

四机并联发动机低频动态特性分析

黄道琼¹, 张继桐¹, 何洪庆²

(1. 陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100; 2. 西北工业大学航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了获得发动机结构的低频动态特性, 采用有限元方法进行了液体火箭一级四机并联发动机(含机架)的计算模态分析。由于发动机为复杂的非对称结构, 建模时按质量和刚度等效原则将推力室的夹层结构简化成单层板, 其余结构大都按空间梁简化, 通过改变材料密度保证了模型质量与发动机稳态工作时的质量一致。简化后的计算规模适中, 既反映了结构的主要特征又不浪费计算机资源和时间。计算结果表明了四机并联发动机系统中有多阶轴向运动较大的模态值得注意, 需避免它们和发动机的低频脉动及箭体的低频振动耦合。

关键词: 液体火箭发动机; 结构振动; 低频

中图分类号: V434.2

文献标识码: A

文章编号: (2004)04-0027-06

Low Frequency Dynamic Characteristics of Four Parallel Connected Engines

Huang Daoqiong¹, Zhang Jitong¹, He Hongqing²

(1. Shaanxi Engine Design Institute, Xi'an 710100, China;

2. College of Astronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to obtain low frequency dynamic characteristics of engine structure, a computing modal analysis model was set up for finite element method modal analysis of the four parallel connected liquid rocket engines. To avoid some unnecessary complexities caused by the unsymmetric characteristic of some engine structures, according to the principles of mass and stiffness equivalence, sandwich plate structure of thrust chambers was simplified into monolayer plates. This makes it easier to modeling. The most rest structures were modeled into space beams. The size of simplified computing model is moderate. It reflects primary characteristics of engine structures without waste the computer resources and computing time. The nature frequencies and modes of four parallel connection engines have been obtained. Many of these modes have large axis motion, the coupling between these modes and low frequency pressure oscillations of feedline and low frequency modal vibration of rocket should be avoided.

Key words: liquid rocket engine; structure vibration; low frequency

收稿日期: 2003-11-06; 修回日期: 2004-05-25。

作者简介: 黄道琼(1965—), 男, 高级工程师, 研究领域为航天动力工程。

1 引言

液体火箭发动机为运载火箭提供动力,它是全弹主要的一个激励源,同时本身也承受着各种运载器中最恶劣的静态内压,集中力等静载荷,还承受着全箭最强烈的振动、冲击、腔体管道内的压强脉动及高、低温等环境载荷。发动机结构特性关系到自身结构对给定激励的响应,而且直接关系到全弹的结构可靠性,尤其是低频特性对大型运载火箭动力学环境有着极其重要的影响。其低频特性既影响上面级和有效载荷,又是全弹纵向耦合振动系统的一个重要组成部分。特别是对载人航天来说,低频特性还关系到宇航员的安全和舒适度。

液体火箭发动机结构紧凑,各组成零部件特性迥异,种类繁多。涉及到正交各向异性夹层旋转壳、稀疏加筋的旋转壳、正交各向同性单层旋转壳、异形厚壁壳、高速转盘、三维空间走向薄柱壳及细长梁、空间桁架、空间梁架结构等。

发动机各部件在工作时承受高、低温环境与稳态内压及集中静载荷等苛刻条件。某些部件中还充填有推进剂。推进剂质量可能对某些部件的模态特性有影响;而燃气压强、推进剂静压强也会对某些部件模态特性造成影响。

采用有限元方法分析这样一个结构系统的动态特性时,过去由于受计算机内存、运行速度、软件规模的影响,常常将燃烧室和喷管简化成空间梁模型。现在各商业软件都提供了较强的结构建模能力和丰富的单元库,能够真实地反映结构的组成。当然完全反映结构的每一个细节,势必造成计算规模太大,导致资源浪费,降低计算速度。因此在结构建模时将推力室、喷管夹层结构按刚度和质量等效原则,等效成等宽度的矩形板,用板壳单元划分推力室和喷管,能够真实地反映结构的组成,避免了以前将燃烧室和喷管简化成空间梁带来的误差;同时不必过分考虑结构细节,使得计算规模适中,既反映了结构的主要特征又不浪费计算机资源和时间。计算过程表明这种方法是可行的。

