JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 2, No. 3, Spring 2009

An Algorithm for Increasing Performance of a Space Launch Vehicle Using Solid Rocket Boosters

M. Nosratolahi[1*], V. Blochestani[2] and A. H. Adami-Dehkordi

1, 2. Faculty of Space Science and Technology, Malek-Ashtar University of Technology

* 26th Km of Tehran-Karaj Freeway

Vahid.slv@gmaile.com

This article generates the algorithm for increasing performance of a space launch vehicle using solid rocket boosters.In all of the world, many space launch vehicles are designed with limited performance capabilities. But when the increased performance capabilities is required, one of the best solution that used on all of them, is using of solid rocket boosters. Solid rocket boosters has simple design and manufacturing capabilities and even converting the existing solid rocket booster blocks is one of the solutions.

Keywords: space launch vehicle, solid rocket booster, payload - strap-on

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۲/ شمارهٔ ۳ / بهار ۱۳۸۸
ص. ص. ۷۱- ۶۷

الگوریتم افزایش قابلیت عملکردی یک ماهواره‌بر با استفاده از بوسترهای سوخت جامد

مهران نصرت‌الهی[۱]*، وحید بلوچستانی[۲] و امیرحسین آدمی دهکردی[۳]

۱، ۲ و۳ - دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی علوم و فناوری فضایی، مرکز آموزشی تحقیقاتی فضایی

*تهران، اتوبان کرج

vahid.slv@gmail.com

در این مقاله به بررسی الگوریتمی برای افزایش قابلیت عملکرد یک ماهواره‌بر به وسیلهٔ بوسترهای سوخت جامد پرداخته می‌شود. نمونه‌های بسیاری از ماهواره‌برها طراحی و تولید شده‌اند که دارای قابلیت عملکرد محدود بوده‌اند. ولی در زمانی که نیاز به افزایش قابلیت بوده است، یکی از راه حل‌هایی که به طور یکسان در مورد آنها مورد استفاده قرار گرفته، استفاده از بوسترهای سوخت جامد است. بوسترهای سوخت جامد دارای قابلیت طراحی، ساخت و تولید ساده بوده و حتی می‌توان نسبت به تبدیل بلوک‌های سوخت جامد موجود به بوستر و استفاده از آنها اقدام کرد.

واژه‌های کلیدی: ماهواره‌بر، بوستر سوخت جامد، افزایش کارایی، استرپ‌آن

مقدمه

به عنوان یکی از زیرمجموعه‌های طراحی یک ماهواره‌بر، لازمهٔ طراحی بوستر نیز همانند کلیهٔ زمینه‌های طراحی، نگرش ساده و سیستمی به طراحی و حداکثر استفاده از نمونه‌های موجود و اطلاعات آماری پارامترهای طراحی آنهاست.

قابلیت عملکرد هر ماهواره‌بر را می‌توان از دو دیدگاه بررسی کرد:

۱- میزان محمولهٔ قابل حمل به مدار

۲- ارتفاع و نوع مدار برای محموله‌ای مشخص [۱].

برای قراردادن یک محموله با جرم مشخص در یک مدار معین، باید سرعت لازمهٔ مدار به محموله داده شود. این سرعت مشخصه، مستقل از جرم محموله است و طبق رابطهٔ (۱)، صرفنظر از افت‌های سرعت، تابع مشخصات مدار است [۲] (μ ثابت و برابر $G M_{Earth} = 398620\ km^3/s^2$ و r فاصلهٔ لحظه‌ای ماهواره تا مرکز زمین و a نیم قطر بزرگ مدار بیضوی).

$$V_{orbit} = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}} \qquad (۱)$$

برای ارتباط این سرعت مشخصه با پیکره‌بندی ماهواره‌بر و در نتیجه جرم و مشخصات محموله از رابطه مشهور تسیالکوفسکی طبق رابطه (۲) استفاده می‌شود [۲] که در آن m_0 جرم اولیه بلوک موشکی و m_f جرم سوخت بلوک موشکی است و g_0 نیز شتاب جاذبه در سطح زمین است.

$$V = g_0 I_{sp} Ln\left(m_0 / \left(m_0 - m_f\right)\right) \qquad (۲)$$

درصورتی‌که از چندین بلوک موشکی (سری یا موازی) برای قراردادن محموله در مدار استفاده شود باید مجموع انرژی سرعتی ایجاد شده توسط بلوک‌های موشکی برابر با سرعت مورد نیاز مداری باشد [۳]. در این مقاله تنها به طراحی مفهومی بوستر پرداخته شده و از پرداختن به مباحث طراحی موتور سوخت جامد صرفنظر شده است.

