

火箭二级发动机一级飞行段力学 环境适应性评估方法

王 玫,袁军社,刘军彦,高乐乐
(西安航天动力研究所,陕西 西安 710100)

摘 要:针对目前大推力火箭二级发动机在全工作寿命周期内力学环境考核不充分的问题,开展了发动机整机一级飞行段振动力学环境试验考核方法研究。以某型运载火箭芯二级四机并联发动机为研究对象,根据实际箭体条件下模态频率的仿真分析,确定试验方案及边界条件,通过正弦振动、随机振动试验获取加速度及应变数据判别结构薄弱环节,对比试验前后特征级扫描数据评估发动机结构一致性,为发动机优化改进提供依据,最终以振动试验后产品再次试车的数据正常与否作为发动机力学适应性的判据。该型运载火箭首飞及后续飞行试验取得成功,验证了发动机整机振动试验考核方法行之有效,可实现二级发动机全寿命周期的力学环境考核覆盖,对发动机及火箭工作可靠性至关重要,并为其他各型运载火箭二级发动机一级飞行段环境适应性考核提供了参考。

关键词:二级发动机;一级飞行段;力学环境;整机振动试验方法

中图分类号:V412 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)04-0022-08

Evaluation method of mechanical environment adaptability for rocket second-stage engine in the first-stage flight phase

WANG Mei, YUAN Junshe, LIU Junyan, GAO Lele
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to solve the problem of insufficient assessment of mechanical environment in the whole working life cycle of rocket second-stage engine with high thrust, an assessment method of vibration mechanics environment test in the first-stage flight phase of the whole engine was studied. Taking a certain rocket's second-stage four-parallel-connected engine as the research object, the test scheme and boundary conditions were determined according to the simulation analysis of the modal frequency under the actual rocket conditions. The structural weaknesses were identified by the acceleration and strain data obtained through sinusoidal vibration and random vibration tests, and the consistency of the engine structure was evaluated by comparing the feature level scanning data before and after the test. The relevant conclusions provide a basis for the engine optimization and improvement. Finally, the mechanical adaptability of the

收稿日期:2021-03-06;修回日期:2021-04-28

基金项目:装发部预研项目(41410040202)

作者简介:王玫(1972—),女,硕士,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机总体。

engine was judged by whether the data of the product re-test after the vibration test is normal or not. The success of the first flight and subsequent flight tests of this launch vehicle have verified that the assessment method of whole engine vibration test is effective, which can realize the mechanical environment assessment coverage of the whole life cycle of the second-stage engine and is essential for the reliability of the engine and even the rocket. It also provides an important reference for the environmental adaptability assessment of the second-stage engine in the first-stage flight phase of other launch vehicles.

Keywords: second-stage engine; first-stage flight phase; vibration mechanical environment; vibration test method of whole engine

0 引言

某型运载火箭芯二级发动机由4台180 kN发动机组成,其工作寿命全程经历的主要振动力学环境有火箭一级飞行段、二级飞行工作段环境。在首次飞行试验前,为确保以上任务剖面力学环境适应性,需进行全面考核分析。

二级发动机工作段振动主要源于稳态过程的旋转机械振动、不稳定燃烧等现象,以及非稳态过程的发动机启动、关机及转工况时的液体组元充填、涡轮泵组件转子起旋、推进剂组元的点火燃烧等系列动作诱发的结构振动,并由此构成发动机本身工作产生的振动环境,二级工作段振动环境适应性可通过发动机试车等考核,试车中采集分析发动机的振动、位移、转速、脉动压力等信号,采用频谱分析法分析了解发动机运行的力学和声学振动环境,判断可能的故障特征与原因^[1-5]。

在二级飞行段,虽然二级发动机是整个火箭系统的主要振源,但在一级飞行段,二级发动机又是火箭振动的受害者。对于在一级飞行段力学环境的适应性,二级发动机经受一级启动、关机、级间分离的冲击、跨音速段的气动噪声、流体脉动和一级传递的振动和噪声等复杂力学环境^[6-8],与二级工作段环境差异很大,需特别设计考核方案,此项考核是否有效对二级发动机以至上面级火箭、卫星等工作可靠性至关重要。

