

关于固体火箭固有特性计算的几个问题

李云峰 周科健

提 要 本文根据我校对固体推进剂做的大量测试及对固体火箭地面动态特性实测结果,并依据笔者对振动理论的研讨和多次计算结果,提出了从基本假设到振动理论选择的若干可以提高计算精度与计算速度的意见。

一、基本假设

1. 在对固体火箭、导弹进行全弹固有振动特性计算时,首先碰到的一个问题,就是如何估价固体推进剂本身的弯曲刚度、剪切刚度对全弹固有振动特性的影响。我校对当前常用的复合推进剂、丁羧推进剂力学特性做了大量测试,现挑选其中两组典型曲线示于图1、2。从图中可以看出,杨氏模量分散性较大,而且数值很小。目前固体火箭发动机壳体材料多采用高强度合金钢,少数小型固体火箭也有用高强度铝合金的。因此,壳体与芯子(固体推进剂)之杨氏模量比约为7700~20000,由计算可知,壳体与芯子横截面惯性矩之比约为15~20,这样,壳体抵抗弯曲能力约为芯子的300—1300倍。其次,在壳体与芯子之间常设有包复层,这样,在弹性振动时包复层可起缓冲作用,或者说,包复层连同固体推进剂构成的复合芯子可以承受弯曲的能力就更小了。为此,在全弹振动计算时不妨假设:发动机壳体承受全部的弯曲应力和剪切应力。

2. 计算中必然要处理的第二个问题是:由于结构的需要,火箭、导弹常由两种以上材料组成承力的横截面。这样的承力横截面又分为两种情况:一种是外壳中间有一个由不同材料构成的且与外壳互不相连的承力横截面,如图3中之C—C截面;另一种是由不同材料组合的横截面,互相之间是由连接件紧固的,如图3中之B—B截面。振动计算时,前者可采用双梁结构假设进行处理,后者可采用“变换截面法”^[1]来处理。变换截面对中性轴的惯性矩 $I_t = I_1 + nI_2$ 。这样,就可按单一材料的常用方式进行分析。其应力为

$$\sigma_{x1} = M \cdot y / I_t$$

式中 I_1 为材料1的截面惯性矩;

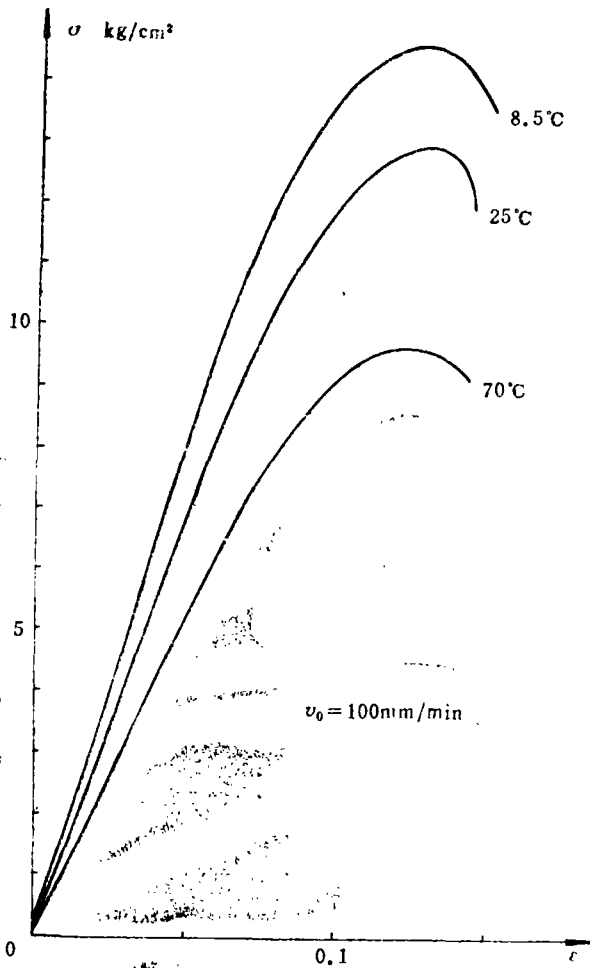


图1 某丁腈固体推进剂力学特性

I_2 为材料 2 的截面惯性矩;

