

液体火箭发动机可靠性设计 综合分析方法研究*

旷武岳 谭松林

(陕西动力机械设计研究所, 西安, 710100)

摘 要: 针对液体火箭发动机可靠性设计问题, 提出综合运用可靠性模块分析、故障模式及效应分析(FMEA)、故障数据分析及故障树分析(FTA)等可靠性分析方法, 评估发动机不同设计方案的可靠性水平。此法可应用于方案论证阶段的发动机可靠性设计, 并举例对某型号发动机的方案论证进行了典型分析计算。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 可靠性设计, 可靠性计算

分类号: V434

THE STUDY OF SYNTHETIC ANALYSIS ON DESIGN RELIABILITY OF LIQUID ROCKET ENGINE

Kuang Wuyue Tan Songlin

(Shaanxi Engine Design Inst., Xi'an, 710100)

Abstract: A synthetic analysis on design reliability of liquid rocket engine is presented. A rigorous yet practicable approach for evaluating engine reliability during the conceptual study phase is put forward. The approach uses the proven reliability methods of reliability modeling analysis, Failure Modes and Effects Analysis (FMEA), failure data analysis and Fault Tree Analysis (FTA) to estimate the probability of mission success at the vehicle level for different engine designs. An example is provided, in which the approach is used to evaluate a engine design concept.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Reliability design, Reliability calculation

1 引 言

传统的推进领域, 可靠性分析以试车及零组件试验数据统计为基础, 从生产质量管理、试验程序控制、设计改进等角度出发, 广泛采用故障模式及效应分析(FMEA)的方法。由于FMEA偏重于质量管理和设计改进的定性分析, 因而在可靠性设计时, 往往只能采用经验性极强的打安全系数的确定性设计方法, 不能定量考虑诸如材料力学性能、工艺和制造等各项偏差所引起的结构可靠度的变化。美国先进运载系统(ALS)发动机的研制人员为确保发动机达到可靠性设计指标(0.999), 在方案设计阶段采用一种系统方法对各候选方案进行了全面的可靠性分析, 给出了定量结果^[1,2]。本文以发动机故障分析为基础, 着重探讨了液体火箭发动机可靠性设计综合分析的基本方法及工程应用技术, 使用该方法对某型号发动机的方案论

证进行了典型分析计算。

2 综合分析方法的数学物理模型

2.1 可靠性模块分析

可靠性模块分析的主要目的是建立发动机可靠性模型。模型的构建一般按功用和各组件之间的连接关系用方块图和连线表示。如发动机系统可划分为燃料供应分系统, 氧化剂供应分系统, 推进/燃烧分系统及贮箱增压分系统等。每一分系统由许多组件构成, 如涡轮泵, 燃烧室, 气体发生器, 阀门, 导管等。而每一组件又由更多的零件组成。如涡轮泵组件就包括涡轮转子、轴承、密封、叶片等。可靠性框图直观地反映了发动机零组件之间的可靠性关系, 它是进行故障模式及效应分析的基础。

2.2 故障模式及效应分析

故障模式及效应分析是发动机可靠性综合分析中较重要的环节, 它是根据发动机功能及可靠性框图, 按照一定格式和基本规则有步骤地分析发动机每一个零组件(或一种功能)可能有的故障模式, 每一故障模式对发动机的影响及故障后果严重程度^[3]。通过分析, 确定功能故障、结构故障、故障模式的叠加效应, 鉴别出潜在的故障模式及其危害性。由分析结果建立的故障模式库是可靠性综合分析的基础, 也是发动机故障监测及诊断研究中确定故障原因和部位、进而进行故障分离的依据。

为确定可靠性框图中发动机各组件所发生故障的机理, 一般采用根据研制经验得到的常规故障模式表进行检查。针对每一种确定的故障模式, 根据其可能的危害程度划分故障等级, 一般分为以下三等:

Crit. I 灾难性故障, 造成人身伤亡及系统破坏(发动机爆炸、无法控制的着火、重大泄漏);

Crit. II 导致任务失败(发动机过早关机等);

