

织女三号探空火箭研制的几个技术问题分析*

甘楚雄

(航天技术系)

摘要 织女三号控空火箭是用于空间科学探测的重要工具。由于其用量少,携带昂贵的科学仪器设备,因此既要可靠性高,又要性能先进,经济性好。在技术设计中如何正确处理可靠性、先进性和经济性的关系是至关重要的。本文分析研究了总体设计中应当如何处理诸如级数选择、最优推力程序,结构可靠性设计和试验评估等技术问题,使火箭总体可靠性、先进性和经济性达到较好的统一。

关键词 探空火箭,空间技术,总体设计,可靠性

分类号 V421.1

1 技术工作的基本指导思想

ZN-3 控空火箭的研制工作是一项“民办”科研计划,是根据空间科学技术发展要求和国际空间合作计划的要求,由一些热心发展中国空间科学探测事业的单位自愿联合,自提计划自筹资金搞起来的。因客观条件艰难,研制工作必须遵循稳、实、省的方针,技术工作必须遵循三项原则:

(1) 火箭的可靠性应放在首位,可靠性应高于性能先进性要求。这是因为探空火箭用量少,研制经费困难,时间性强,只有具有很高的可靠性才有可能保证一次成功,高效益才能实现。反之,只单纯追求火箭性能先进而不能保证高可靠性,不能作到一次成功,则必然导致研制周期长、研制经费高、效益差,甚至可能出现事故。已有足够的教训可供借鉴。可靠性首先来自设计保证,然后才是生产质量。因此在设计时要充分采用先进的设计理论和方法,又必须强调可靠性设计准则,以协调两者求其最佳。

(2) 正确处理成熟技术的继承和新技术的采用的关系。ZN-3 探空火箭的绝大部分设计使用成功的先进技术,对某些为满足技术性能要求而必须采用新技术时,则充分重视可靠性设计(如使用冗余设计方案),确保其可靠性指标符合要求。

(3) 结构工艺必须立足于本厂和协作厂的工艺设备工艺水平,不盲目追求工艺先进。指导原则确定以后,为了保证研制任务的高质量、高速度完成,还要充分注意设计阶段抓好思想落实,试制阶段抓好产品质量,试验阶段抓好准备工作。实践证明,坚持上面的原则,ZN-3 号探空火箭首次飞行试验取得圆满成功。

* 1991年12月2日收稿

2 总体设计的几项技术问题

2.1 火箭级数的选择分析

探空火箭系列型谱^[1]指出,对有效载荷为 40—60kg、探测高度为 120km 的探空火箭,采用一级、二级均能达到,优缺点各异。

(1) 经初步计算采用一级和采用二级火箭参数如表 1:

参 数	单 级	二 级
起飞质量 (kg)	360	280
推进剂质量 (kg)	230	160
装药长度 (m)	>2.85	2×1.1
单发价格(相对值)	1.2	1
运载指数 K	≈15	≥19.5

显然,从技术特性和生产经济性分析,二级方式更有利。

(2) 二级火箭由于必须增加级间分离联接及二级稳定尾翼,使结构复杂化,可靠性相对降低。但一级火箭由于发动机装药长度很大,为二级火箭发动机装药长度的 2.8 倍,使装药复杂化,装药芯模加工困难,装药质量难以保证,必将导致发动机可靠性降低。因此应充分权衡利弊,分析现有技术贮备。

(a) 国内有性能优良、经多个型号使用考验的级间分离装置,可以保证二级分离的高可靠性。(b) 有准确可靠的时控机构可用,为使此关键部件更加可靠,设计上可采用双路冗余设计方案。

(3) 最优推力程序要求有大推力短时间和小推力长时间二级推力段,采用单级方案,必须设计成单室双推力发动机,效率较低。采用二级方案则可以设计成一个可分离助推器和一个主发动机,使推力及工作时间满足最优程序要求,效率高。

