

重复使用火箭发动机涡轮泵载荷谱编制方法

孙羽键¹, 李 广¹, 徐自力¹, 杜大华², 闫 松², 王 琚²

(1. 西安交通大学 航天航空学院 复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室, 陕西 西安 710049; 2. 西安航天动力研究所 航天液体动力全国重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘 要:重复使用火箭一子级发动机通过多次点火将火箭送入预定轨道后, 返回并定点回收, 多次启动-关机会产生损伤累积及疲劳问题, 掌握液体发动机涡轮泵真实载荷谱, 是可重复使用火箭发动机研制中一项重要工作。针对重复使用火箭一子级发动机涡轮泵提出了载荷谱编制方法。根据回收任务方案, 确定任务全周期飞行剖面, 建立火箭动力学方程, 计算一子级各飞行剖面发动机推力调节范围及质量流量。基于推进剂组分、质量流量等参数推算涡轮泵转速及功率变化, 编制转速谱和功率谱。通过对 SpaceX 公司猎鹰 9 一子级陆地回收任务 CRS-11 分析, 编制该任务全周期载荷谱, 得到一子级发动机推力谱、涡轮泵转速谱和功率谱, 通过真实推力数据验证载荷谱编制方法。研究结果可为重复使用发动机研制提供支撑。

关键词:重复使用; 涡轮泵; 多次点火; 载荷谱

中图分类号: V434.21

文献标志码: A

文章编号: 1672-9374(2024)01-0097-08

Compilation method of reusable rocket engine turbopump load spectrum

SUN Yujian¹, LI Guang¹, XU Zili¹, DU Dahua², YAN Song², WANG Jun²

(1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. National Key Laboratory of Aerospace Liquid Propulsion, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The first sub-stage engine of the reusable rocket sends the rocket into the predetermined orbit through multiple fires, returns and recovers at a fixed point, and the damage accumulation and fatigue problems will occur after multiple starts and shutdowns. It is an important work in the development of the reusable rocket engine to master the real load spectrum of the liquid engine turbopump. A load spectrum programming method is proposed for the reuse of the first substage engine turbopump of rocket. According to the recovery mission plan, the full cycle flight profile of the mission is determined, the rocket dynamics

收稿日期: 2023-11-28 修回日期: 2023-12-27

基金项目: 国家重点实验室基金(6142704190404)

作者简介: 孙羽键(1994—), 女, 博士, 研究领域为叶片轮盘强度与振动。

通信作者: 徐自力(1967—), 男, 教授, 研究领域为动力与推进装备强度及振动。

引用格式: 孙羽键, 李广, 徐自力, 等. 重复使用火箭发动机涡轮泵载荷谱编制方法[J]. 火箭推进, 2024, 50(1): 97-104.

SUN Y J, LI G, XU Z L, et al. Compilation method of reusable rocket engine turbopump load spectrum[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(1): 97-104.

equation is established, and the thrust adjustment range and mass flow rate of the engine in each flight profile of a substage are calculated. Based on propellant composition, mass flow rate and other parameters, the speed and power changes of a turbopump are calculated, and the speed spectrum and power spectrum are prepared. Based on the analysis of SpaceX Falcon 9 sub-stage land recovery mission CRS-11, the full cycle load spectrum of the mission is compiled, and a sub-stage engine thrust spectrum, turbopump speed spectrum and power spectrum are obtained. The load spectrum compilation method is verified by the real thrust data. The research results can provide support for the development of reusable engines.

Keywords: reusable rocket; turbopump; multiple ignition; loadspectrum

0 引言

航天技术的快速发展使得发射任务越来越频繁,降低发射成本成为技术发展的重点方向^[1]。2015 年美国私人航天企业蓝色起源公司发射的 New Shepard 火箭和 2016 年 SpaceX 公司发射的 Falcon 9 运载火箭成功实现了对火箭一子级的可控垂直回收^[2-4],为可重复使用运载器的发展指明了一条可行的前进道路。

SpaceX 公司在多次发射任务中成功实施一子级的回收,并在后续任务中复用,掀起了重复使用技术的研究热潮。郑雄等对 Falcon 9 可重复使用火箭的回收方案、试验情况进行了梳理,并对可重复使用火箭涉及的关键技术进行了分析^[5]。胡冬生等对 Falcon 9 某次回收任务进行了弹道分析,推算了一子级飞行的弹道倾角、飞行动压和过载等参数,分析一子级在再入飞行中的气动环境及其对箭体回收和重复使用的影响^[6]。Falcon 9 在国际商业发射市场上成功应用,但由于技术保密性,其可回收关键技术尚未公开发表,国内外学者针对重复使用火箭做出了相关技术分析及趋势展望。Heinrich 等阐述了在各阶段完成回收任务的技术创新及回收方案,分析了技术难点^[7]。谭永华等针对重复使用天地往返运输系统对动力技术的需求,评述了国内外重复使用火箭动力和组合循环动力的研究现状,总结了我国重复使用动力的发展现状和未来规划^[8]。李杨等从运载火箭总体设计的角度出发,结合工程研制实际,从动力结构设计、推进剂管理等方面对可重复使用火箭的总体设计进行了分析^[9]。

