

垂直起降重复使用运载火箭总体设计优化方法研究

朱雄峰, 周城宏, 雍子豪, 王一杉, 崔朋, 谭胜, 刘鹰, 刘阳
(北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

摘要: 针对垂直起降重复使用运载火箭总体设计多约束耦合问题, 通过分析箭体构型、动力类型方案及动力布局类型, 提出了优选两级单芯级构型、液氧甲烷动力和液氧煤油动力以及优选中小发动机多机并联方案, 并优选5、7、9机并联动力布局。采用齐奥尔科夫斯基公式, 对垂直起降重复使用运载火箭的运载能力进行估算, 并以一二级间比为优化变量, 进行初步总体优化, 得到在不同箭体直径、动力类型和动力布局下的基础运载能力, 结合长细比分析得出两级单芯级、奇数台发动机并联的垂直起降重复使用运载火箭总体方案。

关键词: 发射运输系统; 运载火箭; 液氧煤油; 液氧甲烷; 重复使用; 垂直起降

中图分类号: V11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-5825(2024)02-0197-09

Conceptual Design Optimization Method of Vertical Launch and Landing Reusable Rockets

ZHU Xiongfeng, ZHOU Chenghong, YONG Zihao, WANG Yishan, CUI Peng,
TAN Sheng, LIU Ying, LIU Yang

(Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: According to the multiple constraint coupling problem of conceptual vertical launch and landing reusable rockets, the composition configuration was analyzed by studying the configuration, the propellants and the propellant configuration. A preferred solution was proposed which was a two-stage single cored configuration, with hydrogen/oxygen and Lox/methane propellants, and multiple small or medium thrust engines. Moreover, the 5/7/9 parallel engines were selected as the optimal configurations. The launch and transportation capacity were estimated using Zioukovsky formula. In addition, the launch and transportation capacity were optimized, with first and second stage ratio an optimization variable, which yielded the basic launch and transportation capacity for variant diameter of rocket, propellants, and propellant configurations. By considering the slenderness ration, the feasible conceptual design of two-stage single cored, odd parallel engines vertical launch and landing reusable rockets were yielded.

Key words: space launch and transportation system; rocket; liquid oxygen/kerosene; liquid oxygen/methane; reusable; vertical launch and landing

1 引言

航天发射运输系统将卫星、飞船和探测器等

各类航天器安全、可靠、准确地送入太空, 是国家开发利用太空的基础和前提。近年来, 中国在航天发射运输领域取得了长足的进步, 但是也出现

了一些新问题和挑战,如型谱不完善、新老火箭更新替代慢,运载火箭发射数量多、投送重量小,航落区安全形势愈发突出等问题^[1-2],特别是近几年世界范围内掀起了以低成本、重复使用为特点的火箭革命值得关注。美国 SpaceX 公司推出的 Falcon 9 火箭,已具备 18 次重复使用能力,发射成本降到约人民币 2.0 万元/kg(依据 2023 年 SpaceX 公司官网报价 6700 万美元计算),同时将进一步提高重复使用次数、降低发射成本。特别是 SuperHeavy Starship 在 Falcon 9 火箭一级重复使用的基础上突破两级重复使用(2023 年 4 月 17 日首次发射失败、2023 年 11 月 18 日再次发射取得部分成功),有望将现有进入空间成本再降低一个数量级^[3-5]。未来太空竞争将面临巨大的消耗,低成本才能赢得竞争的主动权。为赶超先进、尽快弥补代差,有必要加快发展低成本重复使用火箭,大幅降低发射成本、提升运载火箭高频次发射入轨能力,满足以巨型星座组网为代表的各类发射需求,实现运载火箭跨越式发展。

按照动力类型重复使用运输系统可以分为火箭动力重复使用和组合动力;按照重复使用程度可分为部分重复使用和完全重复使用;按起降模式可分为垂直起降、水平起降、垂直发射/水平返回;按外形可分为轴对称构型和升力式构型^[6]。结合目前技术水平可以组合出火箭动力轴对称构型、火箭动力升力式构型和组合动力升力式构型重复使用运输等。其中,火箭动力轴对称构型采用垂直起降模式(下文简称为垂直起降重复使用运载火箭),采用普通液体火箭发动机,该动力经过数十年的发展,技术相对较为成熟,特别是现在两级构型垂直起降重复使用运载火箭率先得到突破(Falcon 9, New Shepard, SuperHeavy Starship),在运载能力、运载效率和发射成本等方面全面超越现役运载火箭,是现阶段最有希望工程化应用的重复使用运输系统。

考虑到国内目前尚无重复使用运输系统工程化应用,建议现阶段重点以垂直起降重复使用运载火箭为突破口,以点带面实现突破。本文以垂直起降重复使用运载火箭为研究对象,通过研究该类火箭的总体设计方法,为后续关键技术攻关、工程研究等提供参考。

2 总体设计

2.1 火箭构型选择

根据齐奥科夫斯基基本原理,从目前工业水平上看,单级火箭无法实现入轨。为实现入轨,现有运载火箭构型主要采用单芯级构型和捆绑构型。其中,捆绑构型可分为固体助推、小型液体助推和通用芯级助推。考虑到固体助推和小型液体助推无法回收复用或回收复用价值不高,另从通用化、系列化和组合化的角度考虑,重复使用运载火箭构型应优选单芯级,其次是通用芯级捆绑构型。

