

一种优选探空火箭总体设计方案的方法

李 云 峰

(应用力学系)

摘 要 本文叙述了一种能自动求解弹性探空火箭在大气干扰下之飞行品质,并进而鉴别其总体设计方案优劣的方法。本方法的特点是把弹性探空火箭与飞行环境结合起来进行综合计算与分析。只要输入发射瞬间视箭体为刚体之参数,本文程序即可连续打印出弹性火箭之大量信息数据:弹道参数、空气动力系数、气动静稳定距、箭体变形、飞行姿态、顶点高度等。据此,即可评判各方案之优劣,提出改进之意见。

符 号

$O X_0, Y_0, Z_0$	地面坐标轴
$O X_1, Y_1, Z_1$	机体坐标轴
θ	俯仰角
ψ	偏航角
ϕ	滚转角
R	空气动力
q	速 压
S	参考面积
C_y^*	升力系数斜率
$\alpha_{有}$	有效迎角
α	局部迎角
U, \dot{U}	箭体横向位移及位移速度
V	局部表面之气流速度
$\gamma(x)$	重心至火箭纵轴上 x 点处距离

Y_H, Y_T	火箭头部与尾部之升力
α_H, α_T	火箭头部与尾部之迎角
C_p	压力中心
C_G	重心
α_1, α_2	局部箭体之变形量
V_y	火箭上升速度
H	飞行高度
M	马赫数
$[K], [C], [M]$	箭体之刚度矩阵、阻尼矩阵及质量矩阵
$F(t)$	空气动力数组
α_w	阵风引起的局部迎角
T	时间

一、引言

我校研制的探空火箭之验证性飞行试验表明，一个好的探空火箭总体设计方案的诞生，必须把尽可能接近实际的火箭构造数学模型与飞行环境紧密地结合起来，进行综合计算与优选分析。世界各国不同类型探空火箭多次飞行失败之教训证明了这一点，我们的经验也是如此。

本文以沿飞行弹道有横向挠曲变形的火箭在三维空间的振动和与结构弹性变形相关的弹性振动之迭加来表示探空火箭在飞行过程中的空间运动状态及飞行姿态。因此，基本的处理问题的方法是迭代法。本文程序解题思路为：火箭刚离发射架瞬间视为刚体，调用空气动力子程序算出此刻分布于箭体上的空气动力载荷，接着调用动态响应子程序，算出在此空气动力载荷作用下的结构动态响应。新的结构变形与飞行姿态产生新的空气动力载荷，新的空气动力载荷又引起新的结构变形与新的飞行姿态，这样反复迭代，直到前后两次箭体变形或空气动力载荷之差落在给定范围内为止。继而调用弹道计算子程序，算出新的弹道轨迹点，在新的位置上又重复上述步骤，直到火箭上升速度为零止。在计算过程中，还可插入强度、刚度子程序，实时算出该瞬间火箭结构的应力应变值。结合工程判断，本方法可以鉴别总体设计方案之优劣，指示不足之处之所在，从而对总体设计方案优选之决策起依据性作用。

二、数学模型

1. 大气环境

大气环境由水平常值风与阵风组成。设计计算时，水平常值风通常以随高度变化的速度图给出。对于阵风，目前常用的办法有两种：其一是给出一个设想的阵风计算图，即认为阵风是按某一规律变化，它的形状是不变的，但量值是随最大风速变化的。阵风厚度及作用时间也同时作出假设；其二是采用频域分析法估计。虽然后者依赖于季节和

发射场的位置,但探空火箭发射场比较固定,当地气象台站可以通过观察气球和测量由地面发射的有烟火箭之痕迹得到较全面的资料。阵风在箭体上的分布,可以假设成按余弦函数形式作用于箭体截面迎风的半边上。

风矢量 \vec{W} 在箭体坐标轴上分量为:

$$W_{x_1} = W_{x_0} \cos \theta \cos \psi + W_{y_0} \sin \theta \cos \psi + W_{z_0} \sin \psi$$

$$W_{y_1} = W_{x_0} (-\sin \theta \cos \phi - \cos \theta \sin \psi \sin \phi) + W_{y_0} (\cos \theta \cos \phi - \sin \theta \sin \psi \sin \phi) + W_{z_0} \cos \psi \sin \theta$$

$$W_{z_1} = W_{x_0} (\sin \theta \sin \phi - \cos \theta \sin \psi \cos \phi) + W_{y_0} (-\sin \theta \sin \psi \cos \theta - \cos \theta \sin \phi) + W_{z_0} \cos \psi \cos \phi$$

