



北京航空航天大學

B E I H A N G U N I V E R S I T Y

SLS 系列运载火箭性能调查分析研究报告

2025 年 10 月

摘要

太空发射系统（Space Launch System, SLS）是美国国家航空航天局（NASA）为阿尔忒弥斯（Artemis）载人登月与深空探测任务研制的超重型运载火箭系列。作为当今唯一具备在单次发射中将“猎户座”（Orion）飞船及货物直接送往月球轨道能力的火箭，SLS 的推进系统设计在技术与性能层面代表了当前化学火箭的最高水平（NASA, 2024）。本研究基于 NASA 官方资料与技术报告，对 SLS 系列火箭的推力结构与发动机性能进行定量分析。

SLS 核心级由四台 RS-25 液氢液氧发动机组成，每台海平面推力约 1860 kN，真空比冲达 452 s，总推力超过 7,400 kN（NASA Core Stage Data, 2023）。助推系统采用两台五节固体火箭助推器（SRB），每台提供约 16,000 kN 推力，在起飞阶段贡献总推力的约 75%（NASA Booster Reference, 2023）。随着 Block 1B 与 Block 2 构型的演进，计划采用更高性能的探索上面级（EUS）与改进型 RS-25E 发动机，以实现超过 130 吨级的低地轨道运载能力与更高的月球转移推力。

研究结果表明，SLS 系列在推力集成与发动机复用技术上兼具高性能与工程成熟度，其发动机系统的高比冲与可控推力矢量能力为深空载人任务提供了可靠动力支持。然而，其高成本与有限复用性仍制约其商业可持续性。

关键词：SLS 运载火箭, RS-25 发动机, 固体助推器, 推力性能, NASA

Abstract

The Space Launch System (SLS), developed by the National Aeronautics and Space Administration (NASA) for the Artemis lunar and deep-space exploration missions, represents the most advanced heavy-lift launch vehicle in operation today. Designed as the only rocket capable of sending the Orion spacecraft and its payload directly to lunar orbit in a single launch, SLS exemplifies the current peak of chemical propulsion technology (NASA, 2024). This study focuses on a quantitative analysis of the SLS propulsion architecture and engine performance, based primarily on official NASA documentation and technical data.

The SLS Core Stage employs four RS-25 liquid hydrogen and liquid oxygen engines, each producing approximately 1,860 kN of sea-level thrust with a vacuum specific impulse of 452 s, yielding a combined thrust exceeding 7,400 kN (NASA Core Stage Data, 2023). Two five-segment solid rocket boosters (SRBs) provide an additional 16,000 kN each, contributing roughly 75% of the total thrust during liftoff (NASA Booster Reference, 2023). With the evolution from Block 1 to Block 1B and Block 2 configurations, the system integrates the Exploration Upper Stage (EUS) and upgraded RS-25E engines, enabling low Earth orbit (LEO) payload capacities exceeding 130 metric tons and higher translunar injection (TLI) thrust performance.

Results indicate that the SLS series achieves high performance and engineering maturity in thrust integration and engine vector control, providing reliable propulsion for crewed deep-space missions. However, its high cost and limited reusability remain major constraints on its long-term commercial viability.

Keywords: Space Launch System (SLS), RS-25 engine, solid rocket booster, thrust performance, NASA, yyhyyh

目录

一、 简介	1
二、 SLS 动力系统特性	2
(一) 型号计划沿革	2
(二) 工作方案及能力	4
三、 参数确定	5
(一) 性能参数网络	5
1. 参数关系图	5
2. 计算方法	6
(二) 参数分类	8
1. 已知参数	8
2. 计算参数	9
四、 计算过程	9
(一) 总体方案与设计思想	9
(二) 程序说明	11
1. 模块化结构	11
2. 二分法实现面积压力比互换	14
3. GUI 开发	15
(三) 程序优缺点分析	17
五、 案例结果性能分析	18
(一) 燃烧性能	18
(二) 动力性能	20

六、 相关发动机计算及分析	21
(一) SRB 助推器背景	21
(二) 性能计算	21
(三) 性能对比分析	22
结论	23
组员分工说明	24
参考文献	25

一、简介

太空发射系统（Space Launch System, SLS）是美国国家航空航天局（NASA）在航天飞机退役后，为恢复美国载人深空发射能力而研制的新一代超重型运载火箭。自 2011 年 9 月 14 日正式公布研制方案以来，SLS 被定位为美国未来二十年载人登月、载人火星以及深空探测任务的核心发射平台，是“阿尔忒弥斯”（Artemis）计划体系中的关键支撑。该系统通过模块化演进实现性能提升，计划最终形成可将 130 吨级有效载荷送入近地轨道（LEO）并具备 46 吨级月球转移轨道（TLI）运载能力的重型火箭。其综合技术水平和系统设计理念代表了当前国际航天发射技术的最高水准之一^[1]。

在美国政府 2019 年提出“提前四年实现载人登月”的指令后，NASA 发布《飞向月球：NASA 月球探索战略计划》，明确以 SLS 作为主要运载工具，联合“猎户座”（Orion）飞船、载人登月系统（HLS）以及“月球轨道平台-门户”（LOP-G），共同构建一个可持续的月球探测体系（如图 1）。根据规划，SLS 将承担从“阿尔忒弥斯-1”无人绕月飞行到“阿尔忒弥斯-8”载人登月在内的多次关键任务。其核心级、固体助推器与上面级的协同工作，使其成为目前唯一能将大型载人飞船直接送入月球轨道的运载系统。

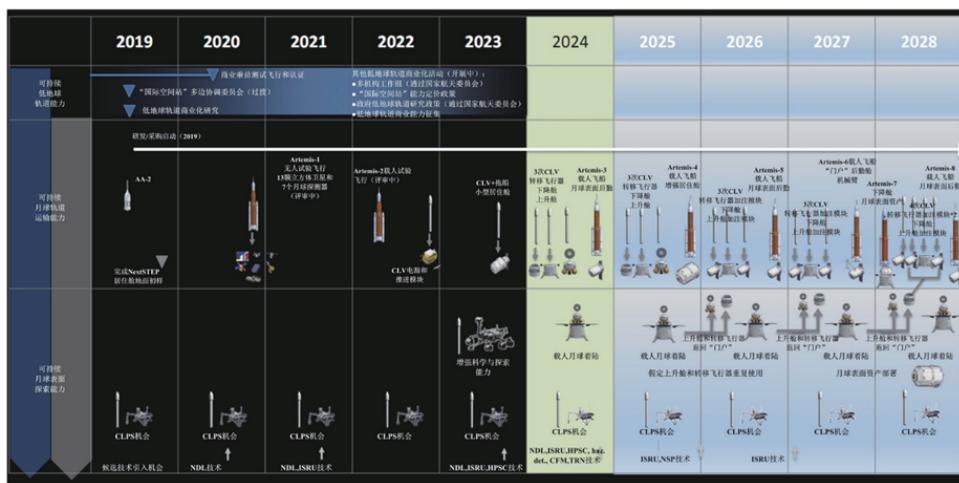


图 1 SLS “四年计划”

SLS 系列采用分阶段发展的技术路线：Block 1 主要用于初始验证任务，配备过渡型低温推进级（ICPS）；Block 1B 换装四台 RL10C-3 发动机的探索上面级（EUS），显著提升了深空运载性能；Block 2 则计划采用更先进的助推器与改进型 RS-25E 发动机，实现最大化推力与结构效率。SLS 的设计融合了航天飞机成熟的 RS-25 液体主发动机与五段式固体助推器技术，在推进系统集成、推力调节范围、燃烧效率及热防护材料等方面均进行了系统性创新。

从国际视角来看，SLS 的成功不仅重新确立了美国在深空载人航天领域的主导地位，而且为全球合作提供了范例。通过与其他国家和组织的合作，共同推动月球探测技术的进步，为人类和平利用外太空资源做出贡献。