载荷谱最原始的表现是载荷随时间的变化情

况,即对结构工作过程中经历的载荷-时间历程的描述,获取真实有效的载荷谱可以了解结构在任务过程中经历的实际情况^[10]。火箭发动机长时间在高温、高转速的苛刻条件下工作且经常变换工作状态,承受大交变载荷,发动机载荷谱是火箭发动机设计和定寿的决策依据,发动机载荷谱的深入研究有助于提高发动机寿命及可靠性^[11]。可重复使用火箭发动机载荷谱编制研究是其在复合载荷环境下的静动强度分析、全周期寿命量化评估的第一步。因此,亟待在重复使用火箭载荷谱方法研究等方面取得突破。

目前,国内关于重复使用火箭已有了一定的研究。李斌等介绍了我国 1 200 kN 和 180 kN 两型液氧/煤油发动机的研制历程、系统组成、工作原理、性能参数、关键技术和应用情况^[12],同时对新一代 500 tf 级液氧/煤油高压补燃发动机的研制进展进行了阐述,在考虑可重复使用需求下对各组件进行了优化设计及试车验证^[13]。王振等针对重复使用液体火箭发动机提出反复启动-关机过程产生的机械、热冲击引起的低周疲劳损伤累积,重复使用过程中低周、高周及蠕变交互耦合引起的复合疲劳及超高周疲劳问题等,这也是结构完整性研究需要重视的问题^[14]。张楠等指出液体火箭发动机是近期实现运载器重复使用的现实动力方案,其中可靠性作为重复使用的指标体系,多次启动造成的冲击与寿命具有强关联性,发动机的推力变化影响着可靠性与失效率^[15]。Abdul-Aziz 进行了涡轮叶片瞬态分析,给出了对涡轮叶片进行任务循环分析时需要的载荷情况,这些载荷剖面不仅有助于对涡轮叶片故障模式与故障机理的研究(如启动-关机阶段部件磨损过程),而且可以作为涡轮叶片初期设计的载

荷谱进行涡轮叶片强度和疲劳寿命的预估^[16]。Blair 等在总结航天工程经验教训的过程中研究了影响涡轮泵可重复使用的因素, 并且对涡轮泵故障历史数据进行了总结^[17]。当前针对可重复使用火箭的回收方案、动力控制等关键技术已有相关研究, 但对发动机多次启停过程中涡轮泵的损伤累积及疲劳问题研究较少, 特别是涡轮泵在发射、回收过程中受到的真实的载荷谱研究较少。

本文针对可重复使用火箭发动机涡轮泵提出了一种载荷谱建立方法。根据回收任务方案确定任务全周期飞行剖面, 建立火箭动力学方程, 计算一子级各飞行剖面发动机推力调节范围及质量流量。基于推进剂组分、质量流量等参数推算涡轮泵转速及功率变化, 编制转速谱和功率谱。通过对 SpaceX 公司猎鹰 9 一子级陆地回收 CRS-11 任务的分析, 编制该任务全周期载荷谱, 得到一子级发动机推力谱、涡轮泵转速谱和功率谱, 并通过推力谱验证载荷谱编制方法。

1 火箭发动机涡轮泵载荷谱编制方法

1.1 火箭动力学方程

火箭在实际飞行过程中存在质量变化、操作面变化及弹性变形, 其影响因素及响应过程十分复杂。为方便研究, 设火箭为一个质量不变的, 在气动力、推力和重力共同作用下的运动刚体, 基于以下假设建立火箭动力学方程。

1) 不考虑地球自转的影响, 忽略牵连加速度、柯氏加速度。

2) 不考虑地球曲率的影响。

3) 仅考虑火箭在铅垂平面内的飞行, 火箭飞行二维运动。

4) 大气相对于地球静止 (不考虑风的干扰, 特别是侧向力)。

5) 每一瞬时飞行器质量及其分布不变, 不考虑弹体弹性变形, 将火箭简化为质点。

通过以上假设, 火箭飞行中主要受发动机推力、地球引力和气动力的作用, 如图 1 所示。

基于以上假设, 可建立火箭弹道动力学模型, 即

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = (\mathbf{F} + \mathbf{D} + \mathbf{G})/m \quad (2)$$