انرژی مورد نیاز بوستر

در دو صورت استفاده از بوستر، بهترین انتخاب خواهد بود. ۱- ماهواره‌بری

با طرحوارهٔ سری با شرایط معین تکنولوژیکی طراحی گردیده که قابلیت عملکرد آن باید افزایش یابد. ۲- ماهواره‌بری با قابلیت عملکردی مشخص موجود بوده یا تولید آن به صورت روال درآمده و لازم است تا قابلیت عملکرد آن افزایش یابد.

در اولین قدم لازم است انرژی اضافی برای افزایش قابلیت عملکرد (در اینجا افزایش جرم محموله) ماهواره‌بر، به‌دست آید. درصورتی‌که یک ماهواره‌بر دو مرحله‌ای به عنوان مبنا در نظر گرفته شود، مرحلهٔ دوم یک موشک یک مرحله‌ایست که با نسبت جرمی مشخص $(m_{02}/(m_{02}-m_{f2}))$ محموله m_{pl} کیلوگرمی را به سرعت V_2 متر بر ثانیه (سهم سرعت مرحلهٔ دوم) می‌رساند. در صورتی‌که محمولهٔ آن Δm_{pl} کیلوگرم افزایش یابد، با توجه به نسبت جرمی جدید مرحلهٔ ۲ و رابطهٔ (۲)، میزان کسری انرژی سرعتی، ΔV_2، نسبت به حالت اول مشخص می‌گردد. همچنین مرحله اول، یک موشک یک مرحله‌ایست که با نسبت جرمی مشخص $(m_{01}/(m_{01}-m_{f1}))$ محموله m_{02} کیلوگرمی را به سرعت V_1 متر بر ثانیه (سهم سرعت مرحله اول) می‌رساند.

در صورتی‌که محمولهٔ آن به اندازهٔ $\Delta m_{pl}+\Delta m_{st1}$ کیلوگرم (Δm_{pl} کیلوگرم افزایش جرم محموله در مرحلهٔ دوم و Δm_{st1} کیلوگرم افزایش جرم سازهٔ بلوک اول به واسطهٔ درنظرگرفتن ضریب اطمینان ناشی از نصب بوستر بر روی سازه) افزایش دهیم، با توجه به نسبت جرمی جدید مرحله ۱ و رابطه (۲)، میزان کسری انرژی سرعتی، ΔV_1، نسبت به حالت اول به‌دست می‌آید. بنابراین افزایش جرم محمولهٔ ماهواره‌بر به میزان Δm_{pl} کیلوگرم، کسری انرژی سرعتی به میزان $\Delta V_1+\Delta V_2$ را در پی خواهد داشت که باید توسط بوسترهای سوخت جامد مهیا گردد [۱].

تعداد بوسترها

با توجه به امکاناتی که در مورد موتورهای سوخت جامد در دسترس هستند نسبت به انتخاب نوع سوخت بوسترها و تعداد آنها اقدام می‌گردد. باید توجه داشت که انتخاب تعداد بوستر کمتر دارای محاسنی من‌جمله پیچیدگی کمتر در عملکرد هماهنگ و جدایش بوسترهاست لکن درنظرگرفتن تعداد بوسترهای بیشتر و در نتیجه کوچکتر، از پیچیدگی تولید بوستر کاسته و محدویت طول به قطر بوستر نسبت به مقدار استاندارد آن و همچنین محدودیت قطر بوستر نسبت به قطر موشک اصلی را نقض نخواهد کرد.

به طورکلی انتخاب تعداد بوستر دارای روند تکراریست که با درنظرگرفتن تعداد مشخص برای بوسترها (با فرض‌های منطقی اولیه) و حل مسئله، در صورتی‌که نتیجهٔ منطقی و ایده‌آلی به دست نیاید، با تغییر تعداد بوسترها، مسئله تکرار می‌شود.