式中: $W_{x_0}, W_{y_0}, W_{z_0}$ 分别为风矢量在地面坐标轴上的投影。

水平风在地面坐标轴上的投影为:

$$W_{x_0} = -W \cos \psi_w;$$

$$W_{y_0} = 0;$$

$$W_{z_0} = -W \sin \psi_w$$

2. 空气动力

弹性箭体振荡不稳定运动情况下的空气动力计算,可采用类似于薄机翼振荡的准稳定方法处理,即瞬时有效迎角代入稳定运动公式作近似计算。

$$\{R\} = q s \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \end{bmatrix} \{\alpha_{有}\}$$

式中

$$\{\alpha_{有}\} = \{\bar{\alpha}\} + \{\alpha_w\}$$

$$\{\bar{\alpha}\} = \{\alpha\} + \left\{ \frac{dU}{dx} \right\} - \left\{ \frac{\dot{U}}{V} \right\} - \left\{ \frac{\gamma(x)\theta}{V} \right\}$$

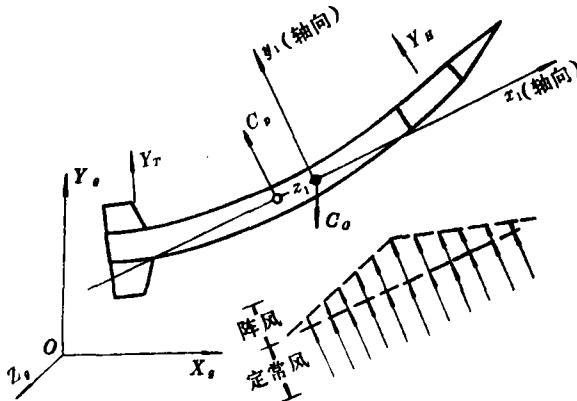


图1 弹性火箭受力图

3. 弹道

弹道计算中用的空气动力,由实时调用准稳定空气动力子程序算出。工艺的原因会导致发动机推力偏心,弹性箭体受大气干扰产生的动态响应会引起推力方向改变。将这两个因素所产生的法向力、侧向力、俯仰力矩及侧滑力矩的变化,代入运动方程,由弹

道子程序算出。尾翼和头锥与箭体轴线之不同心，用空气动力模式包括在程序之中。

4. 动态响应

飞行过程中，火箭的质量、惯性负荷、刚度、材料性能、外部载荷都在不断地变化，所以动态响应计算应与有限元素法相连系。

动态响应计算中，首先遇到的一个问题是，如何计算由粘弹性固体推进剂、各向异性复合材料和由不同材料组成承力面构成火箭整体的弯曲刚度、剪切刚度。其二是如何估价火箭高速穿越大气层时产生的箭体结构温度升高又导致结构刚度和振动频率下降。这里需要考虑的问题有：(1) 箭体温升及分布规律；(2) 如何计算壁温升高产生的材料弹性模量变化，热应力引起结构的皱折，从而导致火箭整体结构刚度的降低程度。有关这些问题的处理办法，可参考文献[3]。

