

500 吨级液氧煤油发动机结构动态特性

张相盟, 陈 晖, 高玉闪, 秦红强
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:为获得我国载人登月运载系统用 500 吨级液氧煤油发动机结构动态特性,采用有限元方法对发动机整机结构进行了模态计算分析,并对影响结构动态特性的相关因素进行了分析,获得了发动机的模态参数以及优化结构低频特性的有效途径。针对该发动机零部件多、结构复杂度高特点,采用子结构有限元模型组装并结合部分组件试验的方式建立了整机结构的有限元仿真模型。计算结果表明,在目前设计状态下,发动机的首阶模态频率约为 8.8 Hz。进一步优化表明,通过增大工艺拉杆倾角,可显著提升伺服回路在相应方向上的横向刚度,从而使该方向上的模态频率得到大幅提升。

关键词:500 吨级;液氧煤油发动机;模态分析;伺服回路

中图分类号:V434.2 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)02-0044-06

Research on structural dynamic characteristics of the 500-ton LOX/kerosene rocket engine

ZHANG Xiangmeng, CHEN Hui, GAO Yushan, QIN Hongqiang
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract:To obtain the structural dynamic characteristics of the 500-ton LOX/kerosene rocket engine which is planned for the manned lunar project, the finite element method was used for modal analysis of the whole structure of the engine. In addition, the factors which may affect the dynamic characteristics were analyzed, thus the modal parameters as well as the approach to optimize the low frequency dynamic characteristics were obtained. In view of large number of subassemblies and complicated structure of the engine, the finite element model of the engine was established by assemble the finite element model of the substructures in combination with some modal test of subassembly. The results show that the first modal frequency of the engine in current state is 8.8 Hz. The optimized results show that the horizontal stiffness in the corresponding direction of the servo loop structure can be enhanced dramatically, which makes the corresponding modal frequency of the engine improved significantly by increasing the dip angle of the pull rod.

Keywords:500-ton; LOX/kerosene rocket engine; modal analysis; servo loop structure

收稿日期:2019-08-29;修回日期:2019-10-22

基金项目:国家载人航天领域预先研究项目(050301)

作者简介:张相盟(1984—),男,博士,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机总体设计与结构分析

0 引言

液体火箭发动机作为运载火箭的主动力,一方面它是引发箭体振动的主要激励源,同时自身也是箭体中最恶劣的振动环境的直接承受者,其结构动态特性不仅关系到自身结构安全性,也对全箭结构的动力学环境产生极其重要的影响^[1];另一方面,作为发动机结构布局的一项重要内容,发动机推力矢量控制回路(伺服回路)局部频率对箭体姿态控制系统稳定品质产生直接影响^[2-3],因此,结构动态特性分析已成为火箭发动机研制过程中一项重要研究内容。

黄道琼等^[4]针对动力系统中出现的结构低频问题,对某运载火箭一级四机并联发动机结构进行了模态分析,讨论了计算结果对低频环境的影响。梁俊龙等^[5]研究了补燃循环液体火箭发动机整机结构以及主要管路的固有频率和振型,进行了整机结构中的Y形管模态试验,并分析了真实发动机试车时的主导振动频率。杜飞平等^[6]采用子结构试验建模综合技术,对大型四机并联补燃循环液体火箭发动机的结构动态特性进行了研究。邵松林^[7]采用有限元方法对我国某型号火箭发动机进行了模态分析,并结合模态试验数据对模型参数进行了修正,获得了与试验值吻合较高的结果。陶瑞峰等^[8]对某液体火箭发动机推力室、涡轮泵以及排气组件等组合结构的不同状态进行了有限元建模与模态分析,得到了组合结构的动力学特性。杜大华等^[9-10]分别采用不同方法对某大型四机并联液体火箭发动机以及某型发动机喷管的结构动力学问题进行了研究。王成林等^[11]利用柔性接头线性等效模型,建立了固态发动机柔性喷管有限元模型并根据试验数据对其进行了修正。当前,国外在先进液体动力研制时结构动力学设计已经融入结构设计中^[12]。对于火箭总体^[13-15]以及大型复杂航天器^[16],其结构动态特性研究同样重要。

500吨级液氧煤油发动机作为我国载人登月运载火箭的主动力,采用了一台涡轮泵供应两台推力室、泵后摇摆的全新布局方案^[17-18]。该发动机推力较现有发动机大幅提升,具有零部件多、结构规模大、工况高、工作环境更加复杂恶劣等特点,因此,在发动机结构方案设计阶段,结构动态问题必须考虑。由于发动机结构特性对其结构设计方案