为此,在某新型运载火箭芯二级发动机的研制中,借鉴在役发动机的经验与教训,设计出包含振动试验、检查测试及验证试车等系列项目的力学环境适应性研究方案。振动试验模拟火箭一级飞行段力学环境对发动机进行考核,完成振动试验后,进行全面结构及电性能检查,确认状态后参加试车

考核,测量、分析发动机试车过程中的动态响应,获取发动机动力学特性,判断发动机结构状态是否正常。通过以上考核流程后,即可判定发动机在全任务剖面的力学环境适应性情况,发现薄弱环节并进行改进,有效避免运载火箭一级飞行段造成二级发动机结构破坏、功能受损^[9]。

二级发动机一级飞行段整机振动环境适应性试验是一项涉及总体要求、产品配套、力学试验策划实施、试验结果分析、考核方案策划实施及分析、结构改进的系统性工作,通过此项工作的实施保障某新型运载火箭首飞及后续飞行圆满成功,可看作二级发动机一级飞行段力学环境考核模式的一次成功尝试,因此,也可后续上面级发动机在其工作前飞行段进行力学环境考核提供一个可行的参考方案。

分析可知,一级飞行段的振动环境是通过舱段、机架等向二级发动机各部组件传递,符合振动台模拟机理,用振动台试验进行考核可行。目前国内单台振动台的最大推力已达35 t,并且可以双台并激将推力最大提升至70 t,客观上具备进行整机振动试验的条件。

本文针对二级发动机一级飞行段整机振动环境适应性开展研究,分解为整机振动试验条件、产品参试状态方案、试验边界方案、试验设备方案、振动试验方案、振动试验后产品状态确认等几个方面,建立适用于某新型运载火箭芯二级发动机振动力学环境试验方案。

1 试验方案

实际参试产品须选择整机试车后的全系统飞行状态发动机,搭载全套关联部件。选择试车后产品的目的是确保发动机系统状态正确,参试产品与

设计要求一致,符合试验产品选择原则。

1.1 边界条件确定

在火箭一级飞行段,二级发动机随箭飞行,边界状态为:通过机架、推进剂输送管、贮箱增压管等与箭体连接,机架与箭体为螺栓连接,氧化剂腔充填推进剂(充液)。

受试验条件所限,发动机试验边界条件的确定原则为保证影响箭体向发动机传递振动的主要刚性连接部位与真实边界匹配,对管路边界进行仿真分析、决定边界状态。

机架箭体连接面为振动传递的主要部位,发动机机架与试验台连接面为试验系统振动传递的主要环节,采用与飞行相同数量规格及拧紧力矩的螺栓连接,边界条件与飞行状态保持一致。考虑到总体输送管参与试验及发动机充液的操作性不易实现,管路与箭体边界条件通过仿真方法计算分析不同连接状态对振动响应的影响,在以下试验边界状态中选择其一进行振动试验:带输送管和不带输送管、不带输送管充液状态。仿真模型如图 1 所示。