按照级数,单芯级(以及通用芯级)可以分为通用两级构型、三级构型和四级构型等。一般地,级数越多,采用的级间分离机构越多飞行可靠性越低。历史上采用两级以上构型,主要是基于当时工业技术水平,火箭结构系数和发动机比冲相对较低,只能通过多次抛离废重来实现提高末级飞行速度的目的。此外,从回收复用角度来看,级数越多,需要考虑回收的部件越多,因此两级单芯级构型是重复使用的最优构型,其次是两级半通用芯级捆绑构型。上述 2 类构型,由于第二级已达到入轨速度,回收难度相对较大,现阶段重点需解决单芯级的第一级,以及两级半通用芯级捆绑的芯级第一级和通用芯级助推级。

表 1 为世界主流重复使用运载火箭的构型。从表中可以看出,重复使用火箭采用单芯级构型的包括 Falcon 9, SuperHeavy Starship, Ariane Next, Amur, New Glenn 等 5 型火箭,采用通用芯级捆绑构型的有 Falcon 9H 1 型火箭。其中单芯级构型中,有 Falcon 9, SuperHeavy Starship, Ariane Next, Amur 等 4 型火箭采用两级单芯级构型。图 1 为世界在役/在研重复使用运载火箭的基本构型和参数。由此也可以看出,两级单芯级构型将是未来重复使用运载火箭的主流构型。此外,重复使用运载火箭的芯级直径相对较大(最小都达到 3.66 m),一方面,考虑到重复使用火箭主要面向中大型主力运载火箭;另一方面,也考虑到面向液氧甲烷、液氢液氧等密度比冲相对较小的推进剂,较大规模的芯级直径有利于降低火箭的长细比,并提高运载能力。

表 1 世界主流重复使用运载火箭构型
Table 1 The major configuration of the world's reusable launch vehicle

运载火箭	构型	芯一级	助推	芯二级	芯三级
Falcon 9	两级单芯级	$\Phi 3.66 \times 40.9$	—	$\Phi 3.66 \times 16$	—
Falcon 9H	两级半通用芯级捆绑	$\Phi 3.66 \times 42.6$	$\Phi 3.66 \times 42.6$	$\Phi 3.66 \times 12.6$	—
SuperHeavy Starship	两级单芯级	$\Phi 9 \times 68$	—	$\Phi 9 \times 50$	—
Ariane Next	两级单芯级	$\Phi 5.4$	—	$\Phi 5.4$	—
Amur	两级单芯级	$\Phi 4.1$	—	$\Phi 4.1$	—
New Glenn	三级单芯级	$\Phi 7 \times 57.5$	—	$\Phi 7 \times 23.4$	$\Phi 7 \times 21.9$



图1 世界在役/在研重复使用运载火箭

Fig.1 The active / developing reusable launch vehicles of the world

2.2 动力方案设计

2.2.1 动力类型选择

结合国内外发展趋势和近年来工程实践经验来看,重复使用运载火箭宜采用液体动力。当前主流液体动力类型包括液氧煤油、液氧甲烷和液氢液氧 3 种类型:①液氧煤油适用于基础级,液氧煤油具有无毒无污染、密度高、使用安全性好等优点,真空理论比冲比液氧甲烷约低 10 s,但密度比冲却高约 20%,但同样也存在相对易结焦和积碳的问题。世界上首型工程化的重复使用运载火箭 Falcon 9 即采用液氧煤油动力,目前已具备 18 次重复使用能力;②液氧甲烷适用于可重复使用,具有无结焦、不易积碳、相容性好、资源丰富、价格便宜等优点,尤其是无结焦、不易积碳的优点,可大大减少复用过程中的清理和测试工作,理论上可

实现即加即飞,天然适用于重复使用运载火箭。目前世界范围内新立项的垂直起降重复使用火箭包括 SuperHeavy Starship, Ariane Next, Amur, New Glenn 等均选择该动力类型^[7-8];③液氢液氧适用于末子级,具有无毒无污染、比冲高等优点,但也存在密度比冲小、材料工艺要求高、推进剂成本高、特殊气体使用要求高等问题,更适宜投入产出比高的末子级,在新立项的垂直起降重复使用运载火箭中,仅有 New Glenn 的二、三子级采用液氢液氧动力^[9-12]。重复使用运载火箭动力类型选择需综合考虑推进剂运输、加注的便捷性、经济性和箭体回收后发动机处理的便捷性等。表 2 为世界主流重复使用运载火箭的动力类型,结合上述分析可以得出,垂直起降重复使用运载火箭优选液氧甲烷和液氧煤油动力。

表 2 世界主流重复使用运载火箭动力类型
Table 2 The fuel types of the world's major reusable launch vehicles

