

5 结 论

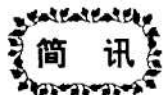
(1) 建立了液体火箭发动机稳态故障数学模型, 并编制了实用计算程序。该模型既可用于液体火箭发动机静态特性仿真, 又可用于稳态故障效应仿真。计算方法收敛速度快、精度高。

(2) 进行了几种典型故障的仿真, 分析了所产生的故障效应, 并进行了故障模式提取的初步研究。该工作为进一步开展发动机故障检测与诊断奠定了基础。

(3) 本文建立的数学模型需要根据热试车数据以及经验公式等进一步改进、验证。

参 考 文 献

- [1] 吴建军等. 液体火箭发动机健康监控技术. 宇航学报, 1994, 15 (2)
- [2] Hawman M W. Health Monitoring System for the SSME- Program Overview. AIAA 90-1987
- [3] E B 伏尔科夫等著. 火箭发动机可靠性理论基础. 北京: 国防工业出版社, 1977. 4
- [4] 赵雄芳编. FORTRAN77 程序设计教程, 长沙: 国防科技大学出版社, 1988. 8



$M_a > 8$ 的 NASP 推力的测量

从事美国空天飞机 (NASP) 研究项目的工程师们, 成功地测量了 $M_a > 8$ 的超燃冲压发动机产生的正推力 (10,000 km/h), 认为是世界上第一流的。

该技术采用一种称为测量棒的装置, 这种装置本身是喷管的组成部分, 与测力传感器相连。普惠公司 NASP 项目的约翰·德拉梅特尔工程师解释说, 试验气体通过流路壁面和喷管时, 产生的压力用该装置下面的应变仪探测。测量技术是新的, 第一次应用于喷管。在纽约布法罗的卡尔斯潘高超音速激波风洞试验场进行的试验中, 推力在 $M_a = 8$ 、10、12、14 的试验状态下测得。早期的风洞试验提供了有关 NASP 大部分航迹的发动机燃烧室和喷管的性能及工作数据。

普惠公司宣称, 这种新型的测量系统为发动机研制提供重要的论证数据。既然已经获得了数据, 但是可以回头看看试验前的预估值。该公司的 NASP 小组的计划负责人——鲍勃·福克纳认为: 他们用这种方法能够改进设计方法, 而且能改进设计高超音速发动机的方法。

普惠领导的发动机小组主张为 10 年以后进行 $M_a = 15$ 的飞行试验研究可飞行的超燃冲压。虽然当前试验的发动机是所提出的动力装置的缩尺改型, 但是发动机的尺寸和功率是保密的。

普惠说不要讨论尺寸, 肯定不小。所测试验推力级虽然也是保密的, 但是试验结果几乎是他们所预估的。

龙玉珍 供稿