JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۹ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۵
ص. ص. ۷۹- ۷۳

(یادداشت فنی)

نرم‌افزار طراحی کلاسیک حامل فضایی با رویکرد آموزش تحصیلات تکمیلی

حسن ناصح[۱*]، مهران میرشمس[۲] و جواد نادری‌فر[۳]

۱- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

۲ و ۳- دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

*تهران، صندوق پستی ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱۱

hnaseh@ari.ac.ir

هدف از ارائهٔ مقاله، تدوین نرم‌افزار طراحی سیستمی حامل فضایی چندمرحله‌ای به روش کلاسیک با پوشش کامل مباحث درس «طراحی سیستمی حامل فضایی» در مقطع تحصیلات تکمیلی است. این نرم‌افزار، با هدف آموزش مرحله به مرحلهٔ طراحی سیستمی حامل‌های فضایی و فهم بهتر مطالب درس طراحی سیستمی در زمان کمتر، تدوین و کدنویسی شده است. روندنمای طراحی سیستمی استفاده‌شده در این نرم‌افزار مطابق فهرست مطالب درس (پارامترهای اصلی طراحی، معادلات جرمی ـ انرژتیک حامل‌های فضایی، افت‌های سرعت حامل و ...) و همچنین، استفاده از داده‌های آماری حامل‌های فضایی چندمرحله‌ای تدوین شده است. بنابراین، کاربر می‌تواند به‌آسانی و در زمان کمتر، مفاهیم هر فصل از درس را حین کار با نرم‌افزار طراحی کلاسیک حامل فضایی(LVCCD) بهتر درک و تجربه کند. در نتیجه، این موضوع سبب افزایش کیفیت آموزشی خواهد شد. برای ارزیابی نرم‌افزار طراحی‌شده، نتایج حاصل از طراحی حامل فضایی چندمرحله‌ای حاضر با نتایج نرم‌افزارهای LVCDو نرم‌افزار روسی PBRM صحه‌گذاری شده‌است.

واژه‌های کلیدی: طراحی کلاسیک، حامل فضایی، رویکرد آموزشی، نرم‌افزار LVCCD

علائم و اختصارات

LVCCD	Launch Vehicle Classical Conceptual Design
LVCD	Launch Vehicle Conceptual Design

مقدمه

هدف از تدوین این مقاله، پیاده‌سازی مرحله به مرحلهٔ روند طراحی کلاسیک حامل‌های فضایی در قالب نرم‌افزار طراحی کلاسیک حامل فضایی (LVCCD[۴]) برای پوشش کامل مباحث درس «طراحی سیستمی ماهواره‌بر» در مقطع تحصیلات تکمیلی است.برای شفاف‌سازی عنوان مقاله، ابتدا لازم است درخصوص طراحی کلاسیک و همچنین، نرم‌افزار توضیحاتی ارائه شود. طراحی کلاسیک به طراحی گفته می‌شود که در آن از روش‌ها و الگوریتم‌های نوین طراحی (بهینه‌سازی چندموضوعی و نیز، روش‌های بهینه‌سازی هم‌زمان) استفاده نشود. مبنای طراحی

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. دانشیار
۳.کارشناسی‌ارشد

4. Launch Vehicle Classical Conceptual Design (LVCCD)

www.SID.ir

دریافت مقاله: ۹۵/۰۴/۲۹ ، تأیید مقاله: ۹۵/۱۱/۰۶

روش‌های کلاسیک و آکادمیک تعیین پارامترهای طراحی است. شروع فرایند در طراحی کلاسیک، استفاده از داده‌های آماری است که در قالب ورودی روند نماهای کلاسیک به کار می‌رود. البته استفاده از روش‌های بهینه‌سازی در این روند نماهای طراحی منافاتی با طراحی کلاسیک ندارد. بنابراین، در روش طراحی حاضر با اتخاذ طراحی مرحله‌ای، دانشجو یا کاربر در هر مرحله از طراحی می‌تواند گام مشخصی از فرآیند طراحی را اجرا و هر مرحله خود را صحه‌گذاری کند.

این نرم‌افزار علاوه بر پوشش تمامی مباحث طراحی سیستمی حامل فضایی در قالب محیط نرم‌افزاری مجزا می‌تواند مسیر پرواز، توزیع جرمی و ... را بهینه‌سازی و حساسیت جنس پیشران (سوخت واکسید کننده) بر پارامترهای اصلی طراحی را آنالیز کند.