$$\dot{m} = -\|\mathbf{F}\|/g_0 I_{sp} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{r} = (l, h)$ 为火箭位置向量; $\mathbf{v} = (v_x, v_y)$ 为火箭速度向量; $\mathbf{F} = (f_x, f_y)$ 为火箭发动机推力向量; $\mathbf{D} = (d_x, d_y)$ 为气动阻力向量; $\mathbf{G} = (0, -mg)$ 为重力; m 为火箭质量; g_0 为海平面重力加速度; I_{sp} 为发动机比冲, 即单位质量推进剂所产生的冲量, 计算式为

$$I_{sp} = I_{sp}^v + (I_{sp}^{SL} - I_{sp}^v) e^{-h/h_0} \quad (4)$$

式中: I_{sp}^v 为真空比冲; I_{sp}^{SL} 为海平面比冲。

气动阻力向量 $\mathbf{D} = (d_x, d_y)$ 计算式为

$$\mathbf{D} = -\frac{1}{2} C_D A_{ref} \rho(h) \|\mathbf{v}\| \mathbf{v} \quad (5)$$

式中: C_D 为阻力系数; A_{ref} 为参考面积; $\rho(h)$ 为大气密度, 计算式为

$$\rho(h) = \rho_0 e^{-h/h_0} \quad (6)$$

式中: ρ_0 为海平面大气密度; h_0 为密度标高。

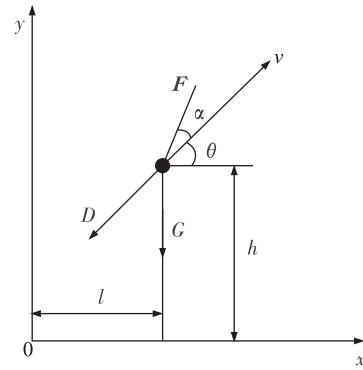


图 1 火箭受力分析

Fig. 1 Force analysis of launch vehicle

1.2 载荷谱编制方法

针对发动机推力谱、涡轮泵转速谱和功率谱进行载荷谱编制。将式(1)~式(3)沿水平和垂直方向展开, 得出

$$\ddot{l} = \dot{v}_x = a_x = (f_x + d_x)/m \quad (7)$$

$$\ddot{h} = \dot{v}_y = a_y = (f_y + d_y - mg)/m \quad (8)$$

$$\dot{m} = -\|\mathbf{F}\|/g_0 I_{sp} = -\sqrt{f_x^2 + f_y^2}/g_0 I_{sp} \quad (9)$$

根据式(7)~式(8)得到推力分量表达式为

$$f_x = ma_x - d_x \quad (10)$$

$$f_y = ma_y + mg - d_y \quad (11)$$

将式(10)~式(11)代入式(9), 得到质量变化表达式为

$$\dot{m} = -\frac{\sqrt{(ma_x - d_x)^2 + (ma_y + mg - d_y)^2}}{g_0 I_{sp}} \quad (12)$$

将飞行不同阶段的质量设置为边界条件,采用欧拉法求解式(12)得到一子级质量变化,结合式(10)与式(11)编制火箭一子级发动机推力谱。

火箭飞行过程中的质量变化主要是推进剂的消耗,因此火箭的质量变化量 \dot{m} 与推进剂质量流量等效,假设氧化剂和燃料的质量混合比为 k ,氧化剂质量流量 \dot{m}_0 和燃料质量流量 \dot{m}_f 计算式为

$$\dot{m}_0 = \dot{m}k/(1+k) \quad (13)$$

$$\dot{m}_f = \dot{m}/(1+k) \quad (14)$$

涡轮泵转速与推进剂的体积流量成正比关系,推进剂的体积流量与质量流量相差一个常值密度,因此认为涡轮泵的转速与推进剂质量流量成正比。

氧化剂泵功率 $N_{H,0}$ 与燃料泵功率 $N_{H,f}$ 计算式为

$$N_{H,0} = \frac{\dot{m}_0 H_{H,0}}{\eta_{H,0}} = \frac{\dot{m}k}{1+k} \frac{H_{H,0}}{\eta_{H,0}} \quad (15)$$

$$N_{H,f} = \frac{\dot{m}_f H_{H,f}}{\eta_{H,f}} = \frac{\dot{m}}{1+k} \frac{H_{H,f}}{\eta_{H,f}} \quad (16)$$

式中: $H_{H,0}$ 和 $H_{H,f}$ 分别为氧化剂泵和燃料泵的扬程(压头); $\eta_{H,0}$ 和 $\eta_{H,f}$ 分别为氧化剂泵和燃料泵效率。

