

国外导弹技术

阿里安运载火箭手册

增刊

1985

国外导弹技术编辑部

出版说明

《阿里安运载火箭》一文（国外导弹技术1980年增刊第3期）出版后，受到广大读者的欢迎与好评，并荣获1983年航天部重大科研成果奖三等奖。近几年来，我们又较全面地收集了阿里安火箭的资料，特别是阿里安2、3、4运载火箭手册，为了便于读者在学习、工作中参考，我们组织编写了本手册。

本手册是在我院领导直接关怀下，由19所与一部联合编写组编写的，参加编写的同志有：第一部分第一、九章：黄祖蔚、第二章及第二部分一、三章：裴鸣远、第三章：楼东堡、第四章以及第二部分的二、四章与附录1：孙国庆、第五、六章：张振华、第七章以及第二部分二、四章与附录2、4：柳念芦。

在本书编写过程中，除上述参加编写的同志外，还请长征三号总设计师谢光选同志为本手册写了序言。全书由编辑室同志负责编辑，还有许多同志参与了这项工作，提出过不少宝贵意见，在此表示感谢。

编者 1985年

序

长征三号总设计师谢光选

这是一本详细介绍阿里安火箭的资料，值得我国从事运载火箭的技术人员和工作人员一读。

阿里安1型火箭在总体性能上与我国的长征三号(CZ-3)相当。阿里安1型第一、二级的性能不如长征三号，而第三级的性能优于长征三号。阿里安火箭因发射点在赤道附近，故三级氢氧发动机未具备二次点火能力。长征三号氢氧发动机具备低重力场滑行二次起动能力。对卫星各种要求的适应能力阿里安较优；运载火箭的成本长征三号较廉。长征三号下步发展应吸取其优点。

进入八十年代以来，国际航天界的新趋向之一是航天技术的商业化。欧联(ESA)根据要有独立的发射系统指导思想研制了阿里安火箭，打破了美国对发射业务的垄断，在与美国航天飞机的竞争中日益扩大市场，证明了一次性使用火箭的生命力。

阿里安火箭不断进行小风险改型，逐步提高运载能力和适应能力，使其具备一箭发射多星的功能，提高了商业竞争中的实力。边改进、边招揽用户，这些技术上的经验和经营管理上的做法，



第一部分 阿里安运载火箭综述

目 录

第一章	总体介绍	(1)
第一节	引言	(1)
第二节	阿里安火箭系列	(1)
第三节	总体参数	(4)
第四节	发射弹道	(9)
一、	发射点位置	(9)
二、	飞行姿态角程序	(9)
三、	发射方位限制	(10)
四、	飞行时序	(10)
五、	轨道计算基准	(10)
六、	标准轨道主要参数	(11)
七、	地面跟踪网	(11)
第五节	发射结果	(12)
第二章	箭体结构	(13)
第一节	概述	(13)
一、	结构设计原则	(13)
二、	火箭结构简介	(14)
第二节	阿里安1结构	(17)
一、	推进舱	(17)
二、	推进剂箱	(19)
三、	壳段	(33)
四、	仪器舱	(34)
五、	有效载荷标准支架	(35)
六、	有效载荷整流罩	(35)
第三节	阿里安2、3、4、5结构	(39)
第三章	箭体力学	(48)
第一节	气动	(48)
一、	概述	(48)
二、	气动外形	(48)
三、	阻力	(49)