مرحلهٔ اول (متناسب با سرفصل درس طراحی سیستمی ماهواره‌بر) شامل استخراج داده‌های آماری ضرایب جرمی ـ انرژتیک حامل‌های فضایی و آشنایی با بازه‌های این ضرایب با تغییرات کلاس حامل است. بنابراین، در این نرم‌افزار باتوجه به حساسیت خاص ضرایب جرمی انرژتیک نسبت به جنس و نوع سوخت حامل‌های فضایی، بازهٔ تغییراتی از ضرایب چندین سوخت رایج و متداول حامل‌های فضاییدنیا تهیه و به صورت بانک دادهٔ آماری در نرم‌افزار بارگذاری شده است. این قابلیت سبب می‌شود کاربران موضوع تغییر ضرایب جرمی ـ انرژتیک با تغییر نوع سوخت و اکسید کننده را بهتر درک کنند. مرحلهٔ دوم طراحی (مطابق سرفصل درس)، انتخاب موتور برای حامل‌های فضایی کلاس مشخص است که برای این هدف پرکاربردترین موتورهای سوخت مایع برای انتخاب کاربر در نرم‌افزار قرار شده است. در این بخش کاربر می‌تواند با خوشه‌بندی (کلاستر) موتورهای مختلف یا با یک موتور هم‌تراست طراحی را ادامه دهد. یکی از ورودی‌های بسیار مهم در فرایند طراحی کلاسیک، محاسبهٔ توزیع وزنی مراحل و سرعت مورد نیاز مداری و پارامترهای اثرگذار بر افت‌های سرعت محسوب می‌شود. بنابراین، در قالب محیط نرم‌افزاری و پوشش کامل مباحث ارتباطات و تعاملات، توزیع وزن و سرعت دست‌یافتنی هر مرحله درک و محاسبه خواهد شد. در نهایت، در محیطی مرحله به مرحله، پارامترهای سیستمی حامل فضایی مانند توزیعجرمی، برنامهٔ زاویهٔ پیچ، نتایج شبیه‌سازی پرواز حامل فضایی و ... توسط نرم‌افزاردر قالب یک نرم‌افزار طراحی ـ آموزشی معتبر در مبحث طراحی سیستمی محاسبه خواهد شد. در ادامه، پیشینهٔ تحقیقات در حوزهٔ طراحی حامل‌های فضایی بررسی خواهد شد.

پیشینهٔ تحقیقات

اکثر تحقیقات در زمینهٔ طراحی سیستمی حامل‌های فضایی پیشرفته با رویکرد بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی همراه است [۱-۴].

در مرجع [۱] روش‌های مختلف محاسبهٔ توزیع جرم بین مراحل و روش بهینه معرفی شده است. در مرجع [۲] روش‌های مختلف تعیین برنامهٔ زاویهٔ پیچ معرفی و در مرجع [۳] روش طراحی سیستمی و استخراج معادلات پیشنهاد شده است. در مرجع [۴]، نرم‌افزار طراحی مفهومی حامل فضایی (LVCD) معرفی شده است که با رویکرد بهینه‌سازی و کاربری صنعتی تهیه شده است و بنابراین،به دلیل مرحله به مرحله نبودن الگوریتم تدوین‌شده نمی‌توان از آن در امور آموزش تحصیلات تکمیلی استفاده کرد.

روش مدل‌سازی سطح پاسخ بر مبنای تعداد مشخصی نقطه در فضای طراحی پایه‌ریزی شده است (این نقاط می‌تواند از داده‌های آماری یا روش‌های تحلیلی تولید شود). درابتدای فرایند، درکل میدان طراحی نقاط به صورت استاتیکیِ مشخص، مکان‌یابی شده و هیچ‌کدام از نقاط از نظر تقدم یا تأخر تأثیری روی نقاط دیگر نخواهد داشت. از محاسن به‌کارگیری روش سطح پاسخ در مسائل بهینه‌سازی می‌توان به کاهش زمان اجرا اشاره کرد. علت این امر، به‌کارگیری رویه‌ای از فضای طراحی به جای استفاده از روش‌های حل عددی و تحلیلی زمان‌بر است. بنابراین، تکمیل مبحث انتخاب موتور، بارگذاری اطلاعات سیستمی موتورها و انتخاب پارامترهای کلیدی و اثرگذار بر طراحی سیستمی مطابق مراجع [۵] است. همچنین، در تحقیق حاضر از مرجع [۷] در آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی موتور بهره‌برداری شده است.

در مرجع [۹]، روشنی‌یان و همکاران، کتاب آقای فئودوسف را در ۸ فصل ترجمه و تدوین کرده‌اند. در این مرجع، مفاهیم و مباحث مربوط به طراحی زیرسامانه‌های مختلف حامل فضایی (زیرسامانه پیشرانش، هدایت، ناوبری و کنترل و سازه و ...) به صورت بسیار دقیق و مفهومی مطرح شده است.

در مرجع [۱۱] روشنی‌یان و همکاران، طراحی چندموضوعی را برای یک حامل فضایی سوخت جامد با به‌کارگیری آنالیزحساسیت بهینه‌سازی کرده‌اند. در این مرجع متغیرهای طراحی به هندسه، پیشرانش و مسیر حامل مربوط است. بهینه‌سازی چندموضوعی با در نظر گرفتن قابلیت اطمینان به عنوان قید [۱۰] و همچنین، بهینه‌سازی چندموضوعی چندهدفی مشارکتی و مقام با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها [۱۲] بوده است.