E_1 为材料 1 的杨氏模量;

E_2 为材料 2 的杨氏模量;

$$n = E_2 / E_1.$$

火箭导弹在飞行过程中弹体温度会增高, 这将导致壳体材料的刚度及频率的降低, 这中间包括: 随着温度的升高引起材料杨氏模量的降低以及由于结构产生了热应力而引起结构皱折而使刚度降低。前者之影响, 据参考文献[2], 用基本矩阵方程的因子来表示, 工程设计时可据实验测量结果作出修正; 后者之影响可在结构合理性及安全系数两方面予以考虑。

轴向载荷效应会减小全弹横向振动频率, 对短而粗的火箭导弹来说, 经常可以略去不计, 根据我们的试验与计算也有同样的结论, 对较为细长的弹体, 可据发动机的热试车及弹体轴向静压缩试验得到的临界皱折载荷之比确定, 如其比值小于 0.05 左右[2]亦可略而不计。

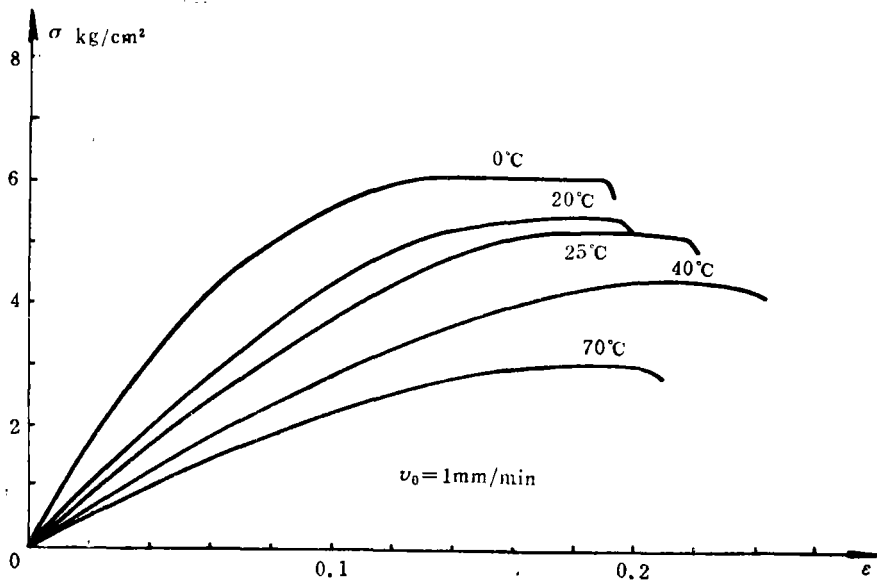


图 2 某复合固体推进剂力学特性

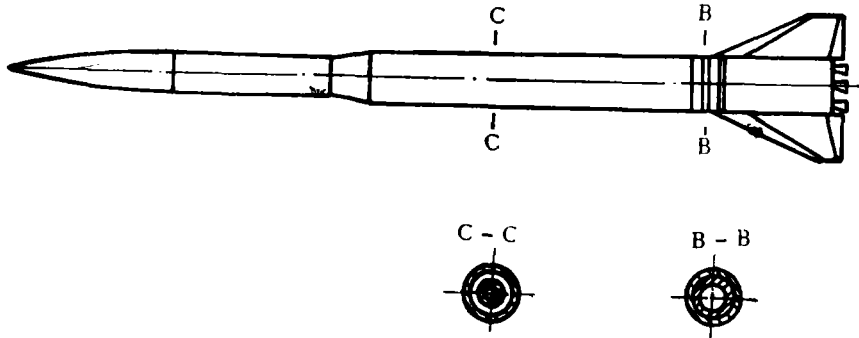


图 3

实际的火箭导弹结构，除去占全弹总长为一个小部份之头锥外，均为圆柱体，即使在头锥部份，由于腔内要装置仪器设备，真正呈抛物线之锥状部份也只占头部总长之小部份。因此，在计算全弹振动特性时，可采用理论比较成熟、计算起来比较简便的等截面梁元素假设，只要注意在划分元素段时在锥状部分适当增加段数就可以了。