四、	升力	(50)
五、	气动稳定性	(51)
第二节	内外压力及热环境	(51)
一、	概述	(51)
二、	推进剂贮箱增压、压力及增压气体、推进剂温度	(52)
三、	底部压力及热流	(52)
四、	整流罩压力及热环境	(52)
第三节	静载荷	(53)
第四节	动载荷	(54)
一、	概述	(54)
二、	纵向振动及 POGO 振动	(55)
三、	横向振动	(59)
四、	声振及随机振动	(60)
五、	抖振	(60)
六、	冲击	(60)
第五节	结构强度	(60)
一、	概述	(60)
二、	结构强度计算	(61)
三、	极限应力及循环次数	(61)
四、	安全系数及许用应力	(63)
第六节	力学环境试验	(64)
一、	概述	(64)
二、	静力试验	(64)
三、	热试验	(65)
四、	动态试验	(65)
第四章	动力装置	(66)
第一节	概述	(66)
第二节	第一、二级动力装置	(67)
一、	维金发动机	(67)
二、	一、二级动力装置的输送系统和增压系统	(78)
三、	一、二级动力装置的改进	(80)
第三节	第三级动力装置	(81)
一、	HM7 发动机	(81)
二、	第三级动力装置输送系统	(89)
三、	第三级推进系统的工作程序	(92)
四、	H8 级及 HM7 发动机的改进	(93)
五、	用于阿里安 5 运载火箭的 HM60 发动机	(94)
第五章	控制系统	(100)
第一节	概述	(100)

第二节	任务、入轨精度和功能	(100)
一、	任务	(100)
二、	入轨精度和控制系统各部件引起的标准偏差	(100)
三、	功能	(101)
第三节	控制系统仪器在火箭各级中的配置及其配套表	(103)
一、	控制系统仪器在各级中的配置	(103)
二、	控制系统设备配套表及主要设备的功能	(103)
第四节	制导系统	(106)
一、	制导系统的任务	(106)
二、	制导方法	(106)
三、	制导系统的各个部件	(109)
第五节	稳定系统	(119)
一、	稳定系统的功能	(119)
二、	稳定系统方案、措施和控制规律	(120)
三、	稳定系统的各个部件	(121)
第六节	程序指令系统	(124)
一、	程序指令系统功能	(124)
二、	各种程序指令	(124)
三、	程序指令系统的组成	(124)
四、	程序指令系统组合表	(124)
第七节	安全自毁系统	(125)
一、	功能	(125)
二、	安全自毁系统设备的分布情况	(125)
三、	安全自毁系统组合表	(126)
第八节	测试发射控制系统	(126)
第六章	遥测系统	(129)
第一节	概述	(129)
第二节	遥测系统的体制	(129)
第三节	调频遥测系统	(130)
第四节	CANNES 脉码调制遥测系统	(131)
一、	脉码调制遥测系统的特点	(131)
二、	脉码调制遥测系统的组成和性能	(132)
三、	脉码调制遥测系统环境条件	(137)
第七章	阿里安发射基地	(137)
第一节	概述	(137)
第二节	阿里安第一发射场	(138)
一、	概述	(138)
二、	阿里安第一发射场设施	(140)
第三节	阿里安第二发射场	(146)

(00一、)	概述.....	(146)
(00二、)	第二发射场设施.....	(146)
(第四节)	有效载荷准备场区设施.....	(149)
(10一、)	概述.....	(149)
(80二、)	卫星准备场区的设施.....	(149)
(第五节)	地面加注.....	(156)
(第六节)	液氢的公路运输车.....	(157)
(00一、)	结构及总体技术参数.....	(157)
(00二、)	槽车在使用中的安全问题.....	(158)
(第七节)	阿里安3的发射计时程序.....	(160)
(00一、)	阿里安3的发射.....	(160)
(01二、)	发射阿里安3的计时程序.....	(161)
(第八节)	地面测控站.....	(162)
第八章	几项大型试验	(164)
(第一节)	级间分离试验.....	(164)
(第二节)	动态模拟试验.....	(166)
(第三节)	POGO试验.....	(170)
(第四节)	发动机与推进装置试验.....	(174)
(第五节)	火箭飞行试验.....	(176)
第九章	研制经验及发展	(180)
(02一、)	计划管理.....	(180)
(02二、)	经费及价格.....	(180)
(02三、)	研制原则.....	(181)
(02四、)	研制分工.....	(181)
(02五、)	阿里安火箭的发展前景.....	(182)
(02六、)		
(02七、)		
(02八、)		
(02九、)		
(02十、)		
(02十一、)		
(02十二、)		
(02十三、)		
(02十四、)		
(02十五、)		
(02十六、)		
(02十七、)		
(02十八、)		
(02十九、)		
(02二十、)		
(02二十一、)		
(02二十二、)		
(02二十三、)		
(02二十四、)		
(02二十五、)		
(02二十六、)		
(02二十七、)		
(02二十八、)		
(02二十九、)		
(02三十、)		