با توجه به تحقیقات ذکرشده و نیز، استفاده از نقاط قوت کارهای انجام‌شده، نرم‌افزار LVCCD با هدف آموزش در مقطع تحصیلات تکمیلی و افزایش کیفیت آموزش طراحی و کدنویس شده است.در توسعه‌های آتی نرم‌افزار طراحی سیستمی ماهواره‌بر مطابق مراجع [۶] موضوع قابلیت اطمینان با رویکرد آموزشی اضافه خواهد شد. طبق مراجع [۱۰-۱۲] در مبحث تکمیل نرم‌افزار طراحی سیستمی ماهواره‌بر، ارائهٔ نرم‌افزاری کامل از لحاظ آموزشی با

Archive of SID

www.SID.ir

رویکرد بهینه‌سازی چندموضوعی در قالب یک محیط نرم‌افزاری مطلوب است.

هدف طراحی نرم‌افزار طراحی کلاسیک LVCCD

اهداف اصلی طراحی و توسعهٔنرم‌افزار طراحی کلاسیک LVCCD عبارت است از:

۱. تدوین نرم‌افزارآموزشی جامع طراحی کلاسیک حامل فضایی با رویکرد آموزش تحصیلات تکمیلی با هدف تکمیل سرفصل درس طراحی سیستمی ماهواره‌بر

۲. تدوین نرم‌افزاری با محیط ساده و کاربردی برای کاربران با سطح آشنایی مقدماتی و تهیهٔ فایل‌های ویدئویی آموزشی

۳. تدوین نرم‌افزاری با استفاده از ساده‌ترین زبان برنامه‌نویسی (متلب) و الگوریتمی با توانایی اجرای سریع برنامه

۴. نرم‌افزاری بدون هیچ محدودیتی نسبت به سوخت و اکسیدکنندهٔ حامل‌های فضایی قابل اجرا با تعریف هر نوع مأموریتی برای حامل‌های کلاس سبک و سنگین

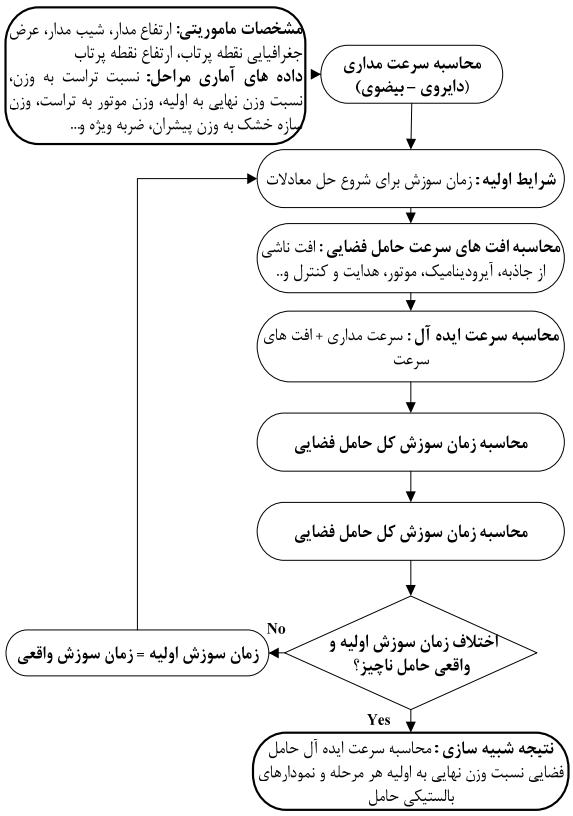
۵. دارای بانک اطلاعاتی از سه نوع سوخت پرکاربرد و متداول

با توجه به جامعیت نرم‌افزار LVCD، این نرم‌افزار مبنای صحه‌گذاری نرم‌افزار LVCCD قرار گرفته است.[5]