运载火箭	芯一级	助推	芯二级	芯三级
Falcon 9	液氧煤油	—	液氧煤油	—
Falcon 9H	液氧煤油	液氧煤油	液氧煤油	—
SuperHeavy Starship	液氧甲烷	—	液氧甲烷	—
Ariane Next	液氧甲烷	—	液氧甲烷	—
Amur	液氧甲烷	—	液氧甲烷	—
New Gleen	液氧甲烷	—	液氢液氧	液氢液氧

2.2.2 动力特征分析

相比传统一次性液体火箭发动机,重复使用液体火箭发动机应具备如下特点:①多次启动能力。垂直起降重复使用运载火箭在回收过程一般经历反向制动点火、再入点火和着陆点火等,因此重复使用液体火箭发动机的启动次数应不小于 2 次(前场回收),此外再启动次数越多,对返回段弹道优化的自由度越大^[13-15];②推力深度调节能力。火箭垂直着陆时一般为起飞推力的 1/10 才能安全可靠着陆,使用多台发动机时,对单台发动机的推力调节范围为 $n \times 10\%$ (n 为发动机数量),按照兼顾中心机单台发动机出现故障时,对角 2 台发动机应能完成着陆,此时对角 2 台发动机推力应为中心机单台发动机推力的一半,即调节范围应为 $n \times 10\% \div 2$,以 5、7、9 机构型为例,其推力调节范围分别为 25%、35% 和 45%^[16-17];③重复使用能力。对于重复使用运载火箭,考虑到火箭射后恢复、维护和元器件更换等,当发射次数超过约 15 次时,平均发射成本降低不再明显,按照单台发动机每次实施发射任务时总点火次数 2 次,因此重复使用发动机应具备 15 次重复使用能力,总点火次数约 30 次;④由于重复使用运载火箭需预留返回段的推进剂,在发射过程中该部分推进剂相当于增加了废重,为抵消该部分重力损失,其动力系统应比一次性运载火箭的追求更高的比冲、或更大的推重比。图 2 所示是世界主流发动机的推力、比冲和推重比,横轴表示真空比冲,纵轴表示真空推力,图标大小表示推重比,图标直径越大表示推重比越大。从图中可以看出,重复使用发动机 Merlin-1D、Raptor 都相较一次性发动机有更大的推重比,其中 Raptor 还拥有更突出的比冲性能。

2.3 动力布局设计

由动力类型分析可以看出,火箭垂直着陆时,

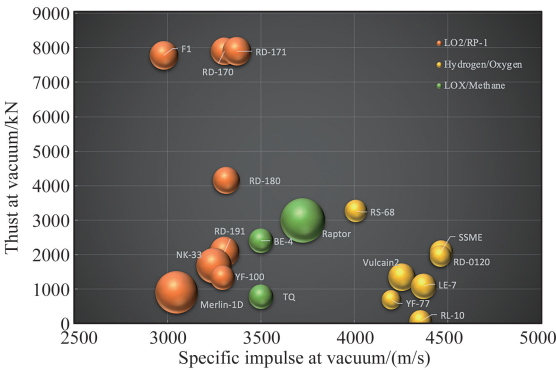


图 2 世界主要发动机真空推力和比冲
Fig. 2 The vacuum thrust versus specific impulse of world's major engines

要求发动机的推力调节范围为 $n \times 10\%$,发动机深度变推力是一个较大的技术难题,将推力拉低至标准工况以下后,容易导致推进剂雾化性能变差、燃烧稳定性变差、冷却通道冷性能降低、涡轮泵效率变低等,甚至可能导致发动机燃烧不稳定而解体。因此,垂直起降重复使用运载火箭的动力布局(特别是基础级)宜采用多机并联方式,以降低运载火箭对发动机推力调节范围的要求。如采用单机时,发动机推力调节范围为 10%~100%,而当采用 5 机并联时,单台发动机推力调节范围为 50%~100%。此外,从冗余控制角度出发,更倾向于采用奇数台发动机,中心布置单台发动机,围绕圆周布置偶数台对称布置发动机,如此,中心发动机出现故障时,可采用圆周任意一对发动机同时点火消除故障;圆周任意一台发动机出现故障时,可将其对称的发动机关停或降低推力以消除故障。上述动力布局设计中,常用布局方案为 5、7、9 台发动机,其中,中心均布置 1 台发动机,圆周分别布置 4、6、8 台发动机,如图 3 所示。表 3 为世界主流重复使用运载火箭动力布局,从中可以看出,除 Super-Heavy Starship 外,均选用中心发动机布局方案,发动机数量为 7 台或 9 台。

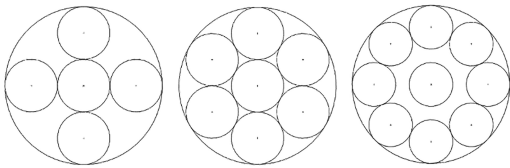


图 3 运载火箭 3 种动力布局
Fig. 3 Three kinds of engine layouts of rocket

表 3 世界主流重复使用运载火箭动力布局
Table 3 The engine layout of the world's major reusable launch vehicles

运载火箭	动力布局/台	采用中心发动机
Falcon 9	9	是
Falcon 9H	9×3	是
SuperHeavy Starship	33	否
Ariane Next	7	是
Amur	7	是
New Gleen	7	是

