

织女一号气象火箭设计中的若干技术

甘楚雄

(航天技术系)

摘要 织女一号气象火箭是一种小型无控固体火箭, 由于采用了若干先进的技术, 使其总体性能达到了国际先进水平。本文介绍了其总体性能, 重点介绍了总体方案设计中采用的包括最优推力程序等若干先进技术。

关键词 气象火箭, 固体火箭, 最优推力程序, 端面燃烧装药

分类号 V472

概 述

气象火箭是空间探测的重要工具。中国从1958年开始发展探空火箭以来, 取得了许多重要成果, 但进展速度不适应空间科技发展的步伐。1977年以后制订了一项新的研究计划, 由中国科学院和我校联合执行, 织女一号气象火箭是此项计划的首项成果。1987年国防科工委组织技术鉴定认为: 其总体性能已达到目前国际先进水平, 在总体方案, 总体结构布局, 带环形助推器的双室双推力发动机系统, 用优化理论决定推力程序, 加银丝的装药设计, 不贴壁自由装填药柱设计以及新型分离机构等六项技术, 均属于国内首创或居领先地位。本文对上述某些问题的设计思想作了简明的分析讨论。

织女一号气象火箭已实际使用, 并获得了重要的高空气象资料。

火箭的总体性能如下:

火箭种类:	尾翼稳定无控固体火箭。
动力装置:	两台固体火箭发动机。
助推器:	环形固体助推器。
主发动机:	端面燃烧固体发动机。
火箭全长:	2.7m
火箭直径:	0.15m
翼展:	0.45m
发射总质量:	61.5kg
燃完质量:	27kg
有效载荷质量 (不包含头部壳体):	4.9kg

最大飞行速度：	1153m/s
最大弹道加速度	19.3g
最大飞行高度（海平面发射）	~65km
发射方式：可移动轨式发射。	

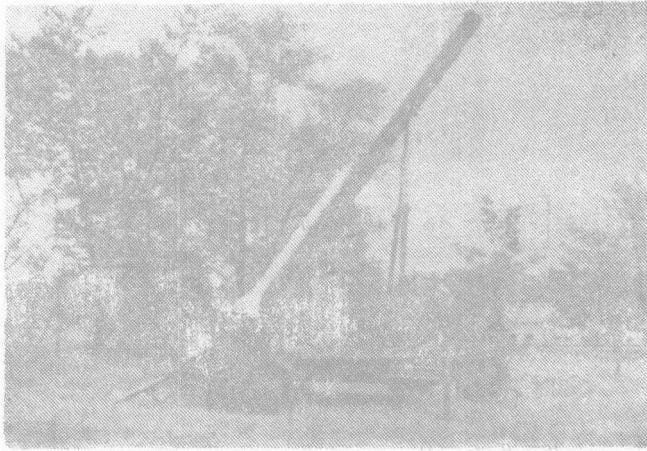


图1 织女一号火箭及发射装置

1 最优推力程序的分析

在达到规定的飞行高度条件下，减轻火箭的起飞质量和增强抗风能力是无控火箭总体设计的最重要的问题，也是评价火箭技术性能优劣的关键指标。以上述两项指标作为目标函数，设计一个可以实现的最优推力程序一直是探空火箭技术热点之一。许多著名学者对第一个目标都作过大量理论研究，但基于当时火箭技术发展的限制，难以实际应用。本文是根据Pantryagin, L.S极大值原理，利用计算机技术结合现代固体发动机装药设计方法的进展，研究设计了织女一号气象火箭的最优推力程序。在满足第一目标前提下，充分研究了推力程序对增强抗风能力的影响后对推力程序进行调整，从而兼顾了第二目标的要求，取得了很好的效果，已为飞行试验所证实。

设定火箭飞行弹道顶点高度 H 为目标函数，求

$$H = \max\{h\} \quad (1)$$

其中
$$h = \int_0^t v \sin \theta dt \quad (2)$$

约束条件是：

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{v_e \cdot \dot{m} - R}{m} - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{v_e \cdot \dot{m} \cdot \alpha + Y}{mv} - \frac{g \cos \theta}{v} \\ \frac{dm}{dt} = -\dot{\mu} \end{cases} \quad (3)$$

