

文章编号: 2097-1974(2024)04-0008-06

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240402

一种运载火箭第一子级回收方案设计方法

郭祖华, 郭皓, 董长虹
(北京航空航天大学宇航学院, 北京, 102206)

摘要: 针对可回收火箭的总体设计, 提出了一种用于运载火箭第一子级回收方案的设计方法。首先, 建立火箭子级运动模型, 为便于确定回收推力大小和调节范围, 在模型中引入了推力比例因子和推力调节因子。然后, 探讨回收推力和推进剂剩余量的对应关系, 并通过飞行时间给出剩余推进剂的约束条件。最后, 从设计的角度确定回收基本过程, 并通过仿真算例制定火箭子级的回收方案。所提方法详细给出了回收过程中火箭发动机的推力大小、推力调整范围、工作时间、落点位置、最大速度以及着陆段的起始速度和高度的估计。算例表明所提方法可以实现回收过程的关键参数确定。

关键词: 可重复使用运载火箭; 火箭子级回收; 火箭设计

中图分类号: V421.1

文献标识码: A

A Return Scheme Design Method for the First Sub-stage of a Launch Vehicle

GUO Zuhua, GUO Hao, DONG Changhong
(School of Astronautics, Beihang University, Beijing, 102206)

Abstract: A concept design method for the return of the first sub-stage of a launch vehicle is proposed. It provides a solution for the overall design of a recoverable Launch vehicle. Firstly, a motion model for return of first stage is built. In order to calculate the thrust and its adjustment range, two parameters that named thrust ratio and thrust adjustment factor are defined in the model. Secondly, relation between recovery thrust and left propellant is discussed. A constraint of left propellant is introduced. Finally, a return scheme of a first stage is planned through a simulation example. The method proposed answers such questions as how much propellant should be reserved to realize the return of the first stage, how much thrust should be used, what is the adjustment range of thrust during the return process, the landing point of the stage, the max velocity during the return, and height and velocity before the stage enters the landing phase. The example shows that this method can be used to plan a complete return scheme for the first stage of a launch vehicle.

Keywords: reusable launch vehicle; return of sub-stage of launch vehicle; launch vehicle design

0 引言

多级火箭第一子级外形和质量都很大, 火箭发动机系统复杂而且昂贵, 目前火箭多为一次性的, 如果能够实现第一子级的回收再利用可以有效降低发射成本。目前针对子级回收展开了多方面的研究, 胡冬生等^[1]通过飞行视频对Falcon9一子级飞行数据进行了采集和处理, 解算出回收过程弹道倾角、动压、过载等弹道参数, 进而对第一子级返回过程的气动环境和约束参数进行分析, 为重复使用火箭垂直回收设计提供参考。高朝辉等^[2]以Falcon9火箭为例, 比较了返

回原场和不返回原场两种回收策略下火箭回收所消耗的推进剂情况。鲁宇等^[3-4]分析了伞降回收、垂直回收和带翼飞回等几种方式的技术难度、运载能力的损失以及经济性。文献[4]中提到实现重复使用第一子级助推器, 可降低火箭成本30%。康建斌等^[5]通过分析Falcon9火箭第一子级垂直返回试验, 指出大姿态机动控制和高精度组合导航技术的重要性。黄伟^[6]对基于群伞-缓冲气囊的伞降回收着陆系统和基于可控翼伞的伞降回收着陆系统进行了方案比较, 指出后者在实现精确回收方面更有优势。郑雄等^[7]通过分

析 Falcon9 火箭的回收方案和试验情况, 提出火箭再入热防护技术、火箭发动机推力大幅度调节技术、高精度的导航制导技术以及高可靠性着陆支撑技术等方面是成功回收的关键。另外, 还有许多针对具体技术的研究内容。杨文淼等^[8-10]展开了与着陆缓冲机构相关的仿真研究。吴荣等^[11-13]采用四次多项式制导方法实现了子级回收的仿真研究。王劲博等^[14-17]采用伪谱法或以伪谱法为基础的复合方法实现回收轨迹的优化或制导。用于子级回收的控制方法还包括自抗扰方法^[16]和线性二次调节器 LQR^[17]等。研究表明, 针对火箭子级回收, 中国在制导控制方法研究和着陆缓冲机构的研制方面开展了大量的工作。除此之外, 中国从 20 世纪 80 年代开始研究可重复使用航天器, 提出了完整的回收方案。近年来, 中国翎客航天公司、深蓝航天公司和星际荣耀公司都在火箭回收的试验研究方面取得了丰硕的成果^[18]。可回收子级与传统火箭子级相比有一些特殊性, 需要在火箭设计阶段加以考虑, 本文旨在系统地讨论可回收子级的回收方案设计方法。