较为敏感,因此,在发动机结构方案设计阶段开展整机结构模态分析,可通过发动机结构动态特性参数对发动机结构布局的合理性进行评价,同时也为现有布局方案进一步优化提供参考。

1 计算模型

500吨级液氧煤油发动机采用了一台涡轮泵供应两台推力室、泵后摇摆的结构布局形式,此种布局与我国现有发动机布局形式存在明显区别,且结构规模均远超现有发动机。考虑到该发动机整机结构布局设计采用了自顶向下模式的骨架模型实现,位置骨架文件中定义了各组合件在整机布局中位置信息^[19],因此该发动机整机结构动力学有限元模型采用子结构(组件或组件集)有限元模型组装方式构建。将发动机整机划分为推力室、燃气摇摆装置、燃气导管、机架及其余组件集等五大子结构,各子结构单独考虑,各自进行几何简化和网格划分。然后根据各子结构在整机结构中的位置信息(坐标系)将各子结构的有限元模型组装起来。考虑到各组件间的连接均为刚性连接,故在各子结构界面采用消除重合节点或多点固结的方式实现相邻子结构间连接,以形成整机的结构动力学有限元模型。

1.1 推力室有限元模型

推力室是整个发动机结构中体积最大且刚度相对较小的组件,又处于“机架-燃气摇摆装置-伺服机构(用工艺拉杆代替)-推力室”构成的伺服回路中(见图1),该回路决定了发动机整体的横向组合刚度,从而对发动机低频特性有显著影响。因此,推力室的有限元建模极为重要。

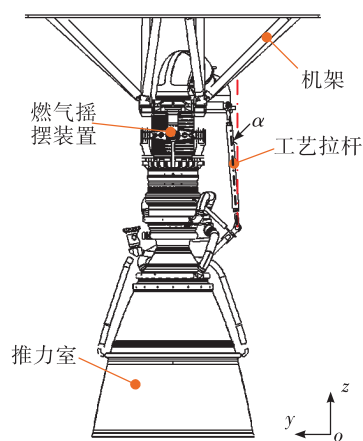


图1 伺服回路简图

Fig.1 Sketch of servo loop structure

推力室大部分结构由内、外壁钎焊而成。其中,内壁外表面为用于再生冷却的钎焊铣槽结构,外壁为匀质结构,如图2所示。考虑到铣槽结构截面特征尺寸小且数量大,在建模中如果完全反映结构的每一个细节,将造成计算量过大甚至造成计算无法进行。

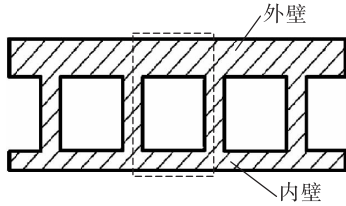


图2 铣槽钎焊结构局部截面

Fig. 2 Local section of the groove-brazing structure

对于该发动机推力室中图2所示的钎焊铣槽结构,选取其中一个铣槽单元,即红框内“口”字型结构单元,在保持截面宽度以及外壁厚度的情况下,根据质量和刚度等效原则,将原“口”字型双层复合结构等效为单层匀质矩形结构,如图3所示。下面对等效后的结构等效厚度和等效密度进行计算。

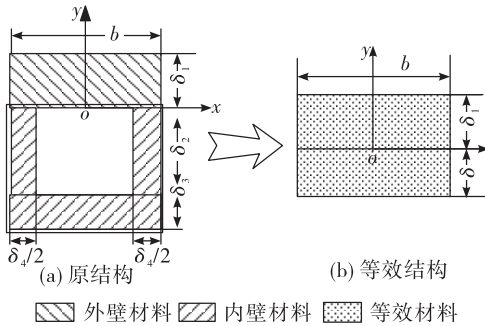


图3 铣槽单元等效简图

Fig. 3 Equivalence of an groove-brazing element

1.1.1 等效厚度

如图3(a)所示,取外壁底部中点为坐标原点,建立坐标系 $x-o-y$, 可得到图3(a)中虚线框部分(由于外壁几何形状不变,故仅考虑内壁面部分等效)相对于坐标系 $x-o-y$ 的惯性矩 I_x, I_y , 对应图3(b)中等效部分的相对于 $x-o-y$ 坐标系的惯性矩为 I'_x 和 I'_y , 由等效前后相对 x 轴惯性矩相等

$$I'_x = I_x \quad (1)$$

求得等效壁厚 δ 。也可由等效前后相对 y 轴惯性矩相等

$$I'_y = I_y \quad (2)$$

求得 δ 。但由于原结构相对于 x 轴和 y 轴几何特征存在差异,由式(1)和式(2)求得的并不一定相等(若选用工字梁结构等效,由式(1)和式(2)得到的 δ 差异更大)。为此,构建目标函数

