمتر افزایش یافته است. این هواپیماها در طیف وسیعی از کاربردها ساخته می‌شود، از هواپیماهای بدون سرنشین تفریحی با توان یک اسب بخار تا هواپیماهای جنگنده تولید می‌شود این هواپیماها در زمینه‌های هواشناسی و علمی و زمین شناسی نیز کاربرد دارد.



هواپیمای بدون سرنشین



سال اول • شماره ۱

۳۲

- این هواپیماها به طور کلی به پنج دسته تقسیم می‌شود
۱. micro UAV
 ۲. mini UAV
 ۳. tactical UAV
 ۴. HALE (High Altitude, Long Endurance)
 ۵. UCAV (Unmanned Combat Aerial vehicle)

هواپیماهای بدون سرنشین به منظور حذف نقش مستقیم انسان در انجام ماموریت‌های نظامی و غیر نظامی طراحی و ساخته شدند کنترل و هدایت این هواپیماها در ابتدا یا استفاده از سیستم‌های رادیویی انجام می‌شد اما امروزه با رشد فناوری‌های جدید می‌توان با استفاده از سیستم موقعیت یاب ماهواره‌ای همانند GPS و یا با استفاده از تراشه‌های کامیوتری قابل برنامه ریزی (Autopilot) دیگر حتی نیازی به هدایت کننده نیز نمی‌باشد. حذف عامل انسان در هر سیستم باعث کاهش شدید هزینه‌ها و بهبود کیفیت و دقت می‌شود. همین مسئله در مورد هواپیما نیز صادق است. به عنوان مثال حذف خلبان باعث کاهش اندازه



فصلنامه علمی و تخصصی
مجله پژوهش‌های نظامی و استراتژیک
پایه علمی و تخصصی
پایه علمی و تخصصی

□ حسن اخلاقی

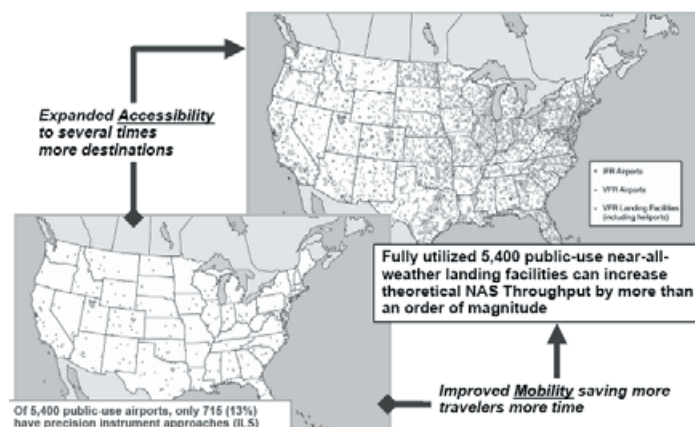
Hassan_akhlaghi۲۰۰۳@yahoo.com

۳

پروژه سیستم‌های هوایی کوچک

مقدمه

زمان مهمترین چالش بشر در قرن ۲۱ است و صرفه جویی در آن از مهمترین خواسته‌های فراروی تمدن در هزاره جدید است. با گسترش روزافزون وسایل نقلیه امروزی و افزایش ترافیک هوایی و انباشته شدن بزرگراه‌ها از خودروهای شخصی و عمومی نمودار اتلاف وقت به صورت نمایی در حال رشد است. امروزه هر گونه راه حل که منجر به حل این مسئله شود مطلوب صنعت و اقتصاد است.



اداره برنامه‌ی هوایی مرکز تحقیقات لانگلی ناسا هم اکنون به دنبال تحقیق و آزمایش یک سیستم از تکنولوژی‌هایی است که سرعت را بهبود بخشیده و هزینه‌ی هواپیماهای کوچک را کاهش دهد. این برنامه که تحت عنوان SATS شناخته می‌شود از اقبال خوبی در آینده بازار برخوردار

است.

حمل و نقل هوایی آمریکا و به تبع آن جهان در حال حاضر به یک روند پایا و رکود در حال نزدیک شدن است. افزایش سرویس‌های حمل و نقل به رشد ۹۶ درصد برای خطوط داخلی نیازمند ۱۸۰۰۰ فرودگاه مجهز به برج کنترل و رادار است. حال آنکه کمتر از ۵۰۰ فرودگاه با این مشخصات در آمریکا وجود دارد. بنابراین شکافی عمیق میان تقاضای بازار حمل و نقل و توانایی‌های صنعت و اقتصاد کشور در حال ایجاد شدن است.

یک راه برای جبران این کمبود و پاسخگویی به این تقاضای بازار استفاده از ظرفیت‌های کنونی فرودگاهی کل آمریکا با استفاده از هواپیماهای کوچک با توانایی پرواز از باندهای نه چندان مجهز و بدون وابستگی به برج کنترل و رادار است. هواپیماهایی که دارای چنان تکنولوژی مدرن نباشند که نیاز به خلبان حرفه‌ای داشته باشند و هر فرد به همان سادگی که مهارت‌های لازم برای رانندگی با خودروهای کنونی را کسب می‌کند، بتواند خلبانی این هواپیماها را هم فراگیرد. هم اکنون ۵۴۰۰ فرودگاه کوچک و با امکانات کم در سراسر آمریکا موجود است.

اگر چنین هواپیماهایی ساخته شود، تقریباً از هر نقطه‌ای در آمریکا می‌توان به نقاط دیگر سفر کرد، بدون آنکه زمان زیادی در ترافیک و یا تاخیرهای معمول پروازهای خطوط حمل و نقل تلف کرد. اگرچه این پروژه



جاه طلبانه به نظر می‌رسد، چرا که تا سال ۲۰۵۰ قرار است دسترسی افراد را به حمل و نقل هوایی به ۹۶ درصد برساند، اما تاریخ نشان داده که هر چیزی که غیر ممکن به نظر می‌رسد روزی به واقعیت مبدل می‌گردد.

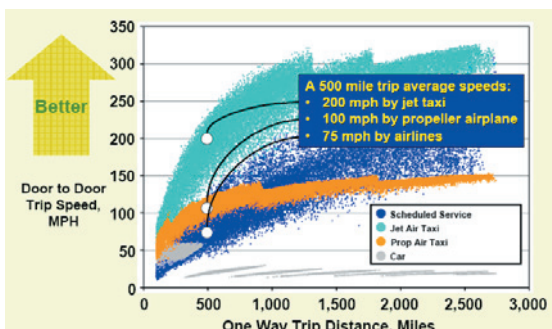
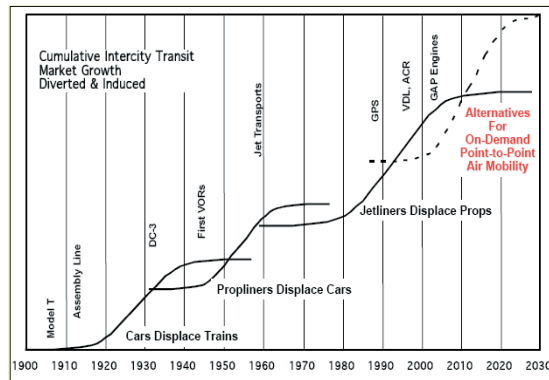
- اهداف این پروژه را می‌توان به صورت زیر مشخص کرد:
- افزایش حجم حمل و نقل در فضاهای خارج از محدوده تحت پوشش رادار و نیز در فرودگاه‌های بدون برج مراقبت
- کاهش مسافت‌های نشست و برخاست به منظور بهره‌بری از تاسیسات بدون امکانات کافی (باندهای هواپیماهای کشاورزی و ... حتی جاده‌ها)
- افزایش ایمنی هواپیما با یک خلبان و به واقعیت تبدیل کردن آن
- ایجاد سیستم‌ها و راهکارهایی برای پرواز ناوگانی از چنین هواپیماهایی
- نزدیک بودن به مناطق مسکونی برای افزایش سرعت

است.

نمودار زیر بخوبی منطق SATS را با توجه به نیاز بازار روشن می‌کند. در نمودارهای بعدی جایگاه SATS را در بین دیگر رقبا در رقابت برای کاهش زمان مسافرت می‌بینید. در این نمودارها مقایسه بین سرعت هواپیماهای تاکسی‌های هوایی، شامل SATS، با سایر وسایل نقلیه مسافرت‌های کوتاه صورت گرفته است.

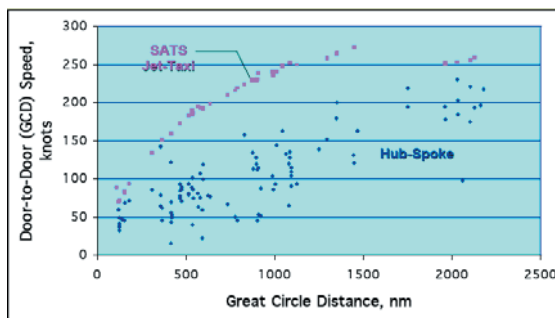
بنابراین منطق عملیات و بحث بازار و مشتری کاملاً توجیه می‌شود. آنچه باقی می‌ماند مسئله تکنولوژی است. تکنولوژی مورد نیاز پروژه را می‌توان به دو بخش تقسیم کرد:

- فناوری‌هایی که وجود دارند.



• فناوری‌هایی که باید بوجود بیایند.

بخش زیادی از نیازمندی‌های تکنولوژیکی طرح هم اکنون موجود است. بنابراین ما با استفاده از آنها می‌توانیم سریعتر به هدف خود نائل شویم.



بخش عمده فناوری‌های لازم که وجود ندارند از نوع ارتباطی هستند.

لازم به ذکر است که هم اکنون ناسا تعدادی هواپیما که تا حد زیادی مشابه خواسته‌های SATS هستند و از لحاظ ابعاد با آن یکی است را به عنوان نمونه‌های آزمایشگاهی در تاسیسات لانگلی مورد استفاده قرار داده است مانند:

- صفیر، سیروس، اکلیپس، هنداجت و ...

برای نیل به چنین اهدافی حل مشکلات زیر اجتناب ناپذیر است:

- کاهش صدا
- افزایش ایمنی
- کاهش باند پرواز و فرود
- توسعه سیستم‌های اطلاع رسانی شبکه‌ای مستقل از زمین با سرعت انتقال داده زیاد جهت آگاهی آنی هر وسیله از مکان خود و دیگر پرنده‌های اطراف خود
- توسعه ابزارهای لازم برای عدم وابستگی به برج کنترل و رادارهای زمینی
- تحقق هواپیمای با یک خلبان
- نزدیک بودن به مناطق مسکونی
- جایگزین اتومبیل
- بنابراین بطور خلاصه نیاز به هواپیمای جدید، اویونیک جدید و توانمندی‌های عملیاتی جدید در سیستم حمل و نقل هوایی داریم.

فضای طراحی

سیستم طراحی هر وسیله پرنده جدید بایستی بر اساس موارد زیر ایجاد شود.

- قوانین دولتی
- منطق عملیات
- قوانین دولتی
- قوانین محیط زیست
- قوانین ایمنی
- مدیریت اقتصاد
- تکنولوژی

پروژه SATS برنامه‌ای است بسیار بلند پروازانه و بنابراین بایستی بسیار فراتر از قوانین کنونی باشد. هم اکنون سازمان هواپیمایی فدرال آمریکا به عنوان مهمترین مرجع قانونگذاری در بخش هواپیمایی مأمور تعیین قوانینی جدید متناسب با طرح و ویژگی‌های آن است. بر اساس نمودارهای بدست آمده نیز رابطه این طرح با مشتری و بازار بخوبی روشن است. منطق این طرح هم بر اساس نیاز بازار و شکاف آن با توانمندی‌های کنونی صنعت

مشخصه‌ها

هندا تصمیم گرفت تا پیکره‌بندی غیر معمول موتورهای روی بال را به کار گیرد. این مشخصه به مدت چندین دهه روی فوکر VFW-614 به کار گرفته شد که اجازه فضای بیشتری به درون بدنه می‌داد و پسا را در سرعت‌های بالا کاهش می‌داد. بدنه به تنهایی از مواد کامپوزیتی سبک ساخته شده و بال‌ها از تک ورقه آلومینیومی تقویت شده ساخته شده‌اند.

هندا ادعا می‌کند که ترکیب مواد سبک، مشخصه‌های آیرودینامیکی و موتورهای کارا باعث ۳۰ تا ۳۵ درصد بازده سوختی بیشتر آن نسبت به دیگر هواپیماهای مشابه شده است.

این هواپیما مجهز به سیستم اتاقت خلبان شیشه‌ای از نوع Garmin G1000 است (یعنی بیشتر اطلاعات خوانده شده توسط خلبان روی نمایشگرهای مخصوص پائل تخت ارائه می‌شوند).

ویژگی‌های کلی

- صندلی: ۲ تا خدمه و ۵ تا مسافر (یا ۱ خدمه و ۶ مسافر)
- طول: ۱۲٫۷ متر (۴۱٫۷ فوت)
- دهانه بال: ۱۲٫۲ متر (۳۹٫۹ فوت)
- ارتفاع: ۴٫۱ متر (۱۳٫۲ فوت)
- بیشینه وزن برخاست: ۴٫۱۷۳ کیلو گرم (۹۲۰۰ پوند)
- سیستم پيشران: ۲ موتور توربوپفن ۷٫۴۳ کیلو نیوتونی (HF۱۱۸ (۱۶۷۰lbF) ساخت GE Honda

عملکرد

- سرعت بیشینه: ۷۷۸ کیلومتر بر ساعت (۴۲۰ kt)
 - برد: ۲۰۳۷ کیلو متر (۱۱۰۰ nm)
 - سقف عملیاتی: ۱۲۴۹۲ متر (۴۱۰۰۰ فوت)
- در درس طراحی هواپیما بعضی از گروه‌ها روی هواپیمای هنداجت کار می‌کردند. این گروه‌ها موظف بودند که با دیدگاه افزایش ۲۰ درصدی یکی از پارامترهای عملکردی این هواپیما (شامل افزایش سرعت، افزایش برد، کاهش مسافت برخاست و فرود و ...) با این هواپیما در بازار رقابت کنند. یکی از این گروه‌ها تصمیم گرفت به جای افزایش خاصی در عملکرد، از طریقی به اقتصادی‌تر شدن پروژه و کاهش هزینه‌های آن بپردازد. علت این امر این بود که:
- افزایش سرعت (بیشتر از ماخ حدود ۰٫۸) امری دشوار می‌نمود که آیرودینامیک اجازه این کار را نمی‌داد.
 - با توجه به برد زیاد هنداجت نسبت به مسافت‌های درون کشورمان، نیازی به افزایش بیشتر آن نبود.
 - این هواپیما ملاحظه خاصی در طول کوتاه برای باند ندارد چون از فرودگاه عادی استفاده می‌کند.
 - و ...



هنداجت

مقدمه

هنداجت نتیجه نهایی ۲۰ سال تحقیق و توسعه توسط کمپانی هند موتور است که حاصل تلاشی برای تحول در بازار جت‌های بسیار سبک است. هنداجت اولین پرواز خود را در دسامبر ۲۰۰۳ انجام داد و در ژوئیه ۲۰۰۵ در نمایشگاه Air Venture (متعلق به EAA) در Oshkosh واقع در Wisconsin در معرض دید عموم قرار گرفت. در ۲۵ ژوئیه ۲۰۰۶، هنداجت به Oshkosh بازگشت تا اعلام کند که هنداجت را تجاری خواهد کرد و اینکه هنداجت به دنبال گرفتن گواهی تولید این محصول در آمریکا است. کمپانی از پاییز ۲۰۰۶ سفارشات مشتریان را برای هنداجت می‌پذیرد. در آگوست ۲۰۰۶ هنداجت و Piper Aircraft همکاری خود را در خرید و فروش هنداجت اعلام کردند.





برای اقتصادی تر شدن پروژه تصمیم بر این شد که برد هواپیما کاهش یابد تا از این طریق با سبک تر شدن آن، مصرف سوخت کمتر شود و بنابراین هزینه های سوختی کاهش یابد. با داشتن این دیدگاه به تعریف چند مأموریت برای هواپیما پرداخته شد که یکی از مهمترین آنها مأموریت مسافرت بین مشهد و تهران به همراه قابلیت گشت زنی یک ساعته بود. با داشتن این مأموریت برد به مسافت بین تهران و مشهد کاهش یافت که در تخمین اولیه وزن هواپیما به عدد ۶۵۹۱ پوند در مقابل ۹۲۰۰ پوند وزن هنداجت رسید که این کاهش ۲۶۰۰ پوندی صرفه جویی زیادی را همراه خواهد داشت (در حدود درصد ۲۵).

نوآوری های هنداجت

ایرفویل های جریان لایه ای طبیعی (NLF) با چسبیده نگه داشتن جریان هوا به سطح بال تا حد بیشتری نسبت به ایرفویل های دیگر پسا را کاهش می دهند. این مفهوم جدیدی نیست. NACA در اوایل دهه ۱۹۴۰ یک سری ایرفویل های NLF ساخت اما طراحی های اولیه به طور خاصی به آلودگی لبه حمله، حشرات، یخ و باران حساس بودند. چنانچه کمترین آلودگی می توانست به شدت پسا را افزایش داده، سرعت را کم کرده و مصرف سوخت را بالا ببرد. علاوه بر آن کارآمدترین طراحی های NLF از بال نازک استفاده می کردند که برای آیرودینامیک عالی بود اما فضایی برای ذخیره سوخت نداشت. هنداجت برای رسیدن به اهداف یک ایرفویل جدید NLF تولید کرد. فوجینو در مقاله ای در مجله هوانوردی اعلام کرد که طراحی SHM-۱، در ماخ های بالا، پسای بالایی را نشان می دهد. به عبارتی دیگر این طراحی آغاز افزایش پسای عادی که در سرعت های نزدیک ماخ یک اتفاق می افتد را به تأخیر می انداخت. این بال ممان پیچشی کوچکی با پایین راندن دماغه دارد که نقطه مهمی برای طراحی NLF است. نسبت ضخامت به وتر ایرفویل هنداجت ۱۵ درصد است که امکان قرار دادن سوخت بدون افزایش مساحت بال را به آن می دهد. این طراحی جریان لایه ای را در ۴۲ درصد سطح بالایی و به طور عجیبی در ۶۳ درصد سطح پایینی بال نگه می دارد.

