

运载火箭推进剂交叉输送技术收效分析

肖智文 武迪¹⁾

(清华大学航天航空学院, 北京 100084)

摘要 本文结合弹道优化, 提出了估算和优化二级半构型运载火箭在不同发射模式和发射弹道下的近地轨道 (low Earth orbit, LEO) 最大运载能力的简单方法, 并以长征七号为例进行了数值计算, 分析了使用推进剂交叉输送技术发射时的具体收效和最优弹道特点。数值计算表明: 长征七号使用交叉输送技术发射时 LEO 最大运载能力能够比传统发射模式提高 3 t (约 20%), 同时降低发射过程中的最大轴向加速度近 50%。该类型运载火箭采用推进剂交叉输送技术可以大幅提高运载能力。

关键词 运载火箭, 推进剂交叉输送, 弹道优化, 运载能力

中图分类号: V434.23 文献标识码: A doi: 10.6052/1000-0879-19-483

EFFECTIVENESS OF THE PROPELLANT CROSS-FEED TECHNOLOGY FOR LAUNCH VEHICLE

XIAO Zhiwen WU Di¹⁾

(School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract This paper presents a simple method to estimate and optimize the maximum launch capability of low Earth orbit (LEO) with different launch modes and trajectories, combined with trajectory optimization. The numerical calculation is carried out for the CZ-7 rocket, to analyze the specific effect and the characteristics of the optimal launch trajectory when launching with the cross-feed technology. The results show that the maximum launch capability of the LEO can be increased by 3 t (about 20%) and the maximum axial acceleration during the launch can be reduced by nearly 50% if for the CZ-7, the propellant cross-feed technology is applied in the launching process. With the help of the propellant cross-feed technology, the launch capability of such lift launch vehicle can be greatly improved.

Key words launch vehicle, propellant cross-feed, trajectory optimization, launch capability

推进剂交叉输送技术是指通过交叉输送管路和阀门等结构, 将液体运载火箭助推级与芯级的贮箱或输送管连接起来, 实现推进剂共用。在助推飞行阶段, 助推器和芯级发动机仅消耗助推器贮箱内的推进剂, 保证在助推器分离时, 芯级贮箱仍保留满箱的推进剂^[1-2]。目前, 国际上仅有很少的航天器部分应

用了推进剂交叉输送技术, 例如美国的宇宙神 D 火箭^[1]、航天飞机^[3]、欧空局的阿里安 4 火箭^[4]。猎鹰 9 重型运载火箭^[5]也曾计划采用该技术。

本文主要研究使用推进剂交叉输送技术对捆绑型运载火箭运载能力的提高效果, 并结合对最佳发射弹道及发射过程运动特点的研究, 分析使用推进

2019-12-25 收到第 1 稿, 2020-02-24 收到修改稿。

1) E-mail: wud17@mails.tsinghua.edu.cn

引用格式: 肖智文, 武迪. 运载火箭推进剂交叉输送技术收效分析. 力学与实践, 2020, 42(4): 413-417

Xiao Zhiwen, Wu Di. Effectiveness of the propellant cross-feed technology for launch vehicle. *Mechanics in Engineering*, 2020, 42(4): 413-417

剂交叉输送技术的其他潜在收效。

1 计算模型建立

1.1 质量模型

运载火箭的起飞质量主要包括：有效载荷即运载火箭所要发射的卫星及其支承结构的质量；箭体结构质量即储罐、发动机、控制器等质量；推进剂质量。设一级、二级和助推级火箭的结构质量与所携带推进剂质量分别为 m_{10} , m_{F1} , m_{20} , m_{F2} , m_{b0} , m_{Fb} ，有效载荷质量为 m_p ，则火箭的起飞质量为

$$M = m_p + m_{10} + m_{20} + m_{b0} + m_{F1} + m_{F2} + m_{Fb} \quad (1)$$

考虑发动机消耗推进剂的速率，设助推器、一级、二级火箭所携带的发动机消耗推进剂的速率分别为 q_b , q_1 , q_2 (kg/s)，且这些参数在发动机工作期间为常数，则运载火箭在发射阶段的质量变化方程为

$$m(t) = \begin{cases} M - (q_1 + q_b)t & (0 \leq t < t_b) \\ M - m_{b0} - m_{Fb} - q_1(t - t_b) & (t_b \leq t < t_1) \\ m_p + m_{20} + m_{F2} - q_2(t - t_1) & (t_1 \leq t \leq t_2) \end{cases} \quad (2)$$

