

液体火箭发动机对单级 入轨运载器的影响*

黄卫东 王克昌 陈启智

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 对给定的飞行任务, 计算了推进系统采用国外现有、改型以及新型液体火箭发动机时, 主推进系统发动机的组成方式对单级入轨运载器干质量的影响。对推进系统采用改进 SSME 的单级入轨运载器, 计算了在运载器起飞质量不变的情况下, 发动机比冲和质量对运载器有效载荷的影响, 以及在有效载荷不变的情况下, 发动机比冲和质量对运载器干质量的影响。计算结果表明, 推进系统采用双燃料双膨胀发动机的单级入轨运载器具有最小的干质量。

主题词: 单级入轨, 液体推进剂火箭发动机, 推进系统, 火箭质量

分类号: V430

EFFECT OF LIQUID ROCKET ENGINE ON THE SINGLE-STAGE-TO-ORBIT VEHICLE

Huang Weidong Wang Kechang Chen Qizhi

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: On the assumption that the foreign existing and new liquid propellant rocket engines are adopted as propulsion system, the effects of the main propulsion system on the dry mass of the single-stage vehicle are calculated for a given flight mission. For the SSME-derivative engines powered single-stage vehicle, the effect of the engine specific impulse and engine mass on the payload are calculated with the fixed gross lift-off mass, and the effects of the engine specific impulse and engine mass on the vehicle dry mass are also calculated with the same payload. It is shown by the calculation results that the single-stage vehicle with dual-fuel, dual-expander engines has the minimum dry mass.

Subject terms: Single-stage-to-orbit, Liquid propellant rocket engine, Propulsion system, Rocket mass

1 引言

在新一代运载工具中, 发展低发射费用的完全可重复使用的单级入轨运载器已成为一种经济的选择。运载器的发射费用与运载器的干质量相关, 运载器的推进系统对运载器的干质量又有着较大的影响, 单级入轨推进系统发动机的选择, 以及发动机比冲和质量对运载器干质量和有效载荷的影响, 都值得进行深入探讨。本文在推进系统选用国外现有、改型以及新

* 收稿日期: 19960921, 修回日期: 19970201

型液体火箭发动机的情况下, 计算了主推进系统发动机的组成方式, 发动机比冲和质量对单级入轨运载器干质量的影响。

2 备选国外发动机简介

供推进系统选用的国外发动机有改进 SSME、NK-33、双燃料双膨胀发动机以及 RD-704 等。为适应单级入轨的需要, 美国提出 SSME 改型方案^[1,2], 具体的改动包括高压涡轮泵采用静液压轴承, 摇摆装置和阀门采用电作动机构, 发动机采用模块控制器并增加健康监控系统等。这些改进措施提高了该发动机的可靠性和可操作性。双燃料双膨胀发动机 (DF/XD) 具有高性能和高推重比, 在单级入轨火箭发动机中具有很强的竞争力, 美国已进行了此类发动机地面热试车^[3]。NK-33 发动机是俄罗斯的高性能助推发动机, 其海平面推重比高达 124。该发动机成本低且可靠性高, 但现已停止生产。RD-704 发动机是俄罗斯正在研制的三组元发动机, 由 RD-701 发展而来。表 1 给出了这些发动机的特性参数。

Table 1 Engine performance characteristics

Engine	Evol. SSME	NK-33	DF/DX		RD-704	
Propellant	LO ₂ /LH ₂	LO ₂ /RP-1	LO ₂ /C ₃ H ₈ /LH ₂		LO ₂ /LH ₂ /RP-1	
Thrust Vac. (kN) S. L.	2146.7 1873.6	1679.6 1512.3	3336.9 2966.3	1046.0 N. A.	1963.9 1717.8	781.3 N. A.
I_{sp} Vac. (N · s/kg) S. L.	4383.5 3825.9	3246.7 2913.5	3760.3 3341.8	4536.4 N. A.	3988.6 3488.8	4429.6 N. A.
p_c /MPa	19.6	14.5	34.5/17.2	17.2	29.4	11.9
Mixture ratio (O/F)	6.0	2.55	3.2 (C ₃ H ₈) 6.0 (LH ₂)	6.0	81.4%LO ₂ 12.6%RP-1, 6%LH ₂	6.0
Expansion ratio	50	27	74.8 (C ₃ H ₈) 36.3 (LH ₂)	119.9	74	
Mass (kg)	3083	1240	3690		2406	