تصمیم هنداجت برای ساخت کامل بال از مواد کامپوزیتی به کاهش وزن و پسای آن کمک کرده است. فوجینو برآورده کرده است که وزن بدنه ۱۰ تا ۱۵ درصد کمتر از یک بدنه آلومینیومی با سایز مشابه خواهد بود. عجیب ترین مطلب در مورد بدنه، شیوه ساخت آن است. قسمت سطح مقطع ثابت که مسافران در آن می نشینند تقریباً شبیه بدنه مرسوم آلومینیومی با قاب ها و تقویت کننده ها ساخته می شود با این تفاوت که جنس آن از کامپوزیت است. اتا فک خلبان و قسمت دم، ساختاری لانه زنبوری و ساندویچی برای حفظ انحنای ترکیبی دارد. پانل های تقویت شده و پانل های ساندویچی به منظور کاهش وزن و هزینه با هم در یک autoclare پخته می شوند. به طور معمول این مواد باید جداگانه پخته شده و سپس جفت شوند، اما هند روشی برای پختن همزمان آنها ایجاد کرده است. قسمت جریان لایه ای دماغه از جلو کمی چاق و گرد به نظر می رسد، اما در نزدیکی بالکهد جلو اتا فک خلبان به سمت درون جمع می شود، که به قسمت جلویی بدنه شکلی شبیه زنبور می دهد. به گفته فوجینو این طراحی پسای کلی بدنه را ۱۵ درصد کاهش می دهد. شیشه های جلویی نیز با انحناء ترکیبی مشخصه های آیرودینامیکی را بهبود می بخشند. شیشه های جلو تا حدی به هواپیما ظاهر چشم حشره را می دهند که این مسئله با هوشمندی از طریق طرح رنگ هنداجت برطرف شده، اما این مسئله دیدی بسیار عالی برای صندلی خلبان فراهم می کند.

مقطع یکسان بخش مسافری توسط نصب موتورها روی بال ممکن شده که انعطاف پذیری بالایی را برای هواپیما به ارمغان می آورد. کابین آن نیز بسیار جادار است. به علت یکنواختی و یکسانی مقطع، طراحان درونی می توانند به راحتی بالکهد عقبی (Rear Bulkhead) را به اندازه یکی دو قاب عقب و جلو ببرند تا اینکه یا فضای بیرونی برای بار افزایش یابد یا فضای درونی. کابین به راحتی چهار پنج مسافر را درون خود جای می دهد و فضایی به اندازه ۲۶ یا ۲۸ اینچ برای دستشویی خالی می ماند که به طور کلی بزرگتر از هواپیماهای متداول در

این کلاس است.

بالا و روبرو یک سیستم یکپارچه اتا فک خلبان از نوع Gormin G۱۰۰۰ هواپیما را در مسیر پیش می برد. شبیه بسیاری از دیگر سیستم ها، سیستم کنترل پرواز هنداجت از نوع مرسوم (yoke های مرسوم) است. کنترل هنداجت از نوع سیستم هیدرولیکی کنترل الکتریکی است.

سیستم ارابه فرود اصلی کوچک و توپر و واقع در لبه فرار توسط خلبان و مسافران ترجیح داده می شود. فایده کوچکی ارابه فرود راحتی حین سوار شدن هواپیما است. همچنین ارابه فرود کوچک وزن را کاهش می دهد و لبه حمله بال را تنها به اندازه ران بالا می آورد.

۲۳۰۰ پوند سوخت در بال و یک مخزن کیسه ای در زیر بدنه ذخیره می شود. مانند دیگر جت ها، هنداجت سیستم لرزاننده استیک دارد تا مانع از استال عمیق آن شود، اگر چه به گفته فوجینو بر اساس داده های سیمولاتور، هواپیما قادر به بازیابی از استال عمیق است.

با اینکه هنوز امکان پرواز با نمونه آن فراهم نشده، خلبان های آزمایشگر Atlantic Aero که با آن پرواز کرده اند، گفته اند که این هواپیما چابک و خوش دست است و از CJ در رول زدن سبک تر است.

فوجینو اعتقاد دارد که هنداجت ترکیبی خوب بین جت های سبک و جت های (VLJ) است، و هزینه های عملیاتی مستقیم کمتری از جت های سبک و عملکرد بهتری هم از جت های سبک و هم از جت های بسیار سبک دارد. اگر چه او به مفهوم تاکسی هوایی که توسط بسیاری به عنوان سیستم حمل و نقل جدیدی که در حال شکل گیری است مصرا نه مطرح شده است معتقد نیست، اما با توجه به اینکه فرضیات بسیاری مطرح شده متاسفانه در زیرساخت ها سرمایه گذاری کمی انجام شده است.



در مبحث اینکه پروژه هنداجت به کجاها خواهد رسید، فوجینو به مقدار زیادی در مورد مسئولیت های شرکت صحبت کرد و گفت: « مردم چیزی از هنداجت انتظار دارند. آرمان های هنداجت بسیار متعالی است، نقش هندارائه تکنولوژی های جدید در دنیا برای بهبود زندگی آینده است. اگر مردم در آینده خواستار چنین تکنولوژی ای باشند، شاید وظیفه هندا باشد که این خواسته را برآورده کند.»

فروش هنداجت

در ۱۷ اکتبر ۲۰۰۶، شرکت هواپیمایی هنداجت شروع به فروش هنداجت در کنوانسیون اتحادیه هوانوردی تجاری ملی (NBAA) با گزارش هزینه، مشخصات محصول و شبکه فروش و خدمات برای جت سبک پیشرفته‌اش کرد. هنداجت برنامه‌ریزی کرده که در سال ۲۰۱۰ در آمریکا به مرحله تولید برسد. هزینه هنداجت در پیکره‌بندی استانداردش ۳۶۵ میلیون دلار تنظیم شده است.

اهداف تولیدی

هنداجت در آمریکا و در مکانی که در آینده مشخص می‌شود تولید خواهد شد. هنداجت برنامه‌ریزی کرده که در عرض چند سال اول شروع از ۲۰۱۰ به ظرفیت ۷۰ جت در سال دست یابد. این شرکت انعطاف‌پذیری برجسته‌ای را در تولید محصولش نگاه خواهد داشت و با نزدیکتر شدنش به تولید واقعی به ارزیابی تقاضاها ادامه خواهد داد.

توسعه

هنداجت تحقیقات خود روی جت‌های کوچک تجاری را در اواخر دهه ۱۹۸۰ با استفاده از موتورهای دیگر سازندگان آغاز کرد. هنداجت MH-۰۲ یک نمونه کامپوزیتی با ماتریکس آلومینیم، در آزمایشگاه تحقیقات پروازی Raspet در دانشگاه ایالت میسیسیپی در اواخر دهه ۱۹۸۰ و اوایل دهه ۱۹۹۰ ساخته و مونتاژ کرد. این تحقیقات هنداجت را به سمت تولید موتور جت کوچک خود از نوع توربوفن با نام HF۱۱۸ در سال ۱۹۹۹ سوق داد. HF۱۱۸، که توسط GE Aviation و تحت همکاری GE Honda ساخته شد، برای آزمایش روی یک Citation سسنا سوار شد. این موتور یک عدد فن، یک کمپرسور دو مرحله‌ای و یک توربین دو مرحله‌ای داشت. آزمایشات بیشتر روی شکل بال و طراحی آن در یکی از T-۳۳ Shooting star های لاکهید انجام گرفت. هنداجت اولین پرواز خود را در ۳ دسامبر ۲۰۰۳ در فرودگاه بین‌المللی Piedmont Triad واقع در کارولینای شمالی انجام داد و اولین ارائه عمومی آن در ۲۸ ژوئیه در Oshkosh Air Venture در Oshkosh متعلق به EAA واقع در Wisconsin صورت پذیرفت.

• توان فضایی که در شرق ظهور می‌کند - برنامه پنج ساله چین

شورای حکومتی چین یازدهمین طرح پنج ساله فضایی خود را اعلام کرد. این طرح‌ها شامل کاوش فضایی، یک طرح برای فوریت بخشیدن به سفر فضایی توسط انسان به کاوش اقماری، یک وسیله جدید پرتاب و مشاهده زمین با تفکیک‌پذیری بالا اعلام کرد. جنبه‌های دیگر این طرح پنج ساله روی ترویج صنعتی‌سازی تکنولوژی فضا و تشویق برای سرمایه‌گذاری غیردولتی در بخش فضا متمرکز شده است.

این خبر، که از سوی Vice Premier Zeng Peiyan اعلام شد، بر اهمیت استفاده مفید از سال ۲۰۰۷ برای پیشرفت چین در توسعه صنعت فضا تأکید دارد.

طبق گفته آژانس خبری "ژین هوا"، بخش مهم این طرح پنج ساله، صنعتی‌سازی تکنولوژی فضا و اهمیت بخشیدن به توسعه ارتباط از راه دور، جهت‌یابی و ماهواره‌های سنجش از دور می‌باشد.

چینی‌ها برای سال آینده قصد دارند یک راهپیمایی فضایی سه نفره را ترتیب دهند. این اولین راهپیمایی فضایی توسط فضانوردان چینی است و فاز جدیدی از پرواز فضایی توسط انسان را برای چین رقم خواهد زد.

طرح‌های چین برای کاوش در اقماری، پرتاب ۱-Chenge پیش خواهد رفت. این پرتاب در سپتامبر با یک راکت CZ-۳A انجام می‌شود که شروعی برای یک سری مأموریت‌های قمری است. ۱-Chenge یک سال کامل دور ماه خواهد گردید تا تکنولوژی مأموریت‌های آینده را ارزیابی کند و نیز محیط ماه و سطح آن را مورد مطالعه قرار دهد.

علی‌رغم آنکه دولت چین بسیار رازدار است، این واقعیت را پنهان نکرده است که قصد دارند نقش رهبری را در کاوش‌های فضایی قرن ۲۱ به دست گیرند و این چیزی نیست که قدرت‌های قدیمی فضایی آن را نادیده بگیرند.

□ یوسف دهقان

منبع: NASA space flight

□ سعید عرب

Avia.ir

دانشجویان آمریکایی در ساخت ماهواره «میداستار ۲» با ناسا همکاری می‌کنند

دانشجویان آکادمی نیروی دریایی آمریکا با همکاری آژانس فضانوردی آمریکا (ناسا) ماهواره‌ای با هدف انجام آزمایش‌های ناسا خواهند ساخت.

این همکاری بین ناسا و آکادمی دریایی آمریکا فرصت تجربه واقعی در این زمینه را برای دانشجویان این آکادمی فراهم می‌کند.

در طول سال‌های ۲۰۰۷ و ۲۰۰۸ دانشجویان این آکادمی در آنابلیس ماهواره‌ای با عنوان MidSTAR-۲ را در برنامه دپارتمان دفاعی آمریکا خواهند ساخت که برای آزمایش در فضا در سال ۲۰۱۱ با هدف نگاهی به بخش‌های مختلف اتمسفر زمین، اشعه‌های گاما و بادهای خورشیدی مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

با این همکاری دانشمندان مرکز پرواز فضایی "گودارد" در ناسا فرصت اجرای فن‌آوری‌های امیدبخش و مفیدی را در مدار با هدف آزمایش آن‌ها به دست خواهند آورد.

این ماهواره شبیه به ماهواره قبلی MidSTAR-۱ است که اوایل سال ۲۰۰۷ پرتاب شد.



چکیده

استفاده از سنجنده‌های ماهواره‌ای در پایش آلودگی هوا و ذرات معلق مزایای زیادی را نسبت به ایستگاه‌های زمینی سنجش آلودگی به همراه دارد. از این رو مدتهاست که کاربرد این سنجنده‌ها برای سنجش آلودگی هوا و به خصوص ذرات معلق غبار مورد توجه متخصصین و مدیران شهری قرار گرفته است. سنجنده‌های گوناگون با طول موج‌ها و دقت‌های متفاوت برای این منظور در دهه‌های اخیر مورد استفاده قرار گرفته‌اند، که از این میان می‌توان به دو سنجنده TOMS و MODIS اشاره کرد. مقایسه داده‌های این دو سنجنده با داده‌های ایستگاه‌های زمینی متعددی، حاکی از وجود ارتباط نزدیک و قابلیت بالای آنها دارد.

با توجه به معضل آلودگی هوا در شهرهای بزرگ و صنعتی کشور، امکان استفاده از اینگونه سنجنده‌های ماهواره‌ای کمک زیادی به پایش آلودگی می‌نماید. برای این منظور در چند دوره زمانی، مقادیر PM_{10} ایستگاه‌های زمینی سنجش آلودگی هوا در تهران با مقادیر بدست آمده از سنجنده MODIS مقایسه گردید که روند مثبتی را بین این دو نشان نمی‌داد. سنجنده TOMS نیز به دلیل ابعاد بزرگ پیکسل‌هایش برای مطالعه آلودگی شهرها مناسب تشخیص داده نشد. در این مقاله دلایل وجود خطا در پایش آلودگی هوا و میزان ذرات معلق در هوا توسط MODIS در هر دو بعد، تصاویر ماهواره و ایستگاه‌های زمینی تبیین شده است.

کلمات کلیدی

آلودگی هوای شهر، ذرات معلق، سنجنده MODIS، سنجنده TOMS

مقدمه

ذرات معلق یا PM اصطلاحی است که برای مجموعه ذرات جامد و قطرات مایعی که در جو است بکار می‌رود. ذرات معلق یکی از شاخص‌های آلودگی هواست که توسط ایستگاه‌های سنجش آلودگی نیز اندازه گرفته می‌شود. ذرات معلق علاوه بر مشکلات سلامتی برای انسانها باعث تاثیر بر روی مقدار تابش خورشید به زمین و تغییر سیستم زمین و جو، تاثیر روی

بررسی کاربرد سنجنده‌های ماهواره‌ای در تشخیص ذرات معلق شهرهای بزرگ

□ مهدی مغربی
maghrebi@mehr.sharif.edu

□ مسعود تاجریشی
tajrishy@sharif.edu

الگوهای جریان جوی، تغییر در دمای سطحی زمین و بارش و کاهش دید نیز می شود.

آنچه در مورد ذرات معلق در مبحث آلودگی هوا مهم است، ذرات معلق با قطر ذرات کوچک تر از ۱۰ میکرومتر (PM_{۱۰}) است. دلیل این امر آنست که این گونه ذرات می توانند وارد سیستم تنفسی و نای شوند و از این طریق باعث مشکلات تنفسی بخصوص برای اقلیم حساس جامعه همچون کودکان و کهنسالان گردند. در این بین ذرات معلق با قطر ذرات کوچک تر از ۲/۵ میکرومتر (PM_{۲.۵}) از اهمیت خاصی برخوردارند، زیرا این گونه ذرات توانایی وارد شدن به قسمتهای پایینی ریه را دارا هستند و خطرات تنفسی را برای اقلیم حساس گوناگون جامعه بوجود می آورند [۶].

سنجنده های ماهواره ای زیادی با توانایی های مختلف برای شناسایی و تشخیص ذرات معلق وجود دارند. هر نوع از این سنجنده ها قوت و ضعف هایی در تشخیص ذرات معلق دارند. در گذشته سنجنده های معلق توسط سنسورهای عملیاتی همانند AVHRR و TOMS انجام می شد. این سنجنده ها ابتدا برای تحقیقات روی ذرات معلق طراحی نشده بودند. با این وجود برای چند دهه، این سنجنده ها اطلاعات اقلیم شناسی و آب و هوایی را فراهم نمودند که در درک نحوه انتشار ذرات معلق سهم به سزایی ایفا نموده اند. در سیستم مشاهده ای جدید زمین، ناسا سنجنده MODIS را روی دو ماهواره TERRA و AQUA نصب نمود. MODIS اولین سنجنده تحقیقاتی کاربردی برای سنجنده های ذرات معلق روی خشکی ها بصورت جهانی است که از اواخر سال ۱۹۹۹ میلادی به فضا پرتاب شده است.

مطالعات زیادی در رابطه با امکانسنجی کاربرد سنجنده های ماهواره در پایش آلودگی هوا در مناطق شهری انجام گرفته است. به عنوان مثال شاخص AI سنجنده TOMS برای بررسی تغییرات فصلی و سالیانه غبار محیط شهری در حیدرآباد هند با وسعت تقریبی ۱۲۵ کیلومتر مربع بکار گرفته شده است. مقایسه آن با مقادیر زمینی AOD در طول موج ۳۸۰ نانومتر همبستگی $R^2 = 0.7$ را نشان داده است [۱]. مقایسه AI و مقادیر زمینی AOD در طول موج های ۴۸۰ و ۵۵۰ نانومتر در منطقه صنعتی کوچک تیتو اسکالو (Tito scalo) ایتالیا همبستگی $R^2 = 0.7$ و $R^2 = 0.91$ را نشان داده است [۲].

• مطالعه کلیه داده های ۶ ماهه ایستگاه های زمینی و مقایسه آن با سنجنده MODIS/TERRA در آمریکا ارتباط قوی آن را در شرق این کشور نشان داده است [۳]. همچنین طبق مطالعات انجام گرفته امکان استفاده از تصاویر MODIS برای پیش بینی کیفیت هوا و مدیریت آن در ایالت تگزاس آمریکا نشان داده شده است [۴]. مقایسه داده های AOT سنجنده MODIS ماهواره های TERRA و AQUA با داده های ۷ ایستگاه زمینی در آلاباما آمریکا نیز همبستگی خوبی

بین AOT و PM_{۲.۵} بصورت ساعتی (۰/۷) $R^2 =$ و میانگین ماهیانه (۰/۹) $R^2 >$ را نشان داده است [۵].

علاوه بر مطالعات انجام گرفته در سایر نقاط جهان، مطالعات اخیر در ایران حاکی از قابلیت بالای سنجنده های MODIS و TOMS برای تعیین مراکز غبار کشور و گسترش حدود بیابانزایی می باشد [۱].

سنجنده های ماهواره ای ۱-۲ سنجنده MODIS

MODIS نصب شده روی ماهواره TERRA در تاریخ ۱۸ دسامبر ۱۹۹۹ برای نمایش جهانی اتمسفر، اکوسیستم زمین و دریاها پرتاب شد. همچنین در ۴ می ۲۰۰۲ ابزار مشابهی روی ماهواره AQUA نصب و پرتاب شد. MODIS نصب شده روی دو ماهواره در مدارهایی که همدیگر را تکمیل می کنند در حرکت TERRA و AQUA طوری است که از یک ناحیه زمین در حدود زمانی مشخصی عبور می کنند. به عنوان مثال AQUA در حدود ساعت ۱۰ صبح به ساعت جهانی و TERRA در حدود ساعت ۷:۳۰ صبح به ساعت جهانی از روی ایران می گذرند. MODIS نصب شده روی دو ماهواره با عرض دید ۲۳۳۰ کیلومتر تقریباً پوشش جهانی کاملی را در یک روز انجام می دهد.

محصولات MODIS در سطوح زیر ارایه می شوند [۸]:

- سطح صفر شامل داده های خام MODIS است که به ایستگاه های زمینی ناسا برای پردازش منتقل می شوند.
- سطح یک شامل تصاویر با مختصات حاصل از ۳۶ باند MODIS به تفکیک باند است.
- سطح دو تصاویر عدد دار پارامترهای محاسبه شده به تفکیک نوع پارامتر و بصورت منطقه ای می باشد.
- سطح سه نقشه های جهانی سطح دو در میانگین روزانه، هشت روزه و ماهیانه با شبکه بندی مختصات دارمی باشد.