回收过程中, 由于第一子级中只包含少量推进剂, 故子级的总质量比整个运载火箭轻很多, 回收过程中只需要使用原火箭发动机的部分推力就足够了, 因此, 可回收火箭在总体设计阶段就应该考虑发动机的布置方案。目前的研究和试验往往针对实际的案例, 对于需要为子级预留多少推进剂, 以及回收过程中需要多大推力等问题, 目前文献中未见系统的论述。本文以理想无风环境、回收场地水平、没有落点位置限制为基本假设, 讨论火箭子级回收所需要付出的燃料代价和火箭发动机推力配置及调整范围等问题。该方法可以很方便地确定回收子级推力相对于原火箭推力的比例、子级剩余推进剂的质量以及回收推力的调整范围, 从而为总体设计提供参考。

1 回收过程中第一子级的运动模型

第一子级回收过程的起点是在高空第一级火箭关机分离的地方, 此时火箭以较高的速度运行。只考虑飞行平面内的情况, 在发射点坐标系中建立火箭第一子级的平面运动模型如式 (1) 所示。

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -g \sin \theta_H + \frac{P_r}{m_{1r}} \cos \alpha - \frac{D}{m_{1r}} \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{v} \left(-g \cos \theta_H + \frac{P_r}{m_{1r}} \sin \alpha + \frac{L}{m_{1r}} \right) \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} = v \sin \theta \\ D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d S_m \\ L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_l^\alpha \alpha S_m \\ \eta = \arctan \left(\frac{x}{R_0 + y} \right) \end{cases} \quad (1)$$

式中 v 为火箭第一子级的飞行速度; θ_H 为第一子级相对于当地水平面的夹角, $\theta_H = \eta + \theta$; θ 为第一子级的弹道倾角; η 为以发射点为起点, 第一子级当前位置相对于地心的矢量扫过的地心角; α 为第一子级当前的攻角; m_{1r} 为火箭第一子级的质量; P_r 为回收过程中火箭第一子级的推力; D 为气动阻力; L 为气动升力; ρ 为大气密度; C_d 为第一子级的气动阻力系数; C_l^α 为第一子级的气动升力系数相对于攻角的导数; S_m 为第一子级的特征面积; R_0 为地球的平均半径; g 为重力加速度, $g = g_0 \frac{R_0^2}{x^2 + (R_0 + y)^2}$; g_0 为地面加速度。

对于多级运载火箭, 起初包含所有推进剂时, 第一子级的质量表示为

$$m_{1r} = m_{01} - m_{02} = \left(1 - \frac{1}{q_1} \right) m_{01} \quad (2)$$

式中 m_{01} 为第一级火箭的总质量; m_{02} 为第二级火箭的总质量; q_1 为第一级火箭与第二级火箭质量之比, $q_1 = \frac{m_{01}}{m_{02}}$ 。为了保证回收时有足够的推进剂, 假定第一级火箭在 t_{k1} 时刻关机并分离, 第一子级的质量是剩余推进剂质量和结构质量之和, 如图 1 所示。

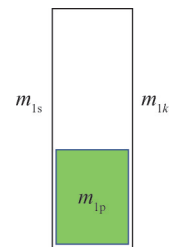


图 1 关机时刻第一子级的质量示意
Fig.1 Mass of the first sub-stage at shut down

此时第一子级的质量表示为

$$m_{1k1} = m_{1p} + m_{1s}$$

式中 m_{1k1} 为 t_{k1} 时刻关机时火箭第一子级的总质量; m_{1p} 为剩余推进剂的质量; m_{1s} 为子级结构质量。

进一步表示为

$$m_{1k1} = \frac{t_k - t_{k1}}{t_k} (1 - \varepsilon) m_1 + \varepsilon m_1 \quad (3)$$

式中 m_1 为装满推进剂时第一子级的总质量; ε 为第一子级的结构质量系数; t_{k1} 为考虑回收情况下第一级火箭的关机时刻; t_k 为不考虑回收时第一级火箭从点火到工作结束的时间。由多级火箭的相关知识可知^[19]:

$$\varepsilon = \frac{q_1 \mu_k - 1}{q_1 - 1} \quad (4)$$

式中 μ_k 是第一级火箭 t_k 时刻的关机质量比。

火箭正常工作时, 第一级火箭的工作时间为^[19]

$$t_k = v_0 I_{sp0}^E (1 - \mu_k) \quad (5)$$

式中 v_0 为火箭的地面初始重推比, $v_0 = \frac{m_{01} g_0}{P}$; I_{sp0}^E 为火箭推进剂的比冲; μ_k 是第一级火箭正常关机时的质量比。