本文根据出现的低频特性问题,对一级四机并联发动机结构进行了低频动态特性分析。讨论

了计算结果对低频环境的影响,具有较强的理论和实际意义。

2 振动方程及本征值问题

一般粘性阻尼 N 自由度系统的线性振动方程可表示为

$$M\ddot{X} + C\dot{X} + KX = F \quad (1)$$

式中, M 、 C 、 K 分别为系统 $N \times N$ 阶的质量、阻尼和刚度矩阵, X 为 $N \times 1$ 的位移矢量, F 为 $N \times 1$ 的力矢量。刚度矩阵和质量矩阵由结构参数决定。结构参数包括了结构材料与几何特性、构件连接条件以及边界条件等。

在液体火箭发动机结构中一般均采用金属材料,各部件以及和机架、伺服机构的连接都采用了法兰或螺栓连接,材料阻尼和连接间的界面阻尼都很小,对结构固有频率和振型的影响微乎其微,在式(1)中可以不考虑, F 只对结构响应起作用,不影响结构的固有特性。所以结构特性的求解变成了下列的特征值方程^[1]:

$$K\phi_i = \lambda_i M\phi_i \quad (2)$$

式中, λ_i 为结构第 i 阶特征值,与结构的固有频率有关, ϕ_i 为对应的特征矢量即振型。

3 结构简化

所要分析的结构由四个发动机、一个机架和四个伺服机构组成。四个发动机的构成完全相同。

3.1 推力室各轴向截面的选择

根据设计图纸取不同的特征截面,每两个截面之间的结构用圆柱壳或锥壳表示。将推力室、喷管夹层结构(如图1(a)所示)按刚度和质量等效原则,等效成等宽度(取波纹板的一个波长)的矩形板,如图1(c)。

简化过程分为两步,首先将图1(a)中一个波长内的截面简化成图1(b)所示的工字梁截面,然后等效成图1(c)的矩形截面,并保持宽度不变,确定图1(c)中矩形截面的高度 d ,使之与图1(b)的弯曲刚度相同。

取 XOY 坐标系的原点为波纹板高度的一半,

那么各特征点的坐标值为: A (0, 3.5), B (0, 3), 形心 C 的 $X = 0$, 求得纵坐标 $Y \cong 1.1 \text{ mm}$ 。

于是图 1 (b) 中关于形心 C 的惯性矩为

$$J_b = 234.57 \text{ mm}^4$$

因图 1 (c) 中 $J_c = b\delta^3/12 = J_b$, 最后得到等效板的厚度 $d = 7.2 \text{ mm}$, 等效质量密度 $\rho_{等效} = 3972 \text{ kg/m}^3$ 。

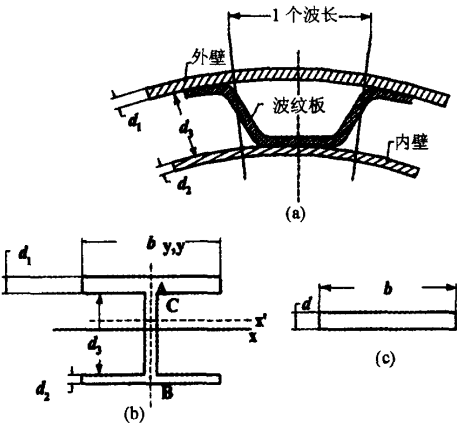


图 1 推力室、喷管夹层的简化方法
Fig.1 The simplify of the sandwich plate structure of thrust chambers

3.2 涡轮泵

涡轮泵壳体的简化方法与推力室相似。沿涡轮泵的轴线取不同的截面, 每个截面之间用圆柱壳或锥壳代替。由于涡轮泵壳体很厚, 刚度较大, 在低频段发生特性变形的可能性很小, 用这种简化方法是可行的。

3.3 机架

机架的结构如图 2 所示。构成机架的杆为: 八根主杆, 四根拉杆及组成方框的四根梁。采用空间梁单元离散各个杆。

3.4 其它部件

喷注器简化成直径为 $\phi 392.5 \text{ mm}$, 高为 3.5 mm , 厚为 22 mm 的圆形板。由于这种简化会带来结构质量与实际不符, 在计算中依靠改变材料密度的手段进行补偿。