对 3 种试验边界状态下的整机模态进行计算,提取前 10 阶模态进行比较分析,数据如表 1 所示(表 1 中数值为相对于模态试验发动机 1 阶频率的相对值)。

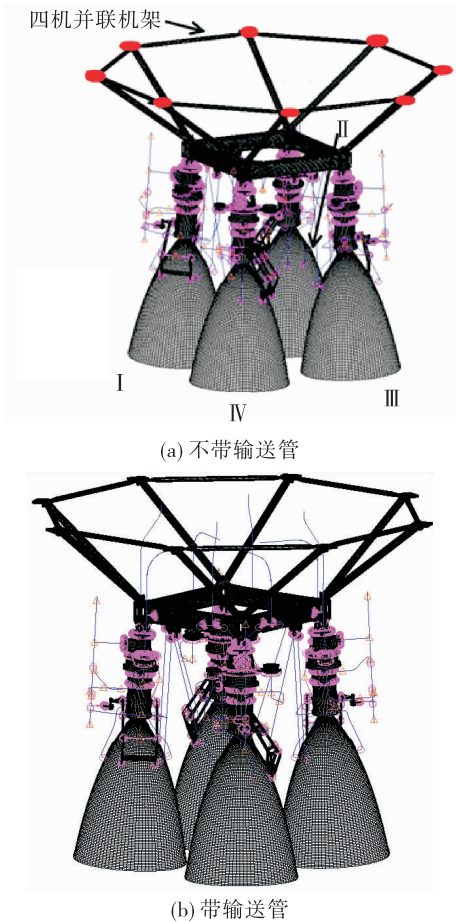


图 1 发动机整体有限元模型
Fig. 1 Integral finite element model of engine

表 1 四机并联发动机模态结果相对值
Tab. 1 Relative value of modal results for four-parallel-connected engine

阶次	模态频率相对值			振型描述
	不带输送管	不带输送管(充液)	带输送管(波纹管)	
1	1.014 8	1.009 6	1.075 3	I、Ⅲ单机发动机 y 方向反向摆动
3	1.045 8	1.051 3	1.275 8	I、Ⅲ单机发动机 x 方向反向摆动
4	1.080 7	1.074 2	1.332 7	I、Ⅲ单机发动机 x 方向同向摆动
5	1.193 1	1.147 7	1.200 4	Ⅱ、Ⅳ单机发动机反向扭摆
10	1.640 2	1.682 1	1.913 2	Ⅱ、Ⅳ单机发动机 y 方向反向摆动

以火箭随机振动试验条件作为输入进行计算,可预示上述 3 种状态下的整机随机振动响应。对比响应计算结果可见:

- 1) 充液对发动机振动响应影响较小;
- 2) 不带输送管状态振动响应大都大于等于带输送管状态;
- 3) 按不对接、不充液状态试验,可覆盖飞行环

境条件。
通过低频模态分析和随机振动响应对比分析,确定振动试验时参试产品为不带输送管状态(不充液)方案。
此外,地面试验需考虑安全性,对诸如高压环境及火工品等易燃易爆环节均进行了安全化处理、采取替代方案。例如,振动试验时高压气瓶不充