نسبت جرمی بوسترهای مورد نیاز

در صورتی‌که n بوستر برای جبران کسر انرژی در نظر گرفته شود، هر بوستر باید به میزان V_{pb} متر بر ثانیه انرژی سرعتی تولید نماید.

$$V_{pb}=\left[k\left(\Delta V_1+\Delta V_2\right)\right]/n \qquad (۳)$$

در رابطهٔ (۳) k عبارتست از ضریب افت سرعتی که برای بوسترها درنظرگرفته می‌شود. در نتیجه با استفاده از رابطهٔ (۲) نسبت جرمی هر بوستر استخراج می‌گردد.

ذکر این نکته ضروریست که در نسبت جرمی به دست آمده برای هر بوستر، چون سهم هر بوستر از تولید کسری سرعت، به‌صورت جداگانه درنظرگرفته می‌شود، محمولهٔ هر بوستر تنها ماهواره‌بر اصلی بوده و بوسترهای دیگر جزء محموله یک بوستر نخواهند بود.

از دیدگاه دیگر نسبت جرمی هر بوستر عبارتست از: (جرم ماهواره‌بر اصلی + جرم کلی یک بوستر) تقسیم بر (جرم ماهواره‌بر اصلی + جرم کلی یک بوستر- جرم سوخت یک بوستر). نهایتاً رابطه‌ای میان جرم کلی بوستر و جرم سوخت آن به دست می‌آید که مبنای طراحی مفهومی بوستر است.

ضریب سازهٔ بوسترهای سوخت جامد

برای به دست آوردن ضریب سازه لازم است با استفاده از مطالعات آماری در مورد بوسترهای سوخت جامد ماهواره‌برها (جدول ۱)، نسبت به استخراج ضریب سازه استاندارد بوستر سوخت جامد اقدام گردد.

جدول۱- اطلاعات آماری مربوط به سازه [۱]

نام موشک	جرم کلی هر بوستر (کیلوگرم)	ضریب سازه
AR4	12600	0.246031746
AR5	265000	0.132075472
H2-VEHICLE	70000	0.157142857
H1-VEHICLE	4480	0.167410714
Titan IV	350000	0.105714286
ASLV	11600	0.255431034
PSLV	10930	0.18389753
Shuttle	590000	0.149152542
Delta 6925	11700	0.136752137
Delta 7925	13000	0.1
Titan III	247000	0.149797571
m-3sii	5000	0.2
llv3x	11630	0.1288908
conestoga iva	11400	0.122807018
conestoga ivb	11400	0.122807018
atlas	11600	0.137931034

ضریب سازه یک بوستر سوخت جامد عبارتست از [۳]:

$$\varepsilon_{booster} = \left(m_{booster} - m_{pbooster}\right) \Big/ m_{booster} \qquad (۴)$$

بر اساس مطالعات آماری (نمودار ۱) ضریب سازه بوستر از ۰/۱ تا ۰/۲۵ متغیر است که ۰/۱ بهترین سطح فناوری و ۰/۲۵ محتمل‌ترین سطح تکنولوژیست [۱]. انتخاب بهترین یا محتمل‌ترین سطح تکنولوژی با سطح تکنولوژی تولید موتورهای سوخت جامد در کشور رابطهٔ مستقیم دارد.

نمودار ۱- تغییرات ضریب سازهٔ بوستر نسبت به جرم کلی بوستر

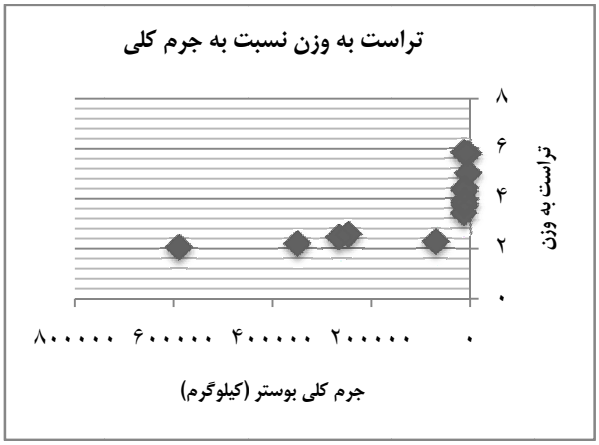
طراحی مفهومی بوستر

با استفاده از نسبت جرمی بوستر مورد نیاز و انتخاب ضریب سازهٔ مناسب برای بوسترهای سوخت جامد، مقدار جرم سوخت هر بوستر و جرم کلی آن به دست خواهد آمد.

با استفاده از مطالعات آماری (جدول ۲ و نمودار ۲) مشاهده می‌شود که نسبت تراست به وزن بوسترها در بازه۲ الی ۵/۸ متغیر است.