位，也推动了全球重型运载火箭技术的再平衡格局。对于中国而言，研究 SLS 的发展路径与性能特征具有重要的战略与工程意义。首先，SLS 在液体发动机再利用、深冷推进剂储输与大推力结构稳定性控制方面的经验，为我国新一代重型运载火箭（如长征九号）的研制提供了重要参考。其次，SLS 在任务体系设计上通过多构型演进实现持续适应性，其“模块化推进级”和“任务可配置上面级”思路，对我国未来载人登月与深空探测发射架构优化具有启发价值。最后，其在国际合作、商业航天接口设计及任务管理体制方面的探索，也为我国构建高效、可持续的航天发射体系提供了可借鉴的模式。

本报告以 SLS 系列运载火箭为研究对象，基于 NASA 官方技术文档、任务规划报告及国际学术文献，系统分析其推力系统结构、发动机性能参数、构型演化规律及其技术创新特点。研究旨在从工程与战略两个维度探讨 SLS 的发展逻辑及其对深空探测体系的支撑作用，同时评估其在推进效率、系统可靠性与经济可持续性方面的优劣势。通过对 SLS 系列的深入剖析，本文期望为我国重型运载火箭总体设计、发动机技术发展及未来深空任务的体系构建提供有价值的参考与启示。

二、SLS 动力系统特性

（一）型号计划沿革

SLS 动力系统的演进体现了 NASA 在载人深空运载领域“由现有技术逐步升级”的体系化发展路径。该系列以航天飞机主发动机（SSME）与固体助推器为技术基础，通过逐步更换上面级与助推模块实现推力提升与任务扩展能力。自 2011 年 SLS 计划公布以来，其动力系统的技术构型已形成三种阶段性型号：Block 1、Block 1B 与 Block 2。

最早的 Block 1 型主要用于系统验证与初期任务验证。该型采用两级串联加双助推器的动力布局：芯级搭载 4 台 RS-25 液氢液氧发动机，上面级为过渡型低温推进级（ICPS），搭载一台 RL10B-2 发动机。助推器由航天飞机的四段式推进器改进为五段式结构，推力大幅提升至 16 000 kN，起飞阶段贡献约 75% 的总推力。Block 1 构型在保证系统可靠性的同时，为后续型号的性能扩展验证了推进协调性和燃烧控制技术。

第二阶段的 Block 1B 型在总体结构上保持不变，主要改进集中在上面级动力系统。ICPS 被替换为“探索上面级”（EUS），采用 4 台 RL10C-3 发动机组成的多发动机系统，具备多次点火与轨道长时间停留能力。其推进剂加注量增至 129 t，较 Block 1 提升超过四倍。该改进使 SLS 具备了更强的深空转移能量，为载人登月及月面驻留任务提供了技术条件。

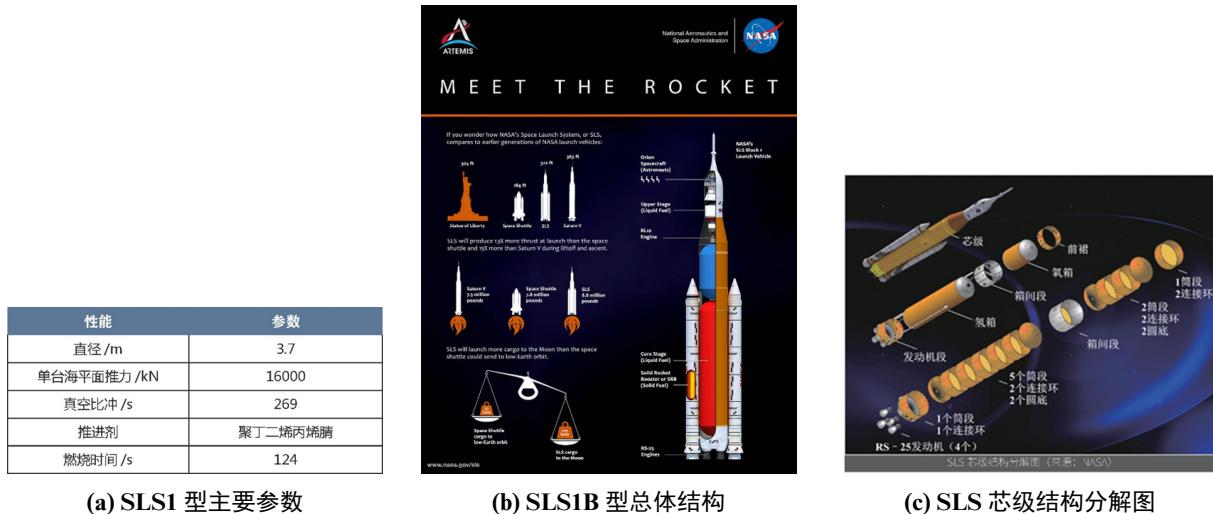


图 2 SLS1 及 SLS1B 型号示意图

最终阶段的 Block 2 型则引入新一代高性能固体助推器和改进型 RS-25E 发动机，在结构与材料层面进一步轻量化，近地轨道运载能力提升至 130 t，地月转移能力可达 46 t。Block 2 被视为面向未来火星任务的核心运载平台，其动力系统的设计思路不仅在于推力增强，更在于持续推进效率、发动机寿命与系统冗余度的平衡优化。其变化如下图所示。

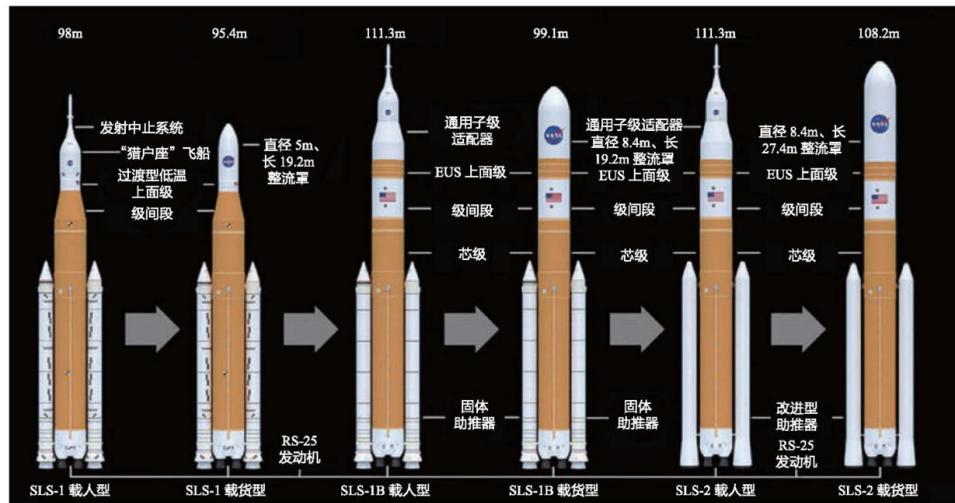


图 3 SLS 系列沿革

从总体上看，SLS 动力系统的型号沿革体现出一种渐进式的体系演化特征——在保持核心设计继承性的同时，通过局部模块迭代实现整体性能跨越。NASA 将这一模式视为兼顾技术可行性与预算约束的现实途径，也为国际上重型运载火箭的演化提供了工程参考。

(二) 工作方案及能力

SLS 动力系统采用典型的多级协同推进方案，核心级、固体助推器和上面级依次分工协作，实现推力递进与能量高效转化。整套系统的动力协调依托精确的点火序列与推力调节程序，以确保在不同飞行阶段保持稳定推重比和姿态控制。