火箭飞行所需总功率 N_T 为推进剂泵(燃料泵和氧化剂泵)运转所需功率和带动附件所需功率之和,计算式为

$$N_T = \frac{\dot{m}}{1+k} \frac{H_{H,f}}{\eta_{H,f}} + \frac{\dot{m}k}{1+k} \frac{H_{H,0}}{\eta_{H,0}} + N_{\text{other}} = \dot{m} \left(\frac{1}{1+k} \frac{H_{H,f}}{\eta_{H,f}} + \frac{k}{1+k} \frac{H_{H,0}}{\eta_{H,0}} \right) + N_{\text{other}} \quad (17)$$

在整个飞行过程中假设推进剂泵效率、扬程及涡轮泵带动的附件所需功率均保持不变,且推进剂质量混合比也保持不变,则涡轮功率 N_T 与推进剂质量流量成正比。

设火箭一子级在满功率工作时推力、流量、转速等载荷参数均达到最大,整个重复使用过程按照推进剂消耗的百分比变化,计算得到涡轮泵转速和功率等参数变化,实现涡轮泵转速谱和功率谱的编制。

2 火箭发动机涡轮泵载荷谱编制方法验证

以 SpaceX 公司 Falcon 9 一子级陆地回收 CRS-11 任务为例,建立一子级火箭发射、回收全过程的推力谱、转速谱与功率谱,并通过任务全周期推力

谱与真实数据进行对比,验证本文建立的涡轮泵载荷谱编制方法。

2.1 飞行任务基本信息

Falcon 9 于 2017 年 6 月 3 号执行 NASA 国际空间站补给任务,发射场地位于佛罗里达州肯尼迪航天中心的 LC-39A,于发射场陆地回收。一子级使用 9 个梅林(Merlin)1D 发动机,二子级使用 1 个 Merlin 1D 真空版发动机。单个 Merlin 1D 发动机推力 850 kN 左右,海平面比冲 283 s,真空比冲 312 s。该发动机采用燃气发生器循环,使用煤油(RP-1)和液氧作为火箭推进剂^[18]。一子级发射回收过程中的相关主要节点如表 1 所示。

表 1 CRS-11 一子级主要节点

Tab.1 CRS-11 primary nodes of the first sub-stage

序号	节点名称	事件	时间/s
1	发射	火箭发射,时间置零	0
2	MECO-1	一子级发动机关机	142
3	箭体分离	一子级与火箭主体分离	145
4	反推点火	调整 3 个 Merlin 1D 至 87%	158
5	反推关机	3 个 Merlin 1D 关机	213
6	再入点火	3 个 Merlin 1D 点火 100%	370
7	再入关机	3 个 Merlin 1D 关机	386
8	着陆点火	1 个 Merlin 1D 点火 100%	420
9	着陆关机	1 个 Merlin 1D 关机	431

对一子级的整个飞行剖面进行分析,如图 2 所示。在整个任务过程中,火箭点火起飞(点 1);上升到一定高度后,一子级关机(点 2);随后与火箭主体分离(点 3);一子级与火箭主体分离后在氮冷气推力系统控制下进行翻转初步调整姿态,之后一子级反推点火(一子级第二次点火启动,点 4);陆上回收需要折返飞行点火持续一段时间后关机(点 5);此后,一子级栅格翼打开准备控制一子级飞行姿态及方向;在大气层边缘一子级再入点火(一子级第三次点火,点 6)进行减速,降低一子级的速度避免气动加热过大;一段时间后一子级发动机关机(点 7);之后通过栅格翼来保持一子级箭体下降姿态稳定;一子级发动机最后一次点火(点 8)是一子级着陆点火使一子级箭体再次减速并最终着陆,发动机关机(点 9)。

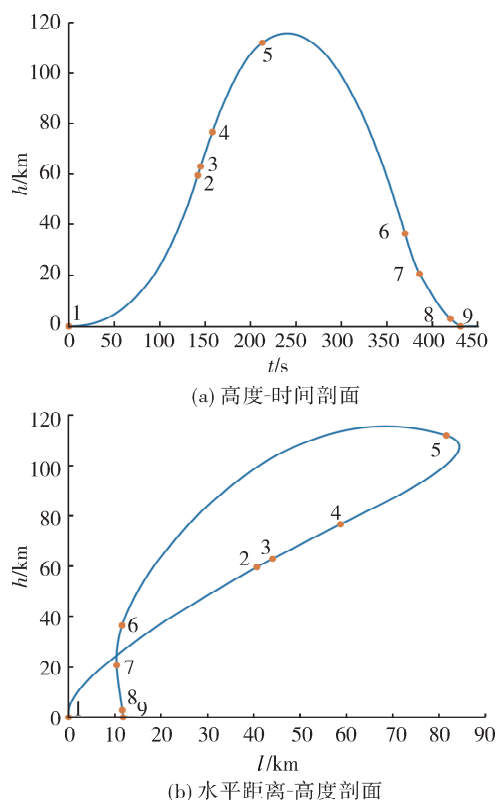


图 2 Falcon 9 CRS-11 任务一子级飞行剖面

Fig. 2 Falcon 9 CRS-11 mission first sub-stage flight profile

2.2 飞行剖面分析

将图 2 中高度-时间和高度-水平距离 2 个飞行剖面作为输入,采用中心差分法计算一子级的飞行速度与加速度。一子级的飞行速度与飞行加速度如图 3 和图 4 所示。