结合式 (2) ~ (5), 整理得到:

$$m_{1k1} = \left(\frac{q_1 - 1}{q_1} - \frac{t_{k1}}{v_0 I_{sp0}^E} \right) m_{01} \quad (6)$$

回收过程中, 火箭发动机工作时, 第一子级的质量随时间而减小, 可以表示为

$$m_{1r} = \mu_r m_{1k1} \quad (7)$$

式中 μ_r 为第一子级回收过程中的质量比。

回收过程的第一子级发动机工作时间可表示为

$$t = v_{0r} I_{sp0}^E (1 - \mu_r) \quad (8)$$

式中 v_{0r} 为待回收的第一子级初始地面重推比, 定义为

$$v_{0r} = \frac{m_{1k1} g_0}{P_r} \quad (9)$$

为了便于设计分析, 令火箭回收推力为

$$P_r = k_c k_p P \quad (10)$$

式中 k_p 为第一子级的回收推力比 ($k_p < 1$); k_c 为推力调节因子, k_c 在 $[0, 1]$ 之间变化, 用于实现推力的连续变化。

将式 (6) 和式 (10) 代入式 (9) 整理得到

$$v_{0r} = \frac{[\varepsilon + r_p(1 - \varepsilon)]}{k_p} \left(1 - \frac{1}{q_1} \right) v_0 \quad (11)$$

结合式 (6) ~ (10), 整理得到:

$$m_{1r} = \left(\frac{q_1 - 1}{q_1} - \frac{t_{k1}}{v_0 I_{sp0}^E} \right) m_{01} - \frac{t k_c k_p P}{g_0 I_{sp0}^E} \quad (12)$$

当回收减速发动机工作时, 第一子级的质量随时间 t 而减小, 这里 t 是指回收过程中发动机累计工作时间。于是, 回收时火箭第一子级推力和质量之比可以表示为

$$\frac{P_r}{m_{1r}} = \frac{k_c k_p g_0 I_{sp0}^E}{\frac{q_1 - 1}{q_1} v_0 I_{sp0}^E - t_{k1} - t k_c k_p} \quad (13)$$

火箭第一子级的气动阻力和质量之比可以表示为

$$\frac{D}{m_{1r}} = \frac{\rho v^2 C_d v_0 g_0 I_{sp0}^E}{2 P_m \left(\frac{q_1 - 1}{q_1} v_0 I_{sp0}^E - t_{k1} - t k_c k_p \right)} \quad (14)$$

式中 P_m 为火箭单位特征面积上的总质量, $P_m = \frac{m_{01} g_0}{S_m}$ 。

考虑到回收过程中火箭第一子级起初在稀薄大气中飞行, 所以运动模型中的升力可以不用考虑; 当子级完成姿态调整后, 以 180° 攻角飞行, 所以忽略推力的法向分量。于是火箭运动方程可以表示为

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -g \sin \theta_H + a_t \left(k_c k_p \cos \alpha - \frac{\rho v^2 C_d v_0}{2 P_m} \right) \\ \frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta_H}{v} \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} = v \sin \theta \end{cases} \quad (15)$$

其中, $a_t = \frac{g_0 I_{sp0}^E}{\frac{q_1 - 1}{q_1} v_0 I_{sp0}^E - t_{k1} - t k_c k_p}$ 。

2 回收推力的初步确定方法

在第一子级分离时, 为回收过程预留的推进剂必然远小于原推进剂量, 回收推力也比原火箭推力小, 于是火箭第一子级的初始地面重推比可以表示为

$$v_{0r} = \frac{[\varepsilon + r_p(1 - \varepsilon)] m_1 g_0}{k_p P} \quad (16)$$

式中 ε 为火箭第一子级的结构质量系数; r_p 为第一子级中推进剂剩余比例 ($r_p < 1$); k_p 是回收推力占初始火箭推力的比例 ($k_p < 1$)。上式进一步写成:

$$v_{0r} = \frac{[\varepsilon + r_p(1 - \varepsilon)]}{k_p} \left(1 - \frac{1}{q_1} \right) v_0 \quad (17)$$