محصولات سطح یک و دو MODIS در قطعات پنج دقیقه ای از گردش ماهواره اند، در حالیکه سطح سوم بصورت جهانی و با شبکه بندی هستند. وضوح مکانی در سطح دوم بسته به پارامتر از ۱ تا ۱۰ کیلومتر متغیر است. در سطح سوم وضوح مکانی بسته به پارامتر از ۴/۶۳ کیلومتر تا ۱ درجه متغیر است.

ضخامت نوری ذرات معلق (AOT یا AOD) مقدار درجه بی بعدیست که مشخص می کند ذرات

معلق تا چه حد جلوی انتقال نور را می گیرند، و بصورت انتگرال ضریب خاموشی روی یک ستون عمودی هوا با سطح مقطع واحد بدست می آید. ضریب خاموشی میزان از بین رفتن نسبی اشعه در واحد طول مسیر است. مقدار AOD از صفر تا بیشتر از ۵ تغییر می کند، که مقادیر بزرگتر از واحد در گروه غبار مه سنگین طبقه بندی می شوند. MODIS از روابط متفاوتی برای محاسبه AOD روی سطح دریاها و خشکی ها استفاده می کند

۲-۲ سنجنده TOMS

TOMS سنجنده ایست که از سال ۱۹۷۸ روی ماهواره های مختلفی چون Nimbus ۷ (۱۹۹۶)، ADEOS (۱۹۹۱)، Meteors (۱۹۷۸) (۱۹۹۶) Earth Probe (EP) نصب و کار می کند. داده های TOMS بصورت سطح سه و با شبکه بندی یکنواخت (وضوح طول جغرافیایی ۱/۲۵ درجه و وضوح عرض جغرافیایی ۱ درجه) است. این ابزار برای نمایش مقدار ازن جو زمین بوسیله مطالعه تابش های منعکس شده در محدوده فرابنفش پرتاب شد. علاوه بر این، این پرتوها حاوی اطلاعاتی در مورد خصوصیات پخش و جذب ذرات معلق است. AI که توسط TOMS تولید می شود، یکی از مفیدترین ابزارهای مطالعه رفتار ذرات معلق است. زیرا به وسیله آن توزیع مکانی و زمانی ذرات معلق تروپوسفر روی دریاها و خشکی ها را می توان تخمین زد. AI نشان دهنده آنست که تا چه مقدار تابش UV بازگشته از اتمسفر دارای ذرات معلق، از اتمسفر ملکولی خالص متفاوت است. شاخص ذرات معلق AI برای TOMS نصب شده روی EP بصورت زیر تعریف می شود:

$$AI = -100 \left(\log_{10} \left(\frac{I_{331}^{\text{measured}}}{I_{360}^{\text{measured}}} \right) - \log_{10} \left(\frac{I_{331}^{\text{calculated}}}{I_{360}^{\text{calculated}}} \right) \right)$$

که در آن I مقدار تابش منعکس شده در طول موج ثابت است.

مطابق با رابطه بالا، مقادیر مثبت AI نشان دهنده ذرات معلق جذب کننده (غبار، دود، فعالیت های آتش فشانی) و AI منفی نشان دهنده ذرات معلق غیرجاذب (سولفات) است. اگر ذرات معلق با قدرت جذب کنندگی کم امواج در نزدیکی سطح زمین باشند، خصوصیات پراکنش ذرات معلق بر خصوصیات جذب کنندگی آنها حاکم خواهد بود، و مقادیر AI منفی خواهد بود، مثل آنکه ذرات غیرجاذب هستند.

۳-۲ داده های مورد استفاده

برای این تحقیق داده های سنجنده TOMS به علت بزرگی بیش از حد بیکسل های آن (۱*۱۲۵،





درجه معادل $100 * 125$ کیلومتر) و اینکه هیچ گونه داده AOD زمینی در اختیار نبود، از موضوع کار حذف شد. با این وجود باید توجه داشت که تصاویر سنجنده TOMS داده های با ارزشی از تغییرات حال حاضر و دهه های گذشته غبار در سطح منطقه را ارائه می کند.

در این مطالعه پارامتر ضخامت نوری ذرات معلق یا AOD که منعکس کننده غلظت ذرات معلق می باشد، انتخاب گردید. داده های مورد نظر در سطح دوم با توجه به کیفیت بهتر وضوح تصویر انتخاب شد. این داده ها دارای پیکسل هایی با وضوح تصویر $10 * 10$ کیلومتر می باشند. داده های AOD سنجنده MODIS به تفکیک دو ماهواره Terra و Aqua استخراج گردید تا امکان مقایسه بین این دو ماهواره وجود داشته باشد.

برای استخراج داده های AOD که دارای پسوند HDF می باشند، از نرم افزار HDFLOOK استفاده گردید [9]. نرم افزار HDFLOOK توانایی به تصویر کشاندن ساختار یک فایل HDF را شامل دسته داده علمی (SDS)، آرایه های برداری و تصاویر رستری را داراست. بوسیله این نرم افزار امکان دسترسی به مقادیر پیکسل ها و مقادیر متناظر طول و عرض جغرافیایی آنها بصورت گرافیکی می باشد.

۳. منطقه مورد مطالعه

به عنوان مطالعه موردی با توجه به در دست بودن مقادیر سنجنش شده آلاینده های شهر تهران به بررسی آلودگی هوا در این شهر و مقایسه با تصاویر ماهواره ای موجود می پردازیم. در سراسر تهران در حال حاضر ۱۱ ایستگاه سنجنش آلودگی هوا همانطور که در شکل زیر نشان داده شده است مستقر می باشد. از این تعداد ۴ ایستگاه متعلق به سازمان کنترل کیفیت آلودگی هوای تهران و ۷ ایستگاه متعلق به سازمان حفاظت محیط زیست است. این ایستگاه ها در طول شبانه روز به فاصله زمانی یک ساعت میزان آلاینده هایی همچون O_3 و NO و NO_2 و SO_2 و CO و PM_{10} را اندازه می گیرند.



شکل ۱. پراکنندگی ایستگاه های سنجنش آلودگی هوا در سطح تهران

ردیف	نام ایستگاه	مختصات	تاریخ	داده های ثبت شده
۱	AGHDASIEH	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۲	FATEMI	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۳	BAZAR	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۴	AGHDASIEH	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۵	FATEMI	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۶	BAZAR	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۷	AGHDASIEH	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۸	FATEMI	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۹	BAZAR	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۱۰	AGHDASIEH	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS
۱۱	FATEMI	۳۵° ۳۵' ۳۰"	۱۳۸۳/۰۶/۰۶	CO, NO, NO2, NOx, SO2, O3, PM10, MODIS

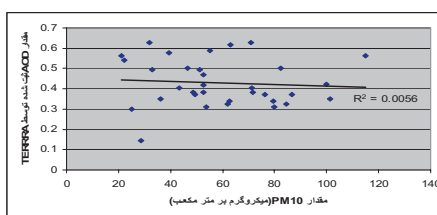
جدول ۱. داده های ثبت شده در ایستگاه های زمینی

همانطور که از جدول بالا مشخص می شود، ایستگاه های شرکت کنترل کیفیت هوا در رابطه با ذرات معلق مقدار PM_{10} و ایستگاه های سازمان محیط زیست مقدار کل غبار را ثبت می کنند. در این جدول خانه های هاشورخورده نشان دهنده وجود داده و در دسترس بودن آنهاست. برای مقایسه مقدار AOD ثبت شده از سنجنده MODIS با داده های زمینی از پارامتر PM_{10} شرکت کنترل کیفیت آلودگی هوا در سه ایستگاه اقدسیه، فاطمی و بازار استفاده گردید.

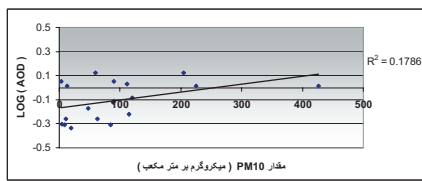
نمونه ای از پیکسل هایی که شهر تهران را پوشش داده اند، در شکل زیر آورده شده است. قابل ذکر است که مکان پیکسل ها در تصاویر روزهای مختلف تغییر می کند و ثابت نمی باشد. رنگ های گوناگون نشان دهنده مقادیر متفاوت AOD می باشد. همان گونه که از شکل زیر به خوبی قابل تشخیص می باشد، گاهی یک ایستگاه زمینی سنجنش آلودگی هوا در مرز مشترک دو پیکسل قرار می گیرد.

نتایج حاصله

در دوره های زمانی ۲۰ اکتبر تا ۷ نوامبر ۲۰۰۴ (۲۸ مهر تا ۱۶ آبان ۱۳۸۳) و ۶ تا ۲۲ آوریل ۲۰۰۴ (۱۸ فروردین تا ۳ اردیبهشت) داده های سطح دو سنجنده MODIS به تفکیک Terra و Aqua بفرز شهر تهران اخذ گردیده و پردازش شد. در تعدادی از روزها به علت ابرناکی، داده ای یافت نشد یا تعداد کمتری داده بدست آمد. مقادیر رقمی مربوط به AOD ثبت شده پیکسل ها با مقادیر ساعتی PM_{10} ایستگاه متناظر زمینی سنجنش آلودگی هوا در ساعت متناظر با عبور ماهواره مقایسه گردید. مقایسه داده ها همبستگی ضعیفی بین آنها را نشان می دهد.

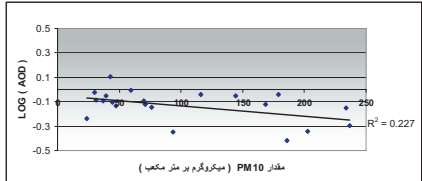


نمودار ۱: مقایسه داده های زمینی با سنجنده Terra مابین ۲۰ اکتبر تا ۷ نوامبر ۲۰۰۴

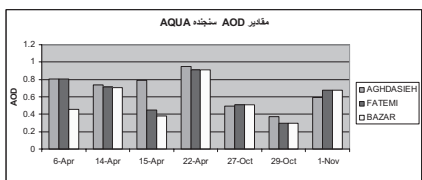


نمودار ۲: مقایسه داده های زمینی با سنجنده Terra مابین ۶ تا ۲۲ آوریل ۲۰۰۴

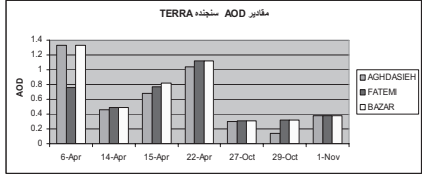
همانطور که از نمودار بالا مشخص است با توجه به نزدیکی دو ایستگاه فاطمی و بازار، مقادیر AOD آنها در بیشتر موارد مشابه است. این در حالیست که فاصله زیاد آنها با ایستگاه اقدسیه موجب قرارگیری آنها در پیکسل های متفاوت و در نتیجه مقادیر متفاوت AOD می باشد.



نمودار ۳: مقایسه داده های زمینی با سنجنده Aqua مابین ۶ تا ۲۲ آوریل ۲۰۰۴



نمودار ۴: مقایسه داده های سنجنده Aqua در ۳ ایستگاه در سال ۲۰۰۴



نمودار ۵: مقایسه داده های سنجنده Terra در ۳ ایستگاه در سال ۲۰۰۴

Radiative Transfer, ۸۴(۲۰۰۴), ۲۰۷-۲۱۳
 [۳] Francesco Esposito, Giulia Pavese, Carmine Serio, A preliminary study on the correlation between TOMS aerosol index and ground-based measured aerosol optical depth, Journal of Atmospheric Environment, ۳۵(۲۰۰۱), ۵۰۹۳-۵۰۹۸

[۴] Jill A. Engel-Cox, Christopher H. Holloman, Basil W. Coutant, Raymond M. Hoff, Qualitative and quantitative evaluation of MODIS satellite sensor data for regional and urban scale air quality, Journal of Atmospheric Environment, ۳۸(۲۰۰۴), ۲۴۹۵-۲۵۰۹

[۵] Keith D. Hutchison, Application of MODIS satellite data and products for monitoring air quality in the state of Texas, Journal of Atmospheric Environment, ۳۷(۲۰۰۳), ۲۴۰۳-۲۴۱۲

[۶] Jun Wang, Sundar A. Christopher, Intercomparison between satellite-derived aerosol optical thickness and PM_{۲.۵} mass: Implications for air quality studies, Journal of Geophysical Research Letters, Vol. ۳۰, No. ۲۱

[۷] Gonzalez, L., Deroo, C., ۲۰۰۳. HDFlook/ HDFlook MODIS handbook laboratoire d'optique Atmospherique, Universite des science et Technologies de Lille, France. Revised ۲۸ April ۲۰۰۳. Available at http://WWW.loa-univ-lille.fr/hdflook/E_HDF.html

[۸] A. savtchenko, D. Ouzounov, S. Ahmad, G. Leptoukh, J. Koziana, D. Nickless, Terra and Aqua MODIS products available from NASA GES DAAC, Journal of Advances in Space Research, ۳۴(۲۰۰۴), ۷۱۰-۷۱۴

[۹] D. Ouzounov, A. Savtchenko, G. Leptoukh, B. Zhou, D. Ostrenga, C. Deroo, L. Gonzalez, Ges DAAC tools for accessing Terra and Aqua MODIS data, Journal of Advances in Space Research, ۳۳(۲۰۰۴), ۱۱۰۹-۱۱۱۳.

• پیکسل های AOD ابعاد ۱۰*۱۰ کیلومتری دارند و شهر تهران با مساحت تقریبی ۷۰۰ کیلومتر مربع توسط چند عدد از آنها پوشش داده می شود. در نتیجه یک پیکسل نماینده ۱۰۰ کیلومتر مربع است در حالیکه ایستگاه های زمینی سنجش آلودگی هوا در محدوده اطراف خود قابل استناد هستند.

• در بسیاری از مواقع ایستگاه زمینی در کناره ها و مرزهای پیکسل ها قرار می گیرند. در این حالت تفاوت مکانی بیشتر می شود.

AERONET شبکه ایست دورتادور دنیا که مقادیر بدست آمده از ماهواره MODIS در آخرین مرحله از الگوریتم تولید AOD با مقادیر این شبکه در زمان و مکان یکسان مقایسه و واسنجی می شوند. در کشور ما بعلاوه وجود هیچ نوع از این سنجنده ها، مقادیر AOD تولید شده اعتبار کافی ندارند. ایستگاه های زمینی نیاز به کالیبراسیون و نگهداری برای اعتبار داده های خود هستند. در غیر این صورت باید عدم دقت آنها در نظر گرفته شود.

نتیجه گیری

گرچه طی مقایسه ای که انجام گردید، رابطه روشنی مابین داده های تصاویر ماهواره ای و اندازه گیری های PM_{۱۰} زمینی بدست نیامد، ولی این به معنای عدم امکان کاربرد سنجنده های ماهواره ای در سنجش آلودگی هوا در ایران نخواهد بود. همانطور که از مقایسه دو سنجنده MODIS و TOMS مشخص شد، داده های این دو سنجنده با الگوریتم متفاوت همبستگی خوبی را با یکدیگر نشان دادند. با توجه به این مطالب روشن است که تصاویر ماهواره ای نسبت به یکدیگر در سری های زمانی و مکانی قابلیت کاربرد دارند. این موضوع بخصوص در رابطه با مطالعه غبار ورودی به شهرها از بیابان های اطراف بسیار حائز اهمیت می باشد. در انتها باید یادآوری کرد که سال به سال سنجنده های جدیدتر با وضوح و قدرت بالاتر ارائه می شوند، بطوریکه آینده روشنی در رابطه با سنجش ماهواره ای آلودگی هوا در برابر ما ترسیم می کنند.

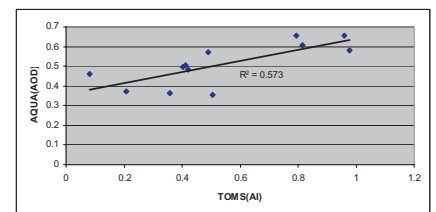
منابع و مراجع :

[۱] امید اسماعیلی، پهنه بندی مراکز تولید غبار کشور با استفاده از فناوری سنجش از دور، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف ۱۳۸۵
 [۲] K. Madhavi Latha, K.V.S. Badarinath, Studies on satellite and ground-based measurements of aerosol over urban environment, Journal of Quantitative Spectroscopy &

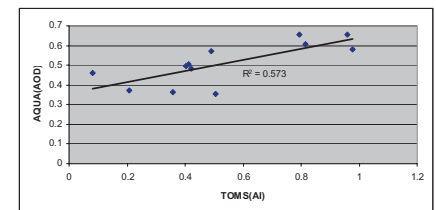


شکل ۲: نمونه ای از پیکسل هایی که شهر تهران را پوشش داده اند.

در ادامه داده های ماهیانه سنجنده های TOMS و MODIS به تفکیک AQUA و TERRA و بر فراز تهران با یکدیگر مقایسه گردیدند. این مقایسه حاکی از ارتباط خوب مقادیر ثبت شده ماهواره ها با هم دارد. قابل ذکر است که داده های ماهیانه MODIS در سطح سوم و با وضوح ۱*۱ درجه جغرافیایی می باشند. از آنجا که اطلاعات ماهیانه MODIS و TOMS در ابعاد نزدیکی هستند (۱*۱ درجه برای MODIS و ۱/۲۵*۱ درجه برای TOMS) همبستگی نسبی خوبی برابر ۰/۵۷۳ با AQUA و ۰/۵۴۸۲ با TERRA برای محدوده شهر تهران بدست آمد.



نمودار ۶: وجود همبستگی نسبتاً خوبی بین میانگین ماهیانه TOMS و AQUA



نمودار ۷: وجود همبستگی نسبتاً خوبی بین میانگین ماهیانه TOMS و TERRA

عوامل ایجاد خطا

برای بررسی عوامل عمده محتمل به وجود آورنده خطا و عدم امکان تخمین میزان آلودگی با استفاده از تصاویر ماهواره ای بررسی شده می توان عوامل زیر را نام برد :

نیازمندیهای فوق که به Quad-M مشهور است، کلید حل مسائل شناسایی سیستمهای پروازی می‌باشد (۱). در حال حاضر این ابزار به حدی رشد نموده است که از اقدامات ضروری جهت بهینه‌سازی سیستمهای پروازی می‌باشد. در شکل (۱) اصول چهارگانه شناسایی سیستمهای پروازی به خوبی آمده است.