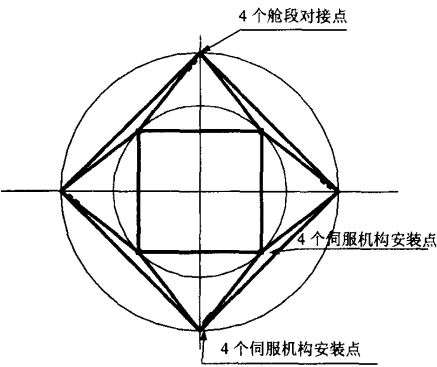


图 2 机架示意图
Fig.2 Connecting frame of engines

泵前压强为 3~5 个大气压, 其软管刚度不大, 所以泵入口的柔度很大, 对这部分的影响不予考虑。氧化剂管路从箱体到入口的管道也较长, 但计算时忽略这部分的影响。

泵支架、伺服机构用空间梁来代替。喷管喉部由于有两块搭接板, 加上本身结构尺寸比燃烧室和喷管细, 其弯曲刚度很大, 计算时要考虑这两块搭接板。排气管简化为分段圆柱壳结构, 计算中略去涡轮废气压强对排气管刚度的影响。

4 有限元模型

整个有限元模型由四边形板单元、两节点空间梁单元以及连接板单元和梁单元的刚性单元^[2]组成。全模型共有 36276 个单元, 见图 3。其中每个发动机各部件的单元数、单元类型、基本结构尺寸参见下表 1。

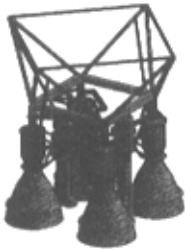


图 3 四机并联发动机的有限元模型
Fig.3 The finite element model of four parallel connected engines

刚性单元属于多点约束，它规定一组非独立自由度是其它一个或多个自由度的线性组合，这样解决了板单元和梁单元位移不协调的问题。

表 1 单个发动机的单元组成

Tab.1 Elements of single engine

| 板单元 | | | |
|--------|--------|----------------------|-------|
| | 厚度 (m) | 面积 (m ²) | 单元数 |
| 头部和其它 | 0.022 | 0.3662 | 945 |
| 集合器 | 0.0035 | 0.3566 | 441 |
| 涡轮泵 | 0.022 | 1.2523 | 2064 |
| 排气管 | 0.001 | 0.6878 | 432 |
| 燃烧室和喷管 | 0.0072 | 3.2805 | 5490 |
| 喉部 | 0.0072 | 0.2605 | 1449 |
| 空间梁单元 | | | |
| 机 架 | 单元类型 | | 单元数 |
| | 拉杆 | 梁单元 | 24/每根 |
| | 主杆 | 梁单元 | 17/每根 |
| | 梁 (方框) | 梁单元 | 15/每根 |
| 伺服机构 | | 梁单元 | 367 |
| 泵支架 | | 梁单元 | 409 |

5 边界条件

由于发动机机架是和舱段的蒙皮对接，蒙皮的刚度比机架的刚度小，它对机架的约束较弱，

因此在计算时取两种边界条件模拟结构的实际对接状态：其一是只约束对接点沿发动机轴向位移；另外一个约束是对接点的所有位移。真实的边界条件是无法准确描述的，但大致可以肯定在这两种条件之间。在后面的计算中，将这两种边界条件组合在不同的工况中去。

6 质量模拟

影响发动机结构动态特性的因素除了本身的结构外，其输送的推进剂也起一定的作用。在发动机稳态工况下，流量基本恒定，影响也基本不变，当然在发动机的启动和关机段推进剂的流量变化很快，本文没有考虑这种情况。由于燃烧室、喷管等冷却夹层的容积有限，可以认为所有液体均在涡轮泵中。

在以上几何和有限元模型假设中，燃烧室、喷管、排气管和集合器等的几何尺寸、质量密度与实际结构基本相符，由此计算的质量与实际相差不大。而涡轮泵、头部等进行简化时只考虑了它们的刚度、几何尺寸的等效，所以整个模型与实际结构质量上的差别主要是这两部分与实际不符造成的。表 2 列出了各组合件按真实材料密度计算出的质量及它们与充填推进剂后的差别。