这个公式表明了分离时刻, 第一子级重推比 v_{0r} 与原火箭起飞重推比 v_0 之间的关系。当 $r_p = 0$ 时, 得到第一子级燃料耗尽时的重推比 v_{cr} :

$$v_{cr} = \frac{\varepsilon}{k_p} \left(1 - \frac{1}{q_1} \right) v_0 \quad (18)$$

回收过程是减速过程, 所以必须保证 $v_{cr} \leq 1$, 于是有:

$$k_p \geq \varepsilon v_0 \left(1 - \frac{1}{q_1} \right) \quad (19)$$

式 (19) 给出了参数 k_p 选取的约束条件。根据式 (17) 得到:

$$k_p = [\varepsilon + r_p(1 - \varepsilon)] \left(1 - \frac{1}{q_1}\right) \frac{v_0}{v_{or}} \quad (20)$$

不妨令 $\frac{v_0}{v_{or}} = 0.64$ ，仍然取结构质量系数 $\varepsilon = 0.1$ ，假定级间质量比 $q_1 = 6$ ，当第一子级剩余推进剂比例在 9%~28% 变化时，推力比 k_p 也随之升高，如图 2 所示，根据图 2 所示的曲线可初步确定回收推力的大小。比如当剩余推进剂比 r_p 为 16% 时，回收推力比 k_p 约为 13%，可通过式 (19) 初步判断回收推力比是否合理。

剩余推进剂的量可以通过关机时间估算，所以剩余推进剂比 r_p 又可表示为

$$r_p = \frac{t_k - t_{k1}}{t_k} \quad (21)$$

当 r_p 确定后，也可以用式 (21) 预计可回收火箭的第一级关机时间 t_{k1} 。

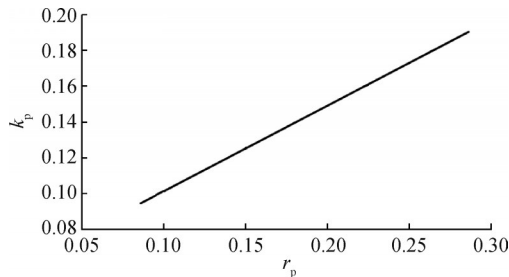


图2 第一子级回收推力比与剩余推进剂比之间的关系

Fig.2 Relation between recovery thrust ratio and left propellant ratio

3 回收过程发动机等效工作时间

发动机工作时间反映了推进剂的消耗情况，回收过程中，只有部分发动机参与工作，且不一定是全推力工作。为了能够通过发动机工作时间来估计燃料的剩余量，这里将回收过程中发动机的工作时间折算到原火箭发动机的工作时间尺度上。假设回收发动机工作时间为 n 段，则总等效工作时间记为

$$t_{eq} = \sum_{i=1}^n \Delta t_i k_{ci} k_p \quad (22)$$

式中 t_{eq} 为回收过程中发动机累计等效工作时间； Δt_i 是 $i-1$ 时刻到 i 时刻发动机的工作时间段； k_{ci} 是 $i-1$ 时刻到 i 时刻发动机的推力调节因子。显然 t_{eq} 应小于原火箭的关机剩余时间，以保证火箭子级回收过程中有足够的推进剂，即：

$$t_{eq} < t_k - t_{k1} \quad (23)$$

4 回收过程规划及实例

规划回收过程的关键之一是确定关机时间 t_{k1} ，使

得式 (23) 被满足，这需要通过仿真来确定。回收的本质是消除掉子级的动能和势能，使它最终静止在着陆点，暂不考虑地球的旋转，规划回收过程如图 3 所示。在 t_{k1} 时刻，火箭第一子级关机并分离后，子级将继续上升。从 t_{k1} 到 t_{r1} ，对第一子级进行姿态调整，使发动机喷口朝向子级运动方向；从 t_{r1} 到 t_{r2} 是第 1 次减速，启动火箭发动机将火箭子级速度减为 0，到 t_{r2} 时刻子级达到最高点，动能消除为 0；从 t_{r2} 到 t_{r3} ，子级在重力作用下垂直降落，同时进行姿态调整，使发动机喷口向下，到达 t_{r3} 点时，火箭子级重新获得了一定的动能，同时势能减小；从 t_{r3} 到 t_{r4} 启动火箭发动机执行第 2 次减速，使火箭子级的速度和高度都降到足够小的值；从 t_{r4} 到 t_{r5} 是着陆段，对子级进行精确的高度控制，使子级平稳着陆，完成回收过程。第 1 次减速消除动能和控制火箭子级在射程方向的落点；第 2 次减速控制火箭的落点偏差和降落速度，避免过高速导致再入气动热，着陆段对火箭子级进行精确的位置控制，实现平稳着陆。