جدول۲- اطلاعات آماری مربوط به ضریب بار [۱]

نام موشک	جرم کلی هر استرپ-آن (کیلوگرم)	تراست به وزن
H1-VEHICLE	4480	5.00582496
m-3sii	5000	5.790010194
PSLV	10930	3.935711734
conestoga iva	11400	4.414578751
conestoga ivb	11400	3.818159057
ASLV	11600	3.708390453
atlas	11600	3.804175894
llv3x	11630	4.301855635
Delta 6925	11700	3.721128798
AR4	12600	5.824959953
Delta 7925	13000	3.410962127
H2-VEHICLE	70000	2.271734382
Titan III	247000	2.558737469
AR5	265000	2.44648318
Titan IV	350000	2.184359983
Shuttle	590000	2.037008241



نمودار ۲- تغییرات ضریب بار نسب به جرم کلی بوستر

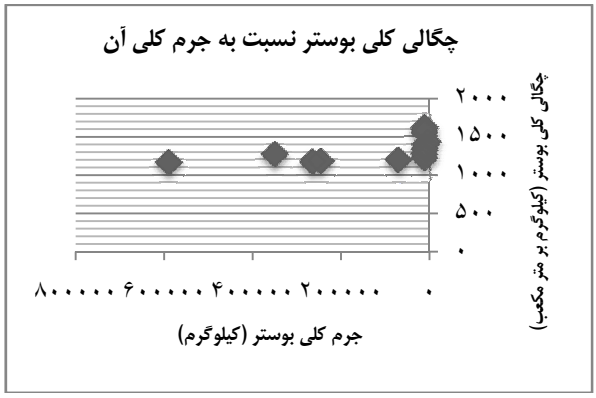
۵/۸ بهترین سطح فناوری و ۲ محتمل‌ترین سطح فناوریست [۱].

با توجه به آنکه جرم بوستر قبلاً به دست آمده، میزان تراست آن نیز با انتخاب نسبتی مناسب برای تراست به وزن، به‌دست می‌آید. از آنجا که در زمان انتخاب تعداد بوسترها، نوع سوخت نیز مشخص می‌شود، ضربهٔ ویژه آن مشخص بوده و در نتیجه دبی خروجی نازل هر بوستر قابل محاسبه است. پس از محاسبهٔ دبی سوخت، با استفاده از جرم سوخت، زمان سوزش بوستر به دست می‌آید.

با استفاده از مطالعات آماری (جدول ۳ و نمودار ۳) چگالی کلی یک بوستر سوخت جامد از ۱۱۶۰ کیلوگرم بر متر مکعب الی ۱۶۲۰ کیلوگرم بر متر مکعب متغیر است که این عدد در بوسترهای کوچک‌تر (در نظر نگرفتن بوسترهای بزرگ شاتل و آریان ۵) در بازه ۱۳۳۰ تا ۱۶۲۰ دارای چگالی آماری بیشتریست. برای بوسترهای کوچک ۱۳۳۰ محتمل‌ترین سطح فناوری و ۱۶۲۰ بهترین سطح فناوریست [۱].

جدول۳- اطلاعات آماری مربوط به جرم بوسترها

نام موشک	جرم کلی هر بوستر (کیلوگرم)	چگالی بوستر (کیلوگرم بر مترمکعب)
m-3sii	5000	1429.12995
PSLV	10930	1392.356688
conestoga iva	11400	1592.356688
conestoga ivb	11400	1592.356688
ASLV	11600	1343.370006
atlas	11600	1620.29277
llv3x	11630	1552.387596
Delta 6925	11700	1330.755232
AR4	12600	1219.089225
Delta 7925	13000	1273.88535
H2-VEHICLE	70000	1196.618016
Titan III	247000	1178.684131
AR5	265000	1170.777738
Titan IV	350000	1269.417002
Shuttle	590000	1163.242398



نمودار ۳- تغییرات چگالی بوستر به جرم کلی

با انتخاب مناسب چگالی، حجم مفهومی (اولیه) بوستر به دست خواهد آمد. می‌دانیم که قطر، یکی از چالش‌های تولید موتورهای سوخت جامد است. بنابراین با درنظرگرفتن امکانات تکنولوژیکی موجود قطری برای بوستر درنظرگرفته می‌شود و طول منتجه بررسی شده تا از محدوده نسبت طول به قطر بوسترهای سوخت جامد که بر اساس مطالعات آماری از ۸/۸۷ الی ۱۲/۷۷ است [۱]، خارج نشود.