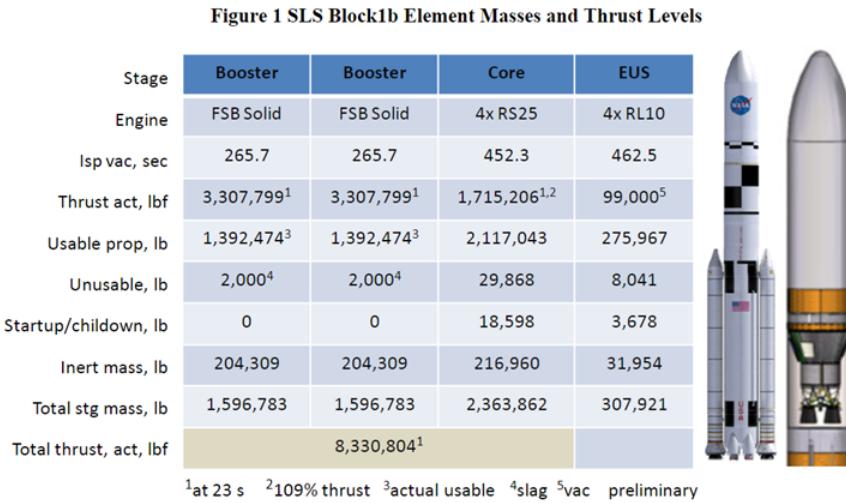


图 4 SLS1B 主要参数

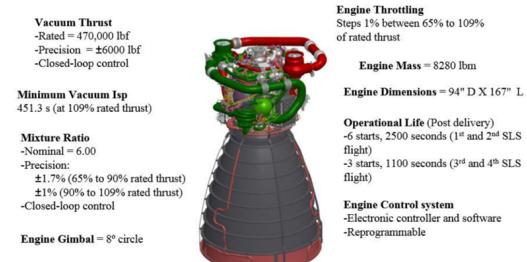
在发射阶段 (T-6 s 至 T-0 s)，四台 RS-25 发动机依次点火并建立推力通道，随后两枚五段式固体助推器在 T-0 s 时点火进入全推状态。助推器燃烧约 126 s 后分离，火箭在 RS-25 持续工作约 480 s 的推力下完成主升段任务。该阶段芯级可输出总推力约 7.4 MN (约 3 992 吨力)，为飞行提供主要加速功。

上面级动力系统在芯级分离后接管推进任务。ICPS 阶段采用 RL10B-2 发动机，其推力约 110 kN，比冲达 465 s。发动机喷管采用碳-碳复合材料三段可展开结构，膨胀比达 285:1，大幅提高了真空工作效率。Block 1B 及后续型号使用的 EUS 配置四台 RL10C-3 发动机，总推力约 440 kN，具备多次再启动能力，可执行近地点提升、月球注入与姿态修正等复合机动。

核心级 RS-25 发动机为 SLS 动力系统的技术核心。该型发动机沿用航天飞机液氢液氧闭式循环方案，具备高节流比 (65%~111%) 与可靠控制特性。其最大真空推力 2 318 kN，比冲 452 s，单机可靠性达到 0.9996。前四次任务沿用 RS-25D 库存发动机，自第五次任务起使用简化设计的一次性 RS-25E，以降低成本并适应更高燃烧比需求。

RS-25 Engine Facts	
Thrust	512,300 lbs. (vacuum) 418,000 lbs. (sea level)
Size	4.3 m x 2.4 m (14 ft. x 8 ft.)
Weight	3,515 kg (7,750 lbs.)
Operational Thrust	109% (512,300 lbf)
Operational Time	approximately 8 min.
Operational Temp Range ...	-423 to +6,000 degrees F

(a) RS-25 发动机主要参数



(b) RS-25 发动机性能指标

图 5 RS-25 发动机性能

SLS 的工作能力在国际运载火箭体系中处于领先水平。Block 1 构型的总起飞推力约 8.8 百万磅，能将约 27 t 载荷直接送入地月转移轨道；Block 1B 提升至约 38 t，而 Block 2 预计可达到 46 t。得益于液氢燃料的高比冲特性及多级推力协调控制，SLS 可在单次发射中完成超过 3800 km/s 的速度增量，为“猎户座”飞船提供直接进入月球轨道的能量条件。

总体而言，SLS 动力系统兼具高能推进剂利用效率与优异的推力可控性。其三级协同工作方案在提升推力输出稳定性的同时，也为多任务适配提供了灵活平台。对于未来深空载人任务而言，该系统不仅验证了重型化学推进的工程极限，也为进一步发展高能推进与模块化动力体系提供了技术基础。

三、参数确定

(一) 性能参数网络

1. 参数关系图

在计算发动机推力室时所需用到的主要参数有：推力 F ，比冲 I_s ，质量流量 \dot{m} ，喷气速度 u_e ，特征速度 c^* ，推力系数 C_F ，喷管面积比与压力比，燃烧室效率等有关效率各主要参数间关联关系如下图所示：

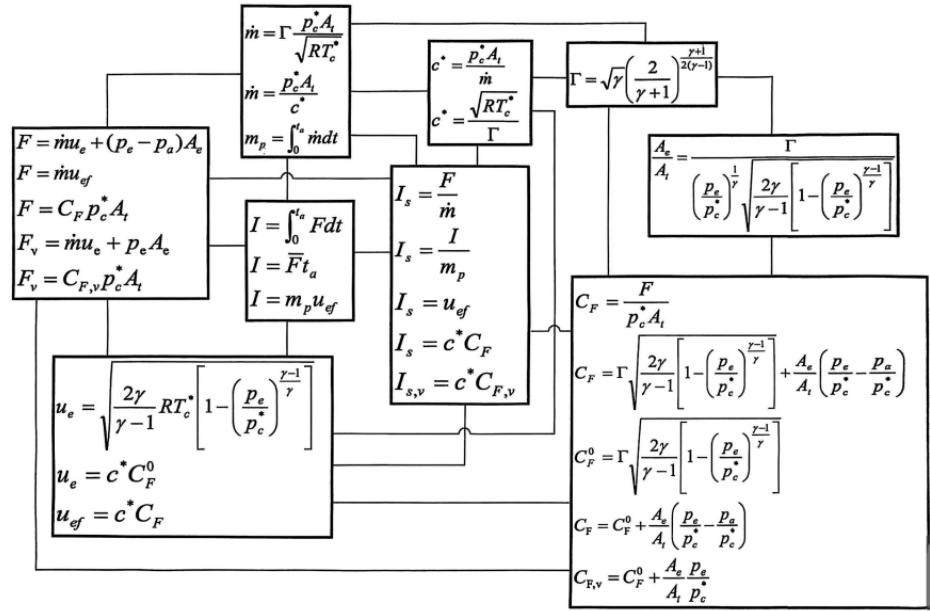


图 6 推力室参数关系

2. 计算方法

为报告简洁易读起见，以下仅列出参数名称及后续计算中用到的公式（详见源代码），不给出计算过程及中间变量名称。

- 推力 F :

$$F = \dot{m}u_e + (p_e - p_a)A_e \quad (1)$$

$$F = C_F p_c^* A_t \quad (2)$$

$$F^* = \dot{m}u_e \quad (3)$$

- 比冲 I_s :

$$I_{s,H} = \frac{F_H}{\dot{m}} = I_{s,v} - \frac{p_a A_e}{\dot{m}} \quad (4)$$

$$I_{s,v} = u_e + \frac{p_e A_e}{\dot{m}} \quad (5)$$

$$I_s = \frac{I_t}{m_p} \quad (6)$$

$$I_s = u_{ef} \quad (7)$$

$$I_s = c^* C_F \quad (8)$$

- 喷气速度 u_e :

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_c^* \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (9)$$

$$u_{ef} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (10)$$

$$u_{e,L} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_c^*} \quad (11)$$

- 质量流量 \dot{m} :