上述 3 种动力布局方案中,在不考虑发动机摇摆空间的情况下,根据几何关系可以得到最大的发动机直径,由式(1)计算得出。

$$d = \begin{cases} \frac{D}{3} & n = 5, 7 \\ \frac{D}{1 + \frac{1}{\sin\left(\frac{\pi}{8}\right)}} & n = 9 \end{cases} \quad (1)$$

其中, d 为发动机最大包络, D 为运载火箭直径, n 为发动机数量。考虑到中国现役在用的箭体直径或舱段直径主要有 2.25、3.35、3.8、4.2 m 和 5.0 m 等。其中, 2.25 m 主要用于助推器, 如 CZ-2、CZ-3、CZ-7 系列火箭的助推器; 3.35 m 主要用于火箭的芯级, 如 CZ-2、CZ-3、CZ-4 系列火箭的芯级; 3.8 m 主要用于整流罩舱段, 此外在新一代载人运载火箭预研支持下, 深入开展了 3.8 m 直径通用芯级构型; 4.2 m 主要用于整流罩舱段, 同时部分民商企业也提出基于该直径构型火箭设想; 5.0 m 主要用于整流罩舱段和 CZ-5 系列火箭的芯级。

为利用工业部门的研制保障条件, 同时充分

利用国内现有发射场的适配条件, 新研的重复使用运载火箭直径构型建议在上述直径构型中选择。此外, 2.25 m 直径由于效率不高, 业界已初步达成共识, 未来将逐步淘汰使用该构型, 基于上述考虑, 重复使用火箭的直径构型拟从 3.35 m、3.8 m、4.2 m 和 5.0 m 中选择。在确定发动机最大直径后, 根据现有发动机推力和发动机出口直径的统计数据, 可以大致估算出不同直径构型和动力布局组合下的基础级最大推力。以 3.35 m、3.8 m、4.2 m 和 5.0 m 直径构型, 5、7、9 台发动机布局, 液氧煤油和液氧甲烷动力类型的各种组合为例, 可以得到基础级最大的推力预估值, 如表 4 所示。其中, 液氧煤油动力以 Merlin-1D 发动机为参照, 液氧甲烷动力以 Raptor 发动机为参照。从表中可以看出, 在 3350 mm 直径构型、5 台发动机布局、液氧煤油动力类型的最大基础级推力预估值为 6215 kN。

2.4 运载能力估算

按照上述分析思路, 在选定箭体构型、动力类型和动力布局后, 全箭的起飞推力就基本明确。对于优选的单芯级构型垂直起降重复使用运载火箭, 其运载能力可采用估算推重比、整箭重量、最终估算运载能力形式获得。

2.4.1 火箭推重比

推重比是指运载火箭推力和重力的比值, 是评价运载火箭飞行加速能力的重要指标。推重比越大, 运载火箭可以快速地穿越大气层、并快速脱离地球引力, 因此重力损失相应更小, 更有利于提高火箭的运载能力和运载效率; 但推重比大会造成箭体或有效载荷过载增大, 特别

表 4 不同动力布局下的基础级最大推力预估
Table 4 Prediction of maximum thrust of the foundation stage with different engine layouts

动力类型	发动机布局/台	直径 3350 mm 构型			直径 3800 mm 构型			直径 4200 mm 构型			直径 5000 mm 构型		
		单机直径/mm	单机推力/kN	总推力/kN	单机直径/mm	单机推力/kN	总推力/kN	单机直径/mm	单机推力/kN	总推力/kN	单机直径/mm	单机推力/kN	总推力/kN
液氧煤油 [*]	5	1116	1243	6215	1266	1599	7995	1400	1956	9780	1666	2770	13 850
	7	1116	1243	8701	1266	1599	11 193	1400	1956	13 692	1666	2770	19 390
	9	927	857	7713	1051	1102	9918	1162	1347	12 123	1383	1909	17 181
液氧甲烷 [#]	5	1116	1620	8100	1266	2085	10 425	1400	2550	12 750	1666	3612	18 060
	7	1116	1620	11 340	1266	2085	14 595	1400	2550	17 850	1666	3612	25 284
	9	927	1118	10 062	1051	1437	12 933	1162	1757	15 813	1383	2489	22 401

注: ^{*} Merlin-1D 的地面推力 845 kN, 直径 0.92 m, 推力面密度为 1271 kN/m² (推力与发动机推力室面积之比); [#] Raptor 的地面推力 2200 kN, 直径 1.3 m, 推力面密度为 1657 kN/m²。

是随着火箭飞行过程推进剂不断消耗,整箭质量下降,将进一步大幅增加过载,由此可能对箭上仪器设备形成破坏,甚至导致结构破坏,因此在运载火箭设计时都会选择一个相对合适的推重比。

图4为世界主要单芯级构型运载火箭的推重比,从图中可以看出,运载火箭推重比大多在1.2~1.5之间。在确定火箭的推重比后,根据前述起飞推力就可得到该构型下火箭的质量。若拟定垂直起降重复使用火箭的推重比为1.3,结合表4即可得出火箭的质量,如对3350 mm直径构型、5台发动机布局、液氧煤油动力类型,其质量为6215 kN/1.3/9.8=487 t。