معادلات دینامیک اجسام پرنده صلب

در این بخش با یک سری فرضیات به بیان یک دسته معادلات دینامیک برای اجسام پرنده پرداخته می‌شود (۷). اگر بردار متغیرهای حالت جسم پرنده به صورت رابطه (۱) بیان شود:

$$X = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (1)$$

که به ترتیب شامل سرعت‌های خطی، و سرعت‌های زاویه‌ای، در دستگاه مختصات بدنی و زوایای اوپلر، می‌باشد، آنگاه معادلات دینامیک حرکت یک جسم پروازی در دستگاه مختصات بدنی را به صورت رابطه (۲) می‌توان نوشت. در (۲) متغیرهای اندیس‌دار، درایه‌های ماتریس اینرسی جسم پرنده، جرم جسم پرنده، نیروهای آیرودینامیک و کنترلی و گشتاورهای آیرودینامیک و کنترلی وارد بر جسم پرنده در مختصات بدنی می‌باشند. اگر سرعت‌های خطی و مختصات جسم پرنده در دستگاه مختصات اینرسی مورد نیاز باشد، آنها را با روابط (۳) می‌توان بدست آورد. در (۳)، بیانگر موقعیت جسم پرنده در دستگاه مختصات اینرسی و مشتقات، بیانگر سرعت‌های خطی جسم پرنده در این دستگاه می‌باشند. معادلات دینامیک آمده در (۲) و (۳)، با دقت خیلی خوبی برای اجسام پرنده قابل بیان می‌باشند. در مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای وارد بر جسم پرنده نیز، نیروهای جلو برنده و کنترلی غیرآیرودینامیکی را با دقت خیلی خوبی می‌توان مدل نمود و همان طور که قبلاً نیز گفته شد، مهمترین مساله در مدل‌سازی دینامیک حرکت سیستمهای پروازی، مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک وارد بر جسم پرنده می‌باشد.

آنها قابل محاسبه می‌باشند، بر حسب متغیرهای حالت تخمین زده شده و کنترلی مناسب مدل‌سازی می‌شوند. در مرحله مدل‌سازی می‌توان از شبکه عصبی، روش رگرسیون خطی چندگانه (Stepwise Multiple Linear Regression) و غیره برای مدل‌سازی آیرودینامیک استفاده نمود (۳، ۴، ۵، ۶). همچنین می‌توان هر مدل مورد نظری را به داده‌های حاصل از تخمین برازش نموده و پارامترهای آن را پیدا نمود که از آن می‌توان برای مقایسه و ارزیابی اعتبار ضرایب آیرودینامیک جسم پرنده که قبل از پرواز و از روش‌های تحلیلی و آزمایشات تونل باد بدست آمده‌اند، استفاده نمود. در (۱، ۲، ۵، ۶) بررسی‌های جامع و خوبی در مورد شناسایی سیستمهای پروازی صورت گرفته است. در بخش‌های بعدی، ابتدا در مورد شناسایی سیستمهای پروازی مطالبی ارائه می‌شود. سپس در مورد معادلات دینامیک و اندازه‌گیری‌هایی که روی یک سیستم پروازی می‌توانند صورت گیرند، مطالبی بیان می‌گردد و در ادامه به بیان روش‌های فوق پرداخته می‌شود. در نهایت به جمع‌بندی پرداخته می‌شود.

شناسایی

سیستم‌های پروازی

به طور کلی برای شناسایی سیستمهای پروازی همانند شناسایی سایر سیستمها، اصول چهارگانه زیر باید رعایت شوند (۱):

۱. **طراحی ورودی کنترلی:** ورودی باید طوری انتخاب گردد که همه مدهای حرکت دینامیکی سیستم پروازی را تحریک کند تا شناسایی خوبی از سیستم بصورت گیرد، به چنین ورودی، اصطلاحاً ورودی سمج (غنی) گفته می‌شود.

۲. **مدل‌ها:** نوع وسیله پروازی مورد بررسی و شرایط پروازی جهت گرفتن مدل ریاضی مناسب برای جسم پروازی.

۳. **اندازه‌گیری‌ها:** انتخاب ابزارها و فیلترهای مناسب جهت اندازه‌گیری دقیق و جمع‌آوری اطلاعات پروازی.

۴. **روش‌ها:** تحلیل داده‌های پروازی که با انتخاب روش شناسایی حوزه زمان یا فرکانس مناسب صورت می‌گیرد.

$$(2)$$

$$m \frac{du}{dt} = F_x - mqw + mrv$$

$$m \frac{dv}{dt} = F_y - mr + mpw$$

$$m \frac{dw}{dt} = F_z - mpv + mqu$$

$$I_{xx} \frac{dp}{dt} - I_{xz} \frac{dr}{dt} - I_{xy} \frac{dq}{dt} =$$

$$L + I_{yz}(q^2 - r^2) + I_{xz}pq - I_{xy}rp + (I_{yy} - I_{zz})qr$$

$$I_{yy} \frac{dq}{dt} - I_{xy} \frac{dp}{dt} - I_{yz} \frac{dr}{dt} =$$

$$M + I_{xz}(r^2 - p^2) + I_{xy}qr - I_{yz}pq + (I_{zz} - I_{xx})rp$$

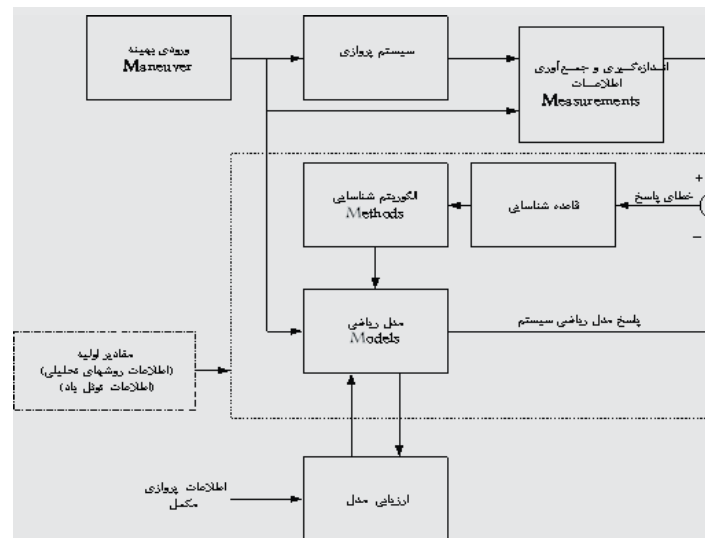
$$I_{zz} \frac{dr}{dt} - I_{yz} \frac{dq}{dt} - I_{xz} \frac{dp}{dt} =$$

$$N + I_{xy}(p^2 - q^2) + I_{yz}rp - I_{xz}qr + (I_{xx} - I_{yy})pq$$

$$\frac{d\phi}{dt} = p + q \sin(\phi) \tan(\theta) + r \cos(\phi) \tan(\theta)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q \cos(\phi) - r \sin(\phi)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = q \sin(\phi) \sec(\theta) + r \cos(\phi) \sec(\theta)$$



شکل ۱ - اصول چهارگانه شناسایی سیستمهای پروازی

(3)

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cos(\theta) \cos(\psi) \\ &+ v [\sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) - \cos(\phi) \sin(\psi)] \\ &+ w [\cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\psi)] \\ \dot{y} &= u \cos(\theta) \sin(\psi) \\ &+ v [\sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) + \cos(\phi) \cos(\psi)] \\ &+ w [\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi)] \\ \dot{z} &= -u \sin(\theta) + v \sin(\phi) \cos(\theta) \\ &+ w \cos(\phi) \cos(\theta) \end{aligned}$$

اندازه‌گیری‌ها در سیستم‌های پروازی

در سیستم‌های پروازی از قبیل هواپیما، اندازه‌گیری‌های متنوعی می‌توان داشت، اما در اجسام پرنده کوچک به دلایل کمبود فضا و هزینه بر بودن، تعداد اندازه‌گیری‌ها محدود می‌باشند (۸). در حالت کلی در یک سیستم پروازی بدون فرض هیچ محدودیتی، اندازه‌گیری‌های زیر را می‌توان داشت: شتاب‌های خطی، شتاب‌های زاویه‌ای، سرعت‌های زاویه‌ای، سرعت هوا، زوایای وضعیت، زوایای حمله و لغزش جانبی، موقعیت مکانی. روابط مربوط به اندازه‌گیری‌ها، در (۶) آمده است.

روش‌های مختلف تخمین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک

بلوک دیاگرام شکل (۲) که بیانگر مدل یک سیستم پروازی می‌باشد را در نظر بگیرید. نکته‌ای که باید به آن توجه داشت این است که معادلات دینامیک حاکم بر سیستم پروازی دارای ماهیت پیوسته می‌باشد در حالی که اندازه‌گیری‌های گسسته روی آن صورت می‌گیرد، زیرا ذخیره‌سازی اطلاعات در حین پرواز ناگزیر دیجیتال می‌باشد و اطلاعات سنسورها، نمونه‌برداری و سپس ذخیره می‌گردند. معادلات دینامیک و اندازه‌گیری حاکم بر جسم پروازی به صورت رابطه، زیر قابل بیان می‌باشد:

که $w(t)$ و v_k به ترتیب نویزهای اندازه‌گیری و فرایند، $\dot{X}(t)$ بردار متغیرهای حالت، Z_k ، بردار اندازه‌گیری، U_{1k} ، بردار ورودی معلوم و U_{2k} بردار ورودی نامعلوم آیرودینامیک می‌باشد که این ورودیها توابعی از حالت‌های سیستم می‌باشند که در حالت کلی ساختار این توابع نامعلوم می‌باشد. نخستین هدف تخمین متغیرهای حالت و ورودیهای آیرودینامیک نامعلوم وارد بر سیستم پروازی می‌باشد. همان‌طور که در مقدمه نیز گفته شد، برای تخمین ورودیهای نامعلوم وارد بر جسم پرنده در حالت کلی دو استراتژی زیر را می‌توان در پیش گرفت:

(4)

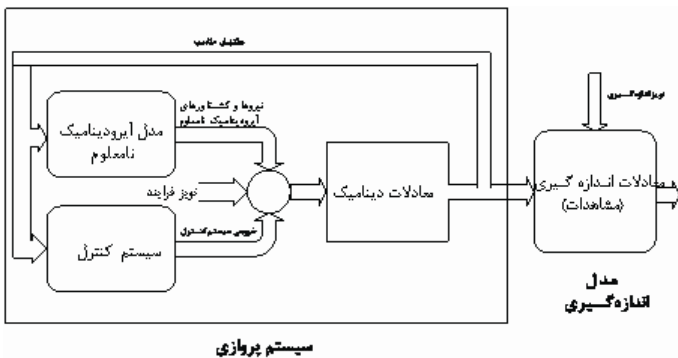
$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= f(X(t), U_1(t), U_2(t)) + w(t) \\ Z_k &= h(X_k, U_{1k}, U_{2k}) + v_k \end{aligned}$$

۱. گرفتن ساختارهای معلوم برای ورودیهای آیرودینامیک نامعلوم که شامل پارامترهای ثابت و مجهول باشند و تخمین این پارامترهای مجهول که به این روش اصطلاحاً "تخمین بعد از مدلسازی" گفته می‌شود.

۲. فرض نامعلوم بودن ساختار ورودیهای نامعلوم و تخمین تاریخچه زمانی این ورودیها به همراه حالت‌های سیستم که به این روش اصطلاحاً "تخمین قبل از مدلسازی" گفته می‌شود.

روشهایی که در دسته اول جای می‌گیرند دارای این مشکل هستند که به دلیل فرض یک ساختار از پیش معلوم برای ورودیهای نامعلوم، مساله شناسایی مدل آیرودینامیک را به مساله تخمین پارامتر مبدل می‌کنند. یعنی اگر بردار پارامترهای مجهول این ساختارها را با نمایش دهیم، آنگاه هدف در این روشها تخمین بردار پارامترهای مجهول می‌باشد. در این روش، فرمهای تابعی ثابت و از پیش معلوم برای ورودیهای نامعلوم در نظر گرفته می‌شود که عملاً خطای مدلسازی را هم وارد مساله می‌کند و این کار محدودیتی روی دقت و اعتبار مدل آیرودینامیک حاصل شده، ایجاد می‌کند. اما در مقابل اگر دید فیزیکی خوبی از مساله داشته باشیم و ساختار مدل مناسبی انتخاب نماییم روشیهای کارآمد می‌باشند. از روشهای تخمین بعد از مدلسازی می‌توان به موارد زیر اشاره نمود (۹):

- ۱ - روش خطای معادله
- ۲ - روش خطای خروجی
- ۳ - روش خطای فیلتر (مخلوط تخمین حالت و پارامتر)
- ۴ - روش شبکه‌های عصبی



شکل (۲) سیستم پروازی و مدل اندازه‌گیری آن

در (۹، ۱۱، ۱۰) پیرامون روش‌هایی که در قالب تخمین بعد از مدلسازی قرار می‌گیرند، توضیح داده شده است.

روشهای دسته دوم که موضوع مدلسازی آیرودینامیک را به بعد از تخمین تاریخچه زمانی ورودیهای آیرودینامیک موقوف می‌کند مشکلات روش اول را دارا نمی‌باشند و خطای پیش فرض ساختار مدل برای ورودیهای نامعلوم را وارد مساله نمی‌کنند. در این روشها ابتدا ورودیهای نامعلوم همانند حالت‌های سیستم به طور کلی تخمین زده می‌شوند و بر خلاف روشهای دسته اول که کیفیت تخمین به ساختارهای انتخابی برای ورودیهای نامعلوم وابسته است و همین عامل موجب ناکارآمدی آنها در اکثر مواقع می‌گردد، در روش‌های EBM، دو مساله تخمین ورودیهای نامعلوم و مدلسازی این ورودیها برحسب متغیرهای حالت سیستم به طور مجزا از هم صورت می‌گیرند و این مزیت، موجب مطرح شدن آنها می‌گردد.

برای تخمین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک وارد بر یک جسم پرنده در قالب EBM، که در واقع همان مساله تخمین ورودیهای نامعلوم (Unknown Inputs Estimation) می‌باشد، می‌توان از روش‌های زیر استفاده نمود:

Identification of T-2C Aircraft Using the EBM Method", J. Aircraft, Vol. 18, No. 10, 1981.

4) (H. M. Youssef, J. C. Juang, "Estimation of Aerodynamic Coefficients Using Neural Network", AIAA-93-2639-CP, 1993.

5) علی محمدی، ناصر ساداتی، "الگوریتمی جدید در شناسایی مدل آیرودینامیک از طریق تست‌های پروازی با کمک شبکه‌های عصبی"، چهارمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، جلد مکانیک پرواز و کنترل، بهمن ۱۳۸۱.

6) رحمان محمدی فرهادی، "شناسایی مدل آیرودینامیک یک جسم پرنده با استفاده از اطلاعات تست‌های پروازی"، تهران، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۸۲.

7) (Bernard Etkin, "Dynamics of Flight", New York, John-Wiley & Sons, Inc., 1959.

8) (Sarkar A. K., Panneerselvam S., "Aerodynamic Coefficients Estimation of a Tactical Flight Vehicle From Noisy Flight Test Data Under Limited Measurements", AIAA-98-4260, 1997.

9) (Hamel P. G., Jategaonkar R. V., "Evolution of Flight Vehicle System Identification", Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 1, 1996.

10) (Kenneth W. Iliff, "Parameter Estimation for Flight Vehicles", Journal of Guidance, Vol. 12, No. 5, 1989.

11) احمد میردادیان، "مطالعه و مقایسه الگوریتم‌های تخمین ضرایب آیرودینامیکی و استخراج بهینه ضرایب با استفاده از نتایج آزمایشات پروازی و در نظر گرفتن پارامترهای مختلف"، شیراز، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه شیراز، ۱۳۷۹.

12) بهزاد صمدی، "تشخیص و شناسایی عیب و تطابق با آن در سیستم ترمز ضد قفل (ABS) با استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل"، تهران، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۷۷.

13) رحمان محمدی فرهادی، "تخمین ضرایب آیرودینامیک یک جسم پرنده با استفاده از اطلاعات تست‌های پروازی"، تهران، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۸۲.

14) (Sarkar A. K., Panneerselvam S., "Aerodynamic Coefficients Estimation of a Tactical Flight Vehicle From Noisy Flight Test Data Under Limited Measurements", AIAA-98-4260, 1997.

15) (C. Bohn, H. Unbehauen, "Adaptive Filters for Non-Linear Continuous-Time Systems Based on Approximate Discretized Models", Proceeding of the 38th Conference on Decision and Control, Phoenix, Arizona USA, December 1999.

16) (K. Kumar, D. Yadav, B. V. Srinivas, "Adaptive Noise Models for Extended Kalman Filter", Engineering Notes, March-April 1991.

17) رحمان محمدی فرهادی، علی محمدی، سید کمال‌الدین یادآور نیکروش، "تخمین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک وارد بر یک جسم پروازی از اطلاعات پروازی با استفاده ترکیبی از الگوریتم بهینه‌سازی لوبنبرگ-مارکوارت و فیلتر کالمن تعمیم یافته"، مجموعه مقالات پنجمین کنفرانس سراسری و دومین کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، ۲۷-۲۹ بهمن‌ماه ۱۳۸۲، پژوهشکده هوافضا.

18) (Farhadi R. M., Nikravesh S. K. Y., Mohammadi A., "Aerodynamic Model Identification Using Flight Test Data with EKF and NN", Proceeding of the 4th Iranian Aerospace Society Conference, Paper Presented in English, PP. 280-286, Jan 2003.

1) استفاده از تئوری سیستم‌های منفرد (singular systems)

2) استفاده از مدل‌های تصادفی برای نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک (38)

3) استفاده از روش ترکیبی فیلتر کالمن و شبکه‌های عصبی (54)

4) استفاده از روش ترکیبی مدل‌های تصادفی برای برخی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک در فیلتر کالمن و یک الگوریتم بهینه‌سازی برای محاسبه نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک دیگر (13).

از روش اول در شناسایی ورودی‌های نامعلوم آیرودینامیک سیستم‌های پروازی تا به حال استفاده نگردیده است اما نسبت به نویز حساس می‌باشد (12). در همه این روش‌ها، از EKF برای تخمین غیرخطی استفاده می‌گردد.

تنظیم EKF برای داشتن یک تخمین مناسب دشوار می‌باشد و روش‌های مختلفی نیز برای تنظیم آن در مقالات متعدد آمده است (15، 14، 16). این روش‌ها را برای هر مسأله‌ای نمی‌توان به کار برد و نحوه تنظیم فیلتر از مسأله‌ای به مسأله دیگر متفاوت است و این دشواری برای روش دوم، به دلیل استفاده از مدل‌های تصادفی گوس-مارکوف مرتبه سوم برای نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک بیشتر می‌گردد. در روش‌های اول و دوم، ورودی‌های نامعلوم (نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک) نیز با استفاده از فیلتر کالمن تخمین زده می‌شوند.