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_t^* A_t}{\sqrt{RT_c^*}} \quad (12)$$

$$\dot{m}_o = \frac{K}{1+K} \dot{m}, \dot{m}_f = \frac{1}{1+K} \dot{m} \quad (13)$$

$$\dot{m} = \frac{p_c^* A_t}{c^*} \quad (14)$$

$$\dot{m} = \frac{F}{u_{ef}} \quad (15)$$

- 特征速度 c^* :

$$c^* = \frac{p_c^* A_t}{\dot{m}} \quad (16)$$

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_c^*}}{\Gamma} \quad (17)$$

$$c^* = \frac{I_s}{C_F} \quad (18)$$

- 推力系数 C_F :

$$C_F = \frac{F}{p_c^* A_t} \quad (19)$$

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c^*} - \frac{p_a}{p_c^*} \right)} \quad (20)$$

$$C_F^0 = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (21)$$

$$C_F = C_{F,v} - \frac{A_e}{A_t} \frac{p_a}{p_c^*} \quad (22)$$

- 喷管面积比与压力:

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\left(\frac{p_e}{p_c^*}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c^*}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}} \quad (23)$$

- 燃烧室效率等有关效率:

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{ac}^*}{c_{id}^*} \quad (24)$$

$$\eta_{C_F} = \frac{C_{F,v,ac}}{C_{F,v,id}} \quad (25)$$

$$\eta_{I_s} = \frac{I_{s,v,ac}}{I_{s,v,id}} \quad (26)$$

$$\eta_{I_s} = \eta_{c^*} \eta_{C_F} \quad (27)$$

(二) 参数分类

针对发动机及动力系统计算时的各式参数，依据其在计算过程中的角色与获取方式，可将其划分为两大类：已知参数与（需）计算参数。

以下参数分类均针对 SLS 系统的 RS-25 液体主发动机与 SRB 固体助推器两种典型推进单元进行说明。且所给出数据均来自于 NASA 官方网站、中国知网等权威机构发布的技术文档与研究报告，确保其准确性与工程适用性。

1. 已知参数

避免繁复列举，以下均以表格形式给出参数，展示 RS-25 与 SRB 的主要性能参数对比。通过上述已知参数代入前述公式，计算得出各项性能指标，包括推力、比冲、喷气速度、质量流量、特征速度、推力系数及效率等。

表 1 RS-25 与 SRB 已知参数

参数	RS-25	SRB
推进剂类型	液氢 + 液氧	PBAN/APCP 复合固体推进剂
燃烧室压力 p_c^* (MPa)	20.50	6.20
燃烧室温度 T_c^* (K)	3042.41	3270.00
喉部面积 A_t (m^2)	0.0540	1.4070
喷管面积比 $\frac{A_e}{A_t}$	77.20	7.72
比热比 γ	1.240	1.210
气体常数 R ($\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	519.65	296.94
推进剂混合比 K	6.00	—

2. 计算参数

表 2 RS-25 与 SRB 计算参数

参数	RS-25	SRB
海平面性能参数		
推力 (kN)	1635.51	13616.38
比冲 (m/s)	2816.88	2270.04
喷气速度 (m/s)	3432.58	2259.82
质量流量 (kg/s)	580.61	5998.29
- 氧化剂流量 (kg/s)	497.67	—
- 燃料流量 (kg/s)	82.94	—
特征速度 c^* (m/s)	1906.61	1454.32
推力系数 CF	1.477	1.561
真空性能参数		
推力 (kN)	2057.93	14716.97
比冲 (m/s)	3544.33	2453.53
喷气速度 (m/s)	3432.58	2259.82
推力系数 CF	1.859	1.687
效率分析		
燃烧室效率 (%)	99.50	96.00
喷管效率 (%)	98.00	95.00
总体效率 (%)	97.51	91.20

四、计算过程

(一) 总体方案与设计思想

本程序旨在构建一个面向航天推进工程领域的命令行交互式模块化计算平台，用于火箭发动机关键性能参数的系统化求解与结果展示。其总体设计遵循“结构模块化、交互友好化、功能可拓展化与工程适配化”的原则，通过分层架构与功能解耦实现复杂计算过程的有序管理与高效执行。

在体系结构方面，程序采用函数封装与模块分区的组织方式，对各类物理量与性能参数计算模型进行结构化集成。为满足不同层次用户的需求，系统设置两类核心运行模式：

- 参数预设模式：针对 RS-25 液体主发动机与 SRB 固体助推器等典型航天推进系统，内置若干经工程验证的标准化输入参数集，可实现主要性能指标的快速调用

与结果输出，用于对比分析、技术评估或教学展示；

- 自定义计算模式：系统提供菜单式二级功能选择，涵盖推力、比冲、喷气速度、质量流量、特征速度、推力系数、面积 / 压力换算以及效率等关键性能计算模块。用户可依据计算需求输入指定参数，程序将自动调用相应计算单元并输出数值结果。

程序流程图如下所示：

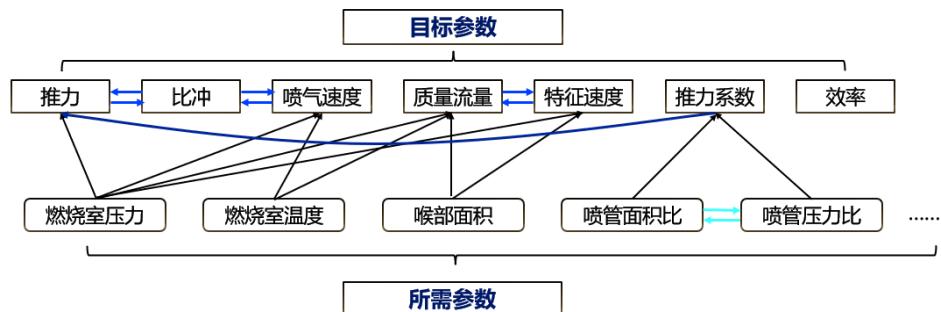


图 7 程序设计流程图

在人机交互机制设计中，平台采用命令行界面并构建了线性、分步式操作流程，以降低使用门槛并保证输入输出过程的逻辑一致性。该结构可适配不同使用群体，即使在无图形化界面的环境下亦具备较强的可操作性。此外，程序在参数校验、异常输入处理与结果呈现格式方面均进行了初步规范化设计，以增强稳定性与易读性。人机交互界面如下所示：

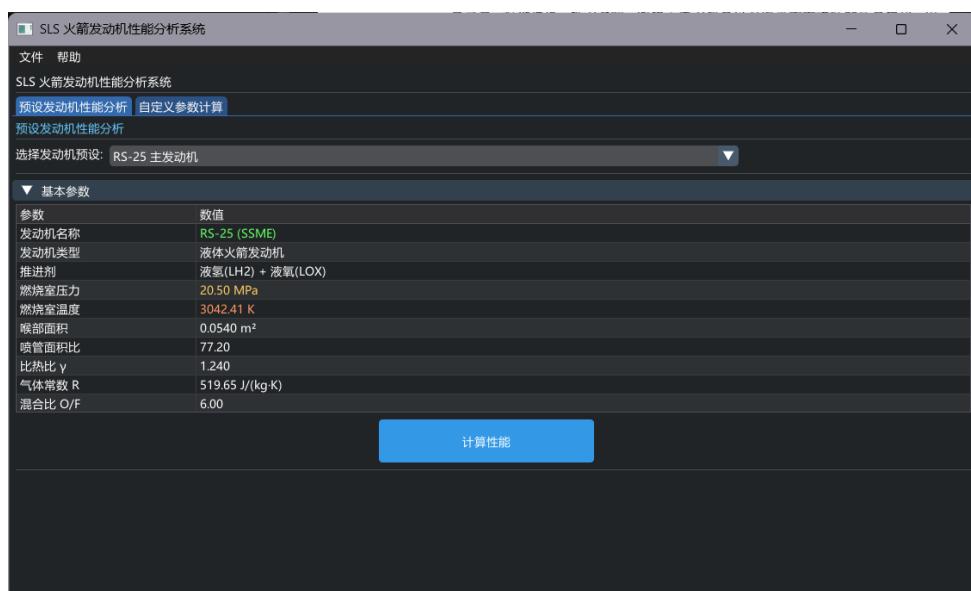


图 8 用户交互界面

(二) 程序说明

1. 模块化结构

程序将计算功能集成于 *caculation.h* 库中，并以 *engine_data.h* 库提供标准化发动机数据接口。主程序 *main.c* 负责用户交互与功能调度。各模块间通过函数调用与数据传递实现解耦，实现模块化编程设计。

```

1 //main函数中调库
2 #include "calculations.h"
3 #include "engine_data.h"
4
5 //以下为calculations.h中推力计算的全部路径和比冲计算的部分路径
6
7 // ====== 推力计算 ======
8
9 // F = m * ve
10 double calculate_characteristic_thrust(double mass_flow, double
11                                         exhaust_velocity);
12
13 // F = m * ve + (pe - pa) * Ae
14 double calculate_thrust_with_pressure(double mass_flow, double
15                                         exhaust_velocity,
16                                         double exit_pressure, double
17                                         ambient_pressure,
18                                         double exit_area);
19
20
21 // ====== 比冲计算 ======
22
23 // Isp = F / m
24 double calculate_specific_impulse(double thrust, double mass_flow);
25
26 // Isp_vac = ve