$$f(\delta) = \text{abs}(I'_x - I_x + I'_y - I_y) \quad (3)$$

求解方程

$$f(\delta) = 0 \quad (4)$$

得到的 δ 则考虑了截面相对于 x 轴的惯性矩和 y 轴惯性矩的影响,是平衡了相对两坐标轴惯性矩差异的最优当量厚度,故模型中采用该厚度。

1.1.2 等效密度

图3(a)中的面积质量为

$$m = \rho_1 b \delta_1 + \rho_2 (b \delta_3 + \delta_2 \delta_4) \quad (5)$$

式中: δ_1 为外壁壁厚; ρ_1 为外壁材料密度; ρ_2 为内壁材料密度。根据质量协调条件,得到等效密度

$$\rho = m/b(\delta_1 + \delta) \quad (6)$$

1.2 摇摆软管有限元模型及试验修正

为适应摇摆需要,在泵后推力室燃料和燃气供应路都设置了高压摇摆装置,它由摇摆软管以及包含有两对正交布置轴承的外围支撑组件组成。其中,摇摆软管为增强型多层波纹管结构,是为发动机提供摇摆位移补偿的重要柔性环节,属于摇摆装置的核心部件。而其中的高压燃气摇摆装置处于伺服回路中,其波纹管的模型精度更为关键。

实际的波纹管存在大变形以及接触非线性现象,精细的有限元建模较为复杂^[20],在本次计算中,暂不考虑波纹管的非线性特征,仅考虑线性刚度和质量模拟。根据波纹管装配后与铠装环的接触状态,将波纹管分为接触区和非接触区,对处于接触区的部分,其主要体现质量特性,故采用单层实体单元,其厚度是波纹管的各层厚度之和,相当于多层波纹管直接焊接在一起。对体现柔度特性的非接触区,采用二维壳单元建模,对各层分别划分网格,层间接触暂不考虑。将两区域分界面上的节点通过刚性连接单元 RBE2 形式的 MPC 实现连接,从而形成波纹管整体结构的有限元模型(图4)。计算得到的摇摆软管模态结果如表1所示。

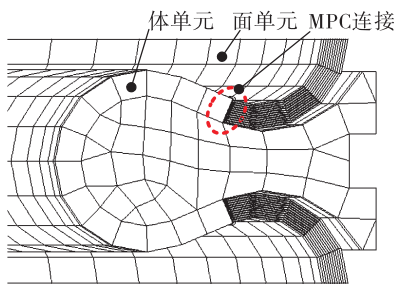


图 4 波纹管局部有限元模型

Fig. 4 Finite element model of a part bellows

为获得波纹管更为精确的有限元模型,进行了燃气摇摆装置的模态试验。其试验装置状态为:将燃气摇摆装置上下端通过螺栓固定在刚性试验台架上,内部未充压且摇摆角置于零位,图 5 为试验状态照片。试验采用单点激励,多点分次采集的方法进行模态试验。试验结果如表 1 所示。

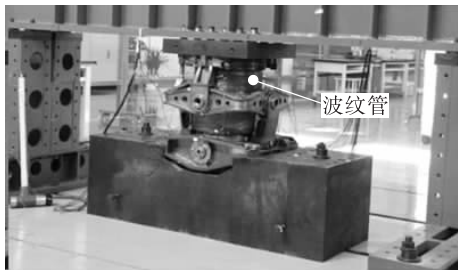


图 5 波纹管模态试验照片

Fig. 5 Photo of the modal test of the bellows

表 1 波纹管计算试验模态参数

Tab. 1 Computed and tested modal parameters of the bellows

模态	频率/Hz		振型描述
	计算	试验	
一阶	101. 8	140. 8	软管一阶弯曲
二阶	106. 0	147. 4	软管二阶弯曲
三阶	279. 8	346. 2	软管一阶扭转

从表 1 可以看出,燃气摇摆软管的模态计算与试验结果值差异较大,计算所得的各阶模态参数均明显小于试验值,因此需对计算模型进一步修正。

考虑到波纹管有限元模型中二维单元部分刚度较小,其对波纹管结构低频特性较为敏感,为方便起见,采用调节该部分单元的弹性模量值,即设置虚拟弹性模量值以调整其整体刚度来改变软管

的低阶模态频率。经反复计算,将其中二维单元的弹性模量调至 390 GPa,计算获得修正模型相应的模态参数及相对误差与修正前计算结果对比见表 2,可以看出,修正模型对应模态下的模态频率相对误差绝对值均小于 5%,可见,模型精度明显提高,修正措施有效。