第一章 总体介绍

第一节 引言

阿里安火箭是欧洲空间局所属十国联合研制的大型运载火箭。

为了保证欧洲进入国际应用卫星市场,1973年7月召开的欧洲空间会议决定研制一种有竞争能力的运载火箭。同年12月,该决定开始生效。经过6年的研制工作,1979年12月第一发阿里安火箭试飞成功。至1984年11月为止,阿里安火箭共发射11次,其中9次成功。从第6发以后连续6次成功。

阿里安火箭是八十年代进入世界市场的一种主要运载火箭。阿里安火箭无论从技术方案,研制经验及计划管理等方面都是成功的,有许多值得参考之处。

第二节 阿里安火箭系列

阿里安火箭有以下几项设计宗旨:

1. 主要目的是向地球定点转移轨道发射应用卫星,兼顾其他轨道的发射任务。
2. 满足欧洲的需要,亦能适应非欧洲用户的要求。
3. 在性能,服务及价格方面要能与美国的火箭竞争。
4. 在运载能力方面要不断增长,以满足卫星重量增长的要求。

阿里安火箭以向转移轨道发射卫星为主要目的,经过参数优化选择,决定采用三级火箭方案。第一、二级用可贮存推进剂,即偏二甲肼及四氧化二氮。第三级采用液氢,液氧推进剂。由于发射场位于北纬5.2度,因此三级不必用二次起动,一次工作即可把卫星送入转移轨道。

为了满足卫星重量不断增长的要求,阿里安火箭已发展成一个系列,包括阿里安1至阿里安4共四种状态。其主要参数见图1-1。

阿里安1火箭由三级组成,第一级代号L140,L表示液体推进剂,140表示加注量140吨。第二级代号L33。第三级代号H8,H表示液氢推进剂。火箭起飞重量约210吨,一级直径3.8米,二、三级直径2.6米,整流罩直径3.2米。火箭总长47.4米,翼展7.6米。第一、二级推进剂为四氧化二氮,偏二甲肼,第三级推进剂为液氧,液氢。第一级发动机地面推力240.8吨,第二级发动机真空推力71.3吨,第三级发动机真空推力6.1吨。阿里安1火箭的同步转移轨道运载能力1825公斤(近地点200公里,远地点35786公里,下同)。

阿里安2与3火箭属于同一种技术状态,差别仅在于阿里安2不装固体助推火箭。阿里安3相对于阿里安1的改进项目有:1)加大卫星整流罩容积;2)加长双星支架;3)加长第三级贮箱1.3米,使推进剂加注量由8吨增加到10.5吨;4)三级发动机燃烧室压力由30巴提高