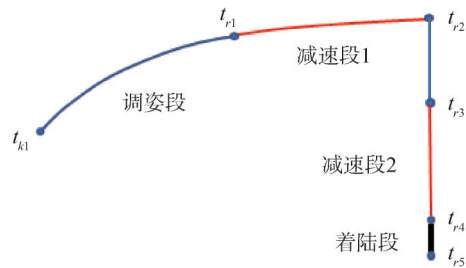


图3 火箭第一子级回收过程描述

Fig.3 Return scheme of first sub-stage of a launch vehicle

根据前面的回收过程规划，火箭第一子级需要具备调姿能力，可以通过在火箭子级端部布置推力装置来实现，具体方案略。假定某火箭第一级火箭的比冲为 300 s，第一级火箭关机质量比为 0.2，起飞重推比为 0.8，单位截面积的质量为 $2 \times 10^4 \text{ kg/m}^2$ ，第一子级结构质量系数为 0.04，不考虑回收时的第一级火箭总飞行时间为 $t_k = 192.00 \text{ s}$ ，第一级火箭与第二级火箭质量比为 6。根据火箭飞行仿真轨迹，确定第一级火箭关机时间为 $t_{k1} = 156.28 \text{ s}$ ，关机速度为 $1.8023 \times 10^3 \text{ m/s}$ ，关机时的弹道倾角为 47.2026° ，相对于发射坐标系，关机点的坐标为 $x = 61.5411 \text{ km}$ ， $y = 65.3397 \text{ km}$ 。参考图 2，返回推力取原第一级火箭推力的 1/7，约为 14.28% (即 $k_p = 0.1428$)，火箭子级的发动机布置方式如图 4 所示，在中心布置 1 台，在周边均匀布置 6 台，回收时仅需处于中心的发动机工作即可。

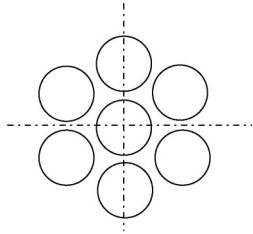


图4 发动机布置示意
Fig.4 Engines arrangement

按原火箭的飞行时间计算, 剩余飞行时间为 $t_k - t_{k1} = 35.7$ s。所以, 预留的推进剂比例为 $r_p = \frac{t_k - t_{k1}}{t_k} = 18.6\%$ 。参考图2, 根据曲线可以查出 k_p 在 14.2~14.3 之间, 与算例假设基本相符。

根据运动模型 (15) 编制仿真程序, 运用前面确定的参数 k_p 和 r_p 进行仿真, 仿真时需要手工或通过优化选取各段时间及参数 k_c 直到获得满意的结果。某组参数下得到的结果见图5~8, 展示了某子级回收过程着陆段之前的飞行情况。图5显示, 回收过程最大高度约为 133 km, 落点位置相对于发射点约为 160 km, 进入着陆段之前高度约为 689.5 m。图6表明, 经过第1次减速, 火箭子级速度减为 0, 然后因下落时重力做功, 速度再次增加, 最大速度约 950 m/s, 随后进入动力减速段, 速度逐渐减小, 进入着陆段之前, 速度降至约 5 m/s。图7展示了回收过程中高度变化过程连续, 在接近着陆段时, 高度变化平缓, 为安全、可靠、精确着陆创造了条件。图8展示了回收过程中火箭子级飞行轨迹和当地水平面的夹角变化情况, 为回收控制提供参考。