质量大小及其分布对固有振动特性影响大，因此对它要实时计算。

阵风干扰引起的空气动力随时间之变化规律，可假设为由初始值线性地降为零值的形式。

在发动机推力、气动阻力及轴向惯性力综合作用下，自由飞行火箭动态响应计算公式应作修正，可参考文献[4]。

三、计算程序流程图

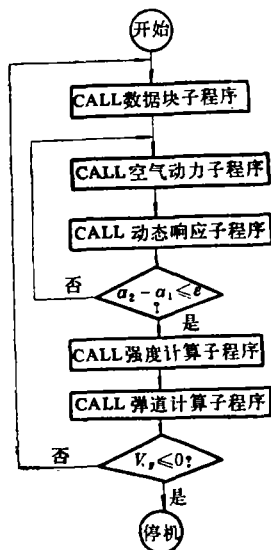


图2 主程序流程图框图

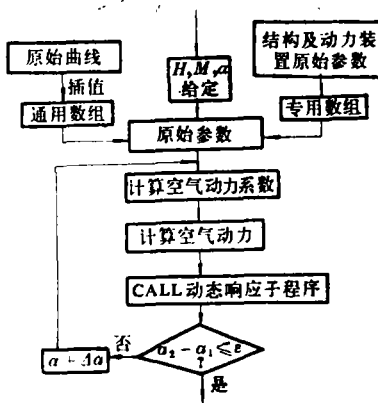


图3 空气动力子程序框图

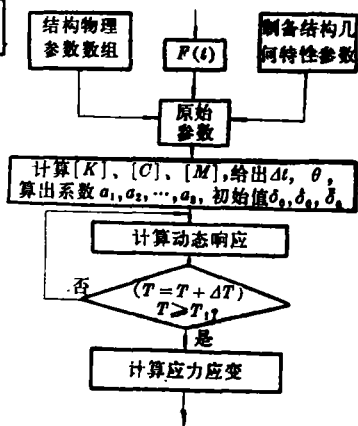


图4 动态响应子程序框图

四、SSF探空火箭实例计算

1. 初始状态参数 (表1)

表 1

距头部顶点坐标 (cm)	线质量 ($\text{kg} \cdot \text{sec}^2/\text{cm}^2$)	横截面惯矩 (cm^4)	横截面积 (cm^2)
40.00	0.186×10^{-4}	241.45	11.696
69.00	0.186×10^{-4}	303.08	12.912
112.00	0.951×10^{-5}	255.30	10.799
118.70	0.5839×10^{-3}	2200.60	56.480
225.20	0.3109×10^{-3}	161.60	11.583
231.85	0.5839×10^{-3}	2200.60	56.480
236.85	0.1504×10^{-3}	232.66	26.668
280.70	0.1504×10^{-3}	217.29	30.215

2. 按本文方法计算与实测结果对比** (表 2)

表 2

项 目	大气干扰 弹道顶角高度 (公里)	
	地面风: 0米/秒 高空最大风: 24米/秒	地面风: 4米/秒 高空最大风: 43米/秒
地面雷达实测值	72.50	62.82
计算结果	74.48	66.56
误差 (%)	2.72	5.95

** 由于测量技术限制, 未测出全弹道历程

3. 按刚性箭体与弹性箭体计算结果 (表 3)

表 3

计算状态	弹道顶点高度 (公里)
弱大气干扰、刚性箭体	80.482
弱大气干扰、弹性箭体	75.431
差值 (%)	6.696

4. 若干计算结果

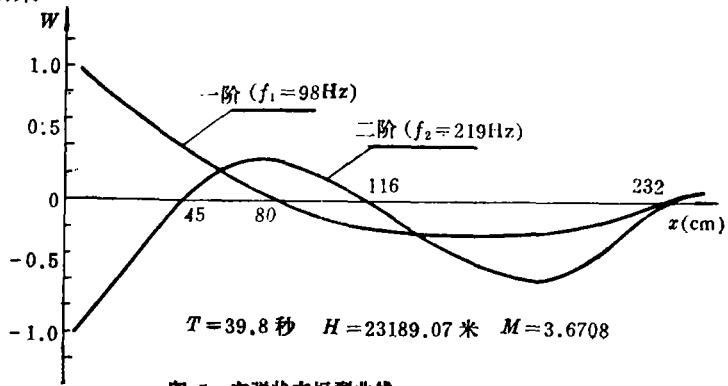


图 5 空弹状态振型曲线

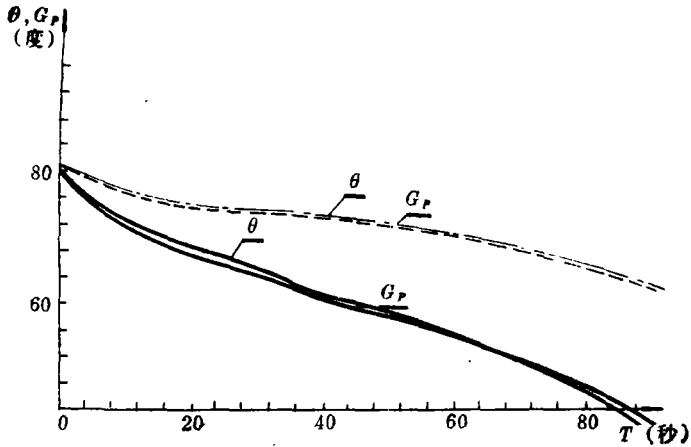
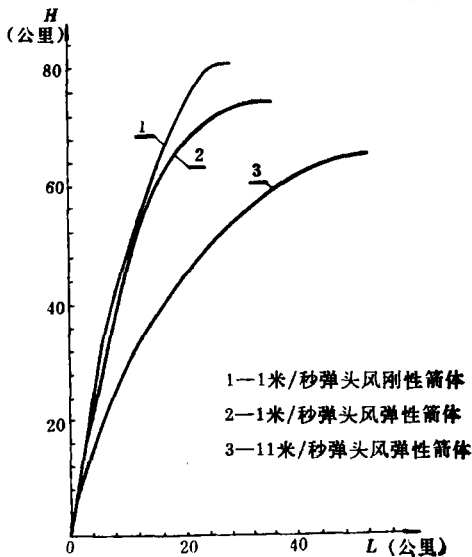