3 运载器飞行任务与运载器干质量计算方法

将运载器飞行任务定为从位于北纬 28.2°的发射场将 10t 的有效载荷送入轨道倾角为 28.5°, 轨道高度为 360km 的圆轨道。运载器发射时, 主推进系统先将运载器送入近地点为 100km, 远地点为 200km, 轨道倾角为 28.5°的转移轨道, 然后启动轨道机动推进系统, 经过两次变轨, 将运载器送入运行轨道。

运载器干质量计算框图如图 1 所示。其中初步气动分析模块用于确定单级入轨运载器的气动特性, 弹道计算模块用于计算运载器上升段弹道, 质量尺寸模块用于计算运载器的质量和尺寸, 采用迭代计算的办法来确定运载器的干质量^[4]。

4 计算结果与分析

考虑以下四种推进系统组成方案, 7 台改进 SSME、7 台 RD-704 发动机、4 台双燃料双膨

胀发动机以及由 4 台 NK-33 和 3 台改进 SSME 组成的推进系统。为了便于比较,要求所有的运载器干质量都包含 12% 的设计余量。另外运载器工作模式转换马赫数均定为 6,即在运载器飞行马赫数达到 6 时,由 RD-704 发动机和双燃料双膨胀发动机组成的推进系统,其发动机均由工作模式 1 转换为工作模式 2,而由 4 台 NK-33 和 3 台改进 SSME 组成的推进系统则关闭 4 台 NK-33 发动机。表 2 是这四种推进系统方案运载器干质量计算结果。从表 2 可以看出,推进系统由 4 台双燃料双膨胀发动机组成的运载器具有最小的干质量,推进系统由 7 台 RD-704 发动机组成的运载器次之,而推进系统由 7 台改进 SSME 组成的运载器干质量最大。这主要是由于推进系统由双燃料双膨胀发动机和 RD-704 发动机组成的运载器在起飞时具有较高的密度比冲,而在高空时,发动机转为氢氧工作模式,具有较高的比冲。

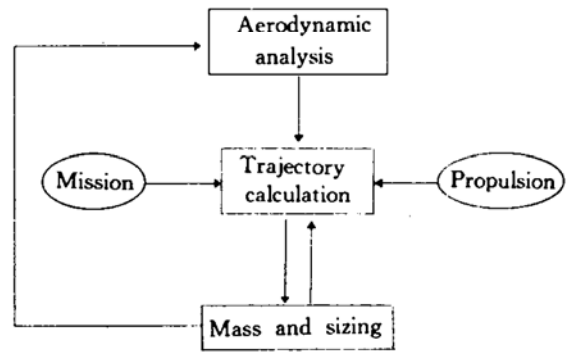


Fig. 1 Vehicle dry mass calculation process

Table 2 Vehicle dry mass calculation results

Propulsion system	Evol. SSME	RD-704	DF/DX	NK-33/Evol. SSME
Lift-off mass (t)	982.77	844.08	808.57	964.34
Dry mass (t)	106.28	83.01	77.03	85.65
Number of engines	7	7	4	4/3

对于推进系统由 7 台改进 SSME 组成的运载器,考虑发动机比冲和质量对运载器干质量和有效载荷的影响。在完成给定飞行任务的前提下,图 2 给出了发动机质量不变时,发动机比冲变化 ($-10\text{N} \cdot \text{s/kg} \sim +30\text{N} \cdot \text{s/kg}$) 对运载器干质量的影响。图 3 是发动机比冲不变时,发动机质量变化 ($-10\% \sim +10\%$) 对运载器干质量的影响。从图中可以看出发动机质量减少 5% 与发动机比冲提高 $17.5\text{N} \cdot \text{s/kg}$ 对运载器干质量的影响相当。

在运载器起飞质量固定为 982.77t 的前提下,图 4 给出了发动机质量不变时,发动机比冲变化对运载器有效载荷的影响。图 5 则是发动机比冲不变时,发动机质量对运载器有效载荷的影响。从图中可以看出发动机质量减少 5% 与发动机比冲提高 $17.5\text{N} \cdot \text{s/kg}$ 左右对运载器的有效载荷影响相当,即将发动机比冲提高 $1\text{N} \cdot \text{s/kg}$ 与将发动机质量减少 8.8kg 具有同等作用。