表 2 修正前后的波纹管模态频率计算结果对比

Tab. 2 Comparison of the computed frequencies of the bellows before and after modification

模态描述	模态频率/Hz	相对误差/%	
		修正前	修正后
一阶弯曲	141. 4	- 27. 7	0. 4
二阶弯曲	147. 1	- 28. 1	- 0. 2
一阶扭转	336. 8	- 19. 2	- 2. 7

1.3 其余组件及整机有限元模型

- 1)对燃气、燃料摇摆装置中摇摆软管外围支撑组件采用三维实体单元模拟,摇摆装置中轴承采用释放转动方向自由度的刚性连接单元模拟。
- 2)考虑到涡轮泵、燃气发生器以及部分自动器组件自身刚度较大,其自身柔性对低频模态影响较小^[5],故均采用集中质量单元模拟。
- 3)机架、伺服机构上下支点、拉杆等组件采用等截面空间梁单元建模。
- 4)对推进剂和燃气主供应管路进行几何模型简化后采用三维实体单元建模,对于推力室外部管路,将原几何模型抽中面后采用二维单元建模。

基于坐标系将发动机整机结构的 5 个子结构的有限元模型组装起来,通过消除重合节点或 RBE2 建立各子结构间的连接。最终得到的整机结构有限元模型如图 6 所示。整个模型共计 889 693 个单元,780 635 个节点。

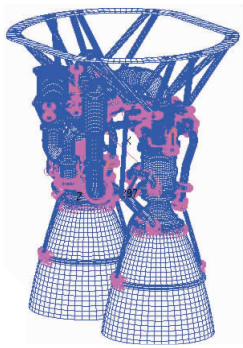


图 6 整机有限元模型

Fig. 6 Finite element model of the entire engine

2 整机模态计算结果

将机架顶端固支,即约束机架上圈板安装孔对应节点的 6 个方向自由度,得到整机结构的前三阶模态频率分别为 8.80, 9.65, 15.30 Hz, 其中前两阶均为喷管横向摆动结构整体模态,第三阶为燃料供应导管局部模态。图 7 为结构整体典型模态振型(对应为第二阶模态)。不难发现,其主要由伺服回路的横向组合刚度决定。

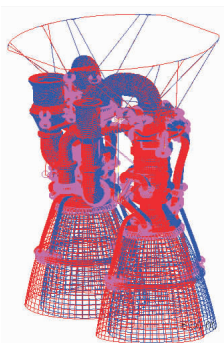


图 7 整机典型模态

Fig. 7 Typical modal shape of the engine

目前,总体尚未提出发动机结构低频特性要求,但可以肯定的是,对于箭体来说,为确保其姿态控制系统稳定品质,自然期望发动机伺服回路低频模态频率尽可能高些,下面对发动机结构动态特性进行优化。

3 结构动态特性优化

由上一节计算结果可以看出,提高伺服回路结构模态频率的一个重要途径是提高伺服回路的横向组合刚度,而决定该刚度大小的主要因素有:工艺拉杆(含上支点)、推力室及其燃气摇摆装置等结构。综合来看,通过改变燃气摇摆装置或者改变推力室结构的实现代价较大,此处考虑通过改变工艺拉杆的横向刚度(截面惯性矩等)或改变工艺拉杆装配布局参数,如工艺拉杆安装倾角(工艺拉杆到推力室中轴线的转角,逆时针为正,见图 1 中 α)来实现。

表 3 为通过改变工艺拉杆横截面规格使其截面惯性矩分别增加至原状态的 2 倍和 4 倍下结构模态计算结果。对比上一节中前三阶模态频率可以看

出,通过参数调整,伺服回路的首阶模态频率仅提升了约 5%,第二阶频率也仅提升了不到 8%。可见,在现有布局状态下,通过工艺拉杆刚度对结构前两阶整体模态频率影响并不显著。

表 3 不同工艺拉杆截面下的整机模态频率

Tab. 3 Modal frequencies of the engine under different section of the pull rod 单位:Hz

模态阶次	一阶	二阶	三阶
2 倍惯性矩	9.17	10.31	16.30
4 倍惯性矩	9.26	10.39	16.30

在其他状态均不改变的情况下,调整工艺拉杆倾角,表 4 为对应的计算结果。从表 4 可以看出,当工艺拉杆倾角改变时,结构整体前两阶模态频率最大提升了 12% 和 58% (均对应工艺拉杆倾角为 9° 的工况)。可见,增大工艺拉杆倾角对提升结构前两阶模态频率效果明显,表明该方式是优化结构低频特性的一个重要途径。第二阶模态频率提升幅度明显高于首阶模态,主要是因为第二阶模态主要表现为绕 x 轴方向的摆动,由图 1 可以看出,此方向上的横向组合刚度受工艺拉杆倾角影响最为显著,因此对此阶模态影响较大,而首阶模态的摆动方向与 x 轴存在较大夹角,增大 x 方向的横向组合刚度,其对该模态摆动方向的横向组合刚度贡献有限,而绕 y 轴方向的横向刚度并未显著增加,因此首阶模态频率提升幅度较小。