روش سوم در واقع یک روش ترکیبی است که در آن کار تخمین و مدل‌سازی آیرودینامیک به موازات هم و یا پی در پی صورت می‌گیرد. در روش سوم که از توانایی شبکه عصبی در نگاشت غیرخطی توابع استفاده شده است، آموزش شبکه به صورت افزایشی (Incremental) یا گروهی (Batch) صورت می‌گیرد. در این روش نیز همچنان که مشکل تنظیم فیلتر وجود دارد، اگر نیرو و یا گشتاور آیرودینامیکی به طور مستقیم در اندازه‌گیری‌ها ظاهر نشده باشد، تنظیم الگوریتم برای انجام تخمین دشوار می‌باشد.

در روش چهارم با الهام گرفتن از روش‌های دوم و سوم، روشی ترکیبی از روش مدل‌سازی تصادفی و یک روش بهینه‌سازی عددی برای تخمین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک ارائه شده است که در این روش، از توانایی‌های دو روش دوم و سوم فوق و الگوریتم بهینه‌سازی مناسب، برای آسان‌تر نمودن تنظیم فیلتر و انجام تخمین استفاده می‌گردد. این روش از مدل‌های تصادفی مرتبه اول گوس-مارکوف با دینامیک مناسب برای نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک که در ترکیبات اندازه‌گیری به طور مستقیم ظاهر نمی‌شوند، استفاده می‌کند و از یک الگوریتم بهینه‌سازی برای محاسبه آن دسته از نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک که به طور مستقیم در ترکیبات اندازه‌گیری ظاهر می‌شوند، استفاده می‌نماید و در مجموع تنظیم الگوریتم کلی برای داشتن تخمین‌های مناسب راحت‌تر می‌گردد. برای آشنایی بیشتر با جزئیات روش‌های فوق می‌توان به مراجع (18، 17، 12، 13) مراجعه نمود.

جمع بندی

در این مقاله به بررسی روش‌های مختلف تخمین ضرایب آیرودینامیک یک جسم پروازی از روی اطلاعات پروازی پرداخته شد. مزایا و معایب آنها بیان گردید. این مسأله هنوز هم به عنوان یک مسأله اساسی در شناسایی سیستم‌های پروازی تحقیقات جدید را طلب می‌کند.

مراجع:

1) (Hamel P. G., Jategaonkar R. V., "Evolution of Flight Vehicle System Identification", Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 1, 1996.

2) (Kenneth W. Iliff, "Parameter Estimation for Flight Vehicles", Journal of Guidance, Vol. 12, No. 5, 1989.

3) (H. L. Stalford, "High-Alpha Aerodynamic Model



□ علیرضا صفی خانی
مهدی موسی زاده
آرش صدوقی اصل
a_safikhani@ip-co.com

سامانه‌های مدیریت موتور گازسوز

هوا به سوخت می‌باشد. شکل ۱ نمودار عمومی تاثیر نسبت هوا به سوخت بر تغییرات غلظت گازهای آلاینده خروجی از یک موتور افروزش جرقه ای گاز طبیعی سوز را نشان می‌دهد. موتورهای افروزش جرقه‌ای را می‌توان بر اساس قوت مخلوط به سه دسته اصلی ذیل تقسیم نمود:

۱. موتورهای استوکیومتریک سوز
۲. موتورهای فقیر سوز با هدف کمینه آلاینده‌گی
۳. موتورهای با کمینه مصرف سوخت

موتورهای استوکیومتریک سوز عموماً به سامانه مدیریت حلقه بسته نسبت هوا به سوخت به همراه یک مبدل کاتالیستی سه راهه مجهز می‌شوند تا با این ترکیب، آلاینده‌های خروجی از این نوع موتورها به کمترین میزان ممکن برسد کارایی این مجموعه در کاهش میزان آلاینده‌های خروجی از موتور، به عملکرد سامانه مدیریت موتور حلقه بسته نسبت هوا به سوخت و قابلیت خود مبدل کاتالیستی بستگی دارد.

چکیده

تجربه ثابت کرده که سامانه‌های مکانیکی مراقبت سوخت و جرقه در موتورهای گازسوز دارای معایب متعددی هستند. این معایب دلایل گوناگونی دارند. عدم حساسیت جریان گاز طبیعی فشرده به شرایط گذرای موتور به سبب خواص ترمودینامیکی گاز و فشار پایین آن در مسیر خروجی از رگلاتور، و نیز عدم امکان مراقبت بهینه زمانبندی جرقه در هر دو حالت گاز و بنزین از جمله این دلایلند. مشکل دیگر فرآیند تغییر نوع سوخت در موتورهای دوگانه سوز است. به این ترتیب که وقتی نوع سوخت از بنزین به گاز تغییر می‌یابد، این تغییر به طور آبی اتفاق نمی‌افتد. چرا که به دلیل پر بودن پیاله کابراتور از بنزین، طی مدت کوتاهی تا خالی شدن کامل پیاله هر دو نوع سوخت وارد موتور می‌شوند و در نتیجه طی شرایط فوق نسبت هوا به سوخت موتور، بهینه نخواهد بود. اما در تغییر سوخت معکوس یعنی از گاز به بنزین به دلیل قطع آبی سوخت گاز و از سوی دیگر خالی بودن پیاله کابراتور از بنزین، سوخت لازم وارد هوا نشده و موتور دچار یک سکت در عملکرد می‌شود.

بکارگیری سامانه‌های مراقبت برقی در موتورهای گازسوز سبب رفع معایب فوق از نظر عملکرد و آلاینده‌گی می‌شود. این سامانه‌ها را می‌توان برحسب سطح توسعه به انواع متعددی تقسیم بندی کرد. در این مقاله به معرفی و بررسی این سامانه‌ها پرداخته خواهد شد.

کلمات کلیدی

موتورهای گازسوز، موتورهای دوگانه سوخت، سامانه‌های مدیریت موتور

مقدمه

موتورهای احتراق داخلی براساس نحوه احتراق به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند؛ موتورهای افروزش جرقه ای و موتورهای افروزش تراکمی. نحوه احتراق نیز به نوبه خود به نوع سوخت مورد استفاده در موتور بستگی دارد و بر همین اساس موتورهای افروزش جرقه ای به دو دسته تقسیم می‌شوند؛ دسته اول موتورهای مایع سوز نظیر موتورهای بنزین سوز، الکل سوز و ... و دسته دوم موتورهای گاز سوز شامل موتورهای گاز طبیعی سوز و موتورهای گاز مایع سوز. به منظور بهبود رفتار موتورها از نظر عملکرد و آلاینده‌گی از سامانه‌های برقی مدیریت موتور استفاده می‌شود. این سامانه‌ها بر اساس شکل معماری و روش مراقبتی به نسل‌های متفاوت تقسیم می‌شوند. از آنجایی که روش مراقبتی در سامانه‌های مدیریت موتور مبتنی بر شکل رفتار موتور در مقابل تغییرات نسبت هوا به سوخت و زاویه پیش رسی جرقه است لذا در ابتدا به بحث فوق خواهیم پرداخت.

رفتار موتور

در مقابل تغییرات نسبت هوا به سوخت

میزان آلودگی خروجی از یک موتور افروزش جرقه ای به شدت متاثر از نسبت

موتورهای فقیر سوز با نسبت اضافه هوای بالای ۱,۵ کار می کنند. در این نوع موتورها کاهش میزان تشکیل آلاینده اکسیدهای نیتروژن، بوسیله خود فرآیند احتراق و با کاهش دمای مخلوط با به کار گیری هوای اضافه انجام می شود. موتورهای با کمینه مصرف ویژه سوخت، با مخلوطهای کمی فقیر کار می کنند. در این موتورها گرچه راندمان، بیشینه و مصرف ویژه، کمینه است اما میزان تشکیل آلاینده اکسیدهای نیتروژن به بیشترین میزان خود می رسد. شکل ۲ رابطه بین λ ، غلظت آلاینده اکسیدهای نیتروژن، راندمان حرارتی و فشار میانگین مؤثر ترمزی را در یک موتور گازسوز نمونه نشان می دهد.

همانطور که این نمودار نشان می دهد بیشترین فشار میانگین مؤثر ترمزی و در نتیجه گشتاور خروجی در شرایط استوکیومتریک مایل به غنی حاصل می شود. با فقیر شدن مخلوط، به تدریج میزان تولید اکسیدهای نیتروژن و نیز راندمان موتور افزایش و فشار میانگین مؤثر ترمزی کاهش می یابد. در اطراف نقطه $\lambda=1,3$ ، آلاینده اکسیدهای نیتروژن به بیشترین مقدار خود رسیده و از آن پس رو به کاهش می نهد. با فقیرتر شدن مخلوط و در محدوده $\lambda=1,3$ راندمان موتور به بیشینه خود می رسد. در مقدار $\lambda=1,5$ ، میزان تولید آلاینده اکسیدهای نیتروژن تا سطح قابل قبولی کاهش می یابد با فقیرتر شدن مخلوط، آلاینده اکسیدهای نیتروژن باز هم کاهش می یابد، لیکن راندمان حرارتی موتور نیز توأم با آن کم می شود.

شکل ۳ نگاهی از یک موتور گاز سوز نمونه را نشان می دهد. در این نگاهت تأثیر تغییرات نسبت هوا به سوخت و نیز زاویه پیش رسی جرقه بر میزان تولید آلاینده اکسیدهای نیتروژن نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می شود با افزایش زاویه پیش رسی جرقه در یک نسبت هوا به سوخت ثابت، میزان تولید آلاینده اکسیدهای نیتروژن افزایش می یابد که علت این پدیده افزایش سهم انرژی گرمایی آزاد شده سوخت قبل از رسیدن سببه به نقطه مرگ بالایی و در نتیجه افزایش دمای مخلوط است. این نمودار نیز نشان می دهد که با افزایش مقدار λ تا حدود ۱,۵ می توان میزان تولید آلاینده اکسیدهای نیتروژن را به میزان قابل قبول ۲ گرم بر کیلو وات ساعت رساند.

امروزه تقریباً در کلیه موتورهای بنزین سوز و گاز سوز مورد استفاده در خودروهای سبک و سواری به علت استوکیومتریک سوز بودن، از سامانه های مدیریت موتور حلقه بسته به اضافه یک مبدل کاتالیستی سه راهه استفاده می شود، چرا که این ترکیب بهترین نتیجه را برای کاربردهای فوق از نقطه نظر عملکرد و آلایندهی حاصل می کند. در موتورهای سنگین هر دو نوع سامانه استوکیومتریک سوز و فقیر سوز متداول است. جدول ۱ موتورهای استوکیومتریک سوز و فقیر سوز را به طور خلاصه با هم مقایسه می کند.

جنبة مقایسه ای	موتور استوکیومتریک سوز	موتور فقیر سوز
میزان تولید آلاینده ها	هر سه نوع آلاینده تقریباً بالانت	هر سه نوع آلاینده بسیار کاهش می یابد
نوسانات جرقه ای	کم است	زیاد است
گشتاور خروجی (فشار میانگین مؤثر ترمزی)	زیاد است	کم است
مصرف سوخت ویژه	کم است	کم است
سامانه مدیریت موتور	از سامانه مدیریت موتور حلقه بسته به همراه یک مبدل کاتالیستی سه راهه استفاده می شود	به دلیل نوسانات جرقه ای زیاد، مراقبت موتور به الکترونیکهای کارآمدتری نیاز دارد

جدول ۱- مقایسه موتورهای استوکیومتریک سوز و فقیر سوز

سامانه های مراقبت نسبت هوا به سوخت

سامانه سوخت رسانی یک خودروی گازسوز شامل سه بخش اصلی ذیل است

- منبع ذخیره سوخت (گاز)
- تنظیم کننده چند مرحله ای فشار گاز
- واحد تنظیم نسبت هوا به سوخت

در این سامانه ها به طور معمول سوخت به صورت گازی به عملگرهای پاشش سوخت می رسد. در سامانه های با سوخت گاز مایع نفتی یا گاز طبیعی مایع، این امکان وجود دارد که سوخت به صورت مایع توسط افشانه ها پاشیده شود. بسته به نوع، سامانه های مراقبت نسبت هوا به سوخت را می توان به سه نسل یا دسته اصلی تقسیم کرد:

- نسل اول: سامانه های کاملاً مکانیکی و بدون بازخورد
- نسل دوم: سامانه های تنظیم الکترومکانیکی میزان سوخت به همراه مراقبت حلقه بسته نسبت اضافه هوا (λ)
- نسل سوم: سامانه های افشانه ای حلقه بسته با پاشش چند نقطه ای

شکل ۴ طرحواره یک نمونه از سامانه های کاملاً مکانیکی را نشان می دهد. در این نوع سامانه ها از کاربراتور یا آمیزنده در واقع یک ونتوری است که با تغییر سرعت هوای عبوری از آن (بر اساس سرعت دورانی و بار موتور)، میزان سوخت ورودی به موتور تنظیم می شود، ضمن اینکه با افزایش آشفتگی جریان به اختلاط بهتر گاز و هوا کمک می کند. استفاده از این سامانه ها هم برای موتورهای سبک و هم برای موتورهای سنگین متداول بوده است، اما امروزه به دلیل سخت تر شدن استانداردهای حفظ محیط زیست، و عدم کارایی این نوع سامانه ها، استفاده از آنها تقریباً کنار گذاشته شده است.

در سامانه های نسل دوم، تنظیم میزان سوخت به کمک یک جزء الکترومکانیکی انجام می شود. ضمن اینکه این نوع سامانه به صورت حلقه بسته عمل کرده و به طور پیوسته براساس اطلاعات دریافتی از حسگر اکسی ژن غیرخطی، به تصحیح میزان سوخت ورودی جهت رسیدن به شرایط استوکیومتری می پردازد. گرچه این نوع سامانه ها بسیار کارآمدتر از سامانه های نسل اول هستند اما از نظر دقت، سرعت پاسخ گویی و پایداری تنظیم، دارای محدودیت هستند لذا قابلیت لازم را برای دستیابی به استانداردهای بسیار سخت گیرانه در زمینه کاهش آلایندهی دارا نیستند. شکل ۵ طرحواره نمونه ای از این نوع سامانه ها را نشان می دهد.

به منظور پاسخ گویی به استانداردهای سخت گیرانه امروزی در زمینه کاهش میزان آلایندهی خودروها، سامانه های نسل سوم ابداع شده اند. اساس ک این سامانه ها مبتنی بر پاشش چند نقطه ای سوخت با مراقبت حلقه بسته نسبت هوا به سوخت است به گونه ای که با پاسخ دقیق و سریع سامانه نسبت به شرایط گذرای کارکرد موتور در چرخه آزمون استاندارد آلایندهی، نسبت هوا به سوخت در محدوده بهینه تنظیم می شود. از آنجایی که این نوع سامانه ها همراه با یک مبدل کاتالیستی سه راهه مورد استفاده قرار می گیرند، با تنظیم کارکرد موتور در اطراف نقطه استوکیومتریک، بالاترین راندمان برای کاتالیست و در نتیجه بیشترین میزان کاهش آلایندهی خروجی از خودرو حاصل می شود. شکل ۶ طرحواره نمونه ای از سامانه های نسل سوم را نشان می دهد.

سامانه جرقه

سوختهای بنزین و گازمایع نفتی تقریباً دارای حداقل انرژی افروزش یکسانی هستند. بنابراین سامانه های جرقه متداول در خودروهای بنزین سوز می توانند در خودروهای با سوخت گاز مایع نفتی حداقل برای شرایط استوکیومتریک مورد استفاده قرار گیرند. موتورهای گازطبیعی سوز خصوصاً در شرایط فقیر سوزی به سامانه جرقه پر انرژی نیاز دارند. انرژی جرقه مورد نیاز در موتورهای فقیرسوز با سوخت گاز طبیعی تا ۱۵۰ میلی ژول می رسد، در حالی که در موتورهای بنزینی استوکیومتریک سوز معمولی این انرژی حدود ۰,۲۵ میلی ژول است. افزایش انرژی جرقه، کاهش شدید عمر شمع را در پی خواهد داشت به طوریکه این مدت



حتی ممکن است به ۳۰۰ ساعت تقلیل یابد. خراب شدن شمع می تواند بدسوزی، افزایش نوسانات چرخه ای، افزایش آلاینده هیدروکربنهای نسوخته و حتی فوق گرم شدن و آسیب دیدگی مبدل کاتالیستی را سبب شود.

سامانه های دوگانه سوز

سامانه های مدیریت موتور دوگانه سوز به دو بخش تقسیم ذیل می شوند :

• سامانه های یکپارچه

• سامانه های غیر یک پارچه یا مجزا

سامانه های یک پارچه به نوعی از سامانه ها گفته می شود که در آنها از یک رایانه موتور با قابلیت مدیریت موتور در هر

دو حالت گاز و بنزین استفاده می شود. این نوع سامانه ها کاملاً مشابه با سامانه های تک سوخته بنزینی بوده و دارای یک درخت سیم یکپارچه هستند. تنها موارد اضافی در این سامانه ها عبارتند از حسگر فشار گاز درون مخزن، حسگر های فشار و دمای گاز درون ریل سوخت گاز و همچنین افزایش های گاز و شیرهای برقی قطع سوخت گاز. شکل ۷ طرحواره نمونه ای از این نوع سامانه ها را نشان می دهد.

سامانه های غیر یکپارچه یا مجزا به نوعی از سامانه ها گفته می شود که برای تبدیل خودروهای بنزین سوز موجود به دوگانه سوز مورد استفاده قرار می گیرند. درخت سیم این نوع سامانه ها یکپارچه نبوده و با هدف انشعاب گرفتن از خروجی حسگر ها یا دوباره سازی آنها، به سامانه اصلی یعنی سامانه مدیریت موتور بنزینی منضم می شوند. نحوه انضمام واحد مدیریت موتور گاز سوز به سامانه اصلی و مراقبت موتور در دو حالت بنزین سوز و گازسوز را از دو جنبه می توان مورد بررسی قرار داد : جنبه اول، تنظیم و مراقبت نسبت هوا به سوخت و جنبه دیگر، تنظیم و مراقبت زاویه پیش رسی جرقه.