二、振动理论的选用

用有限单元法计算结构固有振动特性时，为了提高精度，除了要将结构划分足够多的单元数外，还要选择好计算的振动理论。在只需要前几阶固有特性的大长细比的弹体时，可以不考虑剪切变形和转动惯性的影响，此时单元自由度为4。在计算较短粗的弹体结构或虽为大长细比，但需要较高阶固有特性时，必须考虑剪切变形和转动惯性的影响，选用能满足全部几何边界条件和全部力的边界条件的参考文献 [3] 所叙之理论。该文献

选取的总位移函数为:

$$w = a_1 + a_2x + a_3x^2 + a_4x^3$$

剪切转角函数为:

$$\gamma = a_5 + a_6x + a_7x^2 + a_8x^3$$

由此推导出单元刚度矩阵、单元质量矩阵如下。其中 I —截面转动惯量; A —单元梁横截面积; l —单元梁长度; E —杨氏模量; G —剪切模量; K —剪切系数; $r^2 = I/AI^2$; $s = KG/Er^2$

单元刚度矩阵为:

$$[K] = \frac{EI}{420l^3}$$

$$\left[\begin{array}{cccccccc} 504s & 252sl & 42sl & 42sl^2 & -504s & 252sl & 42sl & -42sl^2 \\ (504+128s)l^2 & 14sl^2 & (42+22s)l^3 & -252sl & -(504-124s)l^2 & 28sl^2 & (42-20s)l^3 & \\ & 56sl^2 & 0 & -42sl & 28sl^2 & -14sl^2 & -7sl^3 & \\ & & (56+4s)l^4 & -42sl^2 & -(42-20s)l^3 & 7sl^3 & -(14+3s)l^4 & \\ & & & 504s & -252sl & -42sl & 42sl^2 & \\ 对称 & & & & (504+128s)l^2 & 14sl^2 & -(42+22s)l^3 & \\ & & & & & 56sl^2 & 0 & \\ & & & & & & & (56+4s)l^4 \end{array} \right]$$

单元质量矩阵为:

$$[m] = \frac{\rho Al}{420}$$

$$\left[\begin{array}{cccccccc} 156 & 22l & 22l & 0 & 54 & -13l & -13l & 0 \\ (4+156r^2)l^2 & 4l^2 & 22r^2l^3 & 13l & -(3-54r^2)l^2 & -3l^2 & -13r^2l^3 & \\ & 4l^2 & 0 & 13l & -3l^2 & -3l^2 & 0 & \\ & & 4r^2l^4 & 0 & 13r^2l^3 & 0 & -3r^2l^4 & \\ & & & 156 & -22l & -22l & 0 & \\ & & & & (4+156r^2)l^2 & 4l^2 & -22r^2l^3 & \\ 对称 & & & & & 4l^2 & 0 & \\ & & & & & & & 4r^2l^4 \end{array} \right]$$

三、程序设计技巧问题

结构固有振动特性的计算标准程序在已出版的算法语言汇编中常有编入,但是在具体应用时,都要根据具体问题的主要特点重新加工编制。火箭、导弹结构比较复杂,其横截面特性、沿纵轴的材料种类、刚度、质量分布不尽相同,这样,为克服计算过程中人工制备成百上千的元素信息之困难及人为的差错,应将程序编制成能根据最少的输