مثالی از طراحی

به عنوان مثال ماهواره‌بری دو طبقه با شماتیک مدادی ساده و سوخت مایع را درنظر می‌گیریم که محموله‌ای ۱۴۰ کیلوگرمی را در مدار دایروی ۲۰۰ کیلومتری قرار می‌دهد. با توجه به مختصات پرتاب این ماهواره‌بر، آزیموت پرتابی آن و ضریب افت سرعت درنظر گرفته شده برای آن، سرعت مورد نیاز ۹۲۹۸ متر بر ثانیه خواهد بود که ۳۸ درصد آن توسط مرحله اول و ۶۲ درصد آن توسط مرحله دو تولید خواهد شد. جرم مرحله دوم ۴۰۳۸ کیلوگرم و جرم مرحله اول ۲۲۷۸۵ کیلوگرم است (جدول- ۴).

جدول ۴- مشخصات سیستمی ماهواره‌بر

طبقه	جرم طبقه (کیلوگرم)	جرم سازه طبقه (کیلوگرم)	جرم سوخت (کیلوگرم)
۱	۱۸۷۴۷	۱۱۴۳	۵۴۴۷
۲	۳۸۹۷	۳۶۹	۱۴۱۱

اگر لازم باشد جرم محموله به میزان ۲۵۵ کیلوگرم با استفاده از بوستر سوخت جامد افزایش یابد، در صورتی که جرم سیستم پیشران از جرم سازه خشک طبقه اول (۱۱۴۵ کیلوگرم) کم شود، جرم ۶۸۳ کیلوگرم باقی می‌ماند. با در نظر گرفتن ضریب اطمینان ناشی از نصب بوستر بر روی سازه به میزان ۱/۲، ۱۳۷ کیلوگرم به محموله مرحله اول (فقط مرحله اول) افزوده خواهد شد.

می‌توان مرحله دوم را یک موشک یک مرحله‌ای در نظر گرفت که محموله ۱۴۰ کیلوگرمی را به سرعت ۵۹۶۸ متر بر ثانیه (سهم سرعت مرحله دوم) می‌رساند. حال اگر محموله ۱۱۵ کیلوگرم (برای رسیدن به جرم محموله کلی ۲۵۵ کیلوگرم) افزایش داده شود، بر اساس رابطه تسالکوفسکی، به اندازه ۵۰۵ متر بر ثانیه از انرژی آن کاسته می‌شود.

می‌توان مرحله اول را یک موشک یک مرحله‌ای در نظر گرفت که محموله ۴۰۳۷ کیلوگرمی را به سرعت ۳۹۰۸ متر بر ثانیه (سهم سرعت مرحله اول) می‌رساند. حال اگر محموله ۲۵۲ کیلوگرم (۱۱۵ کیلوگرم افزایش جرم محموله در مرحله دوم و ۱۳۷ کیلوگرم افزایش جرم طبقه اول به واسطه ضریب اطمینان سازه) افزایش داده شود، بر اساس رابطه تسالکوفسکی، به اندازه ۹۶ متر بر ثانیه از انرژی آن کاسته می‌شود. در مجموع کسری انرژی ۶۰۲ متر بر ثانیه خواهد بود.

پیشران HTPB با ضربه ویژه ۲۳۵ ثانیه در شرایط جوی در نظر گرفته می‌شود. با توجه به اینکه پیچیدگی تولید موتورهای سوخت جامد در ابعاد کوچک، کمتر خواهد بود، ۴ بوستر کوچک‌تر در اینجا نسبت به حالت ۲ بوستر بسیار بزرگ ارجح خواهد بود. در صورتی که ۲۰ درصد افت سرعت برای بوسترها در نظر گرفته شود، برای سرعت ۷۲۲ متر بر ثانیه، هر بوستر باید به میزان ۱۸۰/۵ متر بر ثانیه سرعت تولید نماید.