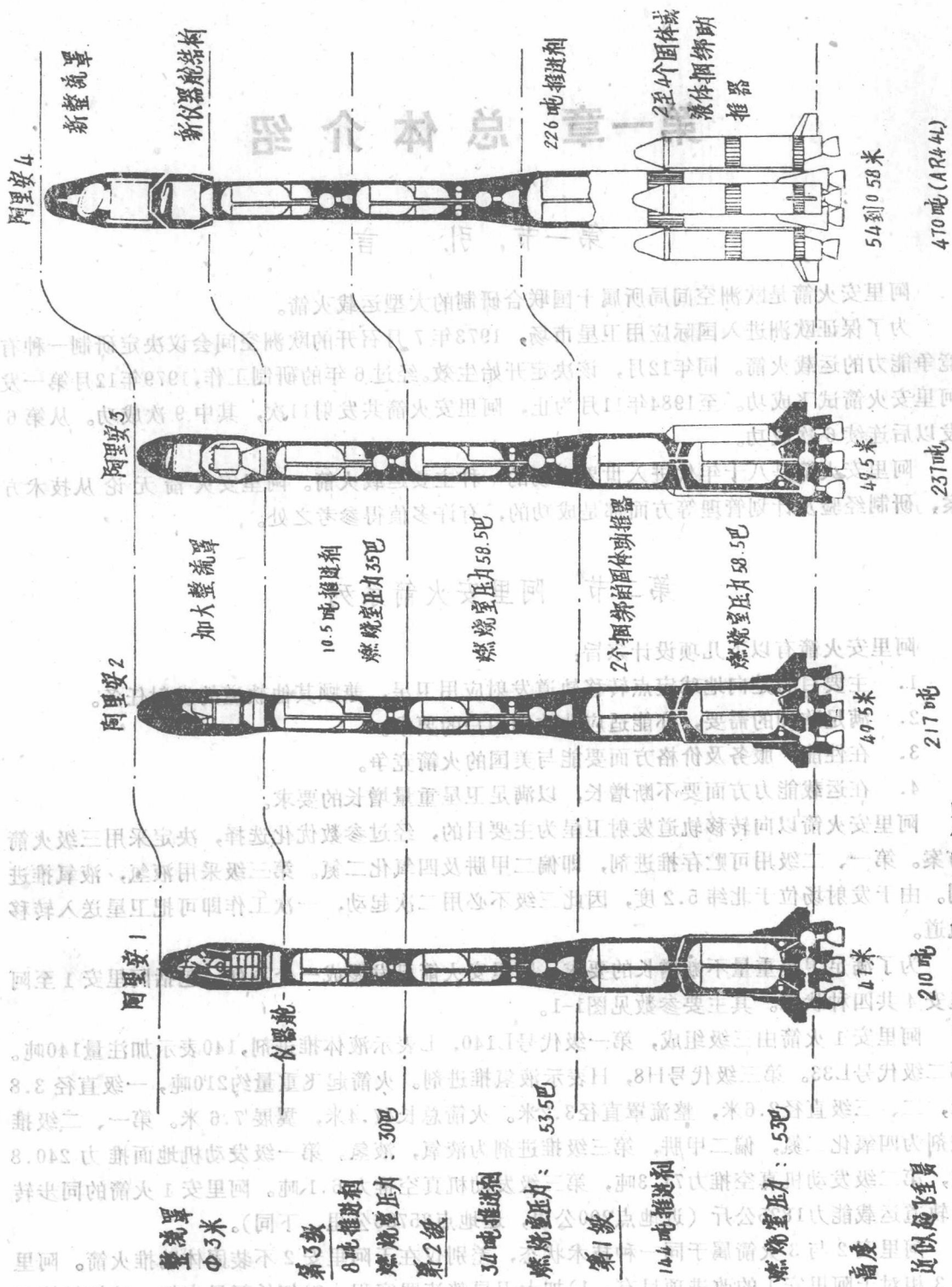


图1-1 阿里安火箭系列示意图

地球同步轨道性能

Za 36000公里
Zp 200公里
i 7°
ω 178°

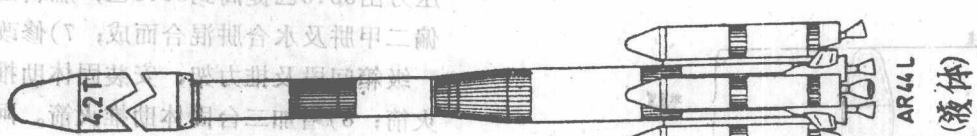
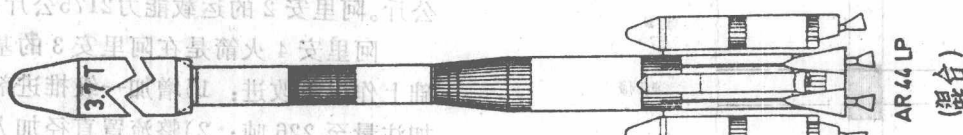
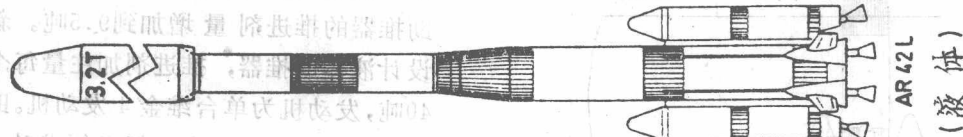
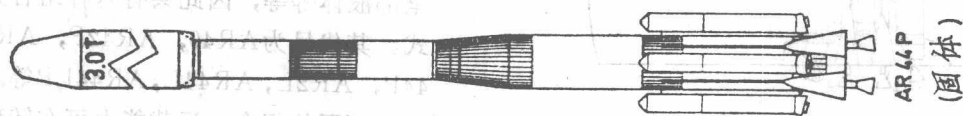