由此可见,对推进系统由 7 台改进 SSME 组成的运载器,如果对其发动机设计上作进一步的改动,只要该改动相对原发动机比冲提高 $1\text{N} \cdot \text{s/kg}$,而发动机质量增加小于 8.8kg,或者比冲降低 $1\text{N} \cdot \text{s/kg}$,而发动机质量减小超过 8.8kg,则改动可增加有效载荷或减少运载器干质量,改动可行。

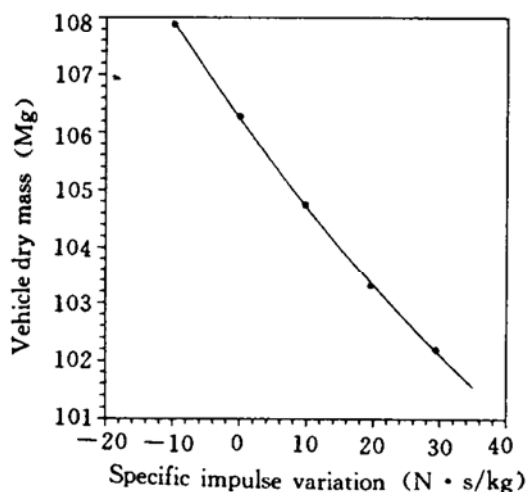


Fig. 2 Dry mass vs specific impulse variation

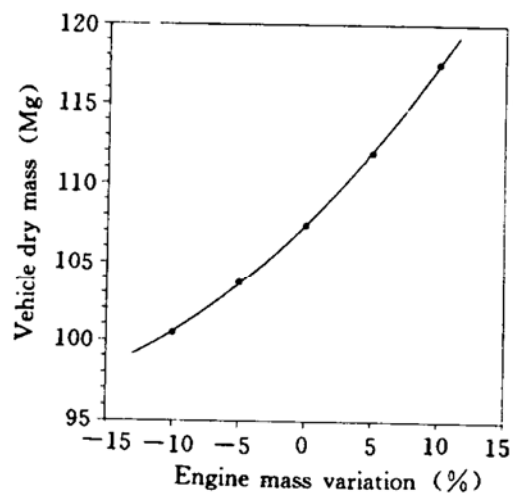


Fig. 3 Dry mass vs engine mass variation

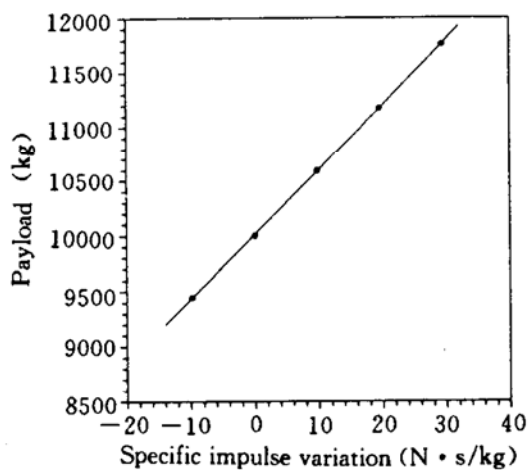


Fig. 4 Payload vs specific impulse variation

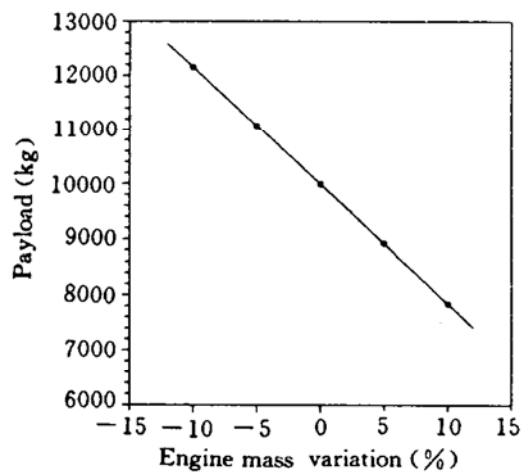


Fig. 5 Payload vs engine mass variation

参 考 文 献

- 1 Roger L. Dual-fuel propulsion in single-stage advanced manned launch system vehicle. AIAA 93-2275
- 2 Frank K. Propellant/engine selection for SSTO. AIAA 94-4694
- 3 Rudi B. An engine for the next-generation launcher. Aerospace America, May 1995
- 4 黄卫东. 单级入轨运载器干质量影响因素分析, 国防科技大学学报, 1997(2)