且 $0 \leq \mu \leq \mu_{\max}$

初始条件是: $t_0 = 0, v(t_0) = 0, m(t_0) = m_0$

现在问题变成求出最佳的 $m(t)$, 使带有约束的飞行高度 h 取极大值。这是典型的求极大值问题, 由Pantryagin极大值原理可以导出下列辅助方程式:

$$\begin{cases} \frac{d\lambda_v}{dt} = \lambda_H + \frac{2c_d v}{m} \lambda_v \\ \frac{d\lambda_m}{dt} = \frac{v_e \cdot \mu - c_d v^2}{m^2} \lambda_v \end{cases} \quad (4)$$

哈密尔顿算子:

$$H^{(\cdot)} = \left[\frac{v_e \lambda_v}{m} - \lambda_m \right] \mu - v \lambda_H - \left[\frac{c_d v^2}{m} + g \right] \lambda_v \leq 0 \quad (5)$$

当 μ 取最佳值时, $H^{(\cdot)} = 0$ 取极大值。

分析上式可知, 要使 $H^{(\cdot)}$ 取极大值, 则须考虑下列关系式:

(i) 当 $\frac{v_e \lambda_v}{m} - \lambda_m < 0$ 时

则 $\mu = \mu_{\min} = 0$

(ii) 当 $\frac{v_e \lambda_v}{m} - \lambda_m > 0$ 时

则 $\mu = \mu_{\max}$

可见当 μ 的系数为 0 时, μ 将有一个从 0 到 μ_{\max} 的突变。

设 $\sigma(t) = \frac{v_e \lambda_v}{m} - \lambda_m \quad (6)$

显然 $\sigma(t)$ 是一个连续函数, 设 μ^* 为 $\mu(t)$ 的最佳值, 要使 μ^* 不为 0 或 μ_{\max} , 则只有使

$$\sigma(t) = \frac{v_e \lambda_v}{m} - \lambda_m = 0$$

$$\therefore \frac{d\sigma(t)}{dt} = \sigma(t) = 0 \text{ 成立。}$$

于是有

$$\frac{v_e \lambda_v}{m} - \frac{v_e \lambda_v \cdot \mu}{m^2} - \lambda_m = 0 \quad (7)$$

根据极大值定律可以令 $\lambda_H = -1$, 且用(4)式代入(7)式, 则有

$$c_d(v^2 + 2v_e \cdot v) \lambda_v - m v_e = 0 \quad (7')$$

又因 $H^{(\cdot)} = 0 \quad \sigma(t) = 0$

$$\therefore \lambda_v = \frac{m v}{(c_d v^2 + m g)} \quad (8)$$

于是求得 $\mu^*(t)$ 的最后条件是

$$\frac{c_d v^3}{v_e} + c_d v^2 - mg = 0 \tag{9}$$

对(9)式求导并考虑状态方程(2)(3), 并假定在飞行主动段 $\frac{d\theta}{dt} \approx 0$ (实际 < 0.02), 可得到火箭质量变化的最佳控制条件:

$$\mu^*(t) = \frac{c_d \left(\frac{3v^2}{v_e} + 2v \right) (c_d v^2 + mg) - \dot{c}_d \left(\frac{v^3}{v_e} + v^2 \right) m}{c_d v (3v + 2v_e) + mg} \tag{10}$$

据此 $\mu^*(t)$ 来设计的推力程序是满足最优化理论的。利用计算机解下列微分方程组, 即可获得最佳推力程序及相应的最佳弹道设计参数。微分方程组如下:

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{1}{m} (p \cos \alpha - R - mg \sin \theta) \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{m v} (p \sin \alpha + Y - mg \cos \theta) \\ \frac{dh}{dt} = v \sin \theta \\ \frac{dx}{dt} = v \cos \theta \\ \frac{dm}{dt} = \frac{-c_d \left(\frac{3v^2}{v_e} + 2v \right) (c_d v^2 + mg) + \dot{c}_d \left(\frac{v^3}{v_e} + v^2 \right) m}{c_d v (3v + 2v_e) + mg} \\ m = m_0 + \int_0^t \frac{dm}{dt} \cdot dt \end{cases} \tag{11}$$