表 4 不同工艺拉杆倾角下整机模态频率

Tab. 4 Modal frequencies of the engine under different dip angle of the pull rod

工艺拉杆 倾角/ $^\circ$	模态频率/Hz		
	一阶	二阶	三阶
3	9.82	12.70	16.31
9	9.86	15.27	16.34

4 结语

本文针对 500 吨级液氧煤油发动机的结构特点,结合高压燃气波纹管组件的模态试验结果,采用子结构有限元模型组装的方法形成了整机有限元模型。

整机模态计算结果表明,现有布局方案下,整机的首阶模态频率约为8.8 Hz。通过对多因素影响下的伺服回路模态计算结果分析表明,改变工艺拉杆倾角对提升伺服回路相应方向上的横向刚度作用最为显著,可显著提升其对应方向的模态频率。

后续拟进一步开展组件级以及系统级的模态试验,修正计算模型,开展摇摆软管多种状态下的模态试验和建模研究。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 龙乐豪. 总体设计:中[M]. 北京:宇航出版社, 1993.
- [3] 杨云飞, 陈宇, 李家文, 等. 运载火箭摇摆发动机与全箭动力学特性耦合关系研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(10):2095-2102.
- [4] 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.
- [5] 梁俊龙, 谭永华, 孙宏明. 补燃发动机总体布局动态设计研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(4):1-7.
LIANG J L, TAN Y H, SUN H M. Dynamic design research of staged-combustion engine overall layout[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(4):1-7.
- [6] 杜飞平, 谭永华, 陈建华. 基于子结构试验建模综合的火箭发动机结构动力分析[J]. 推进技术, 2015, 36(10):1547-1553.
- [7] 邵松林. 某发动机整机模态分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(4):55-59.
SHAO S L. Modal analysis of a rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(4):55-59.
- [8] 陶瑞峰, 吴建军. 某液体火箭发动机组合结构模态分析[J]. 试验技术与试验机, 2008, 48(2):24-27.
- [9] 杜大华, 贺尔铭, 李锋. 基于多重动态子结构法的大型复杂结构动力分析技术[J]. 推进技术, 2018, 39(8):1849-1855.
- [10] 杜大华, 贺尔铭, 李磊. 改进模拟退火算法的喷管动力学模型修正[J]. 宇航学报, 2018, 39(6):632-638.
- [11] 王成林, 刘勇, 文立华. 固体火箭发动机柔性喷管有限元建模及摆动分析[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(35):9613-9616.
- [12] 黄道琼, 王振, 杜大华. 大推力液体火箭发动机中的动力学问题[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2019, 49(2):23-34.
- [13] 杨文健. 基于模态综合法的运载火箭动力学分析[D]. 大连:大连理工大学, 2018.
- [14] 贾文成, 王鹏辉, 张永亮. 新一代大型火箭全箭模态试验[J]. 强度与环境, 2017, 44(2):1-9.
- [15] 董严, 付小燕, 丁志伟. 基于多测点数据的火箭飞行模态参数识别方法[J]. 固体火箭技术, 2018, 41(4):520-523.
- [16] 史纪鑫, 葛东明, 范晶岩, 等. 大型复杂航天器组装机动力学建模方法与应用[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(4):318-322.
- [17] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(1):1-6.
TAN Y H. Research on power system of heavy launch vehicle in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(1):1-6.
- [18] 李斌, 栾希亭, 张小平. 载人登月主动力:大推力液氧煤油发动机研究[J]. 载人航天, 2011, 17(1):28-33.
- [19] 秦红强, 张相盟, 张晓光, 等. 基于自顶向下模式的液体火箭发动机骨架模型设计[J]. 火箭推进, 2016, 42(4):58-61.
QIN H Q, ZHANG X M, ZHANG X G, et al. Design of liquid rocket engine skeleton model based on top-down mode[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(4):58-61.
- [20] 徐学军, 任武, 袁喆, 等. 增强S型波纹管结构耐压强度分析技术[J]. 火箭推进, 2019, 45(1):19-24.
XU X J, REN W, YUAN Z, et al. Compression strength analysis of the reinforced S-shaped bellows[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(1):19-24.