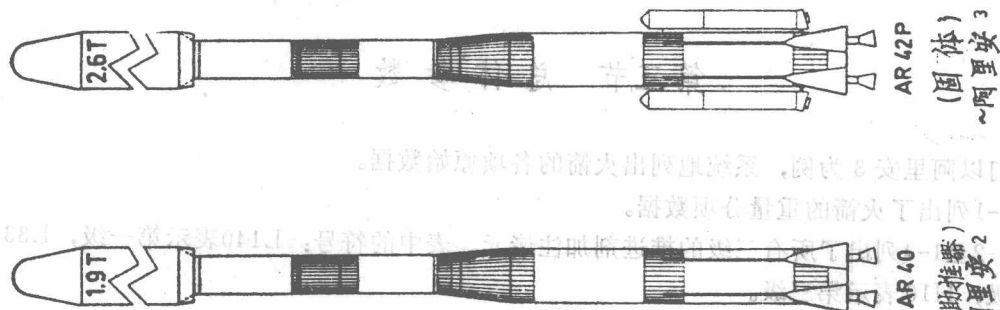


图1-2 阿里安4的各种组合

到35巴；5)三级发动机加长喷管，比冲由442秒提高到444.2秒；6)第一、二级发动机燃烧室

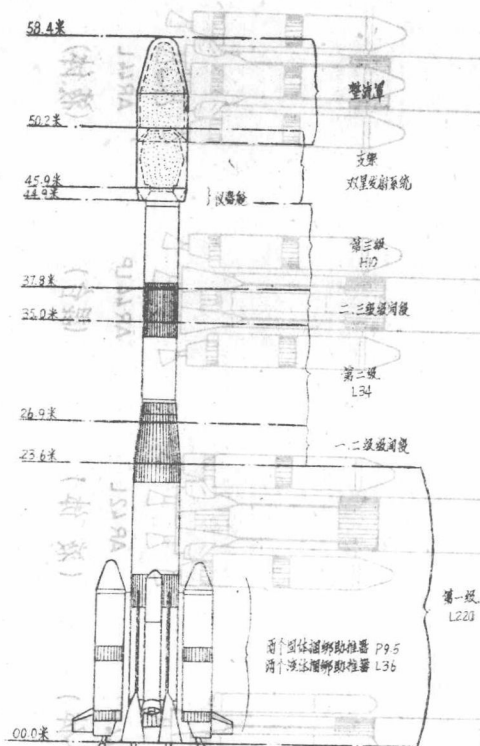


图1-3 AR4的基本尺寸

压力由53.5巴提高到58.5巴，燃料由偏二甲肼及水合肼混合而成；7)修改一级箱间段及推力架，安装固体助推火箭；8)增加二台固体助推火箭。阿里安3的起飞重量236.8吨，总长49.5米。运载能力地球同步转移轨道2585公斤。阿里安2的运载能力2175公斤。