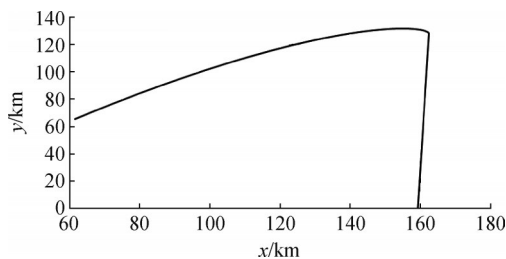


图5 回收过程子级的飞行轨迹曲线
Fig.5 Return trajectory of the sub-stage

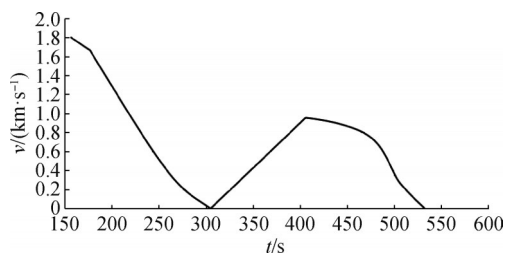


图6 回收过程子级的速度曲线
Fig.6 Return velocity of the sub-stage

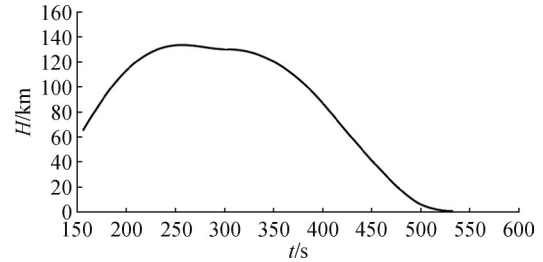


图7 回收过程子级的高度曲线
Fig.7 Return height curve of the sub-stage

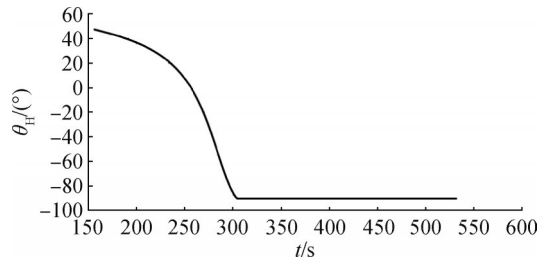


图8 回收过程子级的轨迹角曲线
Fig.8 Slope angle of trajectory of the sub-stage

从 t_{r1} 到 t_{r2} , 第1次减速总耗时为 128.092 s。将第1次减速时间折算到原火箭的发动机工作时间尺度, 得到发动机等效工作时间, 计为 $\Delta t_1 = 128.092 \times 14.28\% = 18.292$ s; 从 t_{r2} 到 t_{r3} , 火箭子级自由下落, 发动机不工作, 同时将弹道倾角调整为 -90° , 耗时 100.916 s; t_{r3} 时刻, 火箭子级的高度为 82 km, 速度约 950 m/s; 从 t_{r3} 到 t_{r4} , 火箭子级第2次减速, 火箭的推力为第1次减速推力的 0.755 倍 ($k_c = 0.755$), 也就是说, 火箭子级回收过程中, 火箭推力在 0.75~1.0 之间变化即可, 推力调整范围约为 25%; 在 t_{r4} 时刻, 第一子级的高度为 689.5 m, 下降速度为 5 m/s, 工作时间为 126.385 s, 将该时间折算成等效工作时间, 计为 $\Delta t_2 = 126.385 \times 14.28\% \times 0.755 = 13.626$ s。原发动机工作时间尺度下剩余的等效时间为 $35.720 - 18.292 - 13.626 = 3.802$ s。若将剩余时间折算到回收推力工作时间尺度下, 工作时间为 $3.802 / 14.28\% \approx 26.625$ s, 考虑到着陆段推力调节因子 k_c 不可能总为 1, 所以剩余推进剂能够维持着陆段发动机的工作时间不会小于 26.625 s, 这段预留的发动机工作时间, 可以用于火箭子级在着陆段的精确着陆控制。

综上所述, 该算例中选择的回收推力只取了原火箭推力的 1/7, 如果采用中心布置一台发动机, 周围环绕布置 6 台发动机的方案, 回收过程只需要一台中心发动机工作, 且推力调整范围不小于 25% 即可, 为回收预留的推进剂量约为 18.6%。

5 结论

现有的相关研究主要集中在针对具体案例的分析和仿真上, 本文在不考虑风干扰和落点位置约束的情况下, 从设计的角度提出了一种进行火箭第一子级回收的通用算法。该算法只需要知道火箭的几个总体参数, 不需要火箭具体几何尺寸、推力和质量, 就可以进行子级回收方案的设计, 使用简单, 具有通用性, 可以为可回收火箭的总体设计提供借鉴。本文系统论述了火箭第一子级回收过程中的推进剂剩余量、回收推力的大小、回收推力的调节范围等几个关键量的确定方法, 并通过仿真算例验证了该方法可行性。

配置栅格翼可以增加第2次减速段和着陆段的控制能力, 也有利于节省推进剂, 本文并没有探讨; 回收方案中对大气减速的利用也不充分, 但通过文中方法得到的回收方案是趋于安全的。