其中， t_b , t_1 , t_2 分别为助推级、一级、二级的分离时间， t_2 同样也是运载火箭结束发射任务的时刻。在传统发射分级模式下有

$$t_b = \frac{m_{Fb}}{q_b}, \quad t_1 = \frac{m_{F1}}{q_1}, \quad t_2 = t_1 + \frac{m_{F2}}{q_2} \quad (3)$$

在使用推进剂交叉输送技术的发射模式下有

$$t_b = \frac{m_{Fb}}{q_b + q_1}, \quad t_1 = t_b + \frac{m_{F1}}{q_1}, \quad t_2 = t_1 + \frac{m_{F2}}{q_2} \quad (4)$$

容易看出两种不同发射模式下的质量变化方程形式上是一致的，只是在分级时间节点上和总飞行时间上有差别。

1.2 轨道动力学方程

考虑火箭沿预定发射弹道飞行时的动力学方程。发射阶段的受力分析如图 1 所示。

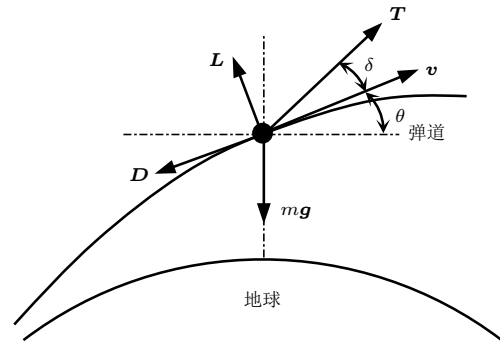


图 1 发射弹道上的火箭受力分析图

图中 θ 表示弹道切线即飞行速度方向与水平面之间的夹角， δ 表示火箭推力方向与速度方向之间的夹角， L , D , $mg(r)$ 分别为火箭受到的升力、阻力与地球引力，其中 $g(r)$ 为火箭所在高度的重力加速度。则沿轨道切线方向的标量动量方程为

$$mv = (m + dm)(v + dv) - dm(v - u \cos \delta) + (mg(r) \cos \theta + D)dt \quad (5)$$

式中， u 为发动机喷气速率，设在工作过程中为定值，代入 $q = -dm/dt$ 整理得

$$\frac{dv}{dt} = q \frac{u}{m} \cos \delta - g(r) \cos \theta - \frac{D}{m} \quad (6)$$

火箭所受阻力 D 的大小可以按照式 (7) 计算^[6-7]

$$D = \frac{1}{2} \rho C_d S v^2 \quad (7)$$

式中， ρ 为大气密度； C_d 为阻力系数； S 为火箭的迎风面积； v 为轨道速度。

由于火箭发动机的推力很大，因此只需要将推力方向与 v 形成一个很小的 δ 角，就可以实现对飞行轨道的控制，或者说，火箭维持弹道所消耗的燃料与提高轨道速度所消耗的燃料相比是极少的。因此，可以假定 $\cos \delta = 1$ ，只引起很小的误差^[8]。因此本文研究载荷发射问题时只需考虑式 (6) 描述的轨道切向的动力学方程即可。

1.3 发射弹道模型

目前应用较广的火箭发射方式主要有 4 种：弹道直接入轨、弹道滑行入轨、转移轨道入轨、停泊轨道入轨。其中直接入轨和弹道滑行入轨方式适用于发射低轨卫星，转移轨道入轨方式适用于发射中高轨卫星，停泊轨道入轨方式适用于发射高轨卫星^[9]。本文主要计算不同发射模式下的近地轨道 (low Earth orbit, LEO) 运载能力，因此选用弹道滑行入轨的发射方式。该发射过程如图 2 所示。

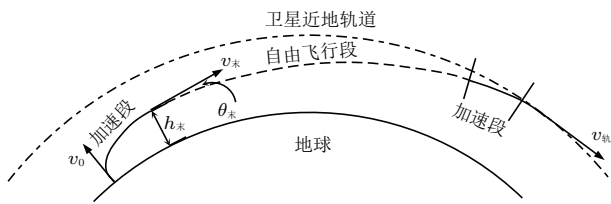


图 2 运载火箭弹道滑行入轨过程示意图

弹道滑行入轨发射过程主要分为近地面的加速段、自由飞行段和轨道末端加速段。其中第一个加速段最为关键，是运载火箭的主要工作区间。在这一段工作区间内，运载火箭需要克服重力和大气阻力加速突破大气层，将载荷送入空间轨道飞行，本文只研究这一段弹道。