```

```

27 double calculate_vacuum_specific_impulse(double exhaust_velocity);
28
29 // Isp = I_total / m_prop
30 double calculate_isp_from_total_impulse(double total_impulse, double
   propellant_mass);
31
32 // Isp = c* * CF
33 double calculate_isp_from_cstar_cf(double characteristic_velocity,
   double thrust_coefficient);
34
35 //以下为engine_data.h
36 //其主要作用为向外部程序声明“如何获取发动机数据”和“如何打印它”，并
   确保代码能在 C/C++ 混合项目中正常引用。
37 #ifndef ENGINE_DATA_H
38 #define ENGINE_DATA_H
39
40 #include "calculations.h"
41
42 #ifdef __cplusplus
43 extern "C" {
44 #endif
45
46 EngineData get_rs25_data(void);
47
48 EngineData get_srb_data(void);
49
50 void print_engine_info(EngineData *engine);
51
52 #ifdef __cplusplus
53 }
54 #endif
55
56#endif

```

Listing 1: 头文件展示

在主程序中实现功能选择与调用：

(1) 启动后进入无限循环显示主菜单 $choice = 1 \sim 4$ 分别对应预设计算模式、自定

义计算模式、性能对比、程序信息。

(2) 根据用户选择 *choice* (功能模块), 显示次级菜单 (*engine_choice*), 提示按顺序输入参数。

(3) 读取参数, 将参数传递给对应模块的计算函数, 获取计算结果。

(4) 输出计算结果, 返回主菜单, 直到用户选择退出。

```

1  \\ 主 函 数 选 择 模 块
2  int main(void) {
3      int choice;
4      set_utf8_console();
5
6      print_header();
7
8      while (1) {
9          print_main_menu();
10         choice = get_user_choice(0, 4);
11
12         switch (choice) {
13             case 1:
14                 analyze_preset_engine();
15                 break;
16             ...
17         }
18     \\ 预设计算模块中选择计算路径
19     void analyze_preset_engine(void) {
20         int engine_choice;
21         EngineData engine;
22         PerformanceResults results;
23
24         system("cls||clear");
25         printf("\n====预设发动机性能分析====\n\n");
26         printf("1. RS-25 主发动机 (液氢液氧)\n");
27         printf("2. SRB 固体助推器\n");
28         printf("0. 返回主菜单\n\n");
29         printf("请选择发动机类型: ");
30
31         engine_choice = get_user_choice(0, 2);

```

```

32
33     if (engine_choice == 0)
34         return;
35
36     if (engine_choice == 1) {
37         engine = get_rs25_data();
38         printf("\n已加载 RS-25 发动机数据\n");
39     } else {
40         engine = get_srb_data();
41         printf("\n已加载 SRB 固体助推器数据\n");
42     }
43
44     print_separator();
45     printf("发动机基本参数: \n");
46     print_separator();
47     printf("发动机名称: %s\n", engine.name);
48     printf("发动机类型: %s\n", engine.type);
49     printf("推进剂: %s\n", engine.propellant);
50     printf("燃烧室压力: %.2f MPa\n", engine.chamber_pressure / 1e6);
51     printf("喷管面积比: %.2f\n", engine.area_ratio);
52     printf("比热比 γ: %.3f\n", engine.gamma);
53     printf("气体常数 R: %.2f J/(kg·K)\n", engine.gas_constant);
54     printf("燃烧室温度: %.2f K\n", engine.chamber_temperature);
55     printf("喉部面积: %.4f m²\n", engine.throat_area);
56     printf("混合比 O/F: %.2f\n", engine.mixture_ratio);
57     ...
58 }
```

Listing 2: 比冲计算程序

其中 $choice\ case = 1$ 说明选择预设计算模块，后续根据 $engine_choice$ 输入参数，程序调用对应函数进行计算并输出结果。

2. 二分法实现面积压力比互换

值得注意的是，在公式（23）喷管面积比 $\frac{A_e}{A_t}$ 与压力比 $\frac{p_e}{p_c^*}$ 的互换计算中，唯一压力比可确定唯一面积比，唯一面积比求解压力比的过程中涉及到非线性方程求解。^[11] 由于该关系无法通过简单代数变换直接求解，程序采用了数值方法中的二分法进行迭代计

算。

```

1 // 面积比换算为压力比
2 //  $p_e/p_c = f(\varepsilon, \gamma)$  使用二分法求解
3 double calculate_pressure_ratio_from_area(double area_ratio, double
4     gamma) {
5     double le = 1e-6;
6     double re = 0.52;
7     double mid, now_ans;
8     double tolerance = 1e-9;
9
10    do {
11        mid = (le + re) / 2.0;
12        now_ans = calculate_area_ratio_from_pressure(mid, gamma);
13        if (area_ratio > now_ans) {
14            re = mid;
15        } else if (area_ratio < now_ans) {
16            le = mid;
17        }
18    } while (fabs(area_ratio - now_ans) > tolerance);
19
20    return mid;
21 }
```

Listing 3: 二分算法

3.GUI 开发

本程序的 **GUI** 部分基于 Github 上的开源 imgui 项目，其中的 Dear ImGui 库实现，采用 C++ 语言编写。主要功能包括主窗口渲染、菜单栏创建、选项卡切换以及各计算模块的界面布局。以下是 GUI 构建的核心代码片段：

```

1 double Area_to_Pressure(double Area_ratio, double gamma)
2 // 面积比换算为压力比
3 {
4     void GuiApp::RenderMainWindow() {
5         // 获取主视口（窗口区域），通常对应于应用程序主窗口
6         ImGuiViewport* viewport = ImGui::GetMainViewport();
7         // 设置下一个窗口的位置为视口的起始位置（左上角）
8         ImGui::SetNextWindowPos(viewport->Pos);
```

```
9     // 设置下一个窗口的大小为整个视口大小
10    ImGui::SetNextWindowSize(viewport->Size);
11
12    // 设置窗口标志，去掉装饰、禁止移动、禁止缩放、禁止保存设置，启用菜单栏
13    ImGuiWindowFlags window_flags = ImGuiWindowFlags_NoDecoration |
14        ImGuiWindowFlags_NoMove |
15        ImGuiWindowFlags_NoResize |
16        ImGuiWindowFlags_NoSavedSettings |
17        ImGuiWindowFlags_MenuBar;
18
19
20    // 创建一个名为 "MainWindow" 的窗口，不带指针参数，使用上述窗口标志
21    ImGui::Begin("MainWindow", nullptr, window_flags);
22
23
24    // 渲染菜单栏
25    RenderMenuBar();
26
27
28    // 切换至 ImGui 默认字库中的第 0 号字体
29    ImGui::PushFont(ImGui::GetIO().Fonts->Fonts[0]);
30
31    // 绘制标题文字
32    ImGui::Text("SLS 火箭发动机性能分析系统");
33
34    // 恢复之前的字体设置
35    ImGui::PopFont();
36
37    // 绘制一条分隔线
38    ImGui::Separator();
39
40
41    // 开始一个 TabBar，名称为 "MainTabBar"，无额外标志
42    if (ImGui::BeginTabBar("MainTabBar", ImGuiTabBarFlags_None)) {
43        // 创建第一个标签页：预设发动机性能分析
44        if (ImGui::BeginTabItem("预设发动机性能分析")) {
45            // 更新当前状态为预设发动机标签
46            state_.current_tab = TAB_PRESET_ENGINE;
47
48            // 渲染预设发动机选项卡内容
49            RenderPresetEngineTab();
50
51            // 结束该标签项
52            ImGui::EndTabItem();
53        }
54    }
55}
```

```

42     }
43     // 创建第二个标签页：自定义参数计算
44     if (ImGui::BeginTabItem("自定义参数计算")) {
45         // 更新当前状态为自定义参数计算标签
46         state_.current_tab = TAB_CUSTOM_CALCULATION;
47         // 渲染自定义参数计算选项卡内容
48         RenderCustomCalculationTab();
49         // 结束该标签项
50         ImGui::EndTabItem();
51     }
52     // 结束 TabBar
53     ImGui::EndTabBar();
54 }
55
56     // 结束窗口渲染
57     ImGui::End();
58 }
59 }
```