压,通过地面试车能部分覆盖考核影响;点火导管内装点火剂采用密度相近的安全介质模拟;火药装药、药盒、电爆管等采用质量相当的模拟件,并监测和记录分析振动响应。

1.2 试验系统

试验系统专为此项研究而设计,如图2所示。

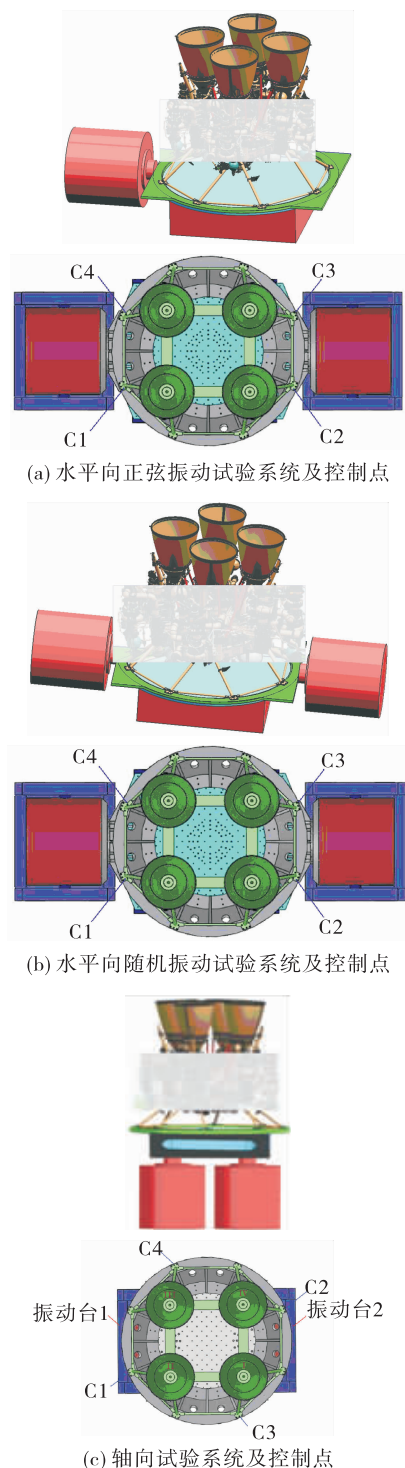


图2 试验系统图

Fig. 2 Test system diagram

通过振动设备推力实测值及运动部件质量预估出振动最大可实现振动量级。运动部件包括发动机、水平向试验工装、轴向试验工装、牛头、滑台、解耦装置、分布式支撑系统等。根据预估情况,水平正弦振动试验采用单振动台激励、选取合适的MISO控制方式;水平随机振动采用双振动台同轴激励、对应调整控制方式。为了克服单轴振动试验设备能力的限制,轴向正弦振动试验、随机振动试验均采用双振动台并联激励、控制方式适应性调整^[10-11]。试验中,等效载荷位于靠近振源的结构表面、即机架对接面,以便等效载荷和真实振源在目标点的响应能充分接近^[12]。

振动试验设置振动测点百余个,每个测点测量 x 、 y 、 z 这3个方向的加速度。振动测点分布按两个原则选取:第一项原则是选取结构支撑刚性较差、存在质量集中点且工作对振动敏感组件部位;第二项原则是保留在发动机试车时的关键振动测点。应变测点主要分布在机架的主承力杆两端等应力预测较大部位,评估其在振动过程中的结构强度。

2 试验及数据分析

振动试验前,通过发动机模态试验确认参试产品结构刚度状态正常。振动试验过程中针对三类特征数据进行测试与分析:

- 1) 需通过正弦、随机振动试验数据分析找到发动机结构响应较大部位,判断是否存在异常。

- 2) 观测应变数据、分析计算判断结构是否满足强度要求。

- 3) 各阶段振动试验前后设置结构共振点扫描试验,通过产品的动特性信息判断主要部件是否受损,同时通过试验期间的产品检查对产品状态进行分析。

振动试验后还需开展两项工作:

- 1) 对发动机薄弱环节进行改进;

- 2) 参试发动机进行全工况试车考核,通过试车数据分析对产品状态进行判断,以最终验证经过一级飞行段振动力学环境后的发动机是否能够在二级段条件下正常工作。

2.1 模态试验

振动试验前模拟和箭体边界条件进行模态试验。将模态试验结果与以往单机模态结果及理论计算结果对比,判断摇摆发动机 1 阶频率、固定发动机 1 阶频率、振型等基本匹配,确认发动机结构刚度状态正常。

2.2 振动试验

振动试验采用单、双轴振动台依次开展 3 个互相垂直方向的正弦与随机振动试验,可分为 6 个试验阶段,实际控制要求按控制点控制预示情况调整,试验控制点布置在发动机机架与试验台对接面上,如图 2 所示。振动试验过程中,试验量级根据设备能力进行调整,当某频段出现超差较多的情况,为避免过试验对超差频段输入采取主动下凹控制,振动台达到所需的控制响应^[13-17]。该试验条件容差如表 2 所示,振动控制谱如图 3 所示。以 x 向随机振动试验为例,控制响应谱在 120 Hz 附近超差较多,将引起过试验,因此采用主动下凹的方法将 100 ~ 150 Hz 的输入要求降至 $0.0035\text{ g}^2/\text{Hz}$,使 2 个振动

台的实际控制响应只需不小于 9.0g 即可。

表 2 试验条件容差

Tab. 2 Tolerance of test condition

项目	偏差
试验时间	0 ~ 10%
振动频率	$\pm 2\%$
正弦振动幅值	$\pm 10\%$
随机振动功率谱密度(20 ~ 1 000 Hz)	$\pm 1.5\text{ dB}$
随机振动功率谱密度(1 000 ~ 2 000 Hz)	$\pm 3\text{ dB}$
随机振动总均方根加速度	$\pm 1.0\text{ dB}$