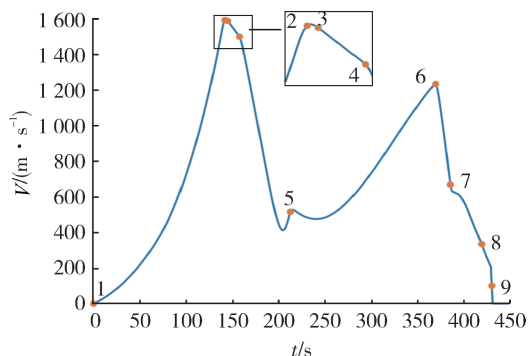


图 3 火箭一子级飞行速度曲线

Fig. 3 Flight velocity curve of the first sub-stage

由图 3 与图 4 可以看出,火箭发射后一子级的

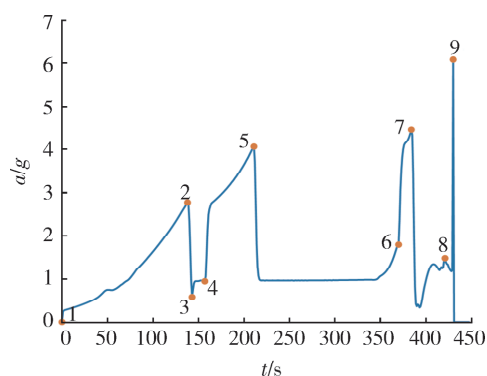


图 4 火箭一子级飞行加速度曲线

Fig. 4 Flight acceleration curve of the first sub-stage

速度与加速度均逐渐增加,在关机时达到最大。随后一子级与火箭主体分离,加速度急剧下降,速度持续下降。一子级反推点火后速度下降加快,加速度先是急剧增大,后缓慢增大,这是由于反推点火时一子级火箭姿态已经调整,此时推力起减速作用。在反推关机前速度有一段增长,这是由于在反推点火时一子级还未到达最远点,在反推点火期间火箭一子级逐渐调整飞行姿态,以便一子级能够在发射场降落,此时的速度增长是由水平方向速度增大造成。反推关机后在气动阻力和重力共同作用下,速度先减小后又增加,加速度下降并保持在平稳水平。进入大气层后由于气动阻力影响,加速度有所增加。一子级再入点火后速度快速降低,加速度增大。随后一子级关机,速度与加速度持续下降,这是由于此时速度过大,一子级箭体所受气动阻力大于重力,总的受力方向与速度方向相反,导致速度在发动机关机状态时仍在持续减小。此后一子级着陆点火减速,加速度减小,由于在最后着陆瞬间有一个较大的反冲力,着陆关机时刻存在较大极值。

飞行动压可以部分反映火箭在飞行过程中所受的气动载荷情况,是火箭总体设计和结构载荷中需要考察的重要指标,计算式为

$$p = 1/2 \rho(h) V^2 \quad (18)$$

一子级动压曲线如图 5 所示。在上升阶段一子级动压在 70 s 左右到达极值,约 20 kPa。在回收过程中,动压在着陆点火前动压达到最大,约 50 kPa。并且 40 km 以下同样高度回收段的动压相较于发射段的动压大,这是由于同样高度回收段一子级速度