入数据而由计算机自动完成大量原始数据的制备工作。为能在较小的计算机上进行运算，编制程序时除了要尽量少开辟新的数组外，还要在计算程序的编制上想办法。

针对上述特点，可采用以下措施（参见附录）：

(1) 编制数据块子程序，由它把预先敲定的必需之原始数据通过有名公用区输送给主程序，其它元素特性参数则由主程序完成制作；

(2) 在算出某一个单元之全部特性参数后，当即将它装入总体矩阵之中去，原来用于装填单元特性参数之数组清零后继续装填下一个单元特性之诸参数，这样周而复始直到所有单元特性计算并总装完毕为止；

(3) 鉴于总体矩阵的大稀疏性和对称性，应采用一维变带宽贮存。

四、SSF 型固体火箭实例计算

(1) 原始状态参数

实弹状态（填装固体推进剂）

距头部顶点 坐标 (cm)	线质量 (kg·sec ² /cm ²)	横截面惯矩 (cm ⁴)	横截面积 (cm ²)
40.00	0.0000186	241.45	11.696
69.00	0.0000186	303.08	12.912
112.00	0.0000951	255.30	10.799
118.70	0.0005839	2200.60	56.480
225.20	0.0003109	161.60	11.583
231.85	0.0005839	2200.60	56.480
236.35	0.0001504	232.66	26.668
260.70	0.0001504	217.29	30.215

空弹状态（不装填固体推进剂）

距头部顶点 坐标 (cm)	线质量 (kg·sec ² /cm ²)	横截面惯矩 (cm ⁴)	横截面积 (cm ²)
40.00	0.0000186	214.00	11.696
69.00	0.0000186	303.00	12.912
112.00	0.0000951	255.30	10.799
118.70	0.0003389	2200.60	56.480
225.20	0.0000695	161.60	11.583
231.85	0.0003389	2200.60	56.480
236.35	0.0001504	232.66	26.668
260.70	0.0001504	217.23	30.215

(2) 理论计算与试验实测结果对比

实弹状态下之频率特性

振动阶次 项目	1	2	3	4	5
计算结果 (Hz)	90.5	174.1	337.6	552.7	787.6
试验实测 (Hz)	89.5	169.0	由于试验设备所限未能测出		
相对于实测的误差 (%)	1.12	3.02	/		

空弹状态下之频率特性

振动阶次 项目	1	2	3	4	5
计算结果 (Hz)	101.2	220.2	461.5	789.3	1079.1
试验实测 (Hz)	98.0	219.0	由于试验设备所限未能测出		
相对于实测的误差 (%)	3.27	0.55	/		

振型节点位置表

实测及计算值 状态	项目 振型阶次	实测节点位置 (cm)	计算节点位置 (cm)
空 弹	1	78; 228	78; 220
	2	44; 115; 228	41; 117; 228
实 弹	1	87; 216	87; 215
	2	53; 135; 223	50; 137; 223