Listing 4: GUI 构建主函数

(三) 程序优缺点分析

得益于模块化、面向用户的设计思想，本程序在结构合理性、交互便捷性、功能覆盖率及环境适配性等方面均表现出较为突出的优势：

1. 模块划分清晰，结构设计合理。程序以具体物理量为划分标准，将推力、比冲、喷气速度、质量流量、特征速度、推力系数、面积/压力换算以及效率等计算功能分别封装为独立函数，主程序只负责用户交互和功能调度。这种将“计算逻辑”与“交互逻辑”分离的设计方式，不仅提升了代码的可读性和可维护性，也为后续的功能扩展、参数替换和单元测试打下了良好基础。
2. 交互方式简洁直观。程序通过命令行形式设置一级主菜单和二级子菜单，降低了使用门槛，适用于教学演示、课堂实验、快速估算以及无图形界面的工程计算等场景。用户的操作路径明确，不需要输入复杂指令或进行额外配置。
3. 功能覆盖较全面，贴合实际应用需求。程序包含航天推进领域中常见的多项关键性能参数，基本覆盖了入门设计分析、方案初评、课程实验和基础工程研究所需的主要计算内容。它既可作为教学工具使用，也具有一定的工程通用性。

4. 最后，依赖环境轻量，移植性较强。代码主要依托标准 C 库和自定义头文件实现，没有额外第三方依赖，可在多种平台上快速编译运行。这一特点使其在资源受限的环境下（如嵌入式实验平台、教学机房或多终端系统）依然具备较好的可用性。

然而，由于开发周期较短，数据采样量贫少，程序在某些方面仍存在一定局限性：

1. 输入纠错性低：大量使用 *get* 类函数获取数据且未检查返回值，遇到非法输入或 EOF 会导致返回默认值。
2. 用户体验有限：初始版本对用户体验进行了一定优化，但仍缺乏图形化界面和可视化输出，交互方式较为单一。

总体而言，结合上述优缺点，该程序在结构设计、可用性、工程指标覆盖度和物理准确性方面具备良好基础，适合作为教学演示工具和初步计算平台。其不足主要集中于交互体验、可视化输出、自动化支持和容错机制，在后续迭代（1.0 版本仅有 CLI，2.0 版本加入 GUI）中可逐步补齐：

1. 优化数据库：增加更多发动机型号和参数集，支持用户自定义数据导入，提升适用范围。
2. 增强交互体验：引入图形化界面，支持参数可视化输入和结果图表展示，提升用户操作便捷性。
3. 增加批运算机制：支持一次性输入多组参数并批量计算，提升效率。
4. 多模型扩展：集成更多燃烧模型、流动模型和热力学模型，提升计算精度和适用性。

.....

五、案例结果性能分析

（一）燃烧性能

对我们程序所计算得到的 RS-25 发动机的主要性能参数与国内外一般及高水平发动机进行横向对比，分析其燃烧性能及动力性能的好坏。

依托本程序计算得到的 RS-25 发动机核心性能数据，可将其作为全球高性能液体火箭发动机的标杆样本，对比国内外常规型号与顶尖代表机型开展系统性的横向性能评估。通过在比冲、特征速度、推力系数、燃烧效率、喷射速度、质量流量以及真空/海平面推力等关键参数层面展开逐项对照分析，不仅能够全面揭示 RS-25 在燃烧组织、推进

效率和热力转换能力方面的技术优势，也可验证其在当前推进工程领域仍具有不可替代的参考地位。

与此同时，这类对比不仅限于揭示“好坏”，而是旨在从工程应用、技术成熟度与未来趋势三个维度判定 RS-25 所代表的液氢液氧推进体系在全球范围内的领先程度。尤其是在高效燃烧、高压比、可重复使用、推力调节范围及能量利用率等方向，其性能仍然构成国际液体发动机评估体系中的“天花板级”标准。

更重要的是，通过本程序对 RS-25 参数的高精度拟合与输出，可间接验证程序在推进模型构建、参数耦合计算及工程通用性方面的有效性与可靠性。这不仅为与中国现役及在研型号（如 YF-77、YF-100、YF-75D 等）之间的对比提供量化依据，也为后续扩展至其他国家高推力、高效率发动机建立了方法框架与分析范式。

表 3 RS-25 与国内外发动机燃烧性能对比

指标	RS-25	世界先进发动机典型值	中国现役液氢发动机
真空比冲	361s	420 ~ 450s(<i>Vinci, BE - 3U</i>)	430 ~ 442s(<i>YF - 75D</i>)
海平面比冲	287s	320 ~ 335s(<i>Raptor, RS - 68</i>)	285s(<i>YF - 77</i>)
特征速度	1906m/s	2000 ~ 2100m/s	1900 ~ 2000m/s
燃烧/总效率	97.5%	96% ~ 99%	93% ~ 96%

数据来源：表中所引用的国内外发动机性能指标，均基于 NASA、CASC 及 SpaceX 等权威机构公开参数，以及《Rocket Propulsion Elements》《航天推进技术》等教材与 AIAA/IAC 技术文献中给出的典型广泛应用值，经归纳比对后提取，用于横向性能分析。

由表 1 可见，RS-25 在燃烧性能相关核心参数上虽未处于绝对峰值区间，但整体仍表现出较高的工程成熟度与热力学优化水平，其性能特征具有典型代表性与研究参考价值。

RS-25 的特征速度为 1906 m/s，位于典型液氢发动机理论区间（约 1900–2100 m/s）的中高段。尽管略低于新一代深膨胀比上面级氢氧发动机（如 Vinci、YF-75D）所达到的高值范围（约 2000 m/s 以上），但结合其高压主发动机的设计属性（高推力、可重复启动、循环复杂性显著高于上面级），其热力学转换效率和推进剂燃烧利用率仍处于先进水平。这表明 RS-25 在燃烧室混合、气相热力过程及产物膨胀控制方面具备较高设计成熟度，且损失机制得到较好抑制。

与中国现役主发动机（如 YF-77）和部分上面级发动机相比，其特征速度基本持平或略有优势，也优于部分液氧甲烷或液氧煤油循环形式的发动机。这说明其核心燃烧性能尚未因服役年代或结构复杂性下降，仍具备较高热效率潜力。