大于发射段。在 60 km 以上动压几乎为零,这是由于大气密度逐渐减少。结合一子级飞行过程中的动压,根据式(5)可获得一子级箭体的气动阻力。

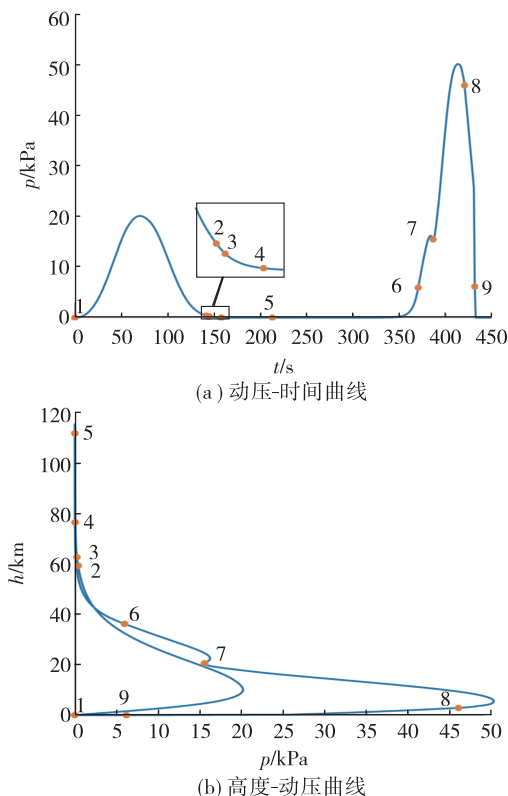


图 5 火箭一子级动压曲线

Fig. 5 Dynamic pressure curve of the first sub-stage

2.3 载荷谱编制及验证

基于 2.2 节中得到的飞行数据,采用所建立的载荷谱编制方法,对 CRS-11 任务进行推力谱、转速谱与功率谱的编制。将一子级飞行过程中加速度和气动阻力代入式(10)~式(12),得到一子级的推力和质量变化,如图 6 所示。结合质量变化与推力之间的关系可以求出飞行剖面推力曲线,如图 7 所示。

由图 6 可知,一子级工作时质量逐渐减小,在 4 次发动机工作时间段内,质量消耗的速度即质量随时间变化曲线斜率并不相同。结合图 7 的一子级推力曲线可知,发动机 4 次点火工作时的推力并不相同。点火后在稳定时段(90 s 后)推力约为 7 426 kN,反推点火工作期间(158~213 s)推力约为 2 230 kN,再入点火工作期间(370~386 s)推力约为 2 400 kN,着陆点火期间推力约为 820 kN。一子级发动机由 9 个

Merlin 1D 组成,单个 Merlin 1D 推力 850 kN 左右,可见上升期间 9 台发动机全部工作。反推点火和再入点火有 3 台发动机工作,着陆点火只有 1 台发动机工作。

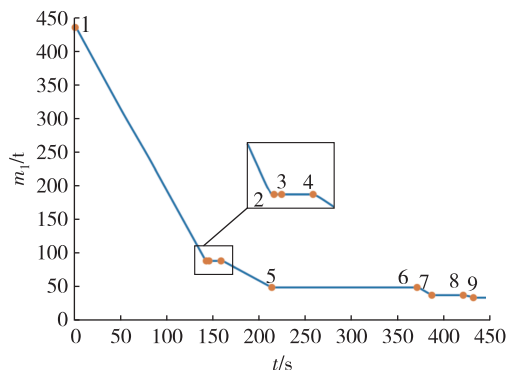


图 6 火箭一子级质量变化曲线

Fig. 6 Mass change curve of the first sub-stage

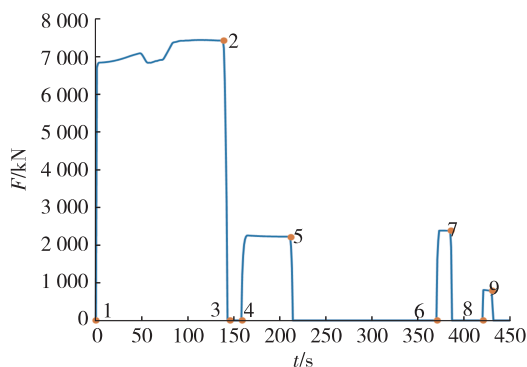


图 7 火箭一子级推力变化曲线

Fig. 7 Thrust change curve of the first sub-stage

在一子级推力曲线中,点火发射后推力上升一段时间后有一个“下凹”(50~80 s),此后推力才相对稳定。推力逐渐上升是由于外界大气压的变化,随着火箭高度逐渐增加,火箭比冲增加,同等质量的推进剂产生的推力逐渐增加。推力曲线的“下凹”是为了降低跨声速段及最大动压段的气动载荷。结合图 3 速度曲线,在 75 s 左右速度到达声速(340 m/s),结合图 5 动压曲线,在 75 s 左右到达最大值 20 kPa 左右。

SpaceX 官方发布的 Falcon 9 一子级点火发射阶段推力约 7 686 kN^[18],本文计算得到的一子级点火发射阶段推力为 7 426 kN,两者偏差为 3.4%。根据本文计算得到的发射、反推点火、再入点火及着

陆点火 4 个阶段推力数据分析得到各阶段分别有 9 台、3 台、3 台、1 台发动机工作,与 SpaceX Falcon 9 CRS-11 任务发动机工作状态一致。火箭点火发射后于 78 s 达到最大动压^[19],本文计算分析点火发射后于 75 s 达到最大动压,时间节点基本吻合。尽管对飞行动力学方程及工质消耗过程进行了简化处理,与实际飞行任务存在差异,然而所提方法计算分析得到的推力数值、各阶段发动机工作状态与任务关键节点一致性较好,因此认为涡轮泵推力谱建立方法具有较好的可行性及适应性。