طبق رابطه تسیالکوفسکی:

$$V_{boost} = g_0 I_{sp} \ln \frac{1}{\mu_{boost}} \qquad (۵)$$

در صورتی که V_{boost} برابر ۱۸۰/۵ باشد:

$$\mu_{boost} = 0.9246166764 \qquad (۶)$$

$$m_{01}^{new} = m_{01} + \Delta m_{pay} + \Delta m_{st1} = 23037 \qquad (۷)$$

$$m_{booster} = m_{boosterst} + m_{pbooster} \qquad (۸)$$

$$m_{kboost} = m_{01}^{new} + m_{boosterst} = 23037.25 + m_{booster} - m_{pbooster} \qquad (۹)$$

$$m_{m\,01boost} = m_{01}^{new} + m_{booster} = 23037.25 + m_{booster} \qquad (۱۰)$$

$$\mu_{boost} = \frac{m_{kboost}}{m_{m\,01boost}} \qquad (۱۱)$$

بر اساس محتمل‌ترین سطح فناوری پارامترهای طراحی:

$$\varepsilon_{booster} = \frac{m_{booster} - m_{pbooster}}{m_{booster}} = 0.25 \quad (۱۲)$$

$$\Rightarrow 0.75 m_{booster} = m_{pbooster}$$

$$0.9246166764 = \frac{m_{kboost}}{m_{m\,01boost}} \quad (۱۳)$$

$$0.9246166764 = \frac{23037.25 + m_{booster} - m_{pbooster}}{23037.25 + m_{booster}} \quad (۱۴)$$

$$0.9246166764 = \frac{23037.25 - 0.25 m_{booster}}{23037.25 + 0.75 m_{booster}} \quad (۱۵)$$

$$\Rightarrow m_{booster} = 1840.692617\text{kg}$$

$$m_{pbooster} = 0.75 \times 1840.692617 = 1380.519463 kg \quad (۱۶)$$

با استفاده از محتمل‌ترین سطح فناوری:

$$\frac{T_{booster}}{m_{booster}} = 2 \quad (۱۷)$$

$$\frac{T_{booster}}{1840.692617} = 2 \quad (۱۸)$$

$$\Rightarrow T_{booster} = 3681.385234 kgf$$

با توجه به اینکه ضربه ویژه ۲۳۵ ثانیه بود:

$$I_{sp} = \frac{T_{booster}}{g_0 \dot{m}_{booster}} \Rightarrow$$

$$235 = \frac{3681.385234}{\dot{m}_{booster}} \quad (۱۹)$$

$$\Rightarrow \dot{m}_{booster} = 15.66546908 \frac{kg}{s}$$

زمان سوزش بوستر نیز به‌دست می‌آید:

$$\dot{m}_{booster} = \frac{m_{pbooster}}{t_{booster}}$$

$$\Rightarrow 28.19784434 = \frac{1380.519463}{t_{booster}} \quad (۲۰)$$

$$\Rightarrow t_{booster} = 88.12500002$$

با استفاده از محتمل‌ترین سطح فناوری:

$$\rho_{booster} = \frac{m_{booster}}{\nabla_{booster}}$$

$$\Rightarrow 1330 = \frac{1840.692617}{\nabla_{booster}} \quad (۲۱)$$

$$\Rightarrow \nabla_{booster} = 1.383979411 \frac{kg}{m^3}$$

نتیجه‌گیری

الگوریتم ارائه شده با استفاده از اطلاعات موجود آریان ۴ بدون بوستر و نسخه‌ای از آن که دارای ۲ بوستر سوخت جامد است، برای مأموریت‌های مشخص، اعتبارسنجی شده است که نتایج مقایسه‌ای در جدول (۱) آورده شده‌اند.

جدول ۴- مقایسهٔ پارامترهای طراحی در بوسترهای سوخت جامد آریان ۴

پارامتر	بوستر آریان ۴	بوستر طراحی شده	خطا (درصد)
جرم پیشران (کیلوگرم)	۹۵۰۰	۹۰۲۵	۵
جرم کلی (کیلوگرم)	۱۲۶۰۰	۱۳۲۳۰	۵
تراست (کیلونیوتن)	۷۲۰	۶۹۱	۴

مراجع

[۱] بلوچستانی، وحید و نصرت الهی، مهران. طراحی ماهواره‌بر سوخت مایع با بوسترهای استرپ-آن سوخت جامد برای حمل محموله‌های سبک به مدار لئو، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۷.

[2] Cornelisse, J. W., Schoyer, H. F. R. and Wakker, K. F., *Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics*, Fearon-Pitman, 1987.

[3] Linshu, He., *Ballistic Missiles and Launch Vehicles Design*, Buaa Press, 2002.