式中 $R = c_d v^2$; $c_d = \frac{1}{2} \rho c_x s$; $Y = c_Y v^2$; $c_Y = \frac{1}{2} \rho c_y s$; v_e —— 有效排气速度;

$$p = -v_e \frac{dm}{dt}$$

将织女一号火箭的设计参数代入以后, 积分得出最优推力程序如图 2 所示。

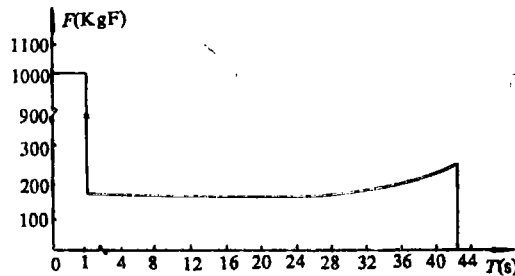


图 2 理论最优推力程序

实际应用表明,按能量损失最小设计的最优推力程序不一定是实际应用条件下的最佳程序。因为无控火箭受风的影响甚大,特别是对接近垂直发射的探空火箭,风的影响将直接使火箭弹道散布增大,以致使残骸的落区甚大,导致严重的安全问题,必须予以充分重视。

无控火箭散布理论^[15]证明,风对火箭主动段角散布的影响,主要集中在弹道摆动的第一个半波长内,风对主动段角散布的影响程度与火箭设计参数有关,可以用“风敏感因子” η 来表征,其定义是:

$$\eta = \left(\frac{1}{v_0} - \frac{1}{v} \right) - I \quad (12)$$

$$\text{式中, } I = \int_0^t \frac{q_F}{v^2} e^{-v^2 s} \cos(K_2 S) dt \quad (13)$$

K_2 ——与火箭结构气动参数有关的火箭摆动频率; v_0 ——火箭离轨初速; s ——火箭的行程。

η 的大小表明弹道风为1 m/s时引起火箭弹道角散布的数值。由上式可以看出,要减小 η 值必须使 v_0 增大和 I 值增大。增大 v_0 值显然可以通过提高起始推力达到,而 I 值是路程 s 的余弦衰减函数,在余弦的正值范围内增大推力有利而在负值范围内则不利,因此应当在摆动的第一个正半周期内采用大推力而后采用小推力续航,随着 s 的增加相应的 v 也增加, I 值的影响将越来越不显著。织女一号火箭散布计算表明,火箭摆动第一个半周期为0.7秒左右,因此大推力工作段不宜多于0.7秒。据此对前述最优推力程序进行修正,又考虑到续航段工作时间过长将会带来发动机绝热及喷管材料方面的严重困难,因此也在保证总冲不变的条件下将工作时间缩短10秒左右。实际使用的推力曲线如图3所示。

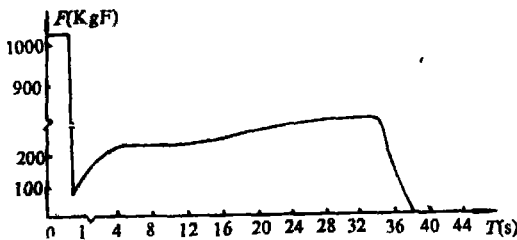


图3 修正以后的最优推力程序

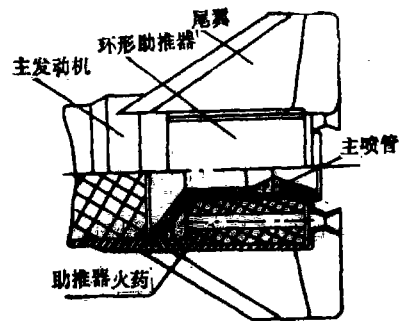


图4 环形助推器结构型式

为实现上述最优推力程序,在发动机结构设计上可以采用单室双推力和双室双推力发动机两种方案实现。前者的优点是结构简单、重量轻,但由于喷喉直径不能调节,必然带来燃烧室压力的几倍变化,从而导致燃烧效率低和比冲损失大,能量不能充分利用。后者结构稍为复杂、结构相对较重,但燃烧效率高,比冲高,能量充分利用。我们选择了后一方案,而且结构形式上采用环形布置,充分利用主发动机喷管周围空间又利用环形助推器外壳安装尾翼和尾整流罩,实现一物多用,从而达到了结构紧凑、重量