基于以上三点,最后确定 ZN-3 号采用二级型式,可使总体性能先进、可靠性高和工艺简单,三方面相辅相成达到统一。

2.2 最优推力程序及其实现方法

推力程序决定了火箭加速度随时间的变化规律,直接影响火箭飞行中阻力损失和重力损失,因而影响火箭所能达到的最大飞行高度。

关于控空火箭的最优推力程序问题,许多学者^[2]使用变分方法有过充分的研究。近年来我们应用 Pontryagin 极大值原理和 Bellman 动态规划方法研究设计了 ZN-3 号二级控空火箭的最优推力程序,获得了理论最优推力程序如图 1 示。

曲线表明:两级发动机都应有一个全推力段,然后才转入变推力段。显然这对实际固体火箭发动机是难以实现的,即使能用两个单室双推力发动机来实现也必将严重影响其效率。为使实际推力程序接近于最优而又实际可行,我们对两级发动机方案作如下调

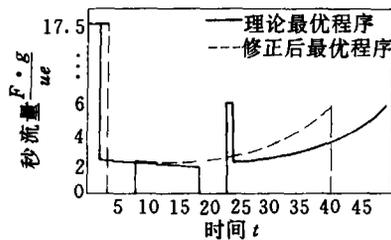


图 1 最优推力程序

整：

- (1) 助推器大推力段工作时间略有增长，取消其小变推力段，保持一级总冲不变。
- (2) 主发动机取消大推力段，其冲量由小推力补偿。

于是这样调整以后的推力程序仍然非常接近于最优推力程序，而发动机则用一个大力助推器和一个小推力长时间工作的主发动机来实现，调整后的推力程序如图 1 示。

上述调整后的方案，其优点还在于有可能采用端面燃烧的装药型式来实现主发动机要求，而这种发动机方式已成功地应用于织女一号气象火箭之中，有很高的可靠性和成熟的生产工艺保证。大力助推器一般采用星形内孔装药型式，国内已很成熟。实现并无困难。

2.3 结构可靠性分析

可靠性保证首先来源于设计过程中，然后才是生产质量管理。ZN-3 号火箭设计中充分应用可靠性设计方法，这是符合当前非常重视可靠性的设计方向的。

火箭部件的可靠性有两类性质的问题，第一类是结构的力学性能可靠性，如结构强度、刚度特性，第二类是机构的功能可靠性，像舱体结构可靠性属第一类，分离机构属第二类，而发动机系统则两类可靠性均存在。

第一类可靠性问题，主要采用降额设计方法来保证。在极限载荷条件下，增强结构使其应力、应变降至绝对安全限以下。ZN-3 号的结构设计即采用此项技术使结构可靠性得到保证，而且为地面静力试验所证实。以助推器壳体强度为例：设 $R=125 \times 10^{-3}m$ ； $\sigma_R=0.125 \times 10^{-3}m$ ； $P_c=8.036MPa$ ； $\sigma_{P_c}=0.321MPa$ 。材料之 $\sigma_s=931MPa$ ； $\sigma_c=37.24MPa$ ； $\delta=0.0018m \pm 0.00014m$ 。根据第四强度理论计算壳体可承受内压的极限

$$P_{cmax}=16.7746MPa; P_{cmin}=11.2539MPa; P'_c=14.014MPa; \sigma'_{P_c}=0.920MPa$$

按正态型分布系统可靠性评定准则，对小子样条件，可以算出其可靠性下限为

$$R_L = \phi \left(\frac{P'_c - P_c}{\sqrt{\sigma_{P_c}^2 + \sigma_{P_c}'^2}} \right) = \phi \left(\frac{14.014 - 8.038}{\sqrt{0.321^2 + 0.920^2}} \right)$$

查表得到 $R_L \geq 0.99999$ 。因此，可以认为助推器结构强度是可靠的。

第二类可靠性问题，主要采用冗余设计方式解决。以级间分离可靠性为例，热分离隔盘分离装置可靠性主要取决于二级主发动机正常点火，对关键环节：点火时间机构、点火管均采用 $n=2$ 的并联冗余设计形式，结构链如图 2 所示。