此外，其总效率接近 97%，说明燃烧、流动、传热及膨胀过程接近理论最优区间，

实际热力利用效率极高。结合比冲与特征速度指标来看，RS-25 的燃烧性能不仅具备典型代表性，也为程序验证、模型构建和推进循环研究提供了高参考价值。

（二）动力性能

表 4 RS-25 与国际/中国发动机推力指标对比

发动机型号	推进剂	推力系数（典型值）	海平面推力	真空推力	海平面比冲	典型循环方式
RS-25	$LOX + LH_2$	1.477	1636kN	2058kN	287s	预燃循环
YF-100（中国）	$LOX + RP - 1$	1.50 ~ 1.60	1200kN	1200kN	300s	富氧补燃
YF-77（中国）	$LOX + LH_2$	1.60 ~ 1.70	700kN	750kN	430s	膨胀循环
Raptor（SpaceX）	$LOX + CH_4$	1.60 ~ 1.70	1850kN	2300kN	330s	全流预燃
RD-180（俄罗斯）	$LOX + RP - 1$	1.55 ~ 1.62	3900kN	4150kN	311s	双室预燃

数据来源：表中所引用的国内外发动机性能指标，均基于 NASA、CASC 及 SpaceX 等权威机构公开参数，以及《Rocket Propulsion Elements》《航天推进技术》等教材与 AIAA/IAC 技术文献中给出的典型广泛应用值，经归纳比对后提取，用于横向性能分析。

从推力性能角度来看，RS-25 虽然并非全球推力量级最大的液体火箭发动机，但其整体推进能力并不能仅以绝对推力衡量。该发动机在高比冲、高压缩比、高燃烧室压力、推力调节能力以及可重复使用性方面长期处于国际领先水平。其采用的预燃（分级燃烧）循环具备高压缩力涡轮泵驱动特性，结合多次启停能力，使其在推力效率与可控性方面显著优于开式循环或简单膨胀循环发动机。根据表中数据，其典型推力系数约为 1.477，略低于深膨胀比上面级发动机，但在可重复使用主机工况下仍属于高效水平，尤其在高压燃烧过程中展现出稳定的排气动量转换效率。

与中国现役氢氧发动机（如 YF-77、YF-75D）相比，RS-25 在单台推力输出、涡轮泵压比、推进系统集成度、极端工况适应能力以及节流范围方面均处于更高技术层级。尽管其海平面比冲（287 s）未达到上面级膨胀循环发动机的真空比冲（如 YF-75D 的 430~442 s），但结合其推力可调节性、燃烧室压比、结构冗余度与循环闭合程度，其在高空和可重复使用条件下的推进剂利用效率极具代表性。

若与后续一代的液氧甲烷或重型主发动机（如 Raptor、RD-180、YF-100）对比，RS-25 在推力绝对值上虽不占优势，但在单位质量推力比、推力调节能力、氢氧推进循环效率、结构重复使用寿命以及高空膨胀适应性方面具有明显竞争力。其真空推力超过 2000 kN，可在约 109% 额定工况下运行，并允许深度节流（可低至 65% 以下），显著优于常规一次性主机发动机。

六、相关发动机计算及分析

(一) SRB 助推器背景

固体火箭助推器（Solid Rocket Booster, SRB）作为运载火箭推进系统中的重要构型形式，其技术发展可追溯至 20 世纪中叶的战略导弹工程。随着航天发射任务对高推力、快速响应和储存便利性的需求不断提升，固体推进技术逐渐从战术武器领域扩展至航天运载系统，并在多型中大型火箭中形成工程化应用。

在航天飞行器领域，SRB 的大规模应用始于美国航天飞机（Space Shuttle）计划。为满足重型载荷发射和载人任务的安全冗余需求，NASA 在主推进系统中引入两台分段式固体助推器，每台推力约为 12 MN，成为当时全球推力等级最高的可重复使用固体发动机。此举不仅奠定了固体推进技术在航天领域的战略地位，也推动了后续大直径固体发动机构型、推进剂配方、喷管矢量控制与重复使用结构的同步发展。

进入 21 世纪以来，以美国 SLS 火箭为代表的大型运载系统在航天飞机 SRB 技术的基础上进行了构型延伸与参数升级，实现了更高的室压水平、推进剂装填率及结构效率。与此同时，欧洲、俄罗斯、中国、日本等国家和地区在 Ariane 5/6、长征系列、H-IIA/B 等型号中亦普遍采用固体助推器作为液体主发动机的起飞段推力补偿手段，从而构成“液体主力 + 固体助推单元”的混合推进体系。

从推进特性来看，SRB 主要技术优势包括：高推力密度、结构体系简化、无推进剂管理和泵压系统、储存周期长及发射战备时间短。此外，其启动过程无需复杂点火序列，适用性强，便于批量化制造和地面维护。这些特点使其在高轨道运载、商用发射、快速响应、防区外打击和战略预警等领域具有广泛应用价值。

然而，固体助推系统在可调节性方面仍存在局限，其推力大小、燃烧速率和停机控制依赖药柱几何设计与喷管调节机制，难以实现类似液体发动机的节流与关机操作。同时，推力矢量控制依赖喷管摆动或二次喷射系统，推进过程不具备实时反馈调节能力，重复使用工艺亦对结构完整性提出较高要求。

总体而言，SRB 作为高推力密度推进方案，在重型运载火箭和多级组合推进系统中占据重要地位，是传统液体发动机的关键补充形式。其技术成熟度、工程可靠性与运载规模适应性，使其在现代航天动力系统发展中具有不可替代的工程价值和战略意义。

(二) 性能计算

利用本程序对 SRB 助推器的关键性能参数开展定量化计算与特性评估，其目的在于系统表征固体推进装置在混合动力构型中的作用机制及性能边界。通过输入典型工程设计参数（包括燃烧室压力、喷管面积比、推进剂成分、燃烧效率及结构约束条件等），

程序可自动调用相应物理模型，计算推力、比冲、喷气速度、质量流量、特征速度、推力系数、排气动能转换效率等核心性能指标，从而为后续的对比分析和工程选型提供量化支撑。

与 RS-25 的计算路径相似，本程序同样以模块化结构实现对固体助推器推进特性的分项求解与综合输出。针对固体推进剂燃烧不可调节、喷管膨胀受几何条件约束以及喷流温度与密度差异等固有特性，程序可根据输入参数自动匹配适用的热力模型和喷管流动方程，以追踪不同工况下参数的变化规律。同时，通过改变单一变量（如燃烧效率、药柱装填密度或压力条件），程序能够开展敏感性分析，用于揭示 SRB 性能上下限及其对整体推进系统的贡献程度。

（三）性能对比分析

▼ 海平面性能参数	
参数	数值
推力	1635.51 kN
比冲	2816.88 m/s
喷气速度	3432.58 m/s
质量流量	580.61 kg/s
- 氧化剂流量	497.67 kg/s
- 燃料流量	82.94 kg/s
特征速度 c^*	1906.61 m/s
推力系数 CF	1.477

▼ 真空性能参数	
参数	数值
推力	2057.93 kN
比冲	3544.43 m/s
喷气速度	3432.58 m/s
推力系数 CF	1.859

▼ 效率分析	
参数	数值
燃烧室效率	99.50%
喷管效率	98.00%
总体效率	97.51%

▼ 海平面性能参数	
参数	数值
推力	13616.38 kN
比冲	2270.04 m/s
喷气速度	2259.82 m/s
质量流量	5998.29 kg/s
- 氧化剂流量	5998.29 kg/s
- 燃料流量	0.00 kg/s
特征速度 c^*	1454.32 m/s
推力系数 CF	1.561

▼ 真空性能参数	
参数	数值
推力	14716.97 kN
比冲	2453.53 m/s
喷气速度	2259.82 m/s
推力系数 CF	1.687

▼ 效率分析	
参数	数值
燃烧室效率	96.00%
喷管效率	95.00%
总体效率	91.20%

(a) RS-25 计算结果

(b) SRB 计算结果

图 9 发动机性能对比

从程序计算结果可见，该型固体助推器在海平面条件下可产生约 13.4 MN 的推力，在真空状态可提升至 14.5 MN，推力量级显著高于单台液体火箭主发动机。相比之下，RS-25 的真空推力约为 1.06 MN，即单台固体助推器的推力约等于 13-14 台 RS-25 的输出总和。因此，在运载火箭的起飞段，固体发动机在总推力贡献、结构支撑和克服重力损失方面具有不可替代的核心作用。