阿里安4火箭是在阿里安3的基础上作以下改进：1)增加一级推进剂加注量至226吨；2)整流罩直径加大至4米，长度加长至11.1米；3)仪器舱修改设计；4)助推器有二种。固体助推器的推进剂量增加到9.5吨。新设计液体助推器，推进剂加注量每个40吨，发动机为单台维金4发动机。助推器最多可安装4个，但必须成对，如一对固体、二对固体，或固液混合，全部液体等等，因此共有六种组合方式。其代号为AR40，AR42P，AR44P，AR2L，AR44L，AR44LP等。采用不同的组合，运载能力可在转移轨道1900至4200公斤之间变化。

第三节 总体参数

我们以阿里安3为例，系统地列出火箭的各项原始数据。

表1-1列出了火箭的重量分项数据。

表1-2至1-4列出了所有三级的推进剂加注诸元。表中的符号：L140表示第一级，L33表示第二级，H10表示第三级。

表1-5列出了各级液体发动机的主级性能。

固体助推发动机的性能如下：

地面总冲量	17.2×10^6 牛顿 $\times$ 秒
地面比冲	238.6秒
喷管偏角	14.23°
推力曲线 (见图1-5)	

表1-1 阿里安3重量表(公斤)

H10干重	1172	非推进排出流体	73
仪器舱	257.5	主级工作段推进剂消耗	34043
剩余推进剂	57	整流罩	859
飞行性能贮备	184	起动段推进剂消耗	275
遥测系统	42	二级飞行段总消耗量	35481
H10停火点重	1712.5	一级分离后二级总重	51910
关机过程推进剂消耗	8	1/2级间段	689
非推进排出流体	4.5	L140干重	14350
发动机主级工作段消耗	10406	剩余推进剂	1161
起动段推进剂消耗	13	一级分离时抛去重量	16200
三级飞行总消耗量	10431.5	关机过程推进剂消耗	999
二级分离后三级总重	12144	非推进排出流体	55
2/3级间段	464	主级工作段推进剂消耗	148316
L33干重	3134	抛离时固体发动机乾重	4637
剩余推进剂	684	固体推进剂消耗	14700
二级分离时抛去重量	4285.0	第一级飞行期间抛掉的总重量	168700
关机过程推进剂消耗	231	总起飞重量	236817

第一级

1. 维金5发动机(海平面推力67吨); 2. 涡轮排气管; 3. 水泵; 4. 纵向耦合振动(POGO)抑制器; 5. 燃气发生器; 6. 作动筒(每台发动机有1个, 摆动用); 7. 四氧化二氮泵前活门; 8. 箱压控制系统; 9. 偏二甲肼箱(材料: 钢); 10. 水箱(由8块钢板拼成一个环形箱); 11. 发动机推力架(铝合金蒙皮加劲结构); 12. 带有捆绑助推器用的接头的十字形梁; 13. 水箱支架; 14. 水箱撑杆; 15. 后发动机整流罩(耐热双层蒙皮); 16. 中整流罩(铝合金); 17. 前整流罩(铝合金); 18. 发射台支点(四个), 及捆绑助推器接头(四个, 其中二个为备用); 19. 隔热板; 20. 隔热板支承结构; 21. 整流罩支板; 22. 整流罩支杆; 23. 尾翼(共四个, 铝合金整体机加工); 24. 尾翼接头; 25. 四氧化二氮输送管; 26. 发动机架前框(钢); 27. 电缆; 28. 输送管箍带; 29. 偏二甲肼箱增压导管; 30. 自毁药包及引爆器; 31. 箱间段(铝合金蒙皮桁条结构); 32. 钢架; 33. 四氧化二氮箱(钢); 34. 电缆箍带; 35. 前短壳(铝合金蒙皮桁条结构); 36. 口盖(三个, 每个0.4米×0.35米); 37. 分离火箭(8个, 带有保护帽); 38. 级间段(铝合金蒙皮桁条结构); 39. 捆绑助推器上接头; 40. 弹簧分离机构; 41. 固体推进剂捆绑助推器, 带有外绝热; 42. 推进剂药柱(7370公斤); 43. 电插头; 44. 偏二甲肼输送管; 45. 四氧化二氮增压管; 46. 捆绑助推器喷管(推力线偏斜12°)。