参 考 文 献

- [1] 胡冬生, 张雪梅, 刘丙利, 等. 重复使用火箭垂直回收任务弹道分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(5): 21-26+50.
HU Dongsheng, ZHANG Xuemei, LIU Bingli, et al. Trajectory analysis on vertical-recovery missions of reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(5): 21-26+50.
- [2] 高朝辉, 张普卓, 刘宇, 等. 垂直返回重复使用运载火箭技术分析[J]. 宇航学报, 2016(2): 145-152.
GAO Zhaohui, ZHANG Puzhuo, LIU Yu, et al. Analysis of vertical landing technique in reusable launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2016(2): 145-152.
- [3] 鲁宇, 汪小卫, 高朝辉, 等. 重复使用运载火箭技术进展与展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(5): 1-7.
LU Yu, WANG Xiaowei, GAO Zhaohui, et al. Progress and prospect of reusable launch vehicle technology[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(5): 1-7.
- [4] 陈志会, 宁雷, 王鹏. 运载火箭助推器回收技术与启示[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(5): 66-74.
CHEN Zhizhui, NING Lei, WANG Peng. The development of launch vehicle booster recovery technology[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(5): 66-74.
- [5] 康建斌, 谢泽兵, 郑宏涛, 等. 火箭子级垂直返回海上平台制导、导航和控制技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(6): 32-35.
KANG Jianbin, XIE Zebing, ZHENG Hongtao, et al. Study on guidance, navigation and control of vertical landing dronship for rocket first stage[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(6): 32-35.
- [6] 黄伟. 运载火箭伞降回收着陆技术概述[J]. 航天返回与遥感, 2017, 38(3): 1-12.
HUANG Wei. The summary of launch vehicle parachute recovery and landing technologies[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2017, 38(3): 1-12.
- [7] 郑雄, 杨勇, 姚世东, 等. 法尔肯9可重复使用火箭发展综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(2): 39-46.
ZHENG Xiong, YANG Yong, YAO Shidong, et al. Survey and review on development of Falcon 9 reusable rocket[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(2): 39-46.
- [8] 杨文淼, 刘志, 时军委. 可重复使用垂直起降运载火箭软着陆动力学仿真研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(21): 329-334.
YANG Wenmiao, LIU Zhi, SHI Junwei. Dynamic simulation of VTOL reusable launch vehicle soft-landing[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(21): 329-334.
- [9] 王海洋. 重复使用运载火箭着陆机构及着陆动力学仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
WANG Haiyang. Research on the landing mechanism and landing dynamics simulation of reusable launch vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [10] 聂献东. 垂直起降运载器着陆系统展开锁定机构设计与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
NIE Xiandong. Design and analysis on landing system's deployment and locking mechanism of vertical takeoff and vertical landing launch vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [11] 吴荣. 垂直起降可重复使用火箭返回制导与控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
WU Rong. Return guidance and control methods of vertical takeoff vertical landing reusable launch vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019.
- [12] 杨少波. 垂直起降火箭末段定点着陆的制导控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
YANG Shaobo. Research on guidance and control method of fixed point landing of vertical takeoff vertical landing rocket in the last stage[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [13] 程光辉. 火箭垂直回收轨迹优化与制导技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
CHENG Guanghui. Research on trajectory optimization and guidance methods for vertical landing of a rocket[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [14] 王劲博, 崔乃刚, 郭继峰, 等. 火箭返回着陆问题高精度快速轨迹优化算法[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(3): 389-398.
WANG Jinbo, CUI Naigang, GUO Jifeng, et al. High precision rapid trajectory optimization algorithm for launch vehicle landing[J]. Control Theory & Applications, 2018, 35(3): 389-398.
- [15] 陈艺帆. 可重复使用火箭返回过程轨迹优化与制导方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2020.
CHEN Yifan. Trajectory optimization and guidance method for the recovery of reusable launch vehicle[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2020.
- [16] 赵海斌, 潘豪, 王聪, 等. 运载火箭垂直回收着陆段制导导航与控制技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 76-81.
ZHAO Haibin, PAN Hao, WANG Cong, et al. Vertical landing guidance navigation and control of reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(1): 76-81.