表 2 几何模型质量密度数据

Tab.2 Mass density of the structure geometry model

| | 几何模型的体积 (m ³) | 按实际密度求出质量 (kg) | 充填推进剂时的差别后 质量加大的倍数 |
|--------|------------------------------|-------------------|-----------------------|
| 头部和其它 | 8.056×10 ⁻³ | 63 | 2.1 |
| 集合器 | 1.279×10 ⁻³ | 10 | / |
| 燃烧室和喷管 | 23.62×10 ⁻³ | 184 | / |
| 排气管 | 0.688×10 ⁻³ | 5.4 | / |
| 涡轮泵 | 27.55×10 ⁻³ | 76 | 3.2 |

7 计算工况

分四种工况计算，各工况如下所述：
工况 1，只约束机架对接点的轴向位移，材料

密度按真实值给出；
工况 2，只约束机架对接点的轴向位移，对涡轮泵和头部等按不充液时的质量进行修正，修改的方法是改变这部分对应模型的材料密度；
工况 3，只约束机架对接点的轴向位移，对涡

轮泵和头部等按充液时的质量进行修正，修改的方法是改变这部分对应模型的材料密度；

工况 4，约束机架对接点的所有位移，对涡轮增压和头部等按充液时的质量进行修正，修改的方法是改变这部分对应模型的材料密度。

8 结果分析

以上定义的四种工况的部分计算结果见表 3。

表 3 各工况对应的部分固有频率（Hz）

Tab.3 Parts of the natural frequencies under some load cases

| 模态 | 工况 1 | 工况 2 | 工况 3 | 工况 4 |
|----|------|------|------|------|
| 1 | 31 | 24 | 36 | 28 |
| 2 | 35 | 34 | 37 | 28.7 |
| 3 | 42 | 42 | 40 | 39 |
| 4 | 51 | 44 | 41 | 40 |
| 5 | 51 | 46 | 42 | 40.5 |
| 6 | 53 | 46 | 42.5 | 40.8 |
| 7 | 55 | 46 | 42.6 | 42.6 |
| 8 | 55.5 | 48 | 45 | 43.5 |
| 9 | 55.9 | 49 | 47 | 43.9 |
| 10 | 57.7 | 50 | 49 | 44.5 |

从计算结果得出发动机各零、组件的变形的总体印象是：在所分析的频率范围内（0Hz~75Hz），单个发动机中燃烧室和喷管主要是刚体变形，但有个别模态有弯曲变形，弯曲变形节点大致出现在推力室过渡架附近；涡轮增压和排气管基本上全是刚体振型；机架在各阶模态中均为弯曲变形，每根梁最多出现两个波，但弯曲平面每次各不相同。

四机并联发动机典型的变形方式见图 4，其中单个发动机的典型变形方式见图 5，机架典型的变形方式见图 6。

在工况 2 中轴向运动较大的几阶频率有：24Hz，34Hz，42Hz，44Hz，46Hz，48Hz，49Hz 和 50Hz。在工况 3 中轴向运动较大的几阶频率有：36Hz，37Hz，40Hz，41Hz，42Hz，42.5Hz，42.6Hz，47Hz 和 49Hz。

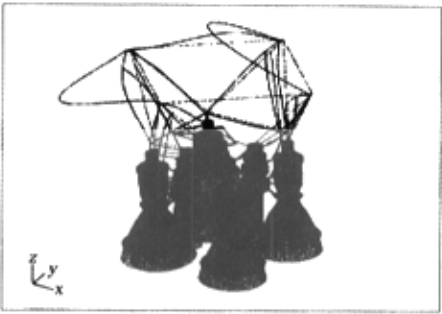


图 4 四机并联发动机典型变形方式

Fig.4 Classical mode shape of four parallel connected engines

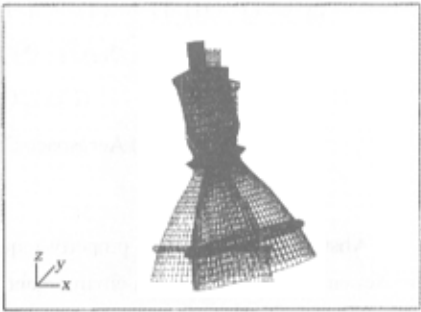


图 5 单个发动机的典型变形方式

Fig.5 Classical mode shape of single engine

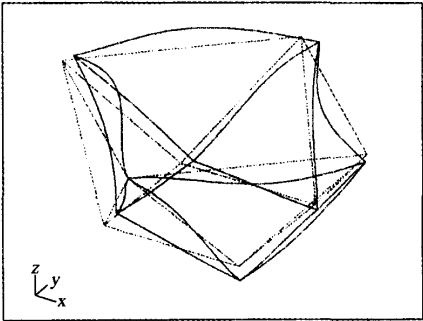


图 6 机架典型的变形方式

Fig.6 Classical mode shape of frame

（下转第 54 页）

统保护, 确保试验设备安全可靠运行。

12 结 论

(1) 液氧试验台达到的技术指标:

涡轮传动的功率为 $0 \sim 160\text{kW}$;

涡轮输出转速为 $0 \sim 50000\text{r/min}$;

试验器的转速为 $0 \sim 30000\text{r/min}$;

工作腔内压力为 $0 \sim 20\text{MPa}$;

被试轴承液氧流量为 $0 \sim 6\text{kg/s}$;

工艺轴承液氧流量为 $0 \sim 2\text{kg/s}$;

工作腔液氧温度为 $77 \sim 110\text{K}$;

轴向负荷为 20kN ;

径向负荷为 10kN ;

一次启动运转时间为大于 100s 。

(2) 通过建设液氧试验台, 掌握了低温运转试验系统设计、安装和试验的相关工程技术, 为新型火箭发动机研究锻炼了科研队伍, 培养了试验技术人才。在该台上进行的摩擦副、轴承、端面密封件试验提供了准确的试验数据, 加快了研制进度, 为液氧煤油高压补燃发动机的研制做出了突出贡献。液氧试验台采用的液氧供应原理、控制原理、密封技术、绝热技术、涡轮驱动技术、低温测量技术, 为液氧系统的设计、安装、调试提供了经验, 可在相关的领域中进行推广和应用。

(上接第 31 页)

9 结 论

将推力室、喷管夹层结构按刚度和质量等效原则, 等效成等宽度 (取波纹板的一个波长) 的矩形板, 然后按板单元划分推力室和喷管, 能够真实地反映结构的组成, 计算过程表明这种方法是可行的。

涡轮泵和发动机头部也用板单元来划分, 调整板单元的厚度使之与实际刚度吻合, 调整质量密度使之与实际质量吻合。

以上四种工况的计算可知, 无论是哪种工况, 即不管机架和舱段对接的边界条件如何变化, 四机并联组成的结构系统总存在多阶 40Hz 附近的振动。

工况 3 和工况 4 比较符合发动机的实际工作情况, 在 $40\text{Hz} \sim 50\text{Hz}$ 的范围内工况 3 有 8 阶模态, 工况 4 有 7 阶模态。工况 4 的约束要比工况 3 强, 这说明加强机架和舱段的对接可以减少这段范围的模态数。

工况 2 和工况 3 的差别在于工况 3 考虑了结构是充满液体的, 比较 $40\text{Hz} \sim 50\text{Hz}$ 的范围内的模态发现, 充液降低了结构的固有频率。

在所分析的频率范围内 ($0\text{Hz} \sim 75\text{Hz}$), 单个发动机中燃烧室和喷管主要是刚体变形, 但有个别模态有弯曲变形, 弯曲变形节点大致出现在推

力室过渡架附近; 涡轮泵和排气管基本上全是刚体振型; 机架在各阶模态中均为弯曲变形, 每根梁最多出现两个波, 但弯曲平面每次各不相同。

在工况 2 中轴向运动较大的几阶频率有: 24Hz , 34Hz , 42Hz , 44Hz , 46Hz , 48Hz , 49Hz 和 50Hz 。在工况 3 中轴向运动较大的几阶频率有: 36Hz , 37Hz , 40Hz , 41Hz , 42Hz , 42.5Hz , 42.6Hz , 47Hz 和 49Hz 。以上这些频率应予以注意, 避免它们和输送管路压强、流量低频脉动耦合, 及与箭体纵向低频振动模态的耦合。

参考文献:

- [1] 倪振华. 振动力学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1989.
- [2] Basic Dynamic Analysis User's Guide[M]. 美国 MSC 公司, 1997.
- [3] 赵汝嘉. 机械结构有限元分析[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1990.
- [4] 黄道琼, 张继桐, 郭景录. 结构动态特性仿真在液体火箭发动机中的应用[J]. 火箭推进, 2003, 29(3).