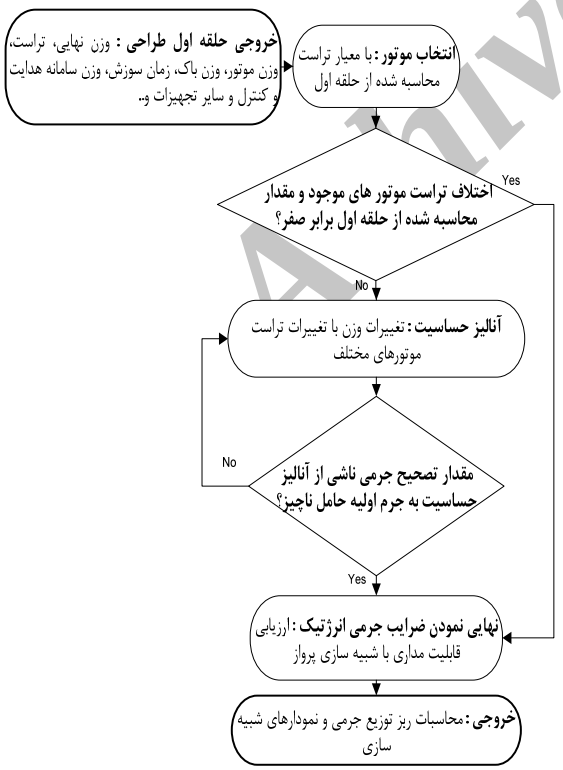
روندنمای طراحی کلاسیک حامل فضایی

طراحی کلاسیک حامل فضایی، اجرای مرحله‌به‌مرحله روند طراحی، محاسبه و نهایی کردن پارامترهای اصلی طراحی در هر مرحله است. مطابق شکل‌های (۱) و (۲) این روندنما دو حلقهٔ اصلی دارد که در حلقهٔ اول طراحی کلاسیک (شکل ۱) براساس مشخصات مأموریت شبیه‌سازی افت‌های سرعتی و محاسبهٔ نسبت وزن نهایی به اولیهٔ مراحل مختلف خواهد بود. در حلقهٔ دوم طراحی کلاسیک (شکل ۲) آنالیز حساسیت و محاسبات مربوط با پارامترهای موتور اجرا می‌شود.

در ادامه، گام به گام روندنمای طراحی کلاسیک حامل فضایی ارائه شده است.



شکل ۱- حلقهٔ اول طراحی کلاسیک (روندنمای شبیه‌سازی افت‌های سرعتی)



شکل ۲- حلقهٔ دوم طراحی کلاسیک (روندنمای طراحی،انتخاب موتور و شبیه‌سازی پروازی و...)

5. Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD)

Archive of SID

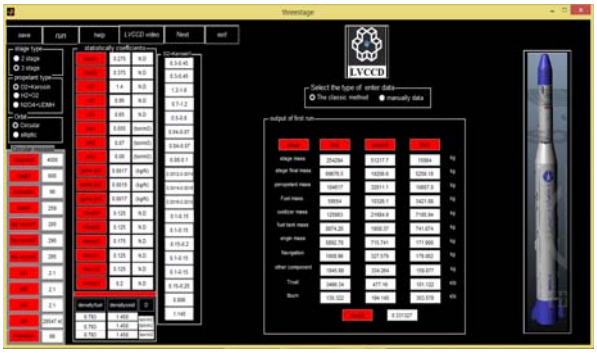
www.SID.ir

حلقهٔ اول طراحی کلاسیک

گام نخست این حلقه، تعیین ورودی‌های مسئلهٔ طراحی است که مطابق شکل (۳) کاربر در نرم‌افزار آن را تکمیل می‌کند. ورودی حلقهٔ اول طراحی، اطلاعات مربوط به بیانیهٔ مأموریت و ضرایب جرمی ـ انرژتیک حامل فضایی است. بنابراین، ورودی‌های مربوط به بیانیهٔ مأموریت عبارت است از: ارتفاع تزریق مدار، زاویهٔ میل مدار، وزن بار محموله و عرض جغرافیایی نقطهٔ پرتاب. در شروع طراحی، کاربران به بازهٔ تغییرات ضرایب جرمی انرژتیک نیاز دارند. با توجه به حساسیت این ضرایب با جنس پیشران (چگالی، نسبت اکسیدکننده به سوخت، گرمای تشکیل و ...)، بازه‌های آماری ضرایب متناسب با سوخت حامل‌های فضایی تدوین و در نرم‌افزار بارگذاری شده است. خروجی‌های مرحلهٔ اول طراحی، وزن تصحیح‌شدهٔ مراحل، وزن پیشران، وزن سوخت، وزن اکسیدکننده، وزن باک سوخت، وزن موتورها، زمان سوزش، وزن سامانه هدایت و پیشران تولیدی و ... را شامل می‌شود. حل معادلات در حلقهٔ اول طراحی، گرفتن ورودی‌های مداری و جرمی انرژتیک حامل با ارضای شرایط سرعتی و با لحاظ کردن معادلات افت‌های سرعتی است.

حلقهٔ دوم طراحی کلاسیک

در این حلقه با استفاده از مقدارپیشرانمراحل حامل فضایی که از مرحلهٔ اول طراحی نتیجه شده است و قرار دادن اطلاعات موتور مناسب هم‌سطح با مقدار پیشران هر مرحله، دانشجویان متناسب با فناوری موتورهای حاضر در کشورها، وزنموتور نسبت به ترکیب اکسیدکننده به سوخت وضربه ویژهٔهر مرحله را محاسبه می‌کنند. در این گام، خروجی‌های جرمی مطابق شکل (۴) چاپ می‌شود. در نهایت، برحسب فناوری کشورهای مختلف، اطلاعات موتورهای مراحل حامل فضایی براساس وزن آنالیز حساسیت می‌شود و مشخصات موتور با مصالحهٔ ذکرشده نهایی خواهد شد.