轻、效率高的新型结构要求。

2 加长银丝的端面燃烧装药研究

为满足续航段小推力长时间工作要求, 主发动机由于直径小只能采用端面燃烧装药的型式。当推力数值、药柱直径、推进剂性能已确定的条件下, 装药的燃速必须根据下式确定:

$$u = \frac{4F}{\pi D^2 \rho I_s} \quad (14)$$

式中 F —— 发动机推力值; D —— 允许的装药直径; ρ —— 装药密度; I_s —— 推进剂比冲。

最优推力程序确定续航段平均推力 $F \geq 1960\text{N}$, 于是由(14)式可以算出 $u \geq 36\text{mm/s}$, 由于选用的端羧基聚丁二烯推进剂基础燃速达不到, 必须采用在药柱中沿轴向嵌入银丝的方法解决, 利用银丝的优良导热特性, 使药柱燃烧时沿金属丝形成一个锥面, 与端面相比燃面相对增大, 达到增大推力的效果。理论分析证明, 燃面增大的倍数相当于燃速提高的倍数 n , 与金属丝的材料、截面大小以及推进剂的基础燃速有直接关系; 嵌入金属丝的数目及其布置形式直接影响达到稳态燃面的时间和气流流场分布; 后者将给喷管绝热衬套和喉衬设计带来严重影响。

为了进一步搞清楚推进剂加金属丝后燃速变化的规律, 做了一系列的实验研究。部分实验结果列表如下:

表 1 加金属丝提高燃速倍数与材料的关系

材料种类	导热系数 λ (千卡/米时 $^{\circ}\text{C}$)	倍率 n_1^*
银丝	360	2.28
铜丝	338	2.00
铝丝	175	1.00

表中 n_1^* : 以铝材丝为基准, 不同材料对燃速提高的倍数。试验条件: 金属丝直径及推进剂基础燃速相同。

表 2 n 与银丝直径和基础燃速的关系

银丝直径 d (mm)	0.1	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.4	0.4	0.4	0.5	0.5	0.5
基础燃速 (mm/s)	6.81	6.90	7.75	8.23	9.25	13.1	9.12	12.6	13.1	5.36	6.84	9.45
倍率 $n = \frac{r_f}{r}$	1.9	2.6	3.0	3.3	3.5	3.7	3.4	3.6	3.7	2.5	2.6	2.8

表中 r_f : 加金属丝的当量燃速, 推进剂: 丁羧聚丁二烯

r : 推进剂基础燃速, 压力: $\sim 60\text{kg/cm}^2$

试验数据证明, 加金属丝提高燃速的倍数与金属丝直径并非线性关系, 存在一个最佳直径区, 使加金属丝燃速增加的倍数最大。在本文选择的复合推进剂和银丝条件下, 最佳丝径为 $0.3 \sim 0.4\text{mm}$, 实际采用 0.36mm , 实际测定加金属丝后的当量燃速为基础燃速的 3.6 倍左右。

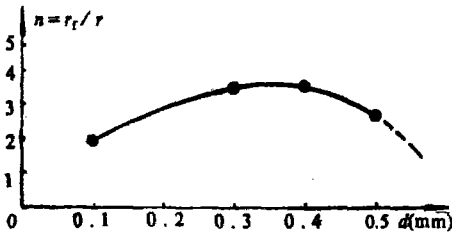


图 5 n 与银丝直径 d 的关系

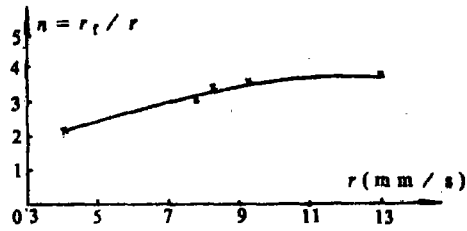


图 6 n 与推进剂基础燃速 r 的关系

银丝根数 n 对达到稳态燃面的过渡过程直接相关, n 愈大过渡时间愈小, 但当 n 增大到一定值后则曲线趋于平缓。织女一号发动机采用银丝沿药柱端面均布方式, 其 n 值与过渡时间的理论关系如图 7, 结果已为试验所证实。

发动机地面试验充分显示了银丝布置的重要性。当银丝仅仅在药柱端面周围分布而不加中心银丝时, 由于沿锥形孔燃烧而形成的聚能流效应强烈冲刷喷管内衬及喉衬, 形成严重的局部烧穿或喉衬被几股燃气流切割成几瓣后被冲出喷管外造成试验失败。当采用中心银丝后, 中心锥气流形成对周围聚能流的干扰, 破坏聚能流场, 使流场均化平稳, 使局部烧穿和切割喉衬现象获得完满解决。