主发动机正常点火成功的可靠性

$$R_L = [1 - (1 - r_1)(1 - r_2)] \times [(1 - (1 - r_3)(1 - r_4))]$$



图 2 分离装置结构链

式中 r_1, r_2 为时间机构的可靠性； r_3, r_4 为点火头发火的可靠度。

根据试验统计及出厂指标规定： r_1 可取 0.95； r_2 可取 0.85； r_3, r_4 可取 0.9。则代入上式可以算出 $R_L = 0.9826$ 。

从以上分析可知，ZN-3 号火箭部分设计的可靠性是有保证的。飞行及地面试验均无故障现象，一次成功。客观上证明设计是可靠的。

3 试验结果处理

ZN-3号探空火箭及另部件共进行了规定的力学环境例行试验、发动机地面试验等20个项目共120次试验。但是由于经费和时间问题,不可能进行更多重复性的可靠性验证试验。

关于试验次数,特别是昂贵价格的部件试验次数的选择,根据以下两点决定:

(1) 试验目的是检验设计的准确性,根据小子样试验可靠性评估办法确定最低试验数。如果合格产品试验结果与设计结果一致(在指定的公差带内),则认为设计是正确可靠的。

(2) 数据公差带的范围应该不大于结构可靠性检验规定的中间误差的范围,这样才能在确定的置信度条件下保证试验散布不超出可靠性计算的极值范围,这样的结构可靠性预估是有效的。

(a) 以助推器地面试验为例:

比较理论计算的 P_c-t 曲线和地面试验的 P_c-t 曲线得知燃烧室压强相对差

$$\Delta P_{cmax}/P_c \leq 0.0404$$

由前面计算已知 P_c 之标准偏差之相对值 $\bar{\sigma}_{P_c} \approx 0.04$, 可以近似认为 $\Delta P_{cmax}/P_c \approx \bar{\sigma}_{P_c}$, 因此结构可靠性计算有效。

(b) 飞行试验结果分析

飞行试验目的:第一是综合检验火箭工作可靠性;第二是检验飞行性能是否达到设计要求。第一个目的通过飞行试验结果得到证明,第二个目的则要对飞行试验数据进行分析,以主要指标,弹道顶点高度 H_m 作为检验标准。

设计任务书规定, $H_m \geq 120\text{km}$, 设计计算顶点高度 $H'_m = 132.7\text{km}$ (86° 发射), 留有10.58%的安全裕度。由于发射条件、制造误差、计算误差等因素影响,无控火箭高度散布的中间偏差 $E \approx \frac{1}{40}H_m$ (一般统计水平), $E = 3.32\text{km}$, 因此高度的极限值为

$$H_{m,max} = 132.7 + 4 \times 3.32 = 146\text{km}$$

$$H_{m,min} = 132.7 - 4 \times 3.32 = 119.5\text{km}$$

飞行试验结果(86° 发射) $H_{m,Test1} = 147.2\text{km}$. 略高于计算上限,可认为合格。

当以 83° 发射时,同样理论计算结果:

$$H'_m = 126.4\text{km}$$

而飞行试验结果为: $H_{m,Test2} = 129.4\text{km}$

在高度极限值 $H_{m,max} = 139.0\text{km}; H_{m,min} = 113.8\text{km}$

之间,因此可认为合格。

4 ZN-3号探空火箭性能分析

ZN-3号探空火箭于1991年1月在某探空火箭发射场进行了首批飞行试验,火箭发射正常,飞行稳定,级间分离准时可靠,头锥准时开壳,舱温符合设计要求,地面跟踪正常并录取全程数据,试验圆满成功。

4.1 ZN-3号探空火箭主要技术性能参数

表 2

外形参数	一级火箭	二级火箭	质量特性	一级火箭	二级火箭
总长(mm)	4872	3260	总质量(kg)	282	166
直径(mm)	250	250	有效载荷(kg)		42
头部长(mm)		1770	发动机质量(kg)	101.8	116.3