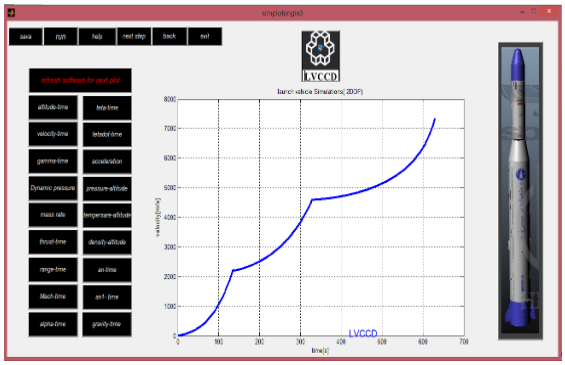
شکل ۳- منوی اصلی ورودی نرم‌افزار طراحی کلاسیک حامل‌های فضایی

شکل ۴- منوی اصلی ورودی اطلاعات موتور حامل‌های فضایی

شبیه‌سازی طراحی حامل فضایی

با نهایی کردن جرم حامل فضایی و بسته شدن چرخهٔ طراحی در حلقهٔ دوم، دانشجویان برای ارزیابی فرایند طراحی و ارضای قابلیت‌های مداری و برنامهٔ زاویهٔ پیچ حامل به شبیه‌سازی مأموریت نیاز دارند. بنابراین، برای شبیه‌سازی، تحلیل و بررسی دقیق‌تر حلقه‌های طراحی در نرم‌افزار محیط نرم‌افزاری درنظر گرفته شده است و دانشجویان به‌راحتی با آن درتعاملند. به عنوان نمونه، تغییرات ارتفاع، سرعت، جرم و نرخ زاویه پیچ نسبت به زمان به ترتیب به صورت شکل (۵)، شکل (۶)، شکل (۷) و شکل (۸) برای حامل فضایی CZ-4A نشان داده شده است.

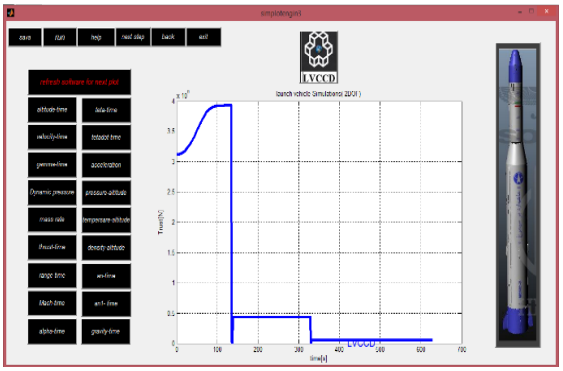
شکل ۵- نمودار ارتفاع حامل CZ-4A برحسب زمان



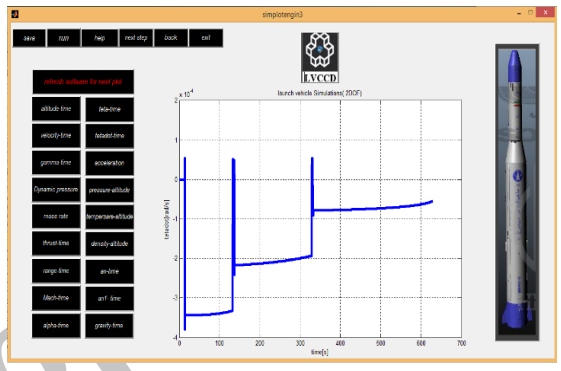
شکل ۶- تغییرات سرعت حامل فضایی CZ-4A برحسب زمان

Archive of SID

www.SID.ir



شکل ۷- تغییرات پیشران حامل فضایی CZ-4A برحسب زمان



شکل ۸- تغییرات نرخ زاویهٔ پیچ حامل فضایی CZ-4A برحسب زمان

محاسبات افت‌های سرعتی و توزیع حجمی حامل فضایی

با توجه به اینکه یکی از مباحث مهم طراحی سیستمی حامل فضایی، محاسبات افت‌های سرعتی حامل است، در این مرحله افت سرعت حامل فضایی محاسبه می‌شود که مجموع افت‌های ناشی از جاذبه، ایرودینامیک، سامانه هدایت و موتور است.