图 6 火箭俯仰角及弹道俯仰倾角在飞行中的变化

——弹性箭体受大气干扰 - - - - 刚性箭体无大气干扰 θ 火箭俯仰角 G_p 弹道俯仰倾角



1—1米/秒弹头风刚性箭体
2—1米/秒弹头风弹性箭体
3—11米/秒弹头风弹性箭体

图 7 弹道曲线图

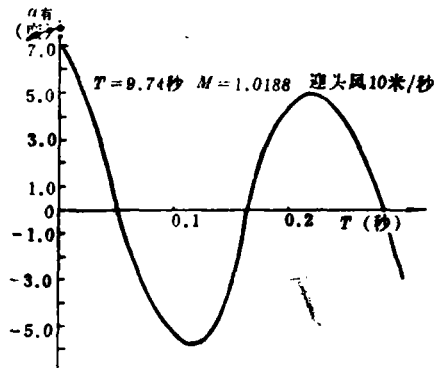


图 8 受大气干扰后箭体有效迎角随时间的变化

五、结 语

理论计算与飞行试验表明：(1) 总体设计方案讨论时应全面考虑大气干扰、结构弹性、连接部刚度、工艺制造误差及气动弹性问题，并在此基础上对总体设计方案进行优选，否则会带来决策性错误；(2) 无控探空火箭尾翼面积的大小对火箭运行有较大影响，面积过大时弹道将变平坦，火箭有相当大一部分能量不能用于爬高，弹道顶点高度降低，若面积过小，又将产生不稳定现象；(3) 在大气干扰下，火箭有效迎角会发生振荡性变化，因此火箭前段刚度尤应重视，舱段分离面公差配合要严格控制；(4) 箭体弹性变形是产生气动弹性问题的主要根源，因此一切可能引起空气动力与结构变形相互作用增大的因素，都要尽力排除或控制在最低限度内；(5) 气动稳定性取决于当地迎角而不是初始迎角，当地迎角又与大气干扰、速压及结构弹性有关；(6) 作用于火箭上的空气动力是当地迎角的函数，且是非非常的。这些都说明，一个好的探空火箭总体设计方案的诞生，必须要在尽可能真实地模拟计算、综合分析的基础上进行优选。

参 考 文 献

- [1] Stewart C. Meyers, Aeroelastic Analysis of Sounding Rocket Vehicles, AIAA 3rd Sounding Rocket Technology Conference, March 7-9, 1973.
- [2] Matejka, D.Q., Aeroelastic Bending of a Sounding Rocket vehicle, AIAA 2nd Sounding Rocket conference, 1970.
- [3] 李云峰, 周科健, 关于固体火箭固有特性计算的几个问题, 国防科技大学学报, 1, 1985.
- [4] 李云峰, 固体火箭固有振动特性研究, 国防科技大学论文报告, 8, 1985.

A Method of Optimization of Sounding Rocket Architectural Design

Li Yunfeng

Abstract

A method for automatic solution of flight behaviors of elastic sounding rocket at the atmospheric disturbances and for judgement of its architectural designs is described in this paper. The main feature of this method is synthetic computation and analysis of the elastic body in combination with the flight environment. As long as the parameters of the rigid rocket body at launching moment is inputted, the program can be used to continuously print out a large amount of information of the elastic body, including attitude of flight, flexibility of body, top altitude of flight, trajectory parameters and aerodynamic forces et al, according to which it is possible to define the best design and to improve on it.