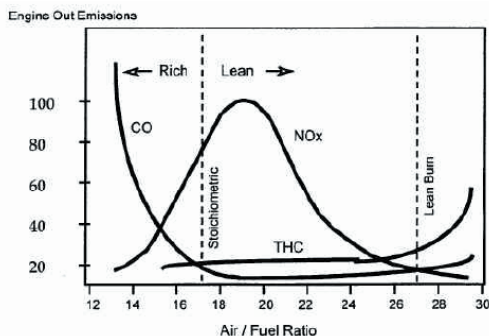
تنظیم و مراقبت نسبت هوا به سوخت، به دلیل آنکه برای هر یک از دو نوع سوخت گاز و بنزین، افشانه های جداگانه ای تعبیه می شود، کار چندان دشواری نخواهد بود. زیرا پس از محاسبه و تعیین مقدار دقیق پاشش، فرمان لازم برحسب نوع سوخت به عملگر مربوطه اعمال می شود. برای محاسبه و مراقبت مقدار پاشش سوخت در حالت گاز سوز، دو شیوه متداول است؛ روش موازی و روش متوالی. در شیوه موازی، مراقبت پاشش سوخت در دو حالت بنزین و گاز به صورت موازی و کاملاً مستقل انجام می شود. رایانه موتور گاز دارای راهبردهای اختصاصی برای مراقبت نسبت هوا به سوخت در حالت گاز سوز بوده و افشانه های گاز و بنزین، هر یک، از رایانه اختصاصی خود فرمان می گیرند. شکل ۸ طرحواره نمونه ای از این نوع سامانه ها را نشان می دهد. در شیوه متوالی، مراقبت پاشش سوخت در حالت گاز سوز به صورت متوالی با حالت بنزین سوز انجام می شود. به این ترتیب که فرمانهای صادره از رایانه موتور اصلی برای افشانه های بنزین پس از ورود به رایانه موتور گاز، تصحیح شده و سپس به افشانه های گاز ارسال می شود. شکل ۹ طرحواره نمونه ای از این نوع سامانه ها را نشان می دهد.

تنظیم و مراقبت زاویه پیش رسی جرقه با نسبت هوا به سوخت کمی متفاوت است. زیرا در این مورد تعبیه دو مجموعه مجزای شمع جرقه یکی برای گاز و دیگری برای بنزین، ممکن نیست. به همین دلیل از روش دیگری برای تنظیم (یا درواقع تصحیح) زاویه پیش رسی جرقه در حالت گاز استفاده می شود. به این ترتیب که خروجی حسگر سرعت دورانی موتور ابتدا وارد رایانه موتور گاز می شود. در صورتی که موتور در حالت بنزین سوز قرار داشته باشد، خروجی این حسگر بدون هیچ نوع تغییری به رایانه موتور اصلی ارسال و این رایانه نیز مطابق روند مربوطه، زاویه پیش رسی جرقه را تنظیم می کند. اما وقتی که موتور در حالت گاز سوز قرار داشته باشد، خروجی حسگر فوق توسط رایانه موتور گاز دوباره سازی شده و محل نقطه مرگ بالایی را به میزانی جابجا می کند که با احتساب این جابجایی زاویه پیش رسی جرقه در حالت گازسوز در مقدار بهینه خود تنظیم شود.

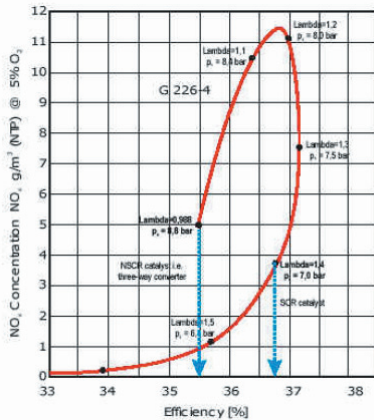
جمع بندی

با توجه به آنچه گفته شد و با در نظر گرفتن محدودیتهای زیست محیطی، امروزه استفاده از سامانه های کاملاً مکانیکی تنظیم سوخت و جرقه، منسوخ شده و بسته به هدف مورد نظر از دیدگاه آلاینده گی و نیز محدودیت موجود از نظر قیمت سامانه، می توان از سامانه های نسل دوم یا سوم در خودروهای گاز سوز استفاده کرد. سامانه های نسل دوم ارزاتر هستند اما قدرت پاسخ گوی به استانداردهای سخت گیرانه را ندارند. در عوض سامانه های نسل سوم بسیار کارآمدتر و در عین حال گرانترند. نکته مهم در مورد سامانه جرقه برای موتورهای گاز سوز افزایش انرژی جرقه و نیز استفاده از شمعهای بادوام است.

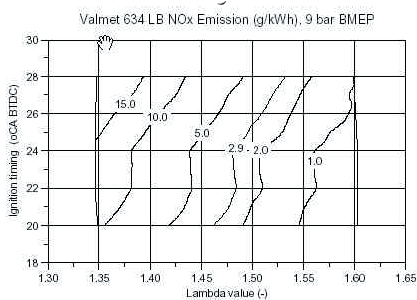
شکلها و نمودارها



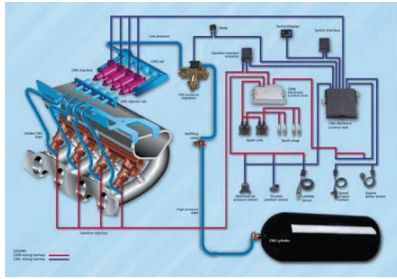
شکل ۱- تأثیر نسبت هوا به سوخت بر غلظت گازهای آلاینده در یک موتور گاز سوز نمونه



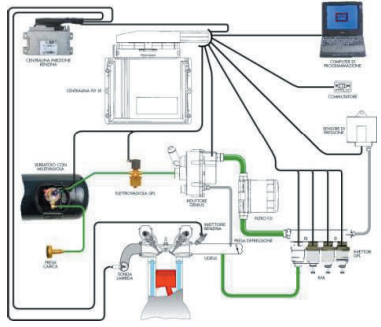
شکل ۲- رابطه بین نسبت اضافه هوا، غلظت آلاینده های اکسیدهای نیتروژن، راندمان حرارتی و فشار میانگین مؤثر ترمزی در یک موتور گازسوز نمونه



شکل ۳- رابطه بین میزان تولید آلاینده های اکسیدهای نیتروژن، تغییرات نسبت هوا به سوخت و زاویه پیش رسی جرقه



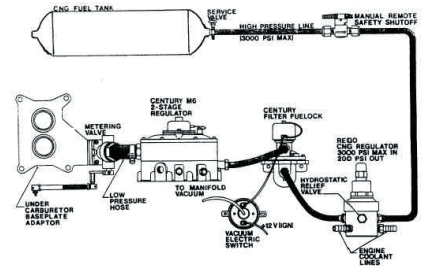
شکل ۸- طرحواره سامانه دوگانه سوز غیریکپارچه با روش موازی مراقبت نسبت هوا به سوخت



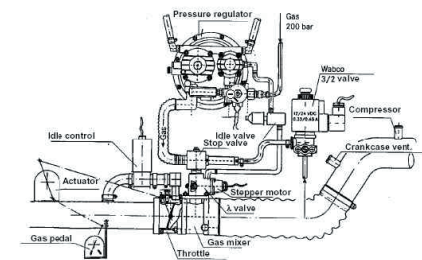
شکل ۹- طرحواره سامانه دوگانه سوز غیریکپارچه با روش متوالی مراقبت نسبت هوا به سوخت

مراجع:

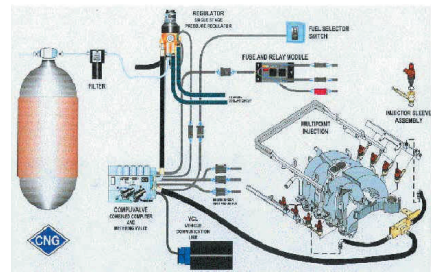
۱. پیروزپناه، وهاب. فیروزگان، علیرضا و رستمی، محمدرضا. طراحی سوخت آمای گازی مناسب برای موتور خودروی پیکان دومین همایش موتورهای درونسوز دوگانه سوز (بنزین + گاز طبیعی فشرده)، شرکت تحقیقات موتور ایران خودرو
۲. موسی زاده، مهدی. فیروزگان، علیرضا و رستمی، محمدرضا. مطالعه تجربی تأثیرات نسبت هوا به سوخت بر عملکرد آلاینده‌گی خودروی پیکان دوگانه سوخت افشانه ای (بنزین+گازطبیعی) هفتمین کنفرانس بین المللی مهندسی مکانیک، اردیبهشت ۱۳۸۲، دانشگاه فردوسی مشهد، مقاله شماره ۴۰
۳. Patrick. Mc. Geer. Methane Fuel for the future. Proceeding of the World Conference, ۱۹۸۲.
۴. Gupta, H. N. and Prasad, G. Performance and Emission Prediction for Natural Gas Fueled Spark Ignition Engine. I. C. Engines and Combustion, Narosa Publishing House, ۲۰۰۰.
- ۵- پیروزپناه، وهاب. فیروزگان، علیرضا و رستمی، محمدرضا و موسی زاده، مهدی. بررسی عملکرد، آلاینده‌گی و مصرف سوخت در انواع مختلف خودروهای گاز طبیعی - سوز. دومین همایش بین المللی موتورهای درونسوز، شرکت تحقیق، طراحی و تولید موتور ایران خودرو، مقاله شماره
- ۶- کلاتتری، کیوان. فیروزگان، علیرضا، رستمی، محمدرضا. مرادی، امین. موسی زاده، مهدی. اسلامی نژاد، پدram مراحل کالیبراسیون خودرو پیکان افشانه ای با سوخت گاز
۷. Bosch. Automotive handbook. ۴th edition, October ۱۹۹۶.
۸. Mathur, H.B. Alternate Fuels for Automobiles: Prospects, Problems and Possibilities. I.C. Engines and Combustion, Narosa Publishing House, ۲۰۰۰.
۹. Fuel system pressure control improves NGV performance. SAE.No.۹۶۰۸۵۱
۱۰. Conti, L. Ferrera, M. Garlaseo, R. Volpi, E. Rationale of dedicated low emitting CNG cars. Fiat Research Center. SAE No. ۹۳۲۷۶۳. ۱۹۹۳.



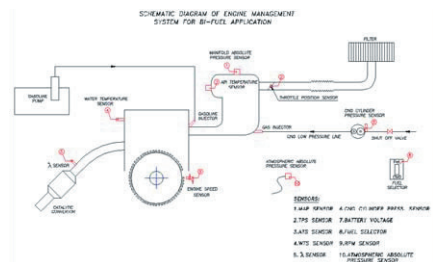
شکل ۴- طرحواره نمونه از سامانه های کاملا مکانیکی بدون بازخورد تنظیم سوخت (سامانه های نسل اول)



شکل ۵- طرحواره نمونه از سامانه های نسل دوم



شکل ۶- سامانه پاشش چند نقطه ای با مراقبت حلقه بسته نسبت هوا به سوخت



شکل ۷- طرحواره سامانه های دوگانه سوز یکپارچه

کرم ابریشم



کرد. در حقیقت این موشک محصول تکنولوژی دهه پنجاه روسیه است و خیلی به درد نبردهای پیچیده امروزی نمی خورد.

جنبه‌های طراحی و مشخصات فنی موشک شکل کلی موشک شبیه به یک هواپیمای کوچک با بالهای تاشو است. در حین توسعه موشک چینی‌ها متوجه شدند موشک ضد کشتی شانگ یو فقط توسط شناورهای کوچک با امکانات الکترونیک کم قابل استفاده است. هنگامی که موشک برای کشتی‌های بزرگتر با تجهیزات الکترونیکی پیچیده‌تر و بزرگتر توسعه می‌یافت مشکلاتی در انطباق آن با شناورهای بزرگ آشکار شد. این عدم انطباق منجر به احتراق ناگهانی و بعضاً انفجار در زمانیکه تمام سیستم‌های الکترونیک کشتی در حداکثر عملکرد هستند می‌شد.

دستور حل مشکل صادر شد و چاره این مشکل موشک‌های-یینگ بود. که البته به علت آشفتگی‌های داخلی همچون انقلاب فرهنگی در چین، این موشک تا دهه ۱۹۸۰ به سرانجام نرسید. و این بسیار دیرتر از برنامه

موشک برای هدف قرار دادن تاسیسات ساحلی هم استفاده شد.

در جنگ‌های خلیج فارس ۱۹۹۱ و ۲۰۰۳ هم عراق بار دیگر از این موشک استفاده کرد اما موفقیت چندانی کسب نکرد.

در جریان جنگ سال ۲۰۰۶ اسرائیل و حزب‌الله پس از اصابت موشک به یک فروند ناوشکن پیشرفته اسرائیلی در ابتدا اسرائیلی‌ها اعلام کردند که ناوشکن SAAR-۵ توسط یک فروند موشک ایرانی پیروزی ۷۵ برگرفته از کرم ابریشم که در اختیار حزب‌الله قرار گرفته غرق شده است. اما به زودی اعلام کرد که این کار توسط مدل پیچیده‌تر و امروزیت‌نور برگرفته از موشک C-۸۰۲ صورت گرفته است که توسط ایران تولید شده و در اختیار حزب‌الله قرار گرفته است. هرچند که ایران بارها این خبر را تکذیب کرد.

در مقایسه با دیگر موشک‌های هم کلاس این موشک خیلی پیچیده و مدرن نیست اما به دلیل سرچنگی بزرگ و قوی خود در صورت برخورد صدمات بسیار جدی به هدف خود وارد خواهد

برای آنهایی که با جنگ خلیج فارس اول (غربی‌ها به جنگ هشت ساله دفاع مقدس جنگ خلیج فارس اول و به جنگ ۱۹۹۱ جنگ دوم خلیج فارس می‌گویند) آشنایی دارند واژه کرم ابریشم نه تنها یادآور نام نوعی حشره است بلکه تداعی گر نقش موثر موشکی با همین نام است که در آن سالها به طور گسترده مورد استفاده طرفین قرار گرفت. SILK WORM یا کرم ابریشم نامی بود که ناتو برای موشک چینی HY-۲ Haiying انتخاب کرده بود. نام دیگر این موشک ۲۰۱-C است.

تاریخچه

موشک سی اس اس ۳ کرم ابریشم یا های-یینگ-۱ و ۲ (HY-۱,۲) برگرفته از موشک سان یو که خود برگرفته از موشک روسی پی-۱۵ ترمیت (نام ناتو اس اس ان-۲ استیکس) است. کار توسعه اولین گونه موشک ترمیت از اوایل دهه ۵۰ میلادی توسط کمیته طراحی رادوگا آغاز گشت. در سال ۱۹۵۸ این موشک به چین صادر شد و بلافاصله این کشور به فکر ساخت این موشک افتاد. سی اس اس ان-۲ و سی اس اس ان-۱ اسکراب برایش مدل‌های کشتی پرتاب و سی اس اس سی-۲ کرم ابریشم و سی اس اس سی-۳ سیر سوکر مدل‌های دفاع ساحلی این موشک هستند.

موشک کرم ابریشم توسط انستیتو مکانیک که تحت مدیریت تسیین-هسیو شن اداره می‌شد از روی مدل روسی پی-۱۵ ترمیت توسعه یافت. او دوره کارشناسی و کارشناسی ارشد خود را قبل از اخراج از آمریکا به علت داشتن تفکرات کمونیستی، در دانشگاه‌های MIT و CALTECK گذرانده بود.

این موشک به همراه مدل روسی خود پی-۱۵ به طور گسترده در نبردهای دریایی ۱۹۸۵-۱۹۸۸ بین ایران و عراق مورد استفاده قرار گرفت. این درگیری در حقیقت سومین موج از جنگ‌هایی تحت عنوان جنگ نفت کش‌ها بود. هر دو کشور درگیر توسط چین به این سلاح تجهیز شده بودند.

از ابتدای سال ۱۹۸۵ تا شش ماه اول ۱۹۸۷ در مجموع ۶۷۴ کشتی مورد حمله طرفین قرار گرفت که در این میان موشک کرم ابریشم نقش به‌سزایی در انهدام و غرق کشتی‌های طرفین درگیری داشت. علاوه بر انهدام کشتی‌ها از این

مشخصات موشک

طول: ۷/۳۶ متر

سازنده:

قطر بدنه

عرض بال

وزن: ۲۹۸۸ کیلوگرم

محموله: ۵۱۳ کیلوگرم

برد: ۸۰ کیلومتر

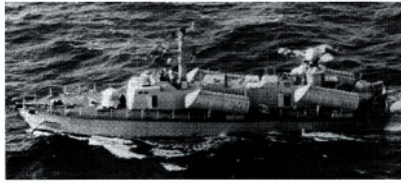
پیشران: موتور سوخت مایع به همراه
بوستر سوخت جامد برای مرحله آغازین
پرواز



وضعیت عملیاتی

موشک های-پینگ-۱ (HY-۱) بر گرفته از موشک روسی پی-۱۵ ترمیت است (نام ناتو سی اس اس ۳ استیکس) سی اس اس ۳ کرم ابریشم (SILK WORM) نام نهاد. مدل روسی موشک به طور گسترده به کشورهای مختلف از جمله آذربایجان، آلمان، آنگولا، الجزایر، ایران، بلغارستان، چین، کرواسی، کوبا، مصر، اتیوپی، فنلاند، گرجستان، هند، اندونزی، عراق، کره شمالی، لیبی، لهستان، رومانی، صربستان، سوریه، سومالی، تونس، اوکراین، ویتنام و یمن صادر شد و در نبردهای مختلفی از جمله جنگ ۱۹۶۷ و ۱۹۷۳ اعراب و اسرائیل و ۱۹۷۱ هند و پاکستان و ۱۹۸۰ تا ۱۹۸۸ ایران و عراق و ۱۹۹۱ و ۲۰۰۳ عراق و آمریکا و متحدینش.

چین موشک پی-۱۵ ترمیت را در سال ۱۹۵۸ خریداری کرد و اندکی بعد شروع به ساخت نمونه‌ای داخلی از آن کرد. حداقل چهار نمونه از این موشک توسط چین ساخته شد و به به طور گسترده به کشورهای ایران، عراق و کره شمالی صادر کرد. پس از سلسله مذاکراتی بین وزیر امور خارجه وقت آمریکا و همتای چینی‌اش، در ۱۹۸۸ چین قطع صدور این موشک را به ایرن پذیرفت و این زمانی بود که ایران درگیر شدیدترین نبرد دریایی تاریخ معاصر خود بود. هرچند به احتمال



A Russian 'Osa 2' class missile boat with four SS-N-2C 'Styx' missile canisters (US Navy) 0517478



A line diagram of an SS-N-2C 'Styx' missile (Peter Humphris) 0517718

کننده- شلیک کننده) اطلاعات دقیقی در دست نیست ولی TEL مدل روسی این موشک (پی-۱۵ ترمیت) بر مبنای MAZ-۵۴۳ که برای موشک‌های اسکاد-بی و اسکاد-سی مورد استفاده قرار می‌گیرند ساخته شده است. TEL موشک از یک رادار جستجوگر که در زمان به کار گیری در جلوی آن برپا می‌شود بهره جسته که این رادار تا فاصله ۳۵ کیلومتری موشک را به سوی اهداف هدایت می‌کند و برای زدن اهداف با فواصل بیشتر بایستی از رادار کشتی‌های نزدیکتر به هدف یا هلیکوپترهای KA-۲۵، KA-۲۷ استفاده کرد.

طول TEL موشک برابر با ۱۳/۹۵ متر و عرض آن ۳/۱۵ متر و ارتفاع آن ۴/۰۵ متر است. وزن آن با تمام تجهیزات و ادوات ۴۰۹۰۰ کیلوگرم است و دارای شش خدمه بوده و سرعت آن در جاده‌ها ۶۰ کیلومتر بر ساعت است.