在主动加速飞行阶段，即从起飞点火到二级火箭关机这一段时间，又可以分为几个飞行阶段：垂直飞行段；程序转弯段（又称重力转弯段或跨声速转弯段）；超声速转弯段；一二级级间段；二级飞行段等^[10]。为了抽象简化弹道模型，提高优化效率，可以将这些阶段简化为三段：垂直飞行段（飞行时间 t_v ），转弯段（简化为匀角速度 ω 转动），直线加速段（速度倾角 θ 不变）。即假设轨道切线与水平面夹角在发射过程中随时间变化规律为

$$\theta(t) = \begin{cases} 90^\circ & (0 \leq t < t_v) \\ 90^\circ - \omega t \left(t_v \leq t < t_v + \frac{90^\circ - \theta_{*}}{\omega} \right) & \\ \theta_{*} & \left(t_v + \frac{90^\circ - \theta_{*}}{\omega} \leq t \leq t_2 \right) \end{cases} \quad (8)$$

此简化的发射弹道模型具有待定参数少且物理意义明确的优点。文中第 2.1 节将通过数值仿真验证模型有效性。

1.4 待优化参数与发射边界条件

根据上述模型，要想求出运载火箭最大 LEO 运载能力，除需要给定火箭参数和关机点轨道速度倾角 θ_{*} 外，还需要优化弹道参数 t_v 与 ω ，求载荷质量 m_p 的最大值。成功的发射需要满足的边界条件为：二级火箭关机点轨道速度 θ_{*} 大于 7300 m/s；关机点飞行高度 h_{*} 大于 80 km。过载要求转弯段角 ω 速度小于 $10^\circ/s$ 。

2 数值计算验证

经过调研，我国长征七号运载火箭具有使用交叉输送技术的潜力：长征七号为二级半捆绑式构型，

其助推器发动机与第一级主发动机都是 YF-100 型液氧煤油发动机，且助推器长度很长 (27 m)，容量较大，适合改造使用推进剂交叉输送技术。因此本文将表 1 所列长征七号的公开数据代入上述算法进行数值计算。

表 1 发射弹道上的火箭受力分析图

参数	助推器 ×4	第一级	第二级
长度/m	26.903	25.085	15.445
直径/m	2.25	3.35	3.35
结构质量/t	6.5×4	6.5	16.5
推进剂质量/t	71.0×4	153.5	83.5
推进剂类型	液氧/煤油	液氧/煤油	液氧/煤油
发动机	YF-100×4	YF-100×2	YF-115×4
单台发动机推力/kN	1200	1200	176.5
发动机比冲/s	300	300	340
发动机排气速度/ (m·s ⁻¹)	2940	2940	3332

2.1 数值计算结果

首先使用传统发射模式进行验算，结果如表 2 所示。

表 2 传统发射模式 LEO 最大运载能力及对应弹道参数

关机点轨道倾角/ $^\circ$	3	2	1
t_v/s	5	5	5
角速度 $\omega/((^\circ)\cdot s^{-1})$	0.74	0.68	0.55
最大载荷 m_p/t	13.31	13.85	13.97
关机高度 h_{*}/km	138	104	80
关机速度 $v_{*}/(km\cdot s^{-1})$	73	73	73

本文算法估算出的长征七号 LEO 运载能力为 13.3 t~13.9 t，相应的公开数据为约 13.5 t，表明本文作出的简化对研究该问题不会造成太大的影响，因此可以将该算法应用于估算使用推进剂交叉输送技术进行发射的收效。

对采取推进剂交叉输送技术的发射模式进行计算，结果如表 3 所示。

从表 3 中可以看到，对应于目标速度倾角 3° ， 2° 和 1° 时，使用推进剂交叉输送技术分别可以将最大载荷提高 3.12 t，3.06 t 和 2.59 t，即相比于原发射模式分别提升了 23.4%，22.1% 和 18.3% 的 LEO 运载

表 3 使用交叉输送技术发射 LEO 最大运载能力及对应弹道参数

关机点轨道倾角/(°)	3	2	1
t_v/s	5	5	5
角速度 $\omega/((^\circ)\cdot s^{-1})$	0.64	0.62	0.55
最大载荷 m_p/t	16.43	16.91	16.56
关机高度 h_*/km	145	107	80
关机速度 $v_*/(km\cdot s^{-1})$	73	73	73

能力,而且二级火箭关机点高度相较于传统发射模式都有所提高,这说明使用推进剂交叉输送技术可以显著提高长征七号运载火箭的 LEO 运载能力。

2.2 交叉输送技术发射模式鲁棒性分析

由于推进剂交叉输送技术的实现比较复杂,火箭如果要使用该技术,需要进行大量改动,例如加

装涡轮泵、提高储箱压力、改造管路等^[11-12]。这些改造都会使得助推器及一级火箭的结构质量增加,携带推进剂质量下降,对提高运载能力不利。因此,需要对该种发射模式的最大运载能力进行鲁棒性分析:在改变火箭基本参数的条件下,检验其运载能力。部分改变火箭基本参数条件后的计算结果如表 4 所示。