در روند طراحی کلاسیک، پس از تعیین توزیع وزنی پیکربندی حامل فضایی، محاسبات توزیع حجمی انجام می‌شود. خروجی‌های این محیط نرم‌افزاری که حجم المان‌های حامل را شامل می‌شود عبارت است از: ۱- حجم سوخت ۲- حجم اکسیدکننده ۳- حجم باک‌های سوخت ۴- حجم باک‌های اکسیدکننده ۵- حجم پوشش آیرودینامیکی حامل فضایی. همچنین، قطر متوسط حامل به تفکیک هر مرحله محاسبه می‌شود. برای مقایسهٔ مقادیر حلقه‌های طراحی (حلقهٔ اول طراحی کلاسیک توزیع جرمی با اطلاعات آماری و حلقهٔ دوم طراحی کلاسیک بارگزاری اطلاعات موتور و آنالیز حساسیت پارامترهای خروجی) امکان تجزیه و تحلیل بهتر را برای دانشجویان بعد از حساسیت‌سنجی در محیطی مجزا فراهم آورده شده است.

قیود طراحی نرم‌افزار LVCCD

قیود طراحی در روندنمای نرم‌افزار طراحی سیستمی LVCCD با دو رویکرد استفاده شده است که عبارت است از:

۱. رویکرد استفاده از قیود طراحی در انجام محاسبات جرمی ـ انرژتیک

۲. رویکرد استفاده از قیود در بخش‌های بهینه‌سازی برای رسیدن به تابع هدف مطلوب (انتخاب کمترین وزن حامل برای حمل محمولهٔ مشخص در بهینه‌سازی توزیع جرم و همچنین، بهینه‌سازی برنامهٔ زاویهٔ پیچ و برای دستیابی به بیشینهٔ سرعت)

قیود مربوط به رویکرد اول براساس جامعهٔ آماری و کلاس حامل طراحی‌شده انتخاب می‌شود که می‌توان به قیود انتخاب جنس پیشران، نسبت جرم نهایی به جرم اولیه، نسبت جرم سازه به جرم سوخت، ضربهٔ‌ویژه، نسبت پیشران به وزن اولیه، زمان سوزش و ... برای هر مرحله اشاره کرد. قیود مربوط به رویکرد دوم نیز، براساس مسئلهٔ بهینه‌سازی انتخاب می‌شود که از آن جمله می‌توان تغییرات نرخ زاویهٔ پیچ در انتهای مراحل، اختلاف سرعت نهایی حامل و سرعت مورد نیاز مداری، زمان عمود پروازی، زاویهٔ حمله در زمان‌های جدایش، بیشینهٔ بار محوری، بیشینهٔ هد دینامیکی و ... را نام برد.

منوهای ورودی نرم‌افزار LVCCD

منوی اصلی ورودی نرم‌افزار در شکل (۳) نشان داده شده است. ورودی‌های این برنامه در مبحث مأموریت شامل ارتفاع مداری (برای مدارهای دایروی و بیضوی)، زاویهٔ میل مداری، ضربه‌های ویژه، نسبت ترکیب اکسیدکننده به سوخت و نسبت واحد بار بر سطح است که در ادامه با انتخاب نوع سوخت و اکسیدکننده اطلاعات جرمی انرژتیک توسط نرم‌افزار بارگزاری می‌شود.

منوهای خروجی نرم‌افزارLVCCD

خروجی‌های نرم‌افزار LVCCD در فاز اول طراحی به تفکیک هر مرحله عبارت است از: ۱- وزن بلوک ۲- وزن نهایی بلوک ۳- وزن سوخت ۴- وزن اکسیدکننده ۵- وزن سوخت ۷- وزن موتور مراحل ۸- وزن سامانه هدایت و ناوبری ۹- وزن تجهیزات در نظر گرفته-نشده ۱۰- زمان سوزش مراحل ۱۰- بیشینهٔ فشار دینامیکی ۱۱- نسبت پیشران به وزن ۱۲- نسبت وزن نهایی به اولیه ۱۳- سرعت نهایی قابل اکتساب هر مرحله ۱۴- پیشران(سوخت واکسیدکننده).

ارزیابی نرم‌افزار طراحی LVCCD

در این بخش، نرم‌افزار LVCCD با اجرای نرم‌افزار برای طراحی حامل‌های فضایی سه‌مرحله‌ای حاضر است و نتایج آن با دو نرم‌افزار LVCD و نرم‌افزار روسی PBRM مقایسه، ارزیابی و صحه‌گذاری

Arhive of SID

www.SID.ir

خواهد شد. بنابراین، ابتدا اطلاعات مأموریت حامل فضایی سه‌مرحله‌ای کشور چین CZ-4A مطابق جدول (۱) در قالب ورودی نرم‌افزار LVCCD وارد می‌شود و نتایج آن برای سه نرم‌افزار PBRM، LVCD، LVCCD در جدول (۲) فهرست شده است.