نکته قابل تامل دیگر زمان اولین آزمایش موشک توسط دو کشور ایران و عراق است. عراقی‌ها اولین بار موشک فاو ۷۰ را در نمایشگاه هوایی بغداد در ۱۹۸۹ به نمایش گذاشتند و به احتمال زیاد در همان سال اولین آزمایش پرواز را بر روی موشک انجام دادند. و از آن در جنگ سال ۱۹۹۱ استفاده کردند. اما نمونه ایرانی این موشک در سال ۱۹۹۶ تکمیل شد و مورد آزمایش قرار گرفت. در حالی که تقریباً دو طرف در یک زمان به این موشک دست یافته بودند.

زمانبندی شده برای نصب موشک بر روی ناوشکن‌های کلاس لورا بود. به همین جهت هیچ یک از این ناوشکن‌ها به این موشک تجهیز نشدند. موشک‌های سان یو خیلی زود از رده خارج شدند و جای خود را به موشک‌های های پینگ (HY) دادند.

ایران این موشک را در ۱۹۸۷ خریداری کرد و پس از دریافت آن درصدد ساخت آن توسط صنایع داخلی برآمد. و پس از تحریم کامل موشکی ایران در ۱۹۸۸، انگیزه‌های این کشور برای پیشرفت در این زمینه قوت گرفت. آخرین نمونه ایرانی این موشک، پیروزی-۷۵ بود که آخرین بار در مانور دریایی زمستان ۲۰۰۶-۲۰۰۷ آن را مورد آزمایش داد.

این موشک دارای ۶/۵ متر طول و ۲/۵ متر عرض با بالهای باز است. و بالهای آن از نوع تاشو می‌باشد. وزن سرنگی آن ۵۱۳ کیلوگرم و حداکثر برد آن ۸۰ کیلومتر و حداقل برد آن ۸ کیلومتر است. قطر بدنه آن ۰/۷۸ متر و وزن پرتاب آن ۲۹۸۸ کیلوگرم است. گزارش‌های تایید نشده‌ای حاکی از وجود مدل‌هایی با سرنگی کوچکتر و سوخت بیشتر برای دستیابی به برد ۱۰۵ کیلومتر است.

موتور موشک از نوع سوخت مایع بوده و از یک بوستر سوخت جامد در لحظه اول پرتاب برای قرار گرفتن در مسیر پرواز استفاده می‌کند و پس از این کار بوستر از موشک جدا می‌شود. سوخت موشک از نوع UDMH, AMINE است تا از احتمال آتش‌گیری و خوردگی سیستم‌ها بکاهد. توان موتور ۱۲ تن است. این موشک در مرحله نهایی مسیر از رادار فعال استفاده می‌کند. رادار این موشک از امکانات ضد جنگ الکترونیک (ECCM) و نیز دقت بیشتر نسبت به پیشینیان بهره می‌برد. بنا بر گزارش‌های تایید نشده سرعت موشک ۱/۳ ماخ است. اما به نظر می‌رسد که سرعت این موشک بین ۰/۷ تا ۸/۰ ماخ باشد.

هدایت موشک در مرحله میانی مسیر توسط خلبان خودکار یا هدایت توسط فرامین رادیویی صورت می‌گیرد. و در مرحله نهایی مسیر هدایت توسط رادار فعال در باند I یا مادون قرمز انجام می‌شود.

ارتفاع پرواز موشک بین ۵۰ تا ۳۰۰ متر و از پیش قابل تنظیم است. که مسیر پرواز شامل یکسره در ارتفاع بسیار موثر ۲-۳ متر در مرحله نهایی مسیر است.

در مورد TEL موشک (حمل کننده- برپا





بسیار زیاد روند صدور موشک تا ۱۹۸۹ کماکان ادامه یافت. هم ایران و هم عراق پس از دریافت این موشک درصدد ساخت آن برآمدند. پس از قطع کامل صدور این موشک به ایران انگیزه‌های این کشور برای ساخت این موشک بیشتر شد. موشک پیروزی-۷۵ که در ۱۹۹۶ برای اولین بار آزمایش شد آخرین نمونه تلاش‌های ایران در این زمینه بود. در آخرین مانور دریایی ایران در خلیج فارس (زمستان ۲۰۰۶-۲۰۰۷) بار دیگر این موشک توسط نیروی دریایی سپاه پاسداران مورد استفاده قرار گرفت. عراق هم خانواده‌ای از موشک‌های فاو را با اقتباس از موشک کرم‌بریشم (و یا ترمیت) ساخت که آخرین نمونه آن یعنی فاو ۲۰۰ دارای ۲۰۰ کیلومتر برد بود. مدل عراقی فاو تنها در طول و حمل سوخت بیشتر با نمونه چینی و روسی متفاوت بود ولی به نظر می‌آید ایرانیها سیستم‌های پیشرفته و هدایت این موشک را هم دستکاری کرده‌اند.

نکته قابل تامل دیگر زمان اولین آزمایش موشک توسط دو کشور ایران و عراق است. عراقی‌ها اولین بار موشک فاو ۷۰ را در نمایشگاه هوایی بغداد در ۱۹۸۹ به نمایش گذاشتند و به احتمال زیاد در همان سال اولین آزمایش پرواز را بر روی موشک انجام دادند. و از آن در جنگ سال ۱۹۹۱ استفاده کردند. اما نمونه ایرانی این موشک در سال ۱۹۹۶ تکمیل شد و مورد آزمایش قرار گرفت. در حالی که تقریباً دو طرف در یک زمان به این موشک دست یافته بودند.

خانواده موشک ترمیت که در غرب به استیکس معروف است و پدر تمامی انواع کرم‌بریشم و فاو و پیروزی است از اوائل دهه ۸۰ به طور کامل در ارتش روسیه با موشک‌های جدیدتر جایگزین شده است. اما در بسیاری از کشورهای وارد کننده آن کماکان مورد استفاده قرار می‌گیرد.

اشتباه در نام گذاری

نام کرم‌بریشم (Silkworm) تا حدی اشتباه است. این نام ظاهراً برای هر دو موشک HY-۱ و HY-۲ به کار می‌رود. نام عددی که چینی‌ها به کار می‌برند، C-۲۰۱ است. موشک HY-۱ که کد ناتوی آن CSS-C-۲ است دو عنوان Silkworm و Sea Eagle را به خود گرفته است. و موشک HY-۲ که کد ناتو آن CSS-C-۳ است سه نام Seersucker و Sadsack و Silkworm را به خود اختصاص داده است. این همان موشکی است که چین به کشورهای خاورمیانه صادر کرده است.

ناسا جانشین هابل را معرفی کرد

آژانس فضایی آمریکا، ناسا، از مدلی از یک تلسکوپ فضایی که دانشمندان می‌گویند قادر به رؤیت دورافتاده‌ترین گوشه‌های کیهان خواهد بود پرده‌برداری کرد. تلسکوپ فضایی "جیمز وب" (JWST) قرار است جایگزین تلسکوپ پا به سن گذاشته هابل شود.

ابعاد این تلسکوپ بزرگتر از هابل است و دارای آینه‌ای عظیم خواهد بود که بر قدرت رصدگری آن می‌افزاید و به علاوه نسبت به هابل دورتر از زمین مستقر خواهد شد. مقام‌های ناسا گفتند استقرار این تلسکوپ، که به بزرگداشت یکی از مدیران سابق ناسا "جیمز وب" نام‌گذاری شده است، برای ماه ژوئن ۲۰۱۳ برنامه‌ریزی شده است.

تلسکوپ هابل که نام خود را از منجم بزرگ آمریکایی ادوین هابل گرفته در سال ۱۹۹۰ پرتاب شد و مجهز به آینه‌ای به قطر ۲/۴ متر بود. ماکت این تلسکوپ (جیمز وب) در ابعاد واقعی در محوطه موزه ناسا در پایتخت آمریکا به نمایش گذاشته شده است. این تلسکوپ ۴/۵ میلیارد دلاری در فاصله حدوداً ۱/۵ میلیون کیلومتری از زمین مستقر خواهد شد. طول آن ۲۴ متر و ارتفاع آن ۱۲ متر خواهد بود و حاوی آینه‌ای مرکب از آینه‌های شش ضلعی به قطر ۶/۵ متر یعنی تقریباً سه برابر قطر آینه هابل خواهد بود.

هابل که در سال ۱۹۹۰ پرتاب شد عکس‌هایی از منظومه شمسی، ستارگان و سیارات دورافتاده و کهکشان‌هایی که کمی پس از انفجار بزرگ متولد شدند تهیه کرده است.

اما دانشمندان می‌گویند تلسکوپ فضایی "جیمز وب" به آن‌ها امکان خواهد داد نگاهی عمیق‌تر به کیهان بیاندازند و حتی ریشه‌های پیدایش کیهان را تا جاهای عمیق‌تر دنبال کنند.

عمر تلسکوپ جیمز وب پس از پرتاب در حدود ۱۰ سال رقم زده می‌شود. تا آن زمان تلسکوپ پیشکسوت هابل که اکنون ۱۷ ساله است به کار خود ادامه خواهد داد. ناسا قصد دارد یکی از ماموریت‌های شاتل در سال آینده میلادی را به سرویس هابل اختصاص دهد.

□ غلامرضا علیزاده

منبع: www.bbcpersian.com

اخبار

پرده برداری از یک پهپاد

دوربرد جدید

نیروی هوایی رژیم صهیونیستی از پرده‌برداری یک پهپاد بزرگ و دوربرد جدید خبر داد. این پهپاد که ایتان (Eitan) نام دارد و با نام "هرون ۲" نیز شناخته می‌شود، دهنه بالی برابر با دهنه بال هواپیمای بوئینگ ۷۳۷ دارد. این پهپاد تاکنون ساعات پروازی زیادی را پشت سر گذاشته است.

ایتان برای انجام ماموریت مراقبت و جمع‌آوری اطلاعات جاسوسی مورد استفاده قرار خواهد گرفت و برای ایفای نقش به عنوان یک پهپاد رزمی برای رهگیری موشک‌های بالستیک در مرحله افزایش سرعت موشک و تهاجم زمینی به پرتابگرهای موشک نیز مدنظر می‌باشد. این پهپاد همچنین به همراه "ایگل" برای انجام ماموریت‌های سوخت‌رسانی هوایی مدنظر می‌باشد و شرکت "تکنیکون"، در حال تکمیل یک سامانه سوخت‌رسان پیش‌نمونه برای این پهپاد می‌باشد. بدین ترتیب، رژیم صهیونیستی به جمع "نورثروپ گرومن" و شرکت جنگ‌افزارسازی اروپایی MBDA می‌پیوندد که در حال مطالعه بر روی سوخت‌گیری هوایی با کمک پهپادها می‌باشند.

□ حمید ملکی

مجله صنایع هوایی



طی سالهای اخیر که مسابقه تسلیحاتی، همه گیر شده و حتی کشورهای کوچک نیز با حرص و ولع بر انبار انواع سلاح‌های خود می‌افزایند. نام چند نوع هواپیما به عنوان بهترین سلاح نیروی هوایی زیاد به گوش می‌خورد. این هواپیماها عبارتند از: فانتوم امریکایی و میراژفرانسوی و بالاخره میگ روسی و آنچه در زیر می‌خوانید گزارشی است که سرگذشت طراح و سازنده هواپیمای معروف میگ را دربر دارد و نیز چگونگی ساختن این هواپیما که نوع میگ ۲۳ آن رقیب شانه به شانه فانتوم‌های امریکایی است و مخصوصاً مصریان برای دریافت آن از شوروی تلاش بسیار کردند که گویا این تلاش با ناکامی روبرو بوده است و شاید به همین خاطر است که اسرائیل با داشتن فانتوم‌های امریکایی خود را از حریف برتر و قدرتمندتر می‌بیند و طبعاً در گیرودار مناقشات خاورمیانه عربی از موضع قدرت سخن می‌گوید.

در سال ۱۹۴۱ هنگامی که نیروهای آلمان هیتلری اتحاد جماهیر شوروی را مورد تجاوز و حمله قرار دادند، تنها هواپیماهای مدرنی که در آسمان روسیه با آنها مواجه شدند، شکاری‌های نوع "میگ-۱" بودند که اولین مرتبه توسط "میکویان" همان جوان گمنام ارمنی ساخته شد. پنج سال بعد میکویان در حالی که هنوز نامی از او در خارج از روسیه وجود نداشت، اولین هواپیمای توربوجت را ساخت و در نوامبر ۱۹۵۰ هواپیماهایی با زاویه سوئیپ رو به عقب را به وجود آورد.

آرتم میکویان، طراح اولین هواپیماهای سریع‌تر از صوت روسی از نوع "میگ-۱۹" و "میگ-۲۱" است و بالاخره این نابغه صنعت هواپیمایی طراح هواپیمای میگ ۲۳ می‌باشد که در جهان امروز غوغایی به پا کرده است و به اعتباری سریع‌ترین هواپیمای در حال خدمت بین کلیه هواپیماهای شکاری نیروهای هواپیمایی جهان به شمار می‌رود. در جشن شصتمین سال تولدش، به خاطر زحمات ذی‌قیمتی که در نیم قرن خدمت‌گذاری خود به نیروی هوایی روسیه کرده بود، به دریافت دو مدال قهرمانی کار سوسیالیستی و جایزه لنینی نائل آمد.

سرگذشت خواندنی میکویان

□ حامد جعفری

Ref: www.BCATC.ir

خلاصه‌ای از خدمات هواپیمایی او به رشته تحریر در آمده است:

میکویان، مهندس و طراح زبردست و مشهور شکاری‌های سریع اتحاد جماهیر شوروی، در پنجم اوت ۱۹۰۵ در دهکده "سانالین" دیده به جهان هستی گشود. سال‌های کودکی را در محل زادگاهش گذرانید، تا این که بالاخره زمان هجرت فرا رسید و برای همیشه دهکده کوچک و آرام "سانالین" را به قصد سکونت در شهر مسکو، پایتخت روسیه شوروی ترک گفت. در اثر تمایل و علاقه زیادی که به کارهای طراحی

و تراشکاری داشت، بعد از چندی وارد کارگاه مکانیکی و تراشکاری شد. دوران جوانی را به شاگردی نزد استاد تراشکار در (رستو) مسکو گذرانید تا این که بالاخره در سال ۱۹۲۵ که بیستمین بهار زندگی را آغاز کرده بود به منظور انجام خدمت نظام وظیفه عمومی به خدمت نیروی هوایی شوروی احضار و یک سال بعد به آکادمی نیروی هوایی (زوکووسکی) اعزام شد و در آنجا با کمک دو نفر از دانشجویان دیگر، طرح اولین هواپیمای شکاری روسی را ریخته و به مرحله عمل در آورد. هواپیمای مزبور از نوع "اوکتیابرونوک"



که میکویان و همکارش برای آن در نظر گرفته بودند نبود، لذا گروه طراحی میکویانس-گورویچ مجبور شد از موتورهای قبلی میکویولین که عملاً مورد آزمایش قرار گرفته و دوران تکامل را طی می‌کرد استفاده کنند.

در آن زمان کمبود آلیاژهای سبک موجب می‌شد که در اکثر قسمت‌ها از چوب و لوله‌های به هم جوش خورده استفاده شود. اما جزئیات طرح هواپیمای "آی-۶۱" به موازات ساختمان موتور آن پیش می‌رفت. و بالاخره در مدت ۴ ماه، دوران اولیه را طی کرده و تکمیل شد. اولین پرواز آن روز پنجم آوریل ۱۹۴۰ انجام شد و بعد از هفت هفته در بیست و پنجم ماه مه همان سال در یک آزمایش، سرعت پرواز افقی آن به ۴۰۲ مایل در ساعت رسید که این حداکثر سرعتی بود که تا آن زمان هواپیمای روسی پرواز کرده بودند. بدین ترتیب ساخت شکاری‌های "میگ-۱" آغاز گردید. هم‌زمان با تشکیل "میگ-۱" عملیات ساختمانی نوعی هواپیمای موسوم به "آی-۲۰۰" نیز ادامه می‌یافت.

ساختمان شکاری اخیر در اوایل سال ۱۹۴۱ پایان یافت، و این اولین هواپیمای روسی بود که در تونل آیرودینامیکی با جریان باد بسیار سریع، مورد آزمایش قرار می‌گرفت. چندی نگذشت که هواپیمای "میگ-۳" جانشین "میگ-۱" شده و قبل از پاییز ۱۹۴۱ آماده بهره‌برداری گردید. مرغوب بودن موتورهای نوع "آر-ام - ۳۸" سبب شد که در نوامبر ۱۹۴۱ تولید موتورهای "آر-ام - ۳۵" کاهش یابد. در این موقع احتیاج به شکاری‌های نوع میگ بیش‌تر احساس شد به طوری که در بهار ۱۹۴۲ جمعا ۲۱۰۰ شکاری از نوع "میگ-۱" و "میگ-۳" ساخته شده بود. و تنها موتور نیرومندی که می‌توانست جایگزین موتورهای "آر-ام - ۳۵" شود، موتور جدید ۱۴ سیلندری از نوع "ام-۸۲" بود که در ماه مه ۱۹۴۱ ساختن آن آغاز گردید.

در سال ۱۹۴۳ سرعت شکاری "آی-۲۳۱-۲" د" که به موتور "میکویولین"، "آ-ام - ۳۹" مجهز بود به ۴۳۹ مایل در ساعت معادل ۷۰۷ کیلومتر در ارتفاع ۲۳,۲۹۵ پایی رسید و در سال ۱۹۴۳ میکویان و گورویچ اولین شکاری روسی را از نوع "آی-۲۲۴" توانستند با سرعتی متجاوز از ۴۵۱ مایل در ساعت در ارتفاع ۳۲,۸۱۰ پا به پرواز درآورند. این رکورد سرعتی بود که تا آن زمان هواپیمای روسی توانسته بودند بشکنند. توجه میکویان و گورویچ اصولاً به تکمیل و توسعه شکاری‌های مجهز به موتور توربوجت معطوف

رساندن نظرات خود مرتب توسط گورویچ کمک می‌شد. هنگامی که در سال ۱۹۳۹ ابلایغیه‌ای از طرف نیروی هوایی روسیه به عنوان مؤسسات هواپیماسازی صادر و در آن درخواست ساختن شکاری‌های یک نفره که قادر به انجام عملیات رزمی قابل توجه در ارتفاعات متجاوز از ۲۰,۰۰۰ پا باشند شده بود، گورویچ و میکویان دو دوست صمیمی، تصمیم گرفتند که اجرای این عمل را به مسابقه گذارند. تصمیمی که آن‌ها گرفتند از لحظات اول مشخص بود که تاثیر عمیقی در توسعه و تکامل شکاری روسی گذاشته و نفوذ آن مسیر صنعت هواپیمایی شوروی را در یک ربع قرن بعد عوض خواهد کرد. بعد از تأسیس قسمت جدید طراحی یا "او-کی-بی" میکویان و گورویچ طرح هواپیمای بال پایین "کنتی لور" را آغاز کردند. هواپیمای مزبور با نوع جدیدی از موتور "میکویولین" که دارای دوازده سیلندر بود مجهز شد که نیرویی برابر با ۱۳۵۰ اسب بخار هنگام بلند شدن از زمین، و ۱۲۰۰ اسب بخار در ارتفاع حدود ۲۰,۰۰۰ پا تولید می‌کرد. اما این موتور سنگین و کاملاً مناسب برای ایفای نقشی

و بسیار سبک وزن و با بال‌های فلپ دار و مجهز به موتوری به قدرت هیجده اسب بخار، آن روزها در نوع خود شایان توجه بود. بعد از ترک آکادمی در سال ۱۹۳۷ بی‌درنگ به انجمن طراحان شکاری‌های روسی که توسط "نیکولای پولیکاریوف" کارفرمایی می‌شد ملحق و مشغول به کار شد. در آن موقع "شرباکوف" یکی از طراحان دسته‌ی "پولیکاروف" سرگرم تکمیل یک نوع از چند نوع شکاری دو باله با چرخ‌های جمع‌شونده به نام "آی-۱۵۳" بود. در سال ۱۹۳۸ ماموریت طراحی شکاری مذکور به میکویان که دوران سسی و سه سالگی را طی می‌کرد واگذار گردید.