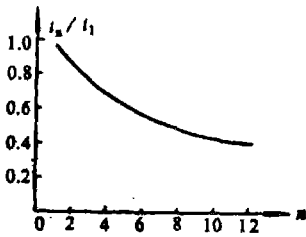


图 7 银丝根数与过渡时间的关系

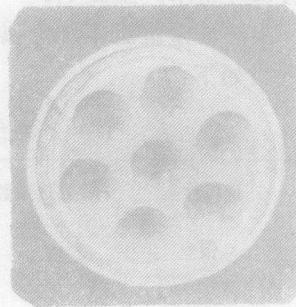


图 8 ZN-1药柱银丝分布

3 新型头体弹射分离机构设计研究

能否取得高空大气资料的关键, 是火箭头部探测仪能否正常分离且不为冲击载荷破坏。现有许多火箭采用爆炸螺栓作为分离动力源。这种结构型式具有结构简单可靠等优点, 但冲击过载难以控制, 仪器受损概率高, 且相对分离速度小, 从而降低探测系统的

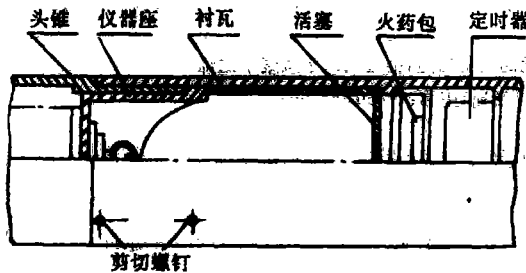


图 9 分离机构

可靠性。为克服上述缺点，我们设计了一套全断面活塞式弹射分离机构，如图 9 所示。

1) 设计原理：火药燃烧产生压力 P ，作用于面积为 S 的活塞上，形成推力 PS ，通过衬瓦的传力，剪断径向锁紧螺钉并使仪器系统获得加速度向前运动。经行程 l 后，活塞移出回收舱口部，实现头体分离，仪器系统获得一定的相对分离速度。因压力低、推力小，仪器受到的冲击过载小，但推力作用行程 l 大，作用时间长，故仪器仍可获得很大的相对分离速度，从而满足要求。

2) 设计参数的设计与试验：分离速度、最大过载、火药燃烧最大压力和质量是必须确定的设计参数。

a. 火药燃烧压力应当根据仪器允许的最大冲击载荷确定，最大过载是与火药燃烧最高压力同步产生的，所以有：

$$P_m = \frac{n_{\max} \cdot g \cdot m_h}{S} \tag{15}$$

式中 n_{\max} ——仪器允许的最大冲击载荷。对使用电子管的仪器，当 $n_{\max} \leq 120g$ 且作用时间 $< 0.1ms$ 时，将不会损坏； m_h ——仪器系统的质量。

使用黑火药作为抛射药时，药量的计算可据下式确定：

$$\omega = \frac{P_m W_0}{f \cdot \beta} \tag{16}$$

式中 ω ——黑火药质量； f ——黑火药的火药力； W_0 ——药室初始容积；
 β ——计及散热、不完全燃烧等因素的能量损失系数。可以按常温下 $\beta = 0.5$ 计算。用织女一号火箭参数代入可以得到

$$P_m = 8.24kg/cm^2$$

$$\omega = 1.5g$$

此时，高温条件下 $n_{\max} \leq 118.5g$ 。大量地面试验与理论计算相符，试验结果列于表 3。

表 3

	高温 + 50℃	常温 + 20℃	低温 - 40℃
P_m 平均 $\left(\frac{kg}{cm^2}\right)$	8.72	8.21	7.69
n_{\max} 平均 (g)	118.9	111.0	109.2