جدول ۱- پارامترهای ورودی نرم‌افزار LVCCD برای حامل CZ-4A

ردیف	پارامتر ورودی	مقدار	واحد
۱	جرم ماهواره	۴۰۰	kg
۲	ارتفاع	۶۰۰	km
۳	شیب مدار	۹۸	Deg
۴	تعداد مراحل	۳	-
۵	ترکیب سوخت برای مرحلهٔ اول	N_2O_4+UDMH	-
۶	ترکیب سوخت برای مرحلهٔ دوم	N_2O_4+UDMH	-
۷	ترکیب سوخت برای مرحلهٔ سوم	N_2O_4+UDMH	-
۸	ایمپالس ویژه در سطح دریا مرحلهٔ اول	۲۵۹	Sec
۹	ایمپالس ویژه در خلأ مرحلهٔ اول	۲۸۵	Sec
۱۰	ایمپالس ویژه در خلأ مرحلهٔ دوم	۲۹۵	Sec
۱۱	ایمپالس ویژه در خلأ مرحلهٔ سوم	۲۹۵	Sec
۱۲	نسبت وزن به حداکثر سطح مقطع	۴۰.۲	Kg/m^2

جدول ۲- نتایج نرم‌افزارهای طراحی برای حامل CZ-4A

	نتایج طراحی	CZ-4A	LVCCD	LVCD	واحد	درصد خطا
۱	جرم اولیهٔ موشک حامل	۲۵۱۴۹۳	۲۴۶۸۲۹	۲۴۵۸۰۸	kg	۱/۸۸
۲	جرم بلوک مرحلهٔ اول	۱۹۲۷۷۱	۱۹۷۵۳۵	۱۹۴۲۵۳	kg	۲/۴
۳	جرم بلوک مرحلهٔ دوم	۳۹۵۶۴	۳۳۸۸۱.۶	۳۸۰۵۵	kg	۱/۴
۴	جرم بلوک مرحلهٔ سوم	۱۵۱۵۷	۱۵۴۱۲	۱۳۵۰۰	kg	۱.۶۵
۵	نسبت تراست به وزن مرحلهٔ اول	۱/۲۱	۱/۳۸۹	۱/۲۰۷	-	-
۶	نسبت تراست به وزن مرحلهٔ دوم	۰/۹	۰/۹۴	۰/۸۱	-	۵/۱۶
۷	نسبت تراست به وزن مرحلهٔ سوم	۰/۶۱۵	۰/۶۵	۰/۵۲	-	۵/۳۴
۸	بیشینهٔ ارتفاع قابل دستیابی حامل	۶۲۰	۶۴۷/۳	۶۱۰	km	۷/۰۸
۹	ارتفاع جدایش مرحلهٔ اول	۸۱	۷۸/۳۹	۸۳	km	۳/۲
۱۰	ارتفاع جدایش مرحلهٔ دوم	۴۰۱	۴۰۳.۶	۴۳۰	km	۰/۶۴
۱۱	زمان بیشینهٔ هد دینامیکی	۷۶	۶۸	۷۶/۸	sec	۰/۱۱
۱۲	ارتفاع بیشینهٔ هد دینامیکی	۱۲/۱	۱۰/۴۲	۱۲/۰۳	km	۱۳/۸۸
۱۳	وزن نهایی مرحلهٔ اول	۶۸۲۹۳	۶۷۶۳۱	-	kg	۰/۹۶
۱۴	وزن نهایی مرحلهٔ دوم	۱۹۵۰۰	۱۸۴۸۵	-	kg	۵/۲
۱۵	وزن نهایی مرحلهٔ سوم	۶۰۰۰	۵۲۰۵/۴	-	kg	۱۳/۲

نتیجه‌گیری

در این مقاله، روندنما و قابلیت‌های نرم‌افزار طراحی کلاسیک حامل فضایی LVCCD با رویکرد آموزش درس «طراحی سیستمی حامل فضایی» در مقطع تحصیلات تکمیلی معرفی شد. اولین ویژگی که این نرم‌افزار را از دیگر نرم‌افزارها مستثنی می‌کند، گام به گام بودن اجرای نرم‌افزار است. یعنی، دانشجو با فراگیری هر بخش از درس طراحی سیستمی حامل فضایی می‌تواند همان بخش از طراحی را اجرا و نتایج آن را در پایان هر بخش ارائه دهد. دومین ویژگی این نرم‌افزار، فراهم‌سازی فضای آموزشی و درک بهتر از پارامترهای اصلی طراحی است. یعنی، دانشجویان به‌راحتی با اهمیت جنس پیشران در طراحی و تأثیر آن بر وزن اولیه حامل و همچنین، تأثیر پارامترهای اصلی طراحی بر یکدیگر آشنا می‌شوند.