将一子级的质量变化作为指标,研究一子级发射回收过程中油门(节流)变化,将火箭一子级发动机第一次点火工作期间的单个 Merlin 1D 发动机质量消耗量的最大值作为 100% 油门,依次计算整个飞行过程中各阶段单个发动机的油门。回收过程只有部分发动机工作,计算时考虑工作的发动机,结果如图 8 所示。

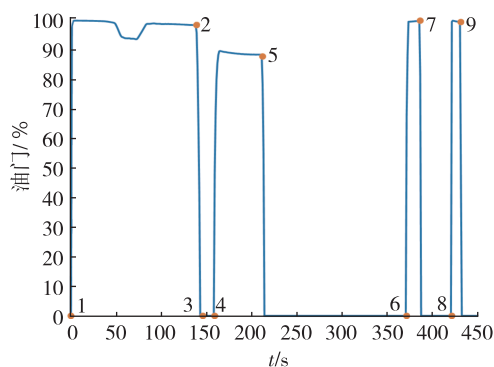


图 8 火箭一子级油门曲线

Fig. 8 Throttle change curve of the first sub-stage

火箭飞行过程中的质量变化主要是推进剂的消耗,Merlin 1D 使用的推进剂是液氧-RP-1 双组元推进剂,由式(13)、式(14)可得到液氧和 RP-1 的质量变化。整个飞行任务过程按照推进剂消耗速度(节流)的百分比变化,推导涡轮泵的转速和功率变化。

设火箭一子级在满功率工作时推进剂流量、转速和功率等载荷参数均达到最大,Merlin 1D 额定工作时以 36 000 r/min 的速度工作,提供 7 500 kW 的功率。按照质量变化百分比对发动机转速谱及功率谱进行编制,结果如图 9、图 10 所示。

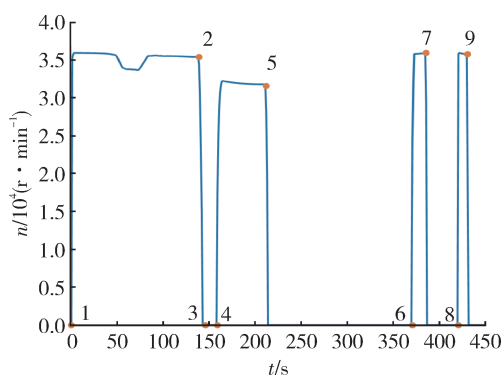


图 9 火箭一子级发动机涡轮泵转速谱

Fig. 9 Speed spectrum of the first sub-stage engine turbopump

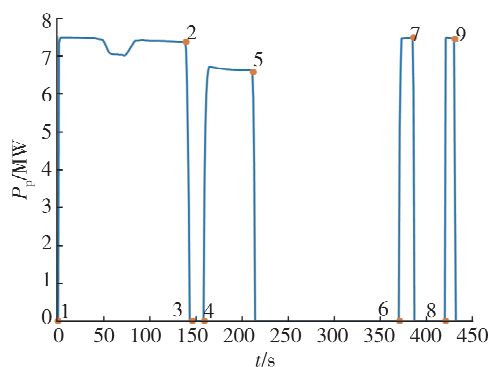


图 10 火箭一子级发动机涡轮泵功率谱

Fig. 10 Power spectrum of the first sub-stage engine turbopump

从图 9 和图 10 可以看出,火箭发射后涡轮泵转速与功率急剧上升,随后维持稳定 100% 全力工作。50 s 左右载荷谱有一个“下凹”,该现象是为了降低跨声速段及最大动压段的气动载荷。当箭体速度超过音速并越过最大动压后,涡轮泵载荷又重新增加至额定转速,满功率工作。142 s 时一子级火箭关机,涡轮泵载荷迅速下降,一子级和火箭主体分离后,一子级进行反推点火,涡轮泵载荷再次急剧上升。不过此时涡轮泵转速和功率并未到达额定 100% 状态,而是以大约 88% 的转速和功率工作。反推关机后涡轮泵载荷谱再次急速下降,一子级经过一段时间的飞行后进入大气层,发动机再入点火,涡轮泵载荷谱再次以 100% 状态工作 16 s 至关机。一子级最后一次点火为发动机着陆点火,涡轮泵转速和功率瞬间达到额定 100% 状态,随后一子级火箭降落,垂直回收飞行任务完成。