从表 4 中可以看出:当助推器与一级火箭仅结构重量增加时,LEO 运载能力只会略有下降,但此时起飞质量会有所增加;如果保持起飞质量不变而减少推进剂质量,则 LEO 运载能力会有较明显的下降。但是表中的各情况下,采用交叉输送技术时的运载能力仍然大于以正常模式发射的最大运载能力。

表 4 改变运载火箭部分参数条件后使用交叉输送技术发射最大 LEO 运载能力

助推器结构重量变化/t	助推器推进剂质量变化/t	一级结构重量变化/t	一级推进剂质量变化/t	LEO 运载能力/t
—	—	—	—	16.43
+1×4	—	—	—	16.17
+1×4	-1×4	—	—	15.78
+2×4	—	—	—	15.92
+2×4	—	+2	—	15.52
+2×4	-2×4	—	—	15.15
+2×4	-2×4	+2	-2	14.29
+2×4	-2×4	+3	-3	13.87

改装使用推进剂交叉输送技术对运载火箭结构质量的具体影响不是本文的探究重点,但是表 4 对于研究具体条件下是否应该使用交叉输送技术仍然具有启发意义。

3 采用交叉输送技术发射的轨道特征和其他收效

由于本文研究火箭运载能力时采用了弹道优化的方法,因此可以分析采用交叉输送技术时最优发射弹道与常规发射模式的异同。 $\theta_* = 3^\circ$ 时,两种发射模式的最优弹道高度、速度分别如图 3 和图 4 所示。

说明采用交叉输送技术的最优发射弹道在转弯段的角速度大于正常发射弹道,也就是说,火箭需要更快地转入平飞阶段,以减小重力损失。这也导致采用交叉输送技术发射时,最优发射弹道整体偏低,火箭会面临较大的风载和气动加热,在实际应用中要考虑针对性的改进与防护。

此外,两种发射模式下火箭所受的轴向过载如图 5 所示。从图中可以看出,采用交叉输送技术时,火箭在发射过程中的最大轴向过载由传统发射模式的约 4.5 g 降低至约 2.2 g,降幅高达 50%,而且过载的变化也更加平缓。降低最大过载对于运载火箭具有重要的意义:更小的轴向过载意味着运载火箭能

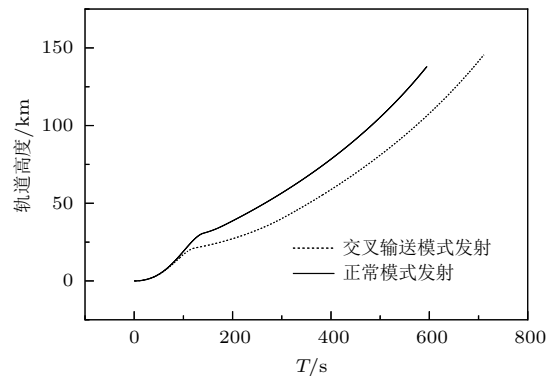


图 3 两种发射模式下的轨道高度-时间图

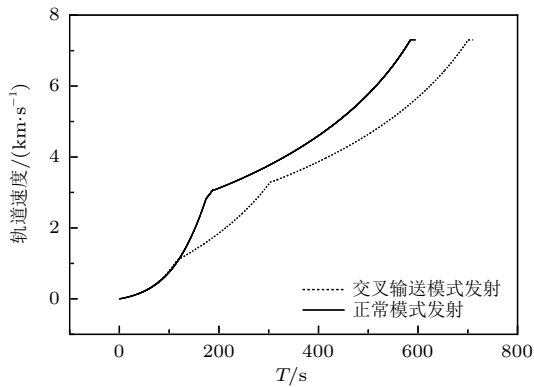


图 4 两种发射模式下的轨道速度-时间图

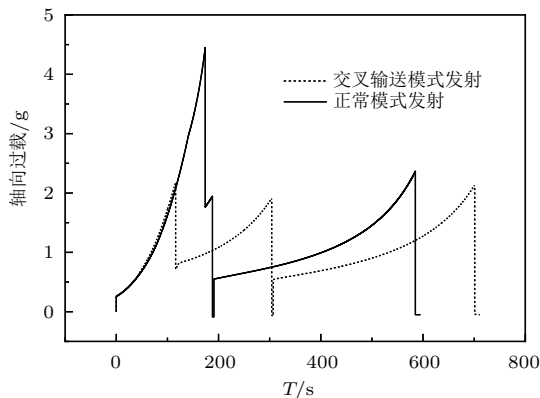


图 5 两种发射模式下的轴向过载-时间图

够为载荷(卫星或航天员等)提供更好的发射环境,保护载荷在发射过程中不至于损伤。低过载和低振动也降低了对运载火箭结构强度的要求,可以进一步提高火箭干质比,提升特征速度,提高运载能力。这些是采用交叉输送技术发射的潜在收效。