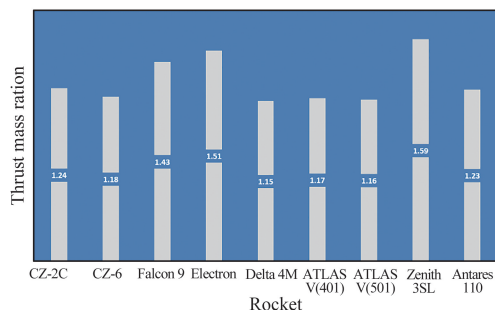


图4 世界主要运载火箭推重比

Fig. 4 The thrust-weight ratio of the world's major launch vehicles

2.4.2 火箭结构系数

结构系数是指运载火箭的结构重量(含发动机)与总重量的比值,是评价运载火箭整体工艺能力的重要指标。结构系数越小,火箭的结构重量越小、用于推动火箭飞行的推进剂重量越大,因此火箭的运载能力和运载效率越高。为实现更小的结构系数,通常将火箭桁架、贮箱的厚度减小,选用铝锂合金、钛合金等高强度轻质材料等,但太小的结构系数可能造成全箭刚度不足,甚至造成结构失效而解体。对于单芯级运载火箭,可将结构系数分解成一级结构系数、二级结构系数等。

图5为世界主要单芯级液体运载火箭的结构系数。从图中可以看出,一般地,一级结构系数相对二级结构系数更低;一级结构系数大致在6%~12%之间,且集中分布在6%~8%之间;二级结构系数在4%~12%之间,且集中分布在8%~10%之间。在确定火箭起飞质量后,设定级间比

(火箭各子级的重量比),由结构系数即可得出每一级的总质量、结构质量和推进剂质量等参数。如对3350 mm直径构型、5台发动机布局、液氧煤油动力的两级单芯级火箭,假定一级结构系数为7.5%、二级结构系数为9%、一二级间比为9,如此可以得出,一级总质量为438 t、结构质量为33 t、推进剂质量为405 t;二级总质量为49 t、结构质量为4 t、推进剂质量为45 t。

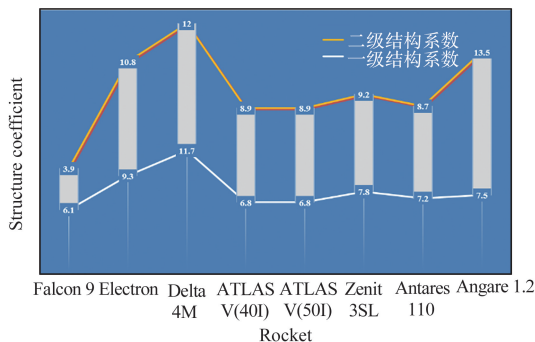


图5 世界主要运载火箭结构系数

Fig. 5 The structural coefficients of the world's major launch vehicles

2.4.3 运载能力估算

垂直起降重复使用运载火箭的使用模式包括一次性使用、前场返回和原场返回等,对不同使用模式,其运载能力差异较大。在初步总体设计阶段,通常可以按照前场返回运载能力为一次性使用运载能力的大约70%,原场返回运载能力为一次性使用运载能力的约50%进行估计。因此,对垂直起降重复使用运载火箭,其运载能力估算核心仍是对单芯级两级构型、基础级为多机并联动力布局的一次性运载能力估算。对于总体设计或概念设计,往往可以忽略阻力损失和重力损失,利用齐奥尔科夫斯基基本公式^[18],对于单芯级两级火箭,运载能力的计算如式(2)所示。

$$\Delta v = \sum_{i=1}^2 \Delta v_i = \sum_{i=1}^2 I_{sp_i} \ln \frac{m_{i_i}}{m_{f_i}}$$

$$= I_{sp_1} \ln \frac{m_1 + m_2 + m_p}{m_{s_1} + m_2 + m_p} + I_{sp_2} \ln \frac{m_2 + m_p}{m_{s_2} + m_p} \quad (2)$$

$$s. t. \begin{cases} m_1 = \frac{\varepsilon m_0}{1 + \varepsilon}, m_2 = \frac{m_0}{1 + \varepsilon} \\ m_{s_1} = m_1 \sigma_1, m_{s_2} = m_2 \sigma_2 \end{cases}$$

其中, Δv 为速度增量、 I_{sp_1} 为一级发动机比冲、 I_{sp_2} 为二级发动机比冲、 m_0 为运载火箭总质

量、 m_1 为一级总质量、 m_2 为二级总质量、 m_{s1} 为一级结构质量、 m_{s2} 为二级结构质量、 m_p 为有效载荷质量、 σ_1 为一级结构系数、 σ_2 为二级结构系数、 ε 为二等级间比。由于忽略了阻力损失和重力损失, Δv 不能采用理论的 7.9 km/s 来计算。

图 6 为典型单芯级运载火箭的速度增量计算, 可以看出, 近地轨道 (Low Earth Orbit, LEO) 入轨速度增量大致在 9.2 ~ 10 km/s 之间, 本文可以选择 9.5 km/s 作为 LEO 入轨速度增量。