- [20] YUE H, YIFEI Y, LU Y, et al. Research progress of space non-pyrotechnic low-shock connection and separation technology (SNLT): a review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(11): 113-154.
- [21] 张婕, 武鹏飞, 王亚坤, 等. 国外星箭连接解锁装置技术与应用研究[J]. 航天器工程, 2023, 32(2): 125-134.
ZHANG Jie, WU Pengfei, WANG Yakun, et al. Technology and application research of foreign satellite-launching-vehicle connection and unlocking devices[J]. Spacecraft Engineering, 2023, 32(2): 125-134.
- [22] 郭嘉, 于兵, 马红鹏, 等. 超重-星舰运输系统机构技术分析[J/OL]. (2023-05-24) [2023-06-26]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/10.1807.V.20230523.1502.002.html>.
GUO Jia, YU Bing, MA Hongpeng, et al. Technical analysis of super Heavy-Starship transport system mechanism[J/OL]. (2023-05-24) [2023-06-26]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/10.1807.V.20230523.1502.002.html>.
- [23] 栾宇. 航天器结构中螺栓法兰连接的动力学建模方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2012.
LUAN Yu. Study on dynamic modeling of bolted flange connections in aerospace structures[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2012.
- [24] LU X, ZENG Y, CHEN Y, et al. Transient response characteristics of a bolted flange connection structure with shear pin/cone[J]. Journal of Sound and Vibration, 2017(395): 240-257.
- [25] JAMIA N, JALALI H, TAGHIPOUR J, et al. An equivalent model of a nonlinear bolted flange joint[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2021(153): 107507.
- [26] DE SOUZA V A, KIRKAYAK L, WATANABE I, et al. Experimental and numerical analysis of container multiple stacks dynamics using a scaled model[J]. Ocean Engineering, 2013(74): 218-232.
- [27] KIRKAYAK L, DE SOUZA V A, SUZUKI K, et al. On the vibrational characteristics of a two-tier scaled container stack[J]. Journal of Marine Science and Technology, 2011(16): 354-365.
- [28] DE SOUZA V A, KIRKAYAK L, SUZUKI K, et al. Experimental and numerical analysis of container stack dynamics using a scaled model test[J]. Ocean Engineering, 2012(39): 24-42.
- [29] 李春通. 基于知识工程的集装箱船绑扎系统智能设计及其非线性动力学研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
LI Chun tong. Intelligent design based on knowledge engineering and nonlinear dynamics research of containership lashing system[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2020.
- [30] HOU Jie, ZHU Jihong, HE Fei, et al. Stiffeners layout design of thin-walled structures with constraints on multi-fastener joint loads[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(4): 1441-1450.
- [31] RAKOTONDRAINIBE L, DESAI J, ORVAL P, et al. Coupled topology optimization of structure and connections for bolted mechanical systems[J]. European Journal of Mechanics-A/Solids, 2022(93): 104499.
- [32] CHEN S, HUANG H. Optimum design of a space frame and its application in satellite structure[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(6): 1063-1066.
- [33] YANG Lin, LI Qiang, KONG Lin, et al. Quasi-all-passive thermal control system design and on-orbit validation of Luojia 1-01 satellite [J]. Sensors, 2019, 19(4). DOI:10.3390/s19040827.
- [34] 袁家军. 卫星结构设计与分析[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
YUAN Jiajun. Satellite structure design and analysis[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2004.
- [35] 邱吉宝, 张正平, 向树红, 等. 结构动力学及其在航天工程中的应用[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2015.
QIU Jibao, ZHANG Zhengping, XIANG Shuhong, et al. Structural dynamics and its application in space engineering[M]. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2015.

作者简介

李元恒 (1997—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为运载火箭结构机构设计与力学分析。

范瑞祥 (1965—), 男, 中国科学院院士, 主要研究方向为运载火箭总体技术。

杨帆 (1981—), 男, 研究员, 主要研究方向为航天结构与机构设计。

张宏剑 (1984—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭机构设计。

吴会强 (1977—), 男, 研究员, 主要研究方向为弹箭体结构设计。

(上接第13页)

- [17] 张康. 火箭子级垂直回收轨迹优化与制导研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2018.

ZHANG Kang. Study on trajectory optimization and guidance of the first-stage rocket in vertical landing[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018.

- [18] 李志洪, 彭小波, 谢红军, 等. 可重复使用商业运载火箭的发展与展望[J]. 中国航天, 2022(7): 27-33.

LI Zhihong, PENG Xiaobo, XIE Hongjun, et al. Development and prospect of reusable commercial launch vehicles[J]. Aerospace China, 2022(7): 27-33.

- [19] 郭祖华. 运载火箭设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2021.

GUO Zuhua. Launch vehicle design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2021.

作者简介

郭祖华 (1971—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为运载火箭设计、火箭控制与制导、仿人机器人控制等。

郭皓 (1997—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为航天飞行器设计、飞行器控制和制导。

董长虹 (1968—), 女, 副教授, 主要研究方向为飞行器总体设计。