振动试验中设置结构共振点扫描试验,在各阶段振动试验前后进行,此项试验丰富了发动机的动特性信息,同时也可以作为检查产品主要部件是否受损的判别手段之一。结构受损主要表现在低频段的固有频率和幅值会发生明显变化,通过振动试验前后的结构共振点扫描测点响应数据对比进行判断。

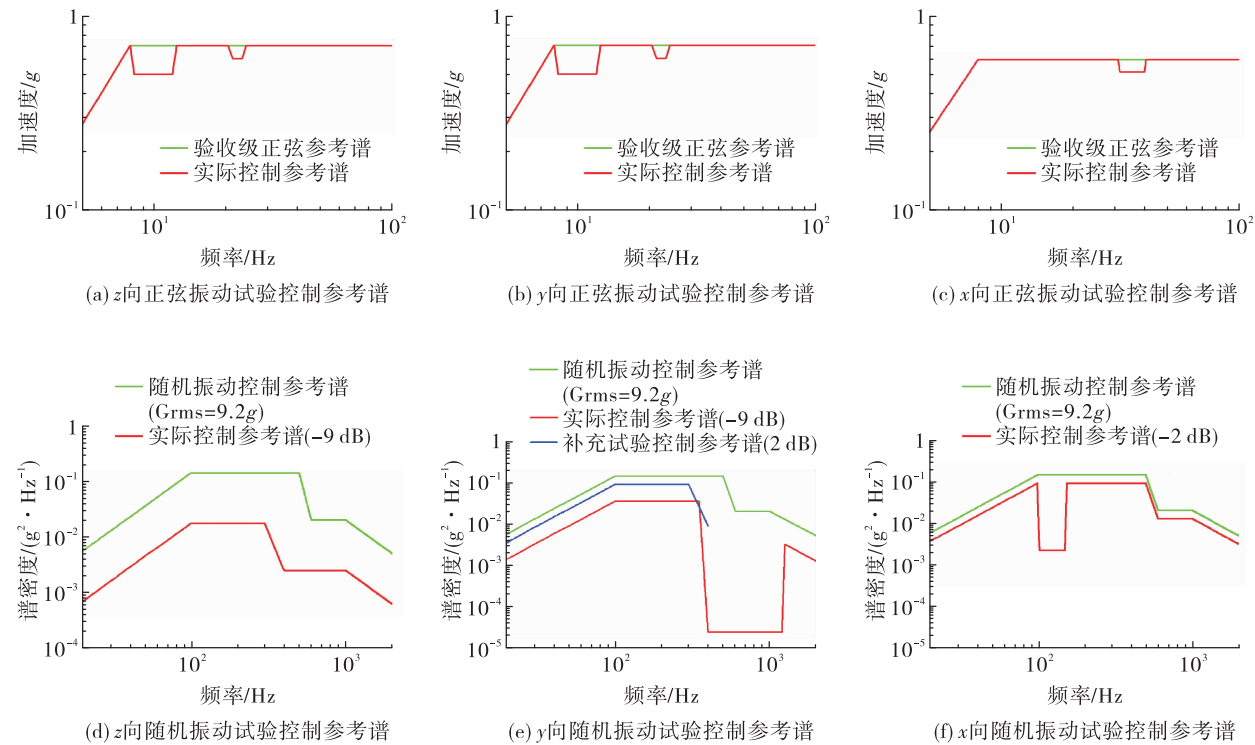


图 3 振动控制谱

Fig. 3 Vibration control spectrum

2.3 数据分析及产品状态分析

2.3.1 振动试验数据分析

1) 验收级正弦振动试验数据分析

加速度数据:①4台发动机第一阶共振频率和加速度响应幅值基本正常,水平向试验时响应频率在0.907 9 Hz附近,峰值7g左右,轴向试验时响应频率在0.812 3 Hz附近,幅值较小;②较大的响应分布在:水平向正弦振动试验时,发动机喷管出口,0.955 7 Hz左右的响应为7g左右;轴向正弦振动试验时,预冷回流阀、预冷回流导管汇总法兰等处,3.249 2 Hz附近响应为14g左右,电机组件、发生器燃料阀为7g左右,其他测点响应可被组件振动试验参数覆盖(以上频率按模态频率相对值计)。