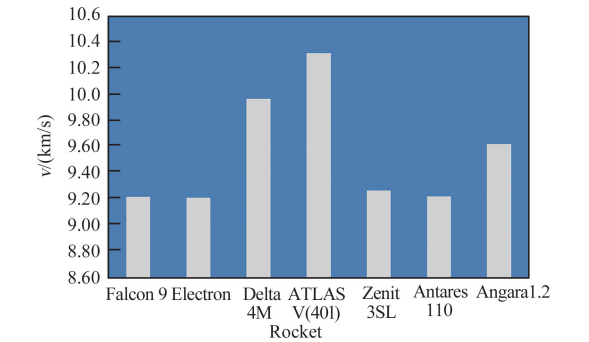


图 6 典型运载火箭入轨速度
Fig. 6 The orbital velocity of typical launch vehicles

对于液氧煤油动力, 其比冲水平如图 1 所示, 参照现有技术能力, 可选择一级发动机海平面比冲 2900 m/s, 二级发动机真空比冲 3300 m/s, 结合火箭的结构质量、推进剂质量, 求解式 (2) 的隐函数即可得出 LEO 运载能力为 10.2 t, 运载效率为 2.2。至此可以得出该型火箭的总体参数如表 5、表 6 所示。

3 总体优化

由上述运载能力估算可以看出, 在选定重复使用运载火箭基础级动力布局后, 可通过估算推重比得到整箭重量; 再假定级间比, 得出一级和二

级的重量; 通过估算结构系数和比冲进而估算出该运载火箭的运载能力。上述计算环节中, 推重比的选择往往范围比较有限, 特别是液体火箭, 其推重比总体上在 1.2 ~ 1.5 之间; 一级和二级的结构系数的选择范围也比较有限, 虽然结构系数对火箭的运载能力影响较大, 但在实际工程设计中往往根据当前的工艺水平, 对结构系数设计得越小越好; 同理, 对于比冲也是如此, 比冲对火箭的运载能力影响较大, 但在实际工程设计中也是根据当前的工艺水平, 对比冲设计得越大越好; 因此如将结构系数和比冲代入优化模型, 优化后的结构系数将取到给定数值区间的下限, 比冲将取到给定数值区间的上限。相反, 对于一级和二级的级间比并不是越大越好, 也不是越小越好。

图 7 所示是前述 3350 mm 直径构型、5 台发动机布局、液氧煤油动力不同级间比下的运载能力。从图中可以看出, 随着级间比的增加, 运载能力先增加后减小, 在级间比 6 和 7 时运载能力达到最大为 10.49 t。因此, 对上述提出的单芯级、奇数台发动机多机并联情况的重复使用火箭总体优化, 实际上是一个结构系数和比冲为常数、级间比为设计变量、运载能力为优化目标的单参数约束优化问题, 该优化问题的定义如式 (3) 所示, 求解该优化问题即可得到某一构型下火箭的最大运载能力及其对应的级间比。

find: ε
max: m_p

s. t.
$$\begin{cases} \Delta v = I_{sp1} \ln \frac{m_1 + m_2 + m_p}{m_{s1} + m_2 + m_p} + I_{sp2} \ln \frac{m_2 + m_p}{m_{s2} + m_p} = const \\ m_1 = \frac{\varepsilon m_0}{1 + \varepsilon}, m_2 = \frac{m_0}{1 + \varepsilon} \\ m_{s1} = m_1 \sigma_1, m_{s2} = m_2 \sigma_2 \end{cases} \quad (3)$$

表 5 运载火箭总体参数表					
Table 5 The conceptual parameters of the launch vehicle					
级数	起飞推力/kN	起飞质量/t	运载能力 LEO/t		
			一次性	前场返回	原场返回
2	6215	487	10.2	7.1	5.1

表 6 运载火箭子级参数表							
Table 6 The first and second stage parameters of the launch vehicle							
子级	直径/m	结构质量/t	推进剂质量/t	推进剂	发动机	推力/kN	比冲/(m/s)
一级级	3.35	33	405	液氧煤油	5 台	6215	2900
二级级	3.35	4	45	液氧煤油	1 台	1243	3300

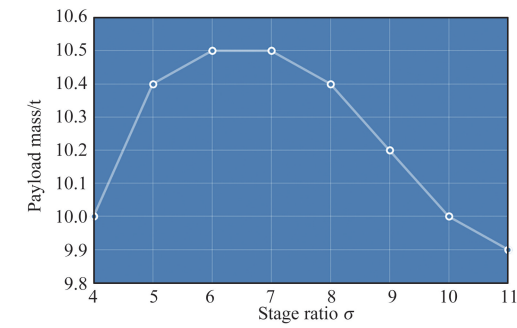


图 7 不同级间比下的运载能力

Fig. 7 The launch capacity with different stage ratios

下的最优值,对重复使用状态需针对前场回收、原场回收等进行进一步精细化调整。

利用该优化方法,计算表 4 所述不同动力布局下的最大运载能力及其对应的级间比,结果如表 7 所示。

在明确火箭总质量和结构系数后,可得出推进剂总质量,结合火箭直径和推进剂相对密度即可得出推进剂贮箱长度。其中,液氧煤油在理论混合比 2.74 条件下的相对密度为 1.024,液氧甲烷在混合比 3.5 条件下的相对密度为 0.8276,结合火箭直径可以得出表 7 不同火箭方案下的推进剂贮箱长度。假定整流罩长度 10 m,即可得出全