4 结论

本文提出了可用于估算和优化二级半构型运载火箭在不同发射模式和发射弹道下的 LEO 最大运载能力的简单方法,并以长征七号为例分析了采用交叉输送技术的收效。计算结果表明:长征七号如使用交叉输送技术发射,LEO 最大运载能力能够提高约 3 t(约 20%),即使火箭由于相关技术改装,结构质量可能有所增加,推进剂容量可能降低,在一定范围内(如表 4 所列)LEO 运载能力仍可能有所提高。采用推进剂交叉输送技术发射还可以将最大轴向加速度降低近 50% 至约 2 g 的水平,这将极大地改善发射过程的过载和振动条件,为进一步提高火箭干质比,提升运载能力提供了可能。推进剂交叉输送技术确实是极具发展价值和潜力的运载火箭新技术。

参 考 文 献

- 廖少英, 顾仁年. 新一代运载火箭增压输送系统交叉输送技术研究. 上海航天, 2005, 22(3): 37-41
- Liao Shaoying, Gu Rennian. Research on the pressurization system cross-feed technology for new lift launch vehicle. *Aerospace System Engineering Shanghai*, 2005, 22(3): 37-41 (in Chinese)
- 马方超, 刘文川, 丁建春等. 推进剂交叉输送技术综述及概念研究. 载人航天, 2014, 20(5): 474-479
- Ma Fangchao, Liu Wenchuan, Ding Jianchun, et al. Experimental investigation on propellant cross-feed system of liquid rocket. *Manned Spaceflight*, 2014, 20(5): 474-479 (in Chinese)
- Martinez H, Albright J, D'Amico S, et al. Lessons learned from the design, certification, and operation of the space shuttle integrated main propulsion system (IMPS). 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, California, 2011
- Souchier A, Pasquier J. Ariane 4 liquid boosters and first stage propulsion system. *Journal of Physiology*, 2013, 204(1): 1-13
- 美国“猎鹰重型”运载火箭. 国际太空, 2011(8): 10-14
- US Falcon heavy launch vehicle. *Space International*, 2011(8): 10-14 (in Chinese)
- 倪嘉敏. 我国运载火箭气动设计回顾. 近代空气动力学研讨会, 北京, 2005
- 马树微, 李静琳, 陈曦等. 多级固体运载火箭分级多学科设计优化. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(3): 542-550
- Ma Shuwei, Li Jinglin, Chen Xi, et al. Stage-wise multidisciplinary design optimization for multi-stage solid launch vehicle. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(3): 542-550 (in Chinese)
- 钱学森. 星际航行概论. 北京: 科学出版社, 1963
- 肖飞, 向敏, 张为华. 多级固体运载火箭总体/弹道/轨道一体化设计与优化. 空军工程大学学报(自然科学版), 2008, 9(5): 19-23, 42
- Xiao Fei, Xiang Min, Zhang Weihua. Orbit, trajectory and system integration design and optimization of multi-stage solid rocket. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2008, 9(5): 19-23, 42 (in Chinese)
- 张宁宁, 闵昌万, 刘辉等. 临近空间直接入轨运载火箭级间比/弹道一体化优化设计. 飞行力学, 2014, 32(3): 258-261
- Zhang Ningning, Min Changwan, Liu Hui, et al. Integrated optimization design for mass distribution/trajectory of near space directly injecting carrier rocket. *Flight Dynamics*, 2014, 32(3): 258-261 (in Chinese)
- 汤波, 胡久辉, 邵业涛等. 液体运载火箭交叉输送总体参数研究. 导弹与航天运载技术, 2017(3): 22-27
- Tang Bo, Hu Jiuhui, Shao Yetao, et al. Study on system parameters of cross-feed technology in liquid rocket. *Missiles and Space Vehicles*, 2017(3): 22-27 (in Chinese)
- 马方超, 李德权, 吴烜等. 液体火箭推进剂交叉输送系统试验研究. 载人航天, 2017, 23(3): 358-364
- Ma Fangchao, Li Dequan, Wu Heng, et al. Experimental investigation on propellant cross-feed system of liquid rocket. *Manned Spaceflight*, 2017, 23(3): 358-364 (in Chinese)

(责任编辑: 胡漫)