应变数据:①发动机机架主承力杆根部、涡轮泵径向约束装置以及喷管喉部外壁应变较大。②机架最大应变出现在主承力杆根部,屈服极限安全系数 $n_s=3.85$,满足可靠性要求,其他应变数据较大的组件在振动试验后通过验证试车考核。

2) 随机振动试验数据分析

加速度数据:水平向随机振动试验,部分支板等测点响应在20~40g之间;轴向随机振动试验时,部分导管响应在20~40g左右。对比该型号发动机单机8台次试车的随机振动响应发现:推力室、发生器、涡轮泵等组件在本次试验随机振动时的振动响应明显小于热试车时产生的振动量级;氧预压泵在振动试验时受到的振动响应与单机试车基本相当。

应变数据:随机振动试验应变响应相对较小,相对明显的部位出现在机架主承力杆根部和预冷回流导管两端,最大应变为312 $\mu\epsilon$,其他位置基本都在100 $\mu\epsilon$ 以内,应力小,强度可靠。

3) 特征级扫描数据评估

验收级正弦振动和随机振动试验前后的特征级扫描结果重复性好,未发现频率和幅值有较大差异,据此判断发动机主要部件未出现明显异常。

4) 发动机产品状态检查测试分析

模拟一级飞行段力学环境振动试验后,对振动响应、应变数据较大的组件状态进一步开展外观检查、电气检查,判断发动机状态是否满足单机验证试车条件。发动机外观检查主要内容为结构完整

性、有无断裂及裂纹,连接结构有无松动;电性能检查主要内容为电动气阀控制电缆、遥测电缆、调节器电机测量及控制电缆等电测结果是否满足使用要求。经检查测试判断发动机结构状态正常,具备验证试车条件。

2.3.2 薄弱环节及改进

振动试验的目标和成果是对环境适应性振动试验分析判别出发动机主要薄弱环节并进行适应性结构改进,保障飞行可靠性。该型运载火箭芯二级发动机振动力学环境适应性研究过程中发现了若干薄弱环节,以发动机电缆支板振动响应较大、某电缆桥路阻值跳变为例,进行改进研究。

1) 振动试验过程中,在200 Hz左右随机振动输入下,电缆支板振动响应较大(响应约为30~40g)。电缆支板是二级发动机与箭体控制及测量电缆的连接支撑结构,如果在一级飞行段振动响应较大,则有可能在二级发动机工作之前破坏火箭对发动机的控制及测量信号传输,影响发动机正常工作。

分析认为,电缆支板为薄板悬臂结构,结构刚度不足,因此产生较大振动响应。电缆支板固定于机架燃侧承力杆中部位置,电缆支板以抱箍的形式固定于机架承力杆中部,抱箍与薄壁支板间无刚度加强结构,如图4所示。

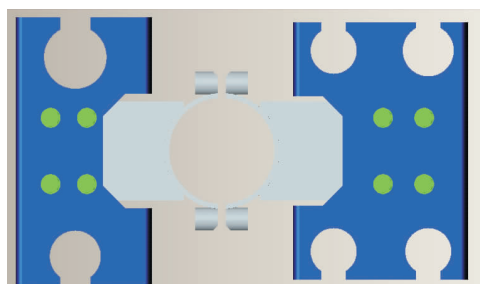


图4 电缆支板改进前结构

Fig. 4 Pre-improved structure of cable support plate

针对四机振动发动机电缆支板振动响应较大问题,设计了电缆支板刚度改进方案,在薄壁支板上下两侧沿纵向增设加强筋。改进方案产品在该型号发动机地面热试车时搭载,振动响应有明显改善,在飞行试验中得到考核。改进后结构如图5所示。