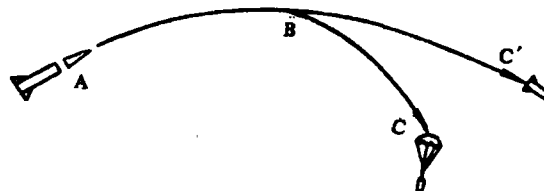


图 10

b. 仪器系统获得的分离速度，应根据满足头体分离以后，弹体不会由于分离速度

小而穿击降落伞的条件来确定。如图10示。

设火箭头体分离后,降落伞在B点处开满,如果条件 $T_P < T_{AB}$ 得到满足,则可穿伞。

式中 T_{AB} ——弹体飞行 \widehat{AB} 的时间; T_P ——降落伞开满所需时间。

织女一号火箭60公里高空开伞时,由动力学计算, $T_P < 2 \sim 3$ 秒;而

$$T_{AB} = \frac{\widehat{AB}}{\Delta v_{cp}} \quad (19)$$

Δv_{cp} ——即分离相对速度的平均值。由结构设计确定, \widehat{AB} 长应大于伞系统完全拉直的距离,于是可以算出 $\Delta v_{cp} \geq 15$ m/s。由于 Δv 是由仪器系统增加的速度 Δv_1 和弹体后段减少的速度 Δv_2 两部份组成,且其比例与其质量比的平方根成反比,故可以求出 $\Delta v_1 \geq 9.38$ m/s。

活塞在火药气体推力 PS 推动下经行程 l 后可以获得的速度 Δv_1 按下式计算

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{2f\omega}{(K-1)\varphi m_h} \left[1 - \left(\frac{2L_0}{l+L_0} \right)^{k-1} \right]} \quad (20)$$

式中 K ——火药气体之比热比; φ ——损失系数,按统计值取 $\varphi = 1.34$; L_0 ——药室的初始长度。

理论计算结果与地面试验测量值基本相符,数据列于表4。

表4

	高温 + 50℃	常温 + 20℃	低温 - 40℃
Δv_1 理论 $\left(\frac{m}{s}\right)$	11.47	10.98	9.51
Δv_1 试验 $\left(\frac{m}{s}\right)$	12.3	11.1	10.5

经五个批次共廿余次飞行试验证明,此种机构完全达到设计要求,并具有很好的安全性和很高的可靠性。

4 结束语

织女一号气象火箭研制成功后,经过了多次飞行试验,获取了我国海南地区、西北地区和西南地区的一批有价值的高空气象资料,对发展我国航天技术和空间科学研究有重要意义。我国探空火箭已在一些领域里得到应用。按照中国探空火箭型谱要求,将逐步地发展多种探空火箭,织女一号仅仅是第一个型号。织女三号正在加紧研制之中,这是开展国际合作计划的一个重要组成部份。

参 考 文 献

- [1] Homer E, Newell Jr. Sounding Rockets, McGraw-Hill Book Company, INC, 1959
- [2] AIAA 4th Sounding Rocket Technology Conference, Boston, Massachusetts, 1976
- [3] Bruce Bollermann: A study of 30 km to 200km Meteorological Rocket Sounding Systems, NASA CR 1529, 1970

- [4] Bruce Bollermann, Robert L. Walker. Design, Development and Flight Test of The Super Loki Dart Meteorological Rocket Systems. AD7507906, 1972
- [5] Guerin Y, Mory R. European Sounding-Rocket Catalogue
- [6] AIAA 3rd Sounding Rocket Technology Conference, 1973
- [7] Russell D. Shaver. The Two-stage Sounding-Rocket Problem. AD657003, 1967
- [8] 气象ロケット观测. 气象厅观测部高层课, 日本·东京
- [9] William R. Corliss. NASA Sounding Rockets, 1958-1968. The NASA Historical Report Series, 1971
- [10] 甘楚雄. Design and Development of The VegG-1 Meteorological Rocket System. 15th ISTS Conference, Tokyo, 1986
- [11] 甘楚雄. 织女一号气象火箭总体设计. 织女一号火箭技术鉴定会文件(之一), 1987
- [12] 黄世荣. 织女一号气象火箭主发动机设计. 织女一号火箭技术鉴定会文件(之三), 1987
- [13] 海宁·吐尔. 最优化方法. 机械工业出版社, 1982
- [14] 于跃林. 探空火箭最佳推力程序的设计(硕士论文). 国防科大研究生院, 1987
- [15] 徐明友. 火箭外弹道学. 国防工业出版社

Some Technology in Design of the ZN-1 Meteorological Rocket

Gan Chuxiong

Abstract

The ZN-1 Meteorological Rocket is designed in need of development of space technology. The overall performances of rocket have reached the advanced world level by means of using some advanced technology. This paper centers on some advanced technology adopted in the overall design, such as optimal thrust program.

Key words: Meteorological rocket; solid rocket; optimal thrust program, a end burning grain