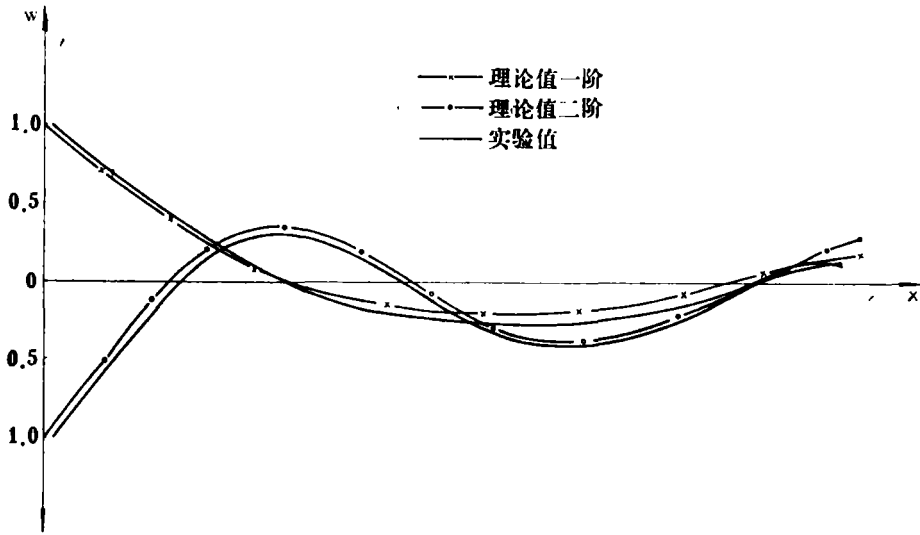


图 4 实弹振型曲线

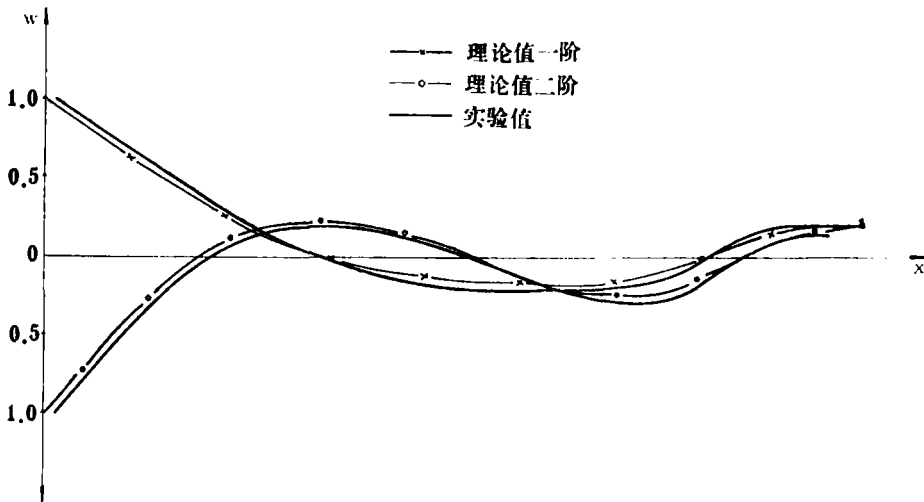


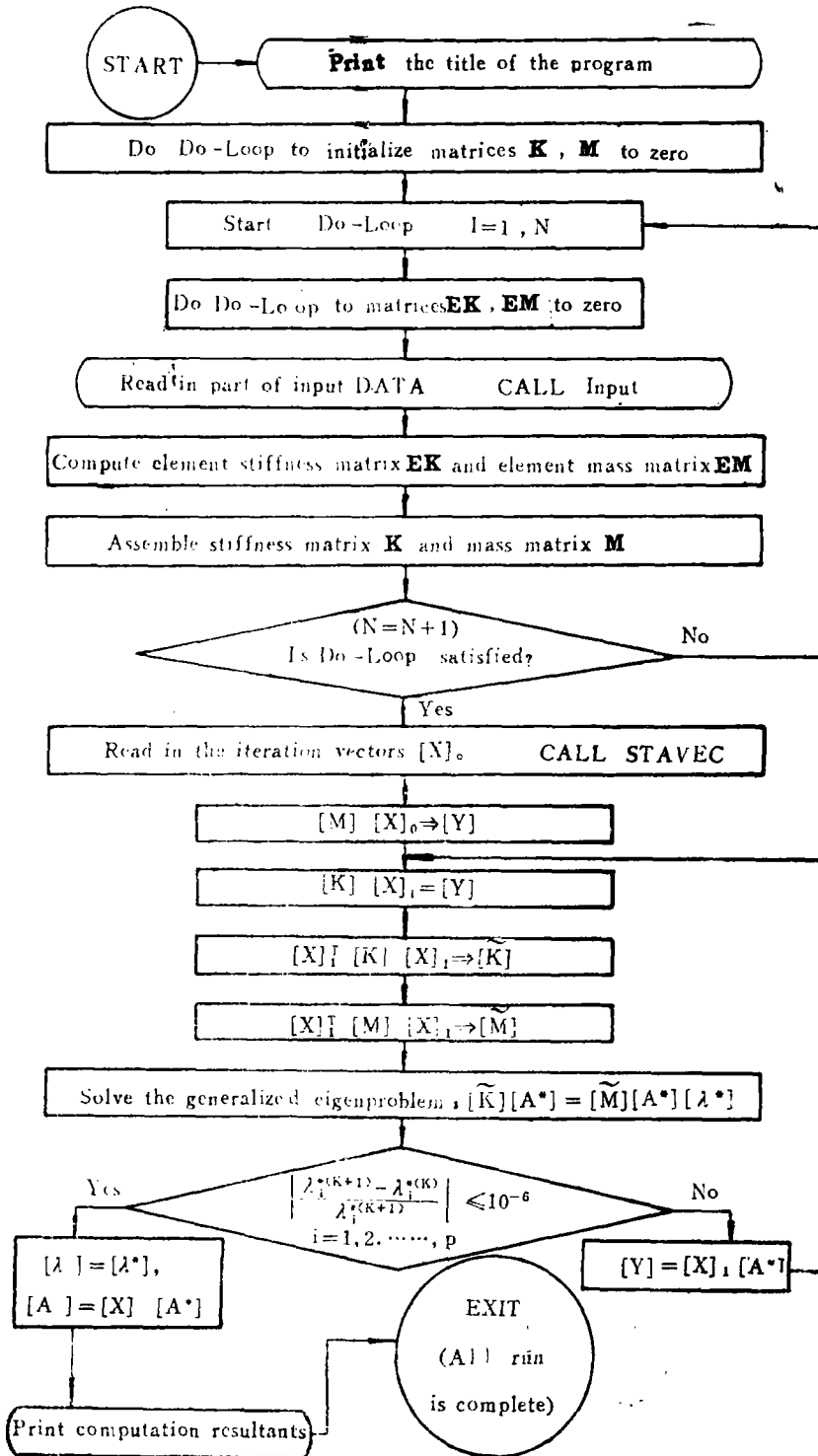
图 5 空弹振型曲线

五、结 束 语

综上所述,虽然火箭、导弹结构十分复杂,沿长度方向其刚度、质量、横截面几何特性变化都较大,固体推进剂及助推器火药分布情况不尽相同,但采用本文所建议的基本假设和计算理论完全可以取得良好的工程效果。需要指出的是:由于复合材料特性随结构的构造形式、工艺加工方法、加工质量等变化较大,故计算中所取之材料特性参数尽量用实际结构的实测值;此外,质量的分布对振动特性影响也比较大,故要逐个地把零、部件的重量称准、尺寸量对,部件对接处要按实际构造计算其质量及刚度。

本文所引用的固体推进剂资料系我校五系实测。全弹实测数据取自参考文献[5]。蔡景茹、商景明、张岩、孙红同志付出了大量的辛劳,笔者在此一併致谢。

附录：主流程图



参 考 文 献

- [1] S.铁摩辛柯, J.盖尔, 材料力学, 科学出版社, 1978.
- [2] H.L.Cox, 导弹的振动, 火箭导弹技术, 7, 1961.
- [3] 周科健, 一个 Timoshenko 梁元模型, 强度与环境, 2, 1982.
- [4] E.Zakrajek, On the Generalized Eigenvalue Problem, JIMA. Vol. 18, 1976.
- [5] 试验报告, 国防科学技术大学 108 中心试验室, 5, 1981.

Problems Concerning the Natural Vibration Characteristic Calculation of Solid Propellant Rockets

Li Yunfeng Zhou Kejian

Abstract

According to incomplete statistics, 85% of existing rocket-missile weapon systems either in use or in the design stage are powered by a solid propellant, therefore, studies for improving computing precision and speed in determining the natural vibration characteristics of solid propellant rockets are of practical engineering worth.

On the basis of the results of solid propellant tests and actual measurement on dynamic characteristics of solid propellant rockets in our university and in the light of theoretical calculations made by the authors of this paper, we put forward a proposal for improving computer precision and speed, which includes assumptions and selection of vibration computational theory.