Crit. III 导致未入轨或中止发射(发动机性能降低、或可事后维修)。

FMEA 着重分析以上三类对发动机产生重大影响的故障。

2.3 故障数据分析

故障数据分析的目的在于依据已有发动机可靠性数据及 FMEA 分析结果来计算各种故障模式的发生率, 同时确定发动机各零组件的可靠性。首先应建立发动机试车/飞行故障数据库, 对同类型发动机过去的大量试车和飞行试验数据作全面统计分析, 重点对那些出现频度较高、危害较大的典型故障模式加以分析。数据库可统计计算各故障模式的发生率, 也可用维修率和任务失败率表示各零组件的可靠性。其次则是建立各零组件可靠性数学物理模型, 进行仿真计算。对于结构简单的零组件, 可根据其主要故障模式, 选择 1~2 个关键参数计算可靠度; 对于结构复杂、可靠性较低的关键零组件, 必须针对每一种主要的故障模式分别确定关键参数, 进行可靠度计算。

各零组件数学物理模型的正确性是影响其可靠性数字仿真精度的关键问题。为了弥补理论模型与实际结构的差异, 可通过验证试验检验分析结果, 并根据试验结果选择适当的修正系数进行修正, 在实际应用中不断完善和提高理论模型的精度^[4]。

2.4 故障树分析

通过故障树分析可建立可靠性数学模型, 计算评估发动机的可靠性, 其分析过程一般可

分为故障树建造、定性分析及定量分析三个阶段^[5]。故障树的建造及定性分析可根据故障树有关理论,通过细致的工作加以完成。其定量分析则要借助有力的数学工具进行计算。对大型不可修复杂系统,可靠性逻辑关系是其可靠性网络图,计算可靠度的有效方法是最小路集法,可见文献[6]。

3 样例分析

某型上面级发动机,任务要求提供火箭子级的飞行动力和子级稳定系统需要的控制向量;总体要求在置信度 $r=0.7$ 时,发动机在规定的工作时间内结构可靠度不低于 0.9899。经方案论证,初步确定发动机采用四氧化二氮和偏二甲肼推进剂组合、泵压式燃气发生器动力循环,具有双向摇摆和二次启动的能力。发动机由推力室、涡轮泵、燃气发生器、火药启动器、阀门和管路等组件组成。推进剂由箭体贮箱供应,经泵增压后供给推力室,雾化、混合、燃烧,产生高压高温燃气再经喷管排出,产生所需推力。

在发动机系统及结构的功能框图基础上,考虑尽管在某些组件中采用了冗余设计,但各个组件都是彼此独立的,从影响飞行任务完成的角度来看,可画出图 1 所示的可靠性框图。它是一个串联模型,任一组件发生故障都将导致发动机失效,图中 A_i 代表第 i 个组件 ($i=1, 2, \dots, 17$)。

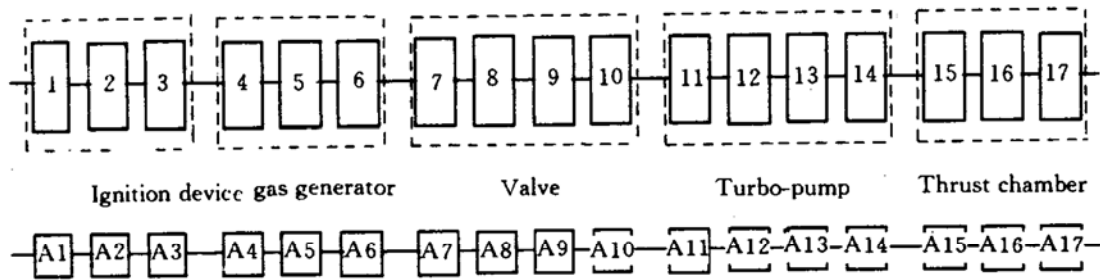


Fig. 1 Engine reliability block diagram

1. Electroexplosive cartridge 2. Start cartridge 3. Charge 4. Injector 5. Combustion chamber 6. Gas duct
7. Start valve 8. Main valve 9. Check valve 10. Regulator 11. Oxidant pump 12. Fuel pump 13. Sealing device
14. Turbine 15. Injector 16. Combustion chamber 17. Nozzle