3 结 论

本文针对重复使用火箭发动机涡轮泵提出了全周期推力谱、转速谱与功率谱编制方法。通过对 SpaceX 公司猎鹰 9 一子级陆地回收 CRS-11 任务进行分析,根据飞行剖面需求计算了飞行参数,推算出发动机推力及质量流量,结合推进剂组分等参数与推力的关系推导出涡轮泵的转速与功率变化,进而实现了全周期推力谱、转速谱和功率谱等载荷谱的编制。

采用所提方法编制的载荷谱中的推力值与 SpaceX 官方披露的推力数据一致,验证了所提方法的有效性,可为重复使用发动机研制提供技术支持。

参考文献

- [1] DENEU F, MALASSIGNE M, LE-COULS O, et al. Promising solutions for fully reusable two-stage-to-orbit configurations[J]. *Acta Astronautica*, 2005, 56(8): 729-736.
- [2] BYSANI S K, KARPUR A, ARUN N. Vertical landing rockets [C]//4th TMAL02 Expert Conference. [S. l.]:[s. n.], 2019.
- [3] FERRANTE R. A robust control approach for rocket landing[D]. Edinburgh: University of Edinburgh, 2017.
- [4] BLACKMORE L. Autonomous precision landing of space-robots[Z]. 2016.
- [5] 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 X, YANG Y, YAO S D, et al. Survey and review on development of falcon 9 reusable rocket[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2016(2): 39-46.
- [6] 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.
HU D S, ZHANG X M, LIU B L, et al. Trajectory analysis on vertical-recovery missions of reusable launch vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2018(5): 21-26.
- [7] HEINRICH S, HUMBERT A, AMIEL R. Greenspace: recovery and reusability scenarios for launcher industry[C]//2018 SpaceOps Conference. [S. l.]:[s. n.], 2018.
- [8] 谭永华, 李平, 杜飞平. 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. Research on development of propulsion technology for reusable space transportation system[J]. *Manned Spaceflight*, 2019, 25(1): 1-11.
- [9] 李杨, 刘昶, 王吉飞, 等. 垂直起降运载火箭总体方案研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2019, 51(S1): 1-6.
LI Y, LIU C, WANG J F, et al. Study on the overall scheme of vertical take-off and landing launch vehicle[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2019, 51(S1): 1-6.
- [10] 贺小帆, 朱俊贤. 军用飞机结构耐久性严重谱编制与应用研究进展[J]. *航空学报*, 2022, 43(12): 025070.
HE X F, ZHU J X. Advances in durability severe spectrum: development and application for military aircraft structures[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(12): 025070.
- [11] 马双员, 张永峰. 航空发动机载荷谱综述[J]. *现代机械*, 2011(5): 15-17.
MA S Y, ZHANG Y F. Overview of aeroengine loading spectrum[J]. *Modern Machinery*, 2011(5): 15-17.
- [12] 李斌, 张小平, 马冬英. 我国新一代载人火箭液氧煤油发动机[J]. *载人航天*, 2014, 20(5): 427-431.
LI B, ZHANG X P, MA D Y. The LOx/kerosene rocket engine for Chinese new-generation manned launch vehicle[J]. *Manned Spaceflight*, 2014, 20(5): 427-431.
- [13] 李斌, 陈晖, 马冬英, 等. 500 tf 级液氧煤油高压补燃发动机研制进展[J]. *火箭推进*, 2022, 48(2): 1-10.
LI B, CHEN H, MA D Y, et al. Development of 500 tf class high pressure stage combustion LOx/kerosene rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2022, 48(2): 1-10.
- [14] 王振, 谭永华, 黄道琼, 等. 液体火箭发动机结构中的疲劳问题[C]//中国力学大会 2017 暨庆祝中国力学学会成立 60 周年大会论文集. 北京: 中国力学学会, 2017.
- [15] 张楠, 孙慧娟. 低温液体火箭发动机重复使用技术分析[J]. *火箭推进*, 2020, 46(6): 4-15.
ZHANG N, SUN H J. Analysis on the reusable cryogenic liquid rocket engine technology[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(6): 4-15.
- [16] ABDUL-AZIZ A. Assessment of crack growth in a space shuttle main engine first-stage high-pressure fuel turbopump blade[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2002, 39(1): 1-15.
- [17] BLAIR J, RYAN R S, SCHUTZENHOFER L A. Lessons learned in engineering [R]. NASA/CR-2011-216468, 2011.
- [18] SpaceX. Falcon user's guide[EB/OL]. [2023-07-15]. <https://www.spacex.com>.
- [19] NASA. Falcon 9 launches with CRS-11 Dragon on 100th 39A launch [EB/OL]. [2023-07-18]. <https://www.nasaspaceflight.com/2017/06/spacex-falcon-9-crs-11-dragon-iss-100th-39a>.