در این هنگام که میکویان نقشه‌ی توسعه‌ی شکاری‌های ممانعتی را در مغز خود می‌پروراند، با طرح دوستی تازه‌ای که با "میخائیل گورویچ" معاون کل بخش طراحی ریخت توانست اوقات بی‌کاری را به مطالعه‌ی تعدادی طرح‌های مختلف به منظور طرح شکاری‌هایی که به مراتب از شکاری "آی-۱۵۳" کامل‌تر و مجهزتر بودند اختصاص دهد او در راه به ثمر

بود و بالاخره در ماه مارس ۱۹۴۵ هواپیمای جت نوع "آی-۲۵۰-ان" را به پرواز درآوردند. شکاری "وی - کی-۱۰۷-آر" که دارای موتور کمکی جت و موتور پیستونی بود، با نیرویی برابر با ۲۸۰۰ اسب بخار در ارتفاع ۲۲,۹۶۵ پا به پرواز درآمد و در مه ۱۹۴۵ شکاری "آی-۲۵۰-ان" با سرعت ۵۱۳ مایل در ساعت، در ارتفاع ۲۵,۹۵۰ پا پرواز کرد. در این هنگام بود که میکویان و همکارش بیشتر توجه خود را معطوف به ساختن شکاری‌های تمام جت کرده و طرح هواپیمایی اخیر را با سرعت ۱۱۳۰ مایل در ساعت و با سقف پرواز ۳۶,۷۴۵ پا و وزن ۸۱۱۳ پوند و دارای یک مسلسل سنگین ۲۴ میلی‌متری به مرحله عمل درآوردند.

اولین شکاریهای جت روسی :

گرچه تهیه‌ی موتورهای توربوجت از سالهای ۱۹۲۰ به بعد مرتباً در شوروی مورد بررسی و تحقیق بود اما تا سال ۱۹۴۵ طراحان هواپیمایی در ساختن جت‌های مافوق صوت عملاً پیشرفت چندانی نداشتند.

در سال ۱۹۳۸ ا. ام. لیبولکا و همکارانش در شوروی مشغول کار و آزمایش موتورهای جت توربینی بوده و چنین پیش‌بینی می‌کردند که این نوع موتور با داشتن ۱۱۰۲ پوند وزن نیرویی برابر با ۱۳۲۳ پوند رانش تولید خواهد کرد. اما بالاخره آن‌ها در سال ۱۹۴۲ بعد از زحمات فراوان دست از ادامه کار کشیدند. بر حسب تصادف در اواخر سال ۱۹۴۴ تعدادی از شکاری‌های آلمانی که دارای موتور توربوجت بودند به دست نیروهای روسی افتاد و این شکاری‌ها به منظور بررسی ساختمان آن‌ها بلافاصله به موسسات تحقیقاتی فرستاده شد و بی‌درنگ از روی شکاری‌های آلمانی کپی ساخته و مورد استفاده قرار گرفت بدین ترتیب در فوریه ۱۹۴۵ گروه طراحان "میکویان گورویچ" مشغول ساختن شکاری‌های جت یک‌نفره از نوع "آی - ۳۰۰ - اف" شدند.

سرعت شکاری مذکور ۵۶۰ مایل در ساعت، معادل ۹۰۰ کیلومتر در ساعت، بود که به دو موتور جت مجهز و وزن آن در حدود ۱۱۰۲۳ پوند و اولین هواپیمای روسی بود که چرخ زیر دماغ داشت و ظرفیت سوخت آن ۱۵۹۵ لیتر بود که در مخازن بدنه و بال جای می‌گرفت.

سه هواپیما به عنوان نخستین نمونه ساخته شد و اولین آن‌ها در ۲۴ آوریل ۱۹۴۶ به خلبانی

"الکسی گرین چیک" به پرواز درآمد و در آزمایشات مرحله دوم حد متوسط سرعت ۴۶۶ مایل در ساعت و در دوره بعد سرعت هواپیما در ارتفاع ۱۶۴۰۰ پا به ۵۶۶ مایل در ساعت رسید. یک روز هنگامی که نظریه‌ی "گرین چیک" را درباره‌ی هواپیمای نوع "آی-۳۰۰" خواستند او چنین اظهار داشت:

"هواپیمای خوبی است، اما بعد از یک پرواز نیم ساعته با آن، انسان احساس می‌کند که چشمش درون کاسه در حال ارتعاش است."

روز ۲۴ مه درست یک ماه بعد از اولین پرواز آزمایشی "گرین چیک" با اولین نمونه "آی-۳۰۰" این خلبان ماهر ضمن یک پرواز سریع آزمایشی با هواپیمای مذکور در ارتفاع چند صد متری ناگهان دماغه هواپیما متوجه زمین فرودگاه شده و با شدت تمام سقوط کرد و هواپیما به کلی متلاشی شد و خلبان آن جان سپرد.

علت اصلی سقوط زمانی که "مارک گالانی" خلبان معروف روسی آزمایش یکی دیگر از دو هواپیمای "آی-۳۰۰" را به عهده گرفت، کشف گردید. گالانی با اولین پرواز آزمایشی علت سقوط را به طور سر بسته نتیجه شتاب‌زدگی در ساختن هواپیمای "آی-۳۰۰" ذکر کرد. بعد از آزمایشات مکرر بعدی تصمیم بر آن شد که در ساختمان این نوع شکاری‌ها تغییراتی داده شود. بالاخره در روز ۱۸ اوت ۱۹۴۶ که سال‌روز هواپیمایی شوروی بود، یک فروند از این شکاری‌ها بر فراز "توشینو" پرواز و به معرض نمایش عمومی گذارده شد.

یک روز بعد "آرتم میکویان" به مسکو احضار و به او دستور داده شد که به منظور تهیه شکاری‌های جدید هر چه زودتر دست به کار شود، و می‌بایست ۱۵ فروند هواپیما را طوری آماده کند که بتواند روز هفتم نوامبر ۱۹۴۶ در رژه انقلاب اکتبر شرکت جویند. ضمناً به او دستور داده بودند که تا تکمیل و تحویل شکاری‌های مورد نظر باید در کارگاه بماند و حق بازگشت به مسکو را نخواهد داشت. شکاری‌های مذکور می‌بایست کاملاً معادل با هواپیماهای آزمایش شده و در مدت دو ماه و نیم آماده پرواز شوند. لوازم و ابزار و ماشین‌آلات مورد احتیاج، اگر چه تا حدی ناقص بود، بی‌درنگ آماده گردید و به هر نحوی بود در اثر کار شبانه‌روزی طراحان و استاد کاران و کارگران اولین فروند از هواپیماهای مورد نظر در مدت ۴ هفته تمام شد و جهت انجام پرواز آزمایشی توسط قطار مخصوصی به مسکو حمل گردید.

دومین هواپیما در پنجم اکتبر و بالاخره پانزدهمین آن‌ها در بیست و یکم اکتبر آماده پرواز شد. هواپیماها بوسیله "گالانی" و "شیانوف" خلبانان با تجربه جنگ جهانی آزمایش شد و بالاخره توسط قهرمان هواپیمایی شوروی "بوکریشکین" مورد بازدید قرار گرفت و



تعلیم خلبان برای پرواز روی این هواپیماها آغاز و به سرعت انجام گرفت و قرار شد که ۱۵ شکاری مزبور در بامداد هفتم نوامبر پرواز جمع خود را انجام دهند، اما تمام این کوشش‌ها بی‌فایده بود زیرا آن روز صبح تمام شهر مسکو در مه غلیظی پنهان بود و در نتیجه پرواز هواپیما به تعویق افتاد. در این موقع به تدریج در ساختمان کلی "میگ ۹" تغییراتی داده شد و سرعت پرواز آن از ۱۳۷ مایل در ساعت به ۵۶۶ مایل ترقی کرد و سرعت اوج‌گیری اولیه‌اش، با وزن عادی، در حدود ۳۱۲۰ پا در دقیقه و در مدت ۴ دقیقه و سه دهم دقیقه به ارتفاع ۱۶,۴۰۰ پا صعود می‌کرد و سقف پرواز آن برابر با ۴۲,۶۵۰ پا بود.

هواپیماهای بال پیکانی شوروی:

مهندسين هواپیمایی شوروی پس از پایان جنگ جهانی دوم طرح ساختمانی هواپیماهای بال پیکانی یا بال عقب رفته را مورد بررسی قرار داده، و عده‌ای از طراحان، من جمله میکویان و گورویچ مشغول مطالعه روی این نوع جنگنده‌ها شدند، و تصمیم بر آن شد که شکاری‌هایی که ساختمان آن‌ها از سال ۱۹۴۷ آغاز می‌شد، دارای بال‌های پیکانی باشند. نتیجه فعالیت آن‌ها شکاری معروف "میگ ۱۵" بود. در این هنگام قوی‌ترین موتورهای جت در روسیه از نوع "آر





دی - ۲۱" با نیروی برابر با ۲۲۰۵ پوند رانش بود. چنین پیش‌بینی می‌شد که با تکمیل آن‌ها، نیرویی دو برابر نیروی فوق تولید خواهند کرد. اولین هواپیمای آزمایشی "آر-دی-۲۱" روز سی ام دسامبر ۱۹۴۷ توسط "یاگوئو" پرواز آزمایشی را انجام داد و یک سال بعد در مارس ۱۹۴۸ هواپیماهای "میگ-۱۵" وارد مرحله ساختمان شدند. و هم‌زمان با این پیشرفت‌ها، نمونه‌هایی از جت‌های "آر-دی-۴۶-اف" و بالاخره از سال ۱۹۴۹ هواپیماهای نوع "میگ-۱۷" ساخته شده و اولین پروازهای آزمایشی را آغاز کردند.

پرواز با سرعت مافوق صوت در شوروی هنگامی که اعضای دسته طراحان "پاول سوخوئی" سرگرم طرح‌ریزی شکاری‌های "اس-یو-۱۹" یعنی رقیب شکاری‌های "میگ-۱۷" بودند گروه طراحان میکویان نیز مشغول طرح‌ریزی هواپیماهای مافوق صوت سرعت بودند. در این موقع گورویچ، رفیق باوفا و همکار فعال میکویان در اثر بیماری ناگهانی دیده از جهان بریست. با وجودی که مرگ او قلب میکویان را عمیقاً افسرده و جریحه‌دار کرد، طراح زبردست بی‌درنگ تصمیم گرفت که به خاطر بزرگداشت روح گورویچ و قدردانی از خدمات مفید او، عنوان میگ را که ترکیبی از دو حرف اول نام خود و حرف اول نام گورویچ بود برای همیشه حفظ و اختراعات بعدی را نیز به همین نام بنامد. در سال ۱۹۵۳ هواپیماهای "میگ-۱۵" با سرعتی مافوق صوت به پرواز درآمد. در سال ۱۹۵۵ شکاری "میگ-۱۹" رکورد سرعت را در ارتفاع ۳۲،۸۱۰ پا که ۱۰۳۳ مایل در ساعت بود، شکست.

پرواز با سرعت دو برابر سرعت صوت:

از اواسط سال ۱۹۵۵ "آرتم میکویان" نظرات خود را به ساختن شکاری‌های ممانعتی یک نفره که قادر باشند با سرعت دو برابر سرعت صوت پرواز کنند معطوف و تحقیقاتی که توسط آژانس "تی-اس" و موسسات معتبر و مجرب دیگر به عمل آمد، نظرات میکویان را عملی تلقی کرده، اظهار داشتند که چنین شکاری‌هایی احتیاج به بال‌های ساده دلتا شکل خواهند داشت. در این هنگام بود که گروه طراحان "میکویان" عملاً "مشغول ساختن دو فروند شکاری شدند. اما یکی از آن‌ها دارای بال‌های دلتا شکل و دیگری

دارای بال‌های پیکانی و فاصله دو نوک بال آن بیشتر بود. بعد از اینکه هردوی آن‌ها آماده شدند روز بیست و چهارم ژوئن ۱۹۵۶ بر فراز "توشینو" به معرض آزمایش گذاشته شدند و مرغوبیت بال‌های دلتا شکل مورد قبول عموم واقع شد.

در سی و یکم ۱۹۵۹ شکاری‌های ممانعتی نوع "میگ-۲۱" توانستند با سرعتی برابر با ۱۴۸۴ مایل در ساعت به پرواز درآیند. و بالاخره نوع معروف "بی-۱۶۶-ای" در ۲۸ آوریل در ارتفاع ۱۱۳،۸۹۲ پا که در آن زمان حداکثر ارتفاعی بود که بشر توانسته بود به پرواز درآید، به حرکت درآمد. از آن به بعد مدل‌های مختلفی از نوع "میگ-۲۱" با طرح‌های "بی-۱۶۶" و نوع "ای" آن و نیز هواپیمای "بی-۲۶۶" و مدل‌های دونفره "میگ-۲ یو-تی" و "بی-۳۳" ساخته شدند. مدل "بی-۳۳" مذکور از لحاظ استفاده‌های بیشتری که در جنگ‌های مختلف داشته و در بین هواپیماهای دارنده دو برابر سرعت صوت مقام اول را به دست آورده، شهرت بسزایی دارد و در خدمت نیروهای هوایی خود شوروی و کوبا، آلمان شرقی، فنلاند، هنگری، هندوستان، اندونزی، لهستان، رومانی، چین، سوریه، یوگسلاوی و بعضی کشورهای دیگر است.

در مصاحبه‌ای که بین "میکویان" و خبرنگاران روسی به عمل آمد، او اظهار داشت که نظرات مختلف و طرح‌های جالب و جدیدی در مورد هواپیماهای جدید "میگ-۲۱" به مرحله بررسی و اجرا گذارده شده است. میکویان در این مصاحبه از پاسخ به سئوالات مربوط به هواپیماهای "میگ-۲۳" عمداً طفره رفت ولی به طور غیر مستقیم تأکید کرد که طرح‌های پیشرفته‌تری نیز در دست بررسی دارد. و بدین ترتیب "آرتم ایوانوویچ میکویان" طراح مشهور و زبردست روسی توانسته است در قرن اخیر با طرح‌های جالب فصل تازه‌ای در صنعت هواپیماسازی بگشاید.

اخبار

هند ماهواره ایتالیایی

را در مدار قرار می‌دهد

کشور هند با انجام اولین مأموریت فضایی تجاری، برای رقابت با ایالات متحده، روسیه و چین در بازار پرتاب‌های تجاری، آماده می‌شود. اولین پرتاب به ماه نیز برای سال آینده در دستور کار هند قرار دارد.

آژانس فضایی هند هفته گذشته یک ماهواره ایتالیایی را در اولین مأموریت فضایی تجاری خود، در مدار قرار داد تا برنامه فضایی کشورهای آسیای جنوبی تقویت شود.

وسیله پرتاب ماهواره قطبی که ساخت هند می‌باشد، از ایستگاه زمینی "شربهاریکوتا"، واقع در ۸۰ کیلومتری "چنای" در استان "تمیل نادو" به هوا برخاست. این وسیله، ماهواره ایتالیایی نجومی AGILE و یک قطعه اویونیک پیشرفته هندی را تا مداری دایروی به ارتفاع ۵۵۰ کیلومتر (۳۲۵ مایل) حمل کرد. هزینه حمل آن ۱۶/۳ میلیون دلار بوده که چندین میلیون دلار از معیارهای بین‌المللی پایین‌تر است. برای این پرتاب آژانس فضایی ایتالیا تنها ۱۱ میلیون دلار پرداخت نمود.

PSLV-C8 یازدهمین پرتاب را تجربه می‌کند (روی هم رفته ۸ ماهواره سنجش از دور هندی، یک ماهواره رادیویی، یک ماهواره متالوژیکی به نام Kalpana-1، یک کپسول فضایی قابل بازیابی SRE و ۶ ماهواره کوچک برای مشتریان خارجی)، اما این اولین مأموریت تجاری آن است. PSLV-C8 به هند این امکان را می‌دهد تا در بازار پرتاب‌های تجاری به فرانسه، روسیه، ایالات متحده و چین بپیوندد.

□ هادی نوذری
منبع: AsiaNews



The 7th Conference of
Iranian Aerospace Society

AERO
2008

The 7th Conference of Iranian Aerospace Society

فراخوار مقاله

اسفند ماه ۱۳۸۶
Feb 2008

هفتمین کنفرانس انجمن
هوافضا
ایران



دبیرخانه کنفرانس:
دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف
صندوق پستی: ۸۶۳۹-۱۱۳۶۵
تلفکس: ۶۶۰۲۲۷۳۳-۶۶۰۲۲۷۳۱

www.aero2008.com
info@aero2008.com



عکس روی جلد:

دو فروند هواپیمای جنگنده F-22 Raptor محصول مشترک لاکهیدمارتین و بوئینگ.

اولین پرواز آزمایشی این جنگنده در ۲۹ سپتامبر ۱۹۹۰ صورت گرفت و تولید انبوه آن از ۱۵ دسامبر ۲۰۰۵ آغاز گشت. هم اکنون بیش از ۸۰ فروند از این جنگنده عملیاتی است.

توانایی پرواز سوپراکروز، تغییر راستای رانش و پنهان کاری از جمله ویژگی‌های ممتاز این هواپیمای منحصر به فرد است. نام راهزن (Raptor)، اشاره ای است به توانمندی‌های فوق العاده این جنگنده در پنهان ماندن از دید رادارها و سامانه‌های جستجو و ردیاب کنونی و قابلیت اول دیدن - اول زدن.

برای آشنایی بیشتر با این جنگنده منتظر شماره بعدی باشید.