در نهایت در بخش ارزیابی نرم‌افزار طراحی LVCCD این مقاله، نتایج نرم‌افزار LVCCD با نرم‌افزارهای حاضر برای حامل فضایی سه مرحله‌ای ارزیابی و نتایج آن در جدول (۲) فهرست شد. موارد مهم این ارزیابی عبارت است از:

۱. با توجه به جدول (۲) نرم‌افزار LVCCD، جرم اولیهٔ حامل‌های بررسی‌شدهٔ CZ-4A خطای برابر ۱/۱۸۸ درصد دارد که در فاز طراحی مفهومی چنین درصد خطایی ناچیز و قابل‌قبول است.

۲. تغییرات ارتفاع پرواز با زمان برای حامل CZ-4A در نمودار شکل (۵) نمایش داده شده است که حاکی از قابلیت دستیابی حامل فضایی به ارتفاع مطلوب است.

۳. تغییرات سرعت با زمان برای حامل فضایی CZ-4A در شکل (۶) نشان داده شده است. تغییرات سرعت در سطح طراحی مفهومی، به دلیل در نظر نگرفتن افت ناشی از سیستم هدایت و کنترل است که مقدار آن ناچیز و قابل‌قبول خواهد بود.

۴. دلیل کمتر بودن زمان سوزش مرحلهٔ اول و مرحلهٔ دوم، بزرگ‌تر بودن نسبت جرم نهایی به جرم اولیهٔ مراحل نسبت به حالت واقعی (حامل فضایی CZ-4A) است. این نتیجه دلیل امکان‌پذیر بودن طراحی سازه از نقطه نظر فناوری (جرم سازهٔ سنگین‌تر) و حاشیهٔ اطمینان سازه‌ای است.

در پایان با توجه به نتایج، عملکرد و ویژگی کاربرپسند نرم‌افزار LVCCD، به‌کارگیری آن در بخش آموزش سبب افزایش کیفیت آموزشی خواهد بود.

مراجع

[1]Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H., "Algorithm to Determine the Optimal Mass Distribution Liquid Propellant Launch Vehicle", *Sixth National Conference of Iranian Aerospace Society*, K. N. Toosi University of Technology, 2007 (In Persian).

Archive of SID
www.SID.ir

[2]Space Launch System and Ground to groundballistic Missiles Report, PBRM Software, Aerospace Industry Organization, 2006.

[3]Mirshams, M. and Naseh, H., "Guidelines for school projects Launch Vehicle Design", Publications Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology ,winter. 2007 (in Persian).

[4]Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H., "Multi-Stage Liquid Propellant Launch Vehicle ConceptualDesign (LVCD) Software Based on Combinatorial Optimization of Major Design Parameters", *Journal ofSpace Science and Technology (JSST)*, Winter 2009, pp.17-25 (in Persian).

[5]Mirshams, M., Mirdamadian, M., Naseh, H. and Fazeli, H. R., "Closed Cycle Liquid Propellant Parameters Design Optimization using Response Surface Methods", *The first Conference of Launch Vehicle Systems*, K.N.Toosi University of Technology, 2011 (in Persian).

[6]M. Akhlaghi, H. Naseh, M. Mirshams, S. Irani, "A Bayesian Networks Approach to Reliability Analysis of a Launch Vehicle Liquid Propellant Engine," *Journal of Aerospace and Technology*, Vol. 3-30, No. 1, (JAST), 2012.

[7]M. Mirshams, H. Naseh, M. Mirdamadian, H. R. Fazeli, "The Sensitivity Analysis Engine System Parameters In Liquid Propellant Launch Vehicle", K.N.Toosi University of technology, The first Conference of Satellite Systems, 2011 (in Persian).

[8]M. Mirshams, H. Naseh, H. R. Fazeli, "Multi-objective Multidisciplinary Design of Space Launch System using Holistic Concurrent Design", *Journal of Aerospace, Science and Technology*, Vol. 33, Issue 1, Feb. 2014, pp. 40–54.

[9]Feodosev, V., Translated by: Roshanian, J., Mirshams, Karimi, M. H., *Introduction to Misslie Design*, K. N. Toosi University of Technology Inc., 2000.

[10]Mirshams, M., Naseh, H. and Fazeli, H.R., "Multi-objective Multidisciplinary design of Space Launch System using Holistic Concurrent Design", *Journal of Aerospace, Science and Technology*, Vol. 33, Issue 1, 2014, pp. 40–54

[11]Jodei,J., EbrahimiM., and RoshanianJ., "Multidisciplinary Design Optimization of a Small Solid Propellant Launch Vehicle Using System Sensitivity Analysis", *Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 38, 2009, pp. 93–100.

[12]Dehkordi, S.Y. Mirshams, M. and Roshanian, J. "Launch Vehicle Collaborative Robust Optimal Design with Multiobjective Aspect and Uncertainties", *Journal of Modares Mechanical Engineering*,Vol. 15, No. 11, pp. 339-350 (in Persian).

Arhive of SID

www.SID.ir