箭长度(忽略箱间段和仪器舱长度),进而可以得出全箭长细比如表 8 所示^[8]。长细比越长,容易导致全箭刚度不足、一阶频率小、承受飞行载荷小等问题^[19],目前工艺条件下,长细比大多在 10~20 之间,如图 8 所示,如 Falcon 9 的长细比达到 19.1 为世界最高。根据该原则可以看出,表 8 部分方案长细比小于 20(如 3350 mm 直径构型、5 台发动机布局、液氧煤油动力方案等),比较符合现有工艺条件,部分方案长细比超出 20,难以实现工程化,需调整基础动力布局、调整推重比、减少推进剂规模等方式迭代总体方案。

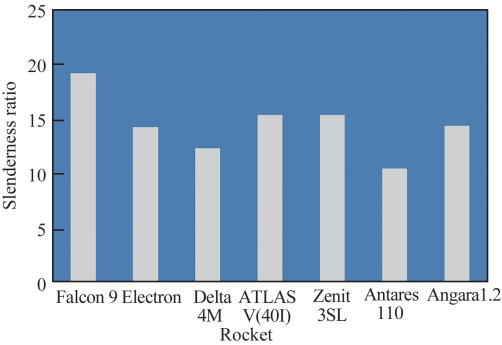


图 8 典型运载火箭的长细比

Fig. 8 The slenderness ratio of typical launch vehicles

表 7 不同动力布局下的最大运载能力和级间比

Table 7 The maximum launch capacity and stage ratio with different engine layouts

动力类型	发动机布局/台	直径 3350 mm 构型			直径 3800 mm 构型			直径 4200 mm 构型			直径 5000 mm 构型		
		总质量/t	运载能力/t	级间比	总质量/t	运载能力/t	级间比	总质量/t	运载能力/t	级间比	总质量/t	运载能力/t	级间比
液氧煤油	5	487	10.5	6.26	628	13.5	6.26	768	16.5	6.26	1087	23.4	6.26
	7	682	14.7	6.26	879	18.9	6.26	1075	23.1	6.26	1522	32.8	6.26
	9	605	13.0	6.26	778	16.7	6.26	952	20.5	6.26	1349	29.1	6.26
液氧甲烷	5	635	19.8	5.49	818	25.5	5.49	1001	31.2	5.49	1418	44.2	5.49
	7	890	27.7	5.49	1146	35.7	5.49	1401	43.6	5.49	1985	61.8	5.49
	9	789	24.6	5.49	1015	31.6	5.49	1241	38.6	5.49	1758	54.8	5.49

表 8 不同动力布局下的长细比^[8]

Table 8 The slenderness ratio with different engine layouts^[8]

动力类型	发动机布局/台	直径 3350 mm 构型		直径 3800 mm 构型		直径 4200 mm 构型		直径 5000 mm 构型	
		推进剂质量/t	长细比	推进剂质量/t	长细比	推进剂质量/t	长细比	推进剂质量/t	长细比
液氧煤油	5	449.5	17.9	579.6	15.8	708.8	14.3	1003.2	12.0
	7	629.4	23.8	811.3	21.0	992.2	19.0	1404.7	16.0
	9	558.4	21.5	718.0	18.9	878.6	17.1	1245.0	14.4
液氧甲烷	5	586.1	27.0	755.0	23.8	923.9	21.6	1308.7	18.1
	7	821.4	36.6	1057.7	32.3	1293.0	29.2	1832.0	24.5
	9	728.2	32.8	936.8	28.9	1145.4	26.2	1622.5	22.0

4 结论

1)本文针对垂直起降重复使用运载火箭开展总体方案设计,分析了箭体构型方案,提出优选两级单芯级构型;分析了动力类型方案,提出优选液氧甲烷动力和液氧煤油动力;分析了动力布局类型,提出优选中小发动机多机并联,并优选分析了5、7、9机并联动力布局;随后对运载能力进行估算,以及基于一二级间比的初步总体优化,得出两级单芯级构型在不同直径、推进剂类型和动力布局下的运载能力,结合长细比分析可初步得出相对工程可行的总体方案。

2)本文采用的总体设计和分析方法,得出了两级单芯级、奇数台发动机并联的垂直起降重复使用运载火箭的基础运载能力,可为后续关键技术攻关、演示验证、方案论证和工程研制提供借鉴。

3)垂直起降重复使用运载火箭的回收方式通常采用原场回收和前场回收等,在回收条件下其运载能力小于基础运载能力。在总体论证过程中,通常可以在基础运载能力乘以重复使用损失系数得到回收条件下的运载能力。

参考文献(References)