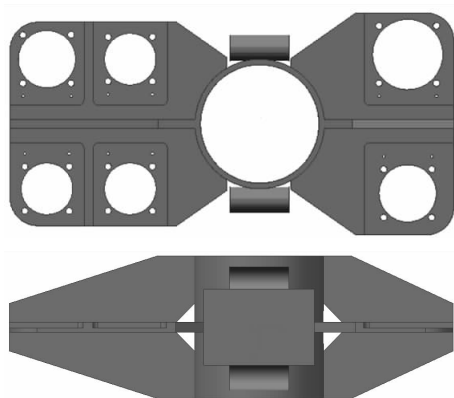


图5 电缆支板改进后结构

Fig. 5 Improved structure of cable support plate

2) 振动试验后电性能检查发现某控制电缆桥路阻值出现跳变。分解检查发现故障现象为电缆分支插头内导线与焊杯分离,如图6所示。



图6 导线与焊杯分离图

Fig. 6 Separation photograph of conductor and solder cup

理化分析认为:焊杯开裂位于焊缝,未见焊料熔化不良;导线开裂处焊缝未见未熔合、气孔等焊接缺陷。能谱分析显示导线开裂处金属成分符合要求,分析认为焊杯焊缝处开裂是由于振动强度超出焊缝连接强度所致。据此,将分支插头由导线与焊杯焊接型改为压接型电连接器,避免长时间振动导致该焊缝结构强度不足、导线与焊杯分离的故障,提高了电缆连接的可靠性。改进后,按照整机振动试验中对应的测点振动频谱、振动时间和方向,再次进行故障电缆新状态产品组件振动试验,试验后对电缆进行检查,电性能检查结果合格,参加试车验证使用状态正常,并在飞行试验中得到考核。

2.3.3 振动试验后试车考核验证

为证明发动机在经过一级飞行段振动力学条件考核后可适应二级工作,整机振动试验完成后,最终需通过试车进行验证考核。采取一台分机开展热试车考核,验证发动机结构、功能完整性。所选验证试车发动机在振动试验前已有成功试车经历。且该型发动机采用基于数据统计方法、模式识别、时序模型、自适应阈值算法的故障检测系统,已经实现对试验过程的测量信号进行实时分析、监测^[18-20]。此次验证试车中,发动机起动、转级正常,参数协调,各项检查正常,对信号特征频段的 RMS 值进行实时监控,对振动前后该发动机热试车关键参数进行对比,吻合性良好(如图7所示)。验证试车后,确认了二级发动机对一级飞行段振动力学环境的良好适应性,完成了二级发动机飞行任务剖面的环境适应性全覆盖研究。

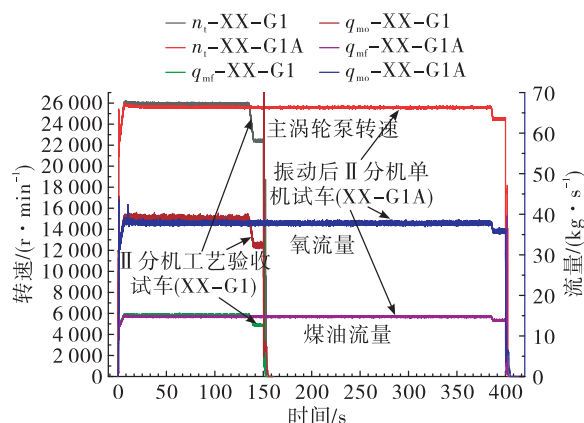


图7 振动前后分机热试车数据

Fig. 7 Hot-firing test data before and after vibration

3 结论

论文针对火箭二级发动机一级飞行段振动力学环境适应性考核目标,设计研究了发动机整机振动试验、检查测试和验证试车等内容。主要环节包括:

1) 振动试验前,进行发动机模态试验确认参试产品结构刚度状态正常。

2) 振动试验完成发动机3个互相垂直方向的正弦振动、随机振动试验,通过加速度数据、应变数

据分析,确认发动机整体强度可靠,由特征级扫描数据判定发动机整体结构试验前后状态一致性良好。

3)通过组件振动响应判别出结构薄弱点,通过振动试验后的发动机电性能测试项目发现电缆故障,对薄弱环节进行了结构优化。

4)选用振动试验后的单机参加验证试车,经对该发动机振动试验前后的试车参数对比分析,两者参数一致性良好确认了二级发动机状态正常,说明一级力学环境振动试验对发动机系统工作性能无影响。

该型运载火箭首飞及后续飞行试验取得成功,验证了本文建立的发动机整机振动试验考核方法行之有效,可实现二级发动机全寿命周期的力学环境考核覆盖,为运载火箭二级发动机一级飞行段环境适应性考核提供了重要参考。

参考文献:

- [1] 杨晓宁. 航天器空间环境工程[M]. 北京:北京理工大学出版社,2018.
- [2] 汪洪波,吴海燕,谭建国. 推进系统动力学[M]. 北京:科学出版社,2018.
- [3] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京:国防工业出版社,2005.
- [4] 许文本,焦群英. 机械振动和模态分析基础[M]. 北京:机械工业出版社,1998.
- [5] 倪振华. 振动力学[M]. 西安:西安交通大学出版社,1989.
- [6] HARRY H D L, KERN J E. Dynamic environmental criteria[R]. NASA-STD-7005, 2001.
- [7] 黄道琼,张继桐,何洪庆. 四机并联发动机低频动态特性分析[J]. 火箭推进,2004,30(4):27-31.
HUANG D Q, ZHANG J T, HE H Q. Low frequency dynamic characteristics of four parallel connected engines[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(4):27-31.
- [8] 金路,王俨凯,王彤,等. 涡轮泵转子失稳故障分析[J]. 火箭推进,2020,46(4):23-30.
JIN L, WANG Y K, WANG T, et al. Analysis and diagnosis of turbine pump rotor instability[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(4):23-30.
- [9] 孙百红,田川. 基于特征频段 RMS 值的发动机故障实时监测方法[J]. 火箭推进,2019,45(4):74-78.
SUN B H, TIAN C. The fault real-time monitoring method for engine based on RMS value of characteristic frequency band[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4):74-78.
- [10] 于海昌. 航天器振动试验的最新进展[J]. 导弹与航天运载技术,1999(4):37-43.
- [11] PASQUET J C. New vibration equipment for Ariane IV class sat ellites[C]//1988 Proceedings I nstitute of Environmental Sciences; Prussia, PA: [s. n.]1988.
- [12] 路广霖,罗亚军,张希农,等. 基于加权正则化的火箭发动机振动传递路径分析[J]. 振动与冲击,2019,38(9):271-276.
- [13] LANG G F. Electrodynamic shaker fundamentals [M]. [S. l.]: Sound and Vibration, 1997.
- [14] 张俊刚,庞贺伟. 振动试验中力限制控制技术[J]. 航天器环境工程,2005,22(5):253-256.
- [15] 周莹,宋汉文. 力控振动试验与过试验现象分析[J]. 振动与冲击,2008,27(4):82-84.
- [16] 徐钟济. 蒙特卡罗方法[M]. 上海:上海科学技术出版社,1985.
- [17] 王世辉,张磊,李铁,等. 固体火箭发动机振动试验过试验分析与控制[J]. 计算机测量与控制,2017,25(4):247-250.
- [18] 马红宇,刘站国,徐浩海,等. 液氧煤油发动机地面试车故障监控系统研制[J]. 火箭推进,2008,34(1):45-48.
MA H Y, LIU Z G, XU H H, et al. Development of a fault monitoring system for LOX/kerosene engine ground hot-test [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(1):45-48.
- [19] 陈启智. 液体火箭推进系统健康监控技术的演变[J]. 推进技术,1997,18(1):1-7.
- [20] FIORUCCI T, REYNOLDS T. Advanced engine health management applications of the SSME Real-Time Vibration Monitoring System [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Las Vegas, Reston, Virginia: AIAA, 2000.