表 3

发动机特性	一级	二级	飞行特性	一级火箭	二级火箭
总冲(地面值 KN.S)	177.8	190.57	发射角(°)	83	86
平均推力(KN)	41.5	5.61	顶点高度(km)	129.4	147.2

4.2 性能分析

探空火箭技术性能的优劣以什么标准评定? 我们采用一个能在某种意义上反映“效费比”的综合指标——运载指数(K)表示, 其定义是:

$$\text{运载指数 (K)} = \frac{\text{有效载荷 (kg)} \times \text{飞行高度 (km)}}{\text{总质量 (kg)}}$$

其值大小反映火箭技术性能的优劣, 技术水平的高低及经济性好坏。检索统计国内外飞行高度为 80—200km 的 38 种探空火箭, 选取性能较高的 12 种列于表 4:

表 4 典型探空火箭的性能

火箭名称	级数	总质量(kg)	箭头质量(kg)	飞行高度(km)	运载指数(K)
S-160(日)	1	112	25	80	17.85
Astrobee-D(美)	1	103	9	80	6.99
Belier-3(法)	1	350	30	130	11.14
M-100(苏)	2	475	65	100	13.68
S-210(日)	1	260	19	110	8.04
Conopus(阿)	2	280	50	110	19.64
Centaur-III(法)	2	576	100	125	21.70
Sparrow-Arcas(美)	2	99	6.34	140	8.97
Pettrel-2(英)	2	169	20	161	19.05
K-8L(日)	2	340	30	180	15.88
SKYLark(英)	2	1477	150	200	20.31
ZN-3(中)	2	282	42	147	21.89

从表中可以发现以运载指数作为性能评估的综合指标来比较, 中国的 ZN-3 号探空火箭处于国际同类探空火箭的前列。

5 结论

ZN-3 号探空火箭由于采用了先进的现代设计理论方法和技术, 如探空火箭总体优化设计技术, 实用最优推力程序设计, 可靠性设计, 二级发动机体外点火技术, 加银丝的复合推进剂装药技术, 药柱自由装填技术, 改良的隔盘式热分离结构等, 使火箭总体性能先进, 可靠性高, 研制周期短, 试验成功率高, 研制费用低, 因而达到了很高的效费比, 国内外同类火箭很难与之匹敌。

ZN-3 号探空火箭的研制成功, 为中国 120km 以上空间探测提供了一种有效价廉的

重要手段,填补了该领域火箭探测的空白,我国《人民日报》指出:ZN-3号探空火箭“首发试验成功标志着中国探空火箭研制跃上了一个新台阶。”

参 考 文 件

- 1 探空火箭系列型谱(国家军用标准).国防科工委军标出版发行局,1989
- 2 Study of 30 km to 200 km Meteorological Rocket Sounding Systems. Vol. I, NASA,1971
- 3 AIAA 4th Sounding Rocket Technology Conference, Boston, 1976
- 4 System for Upper Atmospheric Sounding (SUAS) Volume 1~ III, NASA, 1969
- 5 海宁.吐尔.最优化方法.机械工业出版社,1982
- 6 И Н Саговского, Исследования Оптимальных Ремцовыменфа Ракет. гиоп, 1959

Analysis of Several Technical Problems in ZN-3 Sounding Rocket

Gan Cuxiong

(Department of Aerospace Technology)

Abstract

The ZN-3 sounding rocket is an important instrument used for the sounding of space science. Because of its few using quantity and the expensive scientific instrument it carries, not only high reliability is required, but also the advanced performance and economization are demanded. How to accurately deal with the relationship among these factors in technical design is very important.

In this paper, through analyses and discussions of correctly dealing with the technical problems, such as the determinants of stage number, formulating optimum program of thrust, reliability of construct and evaluation of tests etc. The methods unifying the general reliability, advanced and economization of the rocket are reached.

Key words sounding rockets, space technical, population design, reliability