根据发动机可靠性框图,结合同类泵压式发动机以往的试车及飞行试验资料,按照故障产生的原因及对应部件可归纳成 10 种故障模式,如表 1 所示。对表 1 每一种故障模式的发生概率进行统计分析,得到发动机主要组件的可靠性数据,如表 2 所示。

Table 1 Failure analysis

No.	Failure mode	Critical components	Worst case
1	Out-leaks	Joints, welds, cracks	Crit. I
2	In-leaks	Rotary seals, static seals, valve seats	Crit. I
3	Wear/Erosion	Ball bearings, blades, injectors, posts, seals, seats, impellers	Crit. I
4	Cracks	Blades, injectors, posts, bellows, welds, brazes	Crit. I
5	Fatigue	Blades, injectors, posts, bellows	Crit. II

Continued table 1

No.	Failure mode	Critical components	Worst case
6	Binding	Ball bearings, calves	Crit. I
7	Spelling	Ball bearings	Crit. I
8	Blockage	Tubes, channels, orifices	Crit. I
9	Thermal cycling	Blades, enfold, combustion chamber wall, hot gas ducts	Crit. I
10	Foreign material	Injectors, turbopump, control orifices	Crit. I

Table 2 Engine assemblies reliability

What's	Reliability	What's	Reliability
Thrust chamber	0.99946	Gas generator	0.99961
Oxidant isolate valve	0.99860	Solenoid valve	0.99993
Fuel isolate valve	0.99996	Solid start cartridge	0.99806
Oxidant pump	0.99802	Gimbals bearing	0.99993
Fuel pump	0.99804	Heat exchanger	0.99923
Oxidant main valve	0.99972	Propellant line	0.99999
Fuel main valve	0.99972	Gimbals bellows	0.99980
Start valve	0.99996	Hot gas ducts	0.99980
Check valve	0.99996	Manifolds	0.99991

根据需要,选择发动机飞行过程中结构失效作为顶事件建造故障树,简化后的故障树如图2所示,图中E1~E8为发动机故障状态的底事件。经仿真计算,发动机完成飞行任务的可靠性为0.9884,不满足总体要求的可靠性指标。通过进一步的组件可靠性数据分析可知,涡轮泵、火药启动器、氧化剂隔离阀是该发动机系统的薄弱环节,在今后的研制工作中应采取有效措施,提高这几个组件的可靠度,以达到系统规定的可靠性指标。

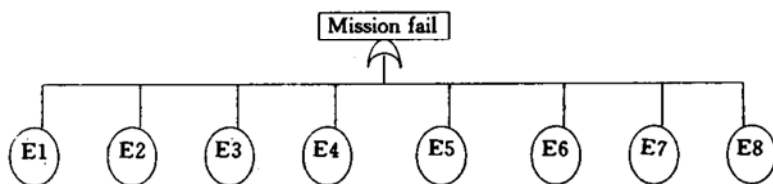


Fig. 2 Fault tree for mission

E1 Failure to start for solid start cartridge E2 Internal leaks in rotary seals E3 Binding in orifices E4 Cracks at turbine blades
E5 External leaks in turbine stator E6 Wear in turbopump bearing
E7 Internal leaks in valve E8 External leaks in hot gas ducts

参 考 文 献

- Cooper P A, Wolting D E. Reliability comparison of ALS engine concepts; a systematic approach. AIAA 91-3373
- Strobl W C. A case for the development of a new national launch system now. AIAA 91-2384-CP
- 颜子初. 液体火箭发动机状态监控与故障诊断技术的发展. 导弹与航天运载技术, 1994 (2)
- 谭三五, 王秉勋. 固体火箭发动机结构可靠性数字仿真的基本问题. 推进技术, 1993 (4)
- 旷武岳. 液体火箭发动机系统可靠性设计的故障树分析. 火箭推进, 1995 (2)
- 方国尧等. 固体火箭发动机系统可靠性设计的故障树分析. 推进技术, 1994 (5)