- [1] 朱雄峰,程洪玮,刘阳,等.世界航天发射运输的发展趋势[J].科技导报,2021,39(11):46-58.
Zhu X F, Chen H W, Liu Y, et al. Review and development perspective of the space launch and transportation system[J]. Science & Technology Review, 2021, 39(11): 46-58. (in Chinese)
- [2] 王辰,王小军,张宏剑,等.可重复使用运载火箭发展研究[J].飞航导弹,2018(9):18-26.
Wang C, Wang X J, Zhang H J, et al. Research on the development of reusable launch vehicle[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2018(9):18-26. (in Chinese)
- [3] 龙乐豪,蔡巧言,王飞,等.重复使用航天运输系统发展与展望[J].科技导报,2018,36(10):84-92.
Long L H, Cai Q Y, Wang F, et al. Development of reusable space transportation technologies[J]. Science & Technology Review, 2018, 36(10): 84-92. (in Chinese)
- [4] 刘嫄,陈亮,邹薇,等.国外降低运载火箭成本途径分析及对策建议[J].中国航天,2018(5):38-41.
Liu Y, Chen L, Zou W, et al. Analysis and countermeasures of reducing the cost of launch vehicle in foreign countries[J]. Aerospace China, 2018(5): 38-41. (in Chinese)
- [5] 徐大富,张哲,吴克,等.垂直起降重复使用运载火箭发展趋势与关键技术研究进展[J].科学通报,2016,61(32):3453-3463.
Xu D F, Zhang Z, Wu K, et al. Recent progress on development trend and key technologies of vertical take-off vertical landing reusable launch vehicle[J]. Chinese Science Bulletin, 2016, 61(32): 3453-3463. (in Chinese)
- [6] 谭永华,李平,杜飞平,等.重复使用天地往返运输系统动力技术发展研究[J].载人航天,2019,25(1):1-11.
Tan Y H, Li P, Du F P, et al. Research on development of propulsion technology for reusable space transportation

- system[J]. Manned Spaceflight, 2019, 25(1): 1-11. (in Chinese)
- [7] 王维彬,孙纪国.航天动力发展的生力军—液氧甲烷火箭发动机[J].航天制造技术,2011(2):3-6.
Wang W B, Sun J G. The new force of aerospace power - liquid oxygen methane rocket engine[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2011(2): 3-6. (in Chinese)
- [8] 李文龙,李平,邹宇.烃类推进剂航天动力技术进展与展望[J].宇航学报,2015,36(3):243-252.
Li W L, Li P, Zou Y. Review and future trend of space propulsion technique using hydrocarbon propellants[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3): 243-252. (in Chinese)
- [9] 杨开,才满瑞.国外液氧/甲烷发动机的最新进展[J].中国航天,2017(10):14-19.
Yang K, Cai M R. The development of foreign liquid oxygen / methane engines[J]. Aerospace China, 2017(10): 14-19. (in Chinese)
- [10] 杨军,朱怡.液氧煤油发动机:航天新征程 动力新高峰[J].中国航天,2015(11):10-11.
Yang J, Zhu Y. Liquid oxygen kerosene engine: A new peak in the new journey of aerospace[J]. Aerospace China, 2015(11): 10-11. (in Chinese)
- [11] 郑孟伟,岳文龙,孙纪国,等.我国大推力氢氧发动机发展思考[J].宇航总体技术,2019,3(2):12-17.
Zheng M W, Yue W L, Sun J G, et al. Discussion on Chinese large-thrust hydrogen/oxygen rocket engine development[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(2): 12-17. (in Chinese)
- [12] 郑大勇,颜勇,胡骏.高性能高可靠氢氧发动机方案探讨[J].导弹与航天运载技术,2016(6):10-13.
Zheng D Y, Yan Y, Hu J. Discussion on the high performance and reliability LOX/LH2 Rocket Engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(6): 10-13. (in Chinese)
- [13] Casiano M, Hulka J, Yang V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 897-923.
- [14] Dressler G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on apollo LMDE [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California, U. S., 2006:1-7.
- [15] 岳春国,李进贤,侯晓,等.变推力液体火箭发动机综述[J].中国科学(E辑:技术科学),2009,39(3):464-468.
Yue C G, Li J X, Hou X, et al. Review of variable thrust liquid rocket engines[J]. Scientia Sinica (Technologica), 39(3): 464-468. (in Chinese)
- [16] 李斌,张小平,高玉闪.我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J].火箭推进,2017,43(1):1-7.
Li B, Zhang X P, Gao Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 1-7. (in Chinese)
- [17] 容易,王俊峰,祁峰,等.推力调节需求优化设计研究[J].导弹与航天运载技术,2020,4(4):1-6.
Rong Y, Wang J F, Qi F, et al. Research on optimal design of thrust regulation requirements[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020, 4(4): 1-6. (in Chinese)
- [18] 容易,王俊峰,宋强.系列化构型运载能力设计余量留取方法研究[J].宇航总体技术,2020,4(1):8-14.
Rong Y, Wang J F, Song Q. Design margin allocation study for serialized launch vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(1): 8-14. (in Chinese)
- [19] 李平岐,何巍,杨云飞.液体运载火箭长细比设计研究[J].宇航总体技术,2019,3(3):12-18.
Li P Q, He W, Yang Y F. The research of liquid launch vehicle slenderness ratio design[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(3): 12-18. (in Chinese)

(责任编辑:高 慧)