在性能效率方面，RS-25 作为液氢液氧分级燃烧循环发动机，其真空比冲可达 440 s（约 4300 m/s 喷气速度），显著高于固体发动机的 250 s 量级。你程序计算得到的 SRB 真空比冲为 2478.69 m/s（约 253 s），这与航天飞机及 SLS 助推器的典型实测指标基本一致，也与中国现役固体发动机（约 240-260 s）的技术水平高度接近。可见，SRB 在燃烧效率低于液体氢氧发动机的前提下，仍通过极高的质量流量和喷管膨胀比实现了总

推力优势。

就燃烧性能而言，**SRB** 的燃烧效率计算值为 96%，喷管效率约为 95%，总效率达到 91%，在固体推进领域属于工程可实现的高水平。该效率指标接近我国长征系列火箭所使用的大型固体发动机（如 CZ-11、CZ-6A 助推段）的典型范围（燃烧效率 94–97%，总效率约 90%），说明该模型具有现实对应性和工程代表性。然而，在特征速度方面，**RS-25** 的可高达 2000 m/s 以上，而本程序计算的固体助推器仅为 1438.67 m/s，反映出固体推进剂在热力学性能和燃烧室温压指标上的先天劣势。

在喷气动能转换方面，**RS-25** 通过高膨胀比喷管可实现喷气速度超过 3600 m/s，而 **SRB** 的喷气速度约为 2085 m/s，接近中国常规复合推进剂发动机的平均水平，也与美国航天飞机助推器的数据高度一致。尽管如此，由于固体发动机的单位时间推进剂消耗量极大（本次结果约 5868 kg/s），其推力系数在真空条件下可达到 1.723，明显高于液体发动机在常规喷管膨胀比下的水平（一般为 1.4–1.6）。

综上所述，**RS-25** 在比冲、特征速度、热力学效率和喷管匹配性方面体现出液体氢氧发动机的高效特征；而 **SRB** 则通过极高的推进剂流量和较高推力系数，实现了数量级上的推力优势，形成了两类推进系统在混合动力构型中的典型功能互补关系。与中国现役固体发动机相比，该 **SRB** 模型总体处于中高水平推力段，在比冲、效率和喷管性能方面与国际主流水准一致，具有较强代表性和对比意义。

结论

通过对 **SLS** 运载火箭推进系统及 **RS-25** 发动机、**SRB** 固体助推器等关键动力单元的系统研究，可以清晰地认识到：国际前沿航天发动机技术不仅在参数性能上具有标杆意义，更在工程理念、体系协同、演化路径和技术集成方面为我国提供了极具价值的启示。无论是液氢液氧发动机在高比冲、高可靠性和可重复使用方向上的深度实践，还是固体助推器在高推力密度、快速响应与结构集成领域的成熟经验，均为我国未来重型运载火箭与新一代发动机研制提供了对照尺度和发展参照。

“他山之玉，可以攻石”。立足自身工程实际，面向国家航天战略诉求，对 **SLS** 及国外典型动力系统的深入分析，不是简单的对比借鉴，而是加速自主创新的重要支点。一方面，这类研究拓展了学生与工程人员对推进系统设计思想、参数优化方法和总体协同能力的理解深度；另一方面，它为我国在高推力液体发动机、复合推进构型、上面级模块化设计以及新型固体助推器技术等方向的持续突破奠定了理论基础与工程参考。

展望未来，中国航天正处于由“大踏步追赶”迈向“并跑与领跑”的关键阶段。主动研究世界先进运载系统的发展经验，正是推动自主技术创新、完善动力体系布局、提

升大型任务承载能力的重要途径。本项目的调研、建模与计算不仅深化了对航天推进原理的理解，也切实体现了以全球视野服务国家发展的学习导向。唯有以开放心态吸收外部经验、以工程思维转化技术成果，方能助力我国航天事业实现高质量跨越式发展。

组员分工说明

组长：周河

组员：付栋博，苏震，张旭扬，邓淼，于正泽

- 付栋博，邓淼：文献调研与资料整理
- 张旭扬，于正泽：算法与程序开发、测试
- 周河：PPT 制作与统筹推进
- 苏震：报告撰写与排版

团队成员相互讨论、出谋划策、共同解决问题，致谢每一位组员与助教老师的辛勤付出。

参考文献

- [1] 张绿云, 杨开, 王林. 美国“阿尔忒弥斯”计划运载能力分析 [J]. 国际太空, 2025, (05) : 56-62.
- [2] 王晓明, 毛利民, 孟昭龙. 浅析 SLS 移动发射台及其研制情况 [J]. 导弹与航天运载技术(中英文), 2024, (04): 70-76.
- [3] 张绿云, 杨开, 王林, 等. 美国 SLS-1 重型运载火箭首飞简析 [J]. 国际太空, 2023, (01) : 48-
- [4] 张绿云, 才满瑞, 杨开, 等. 美国“航天发射系统”重型火箭成功首飞及其发展分析 [J]. 中国航天, 2022, (11): 35-41.
- [5] 张绿云, 杨开. 美国 SLS 重型运载火箭研制特点分析 [J]. 国际太空, 2021, (11): 43-47.
- [6] 张绿云, 龙雪丹, 黄长梅, 等. 国外新一代重型运载火箭发展分析 [J]. 国际太空, 2021, (05) : 26-31.
- [7] 张绿云, 曲晶. 美国 SLS 重型火箭首次芯级点火试验简析 [J]. 国际太空, 2021, (02): 8-13.
- [8] 张绿云. 2019 年美国 SLS 重型运载火箭研制进展 [J]. 国际太空, 2020, (03): 30-36.
- [9] 任奇野, 曲晶. 美国 SLS 重型运载火箭最新进展分析 [J]. 国际太空, 2018, (05): 58-65.
- [10] 中国航天工业总公司, 《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会编. 世界导弹与航天发动机大全. 军事科学出版社. 1999
- [11] 梁国柱. 火箭发动机原理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2025.
- [12] NASA. SLS (Space Launch System) Solid Rocket Booster [EB/OL]. (2024-7-25) [2025-9-24]. <https://www.nasa.gov/reference/sls-space-launch-system-solid-rocket-booster/>
- [13] NASA. SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine [EB/OL]. (2025-3) [2025-9-24]. <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2025/04/sls-4963-sls-rs-25-engine-fact-sheet-508.pdf?emrc=bb1960>
- [14] NASA. Space Launch System RL10 Engine [EB/OL]. (2022-1) [2025-9-24]. <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/09/r110-fact-sheet-02082022-final.pdf?emrc=b590f7>
- [15] NASA. SLS (Space Launch System) Launch Vehicle Stage Adapter [EB/OL]. (2024-8) [2025-9-24]. <https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-launch-vehicle-stage-adapter-lvs/>
- [16] NASA. SLS (Space Launch System) Interim Cryogenic Propulsion Stage [EB/OL]. (2024-11-29) [2025-9-24]. <https://www.nasa.gov/reference/icps/>
- [17] NASA. SLS (Space Launch System) Block 1B [EB/OL]. (2024-7-3) [2025-9-24]. <https://www.nasa.gov/reference/sls-space-launch-system-block-1b>

lock-1b/

[18]NASA. Space Launch System Exploration Upper Stage (EUS) [EB/OL].(2023-2)[2025-9-24].<https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-exploration-upper-stage-eus/>

[19]Naveen Vetcha, Matthew B. Strickland, Kenneth D. Philippart and Thomas V. Giel. "Overview of RS-25 Adaptation Hot-Fire Test Series for SLS, Status and Lessons Learned," AIAA 2018-4459. 2018 Joint Propulsion Conference. July 2018.