第二级

47. 维金4发动机(真空推力77吨); 48. 作动筒(二个, 发动机摆动用); 49. 涡轮排气; 50. 四氧化二氮泵; 51. 偏二甲肼泵; 52. POGO抑制器; 53. 发动机与机架接头; 54. 水箱; 55. 四氧化二氮输送管; 56. 偏二甲肼输送管; 57. 后短壳(铝合金蒙皮桁条结构); 58. 电缆; 59. 滚动控制喷管(每个罩中有三个); 60. 分离发动机(四个正推, 二个反推); 61. 燃料箱排泄管; 62. 锥形发动机架(铝合金蒙皮桁条结构); 63. 自毁药包及引爆装置; 64. 钢架; 65. 偏二甲肼箱(铝); 66. 氮增压管; 67. 防晃板; 68. 液位控制反射器; 69. 四氧化二氮箱; 70. 氮气瓶(3个); 71. 氮气活门及增压系统; 72. 四氧化二氮增压管入口; 73. 偏二甲肼增压管入口; 74. 电缆及增压管箍带; 75. 前短壳; 76. 隔板; 77. 箱间段。

第三级

78. HM7发动机(真空推力6吨); 79. 涡轮排气; 80. 作动筒(二个, 摆动发动机用); 81. 液氧输送管; 82. 液氢输送管; 83. 氮气并; 84. 氢导管; 85. 液氧增压管; 86. 燃料输送管及增压管保护罩; 87. 锥形机架; 88. 液氧增压管; 89. 分离火箭(4个); 90. 电缆; 91. 遥测记录器及发射机; 92. 自毁装置; 93. 姿态与滚动控制喷管; 94. 氢排气管; 95. 氢供应管; 96. 辅助氮气并; 97. 作动筒支点; 98. 防晃板; 99. 液氧箱(铝); 100. 液氢箱(铝); 101. 外绝热(聚氯乙烯及软木); 102. 后短壳; 103. 消旋装置; 104. 仪器舱短壳; 105. 制导与信标天线; 106. 制导与导航设备安装平台; 107. 双星支架 Sylida; 108. 下整流罩(Kevlar及玻璃纤维加劲多层结构); 109. 有效载荷整流罩中板(铝合金); 110. 有效载荷整流罩前锥, 带有隔热层。

图1-6, 7, 8, 表示了在级间分离及三级关机过程中的推力变化曲线。

二级沉底火箭的总推力为26.6千牛顿。

三级沉底火箭的总推力为11.4千牛顿。

(公斤) 重量 表 1-2 L140 级流体重量 (公斤)

流 体	N ₂ O ₄	UDMH	水	氮	总 计
地面耗量	1015	501	20	—	1536
主级耗量	92281	54092	1943	—	148316
关 机	480	504	15	—	999
剩 余 量	400	150	575	36	1161
非推进排出量	4	2	13	6	25
起飞时总重	93165	54748	2546	42	150051
总加注重量	94180	55249	2566	42	152037

表 1-3 L33 级流体重量 (公斤)

流 体	N ₂ O ₄	UDMH	水	氮	总 计
起动段消耗	182	88	5	—	275
主级消耗	21160	12447	438	—	34043
关 机	134	92	5	—	231
剩 余 量	371	183	110	23	687
非推进排出量	4	2	11	2*	19
总加注重量	21851	12812	567	25	35255

* 其中包括第 1 级飞行段消耗 1 公斤

推力 (牛顿)

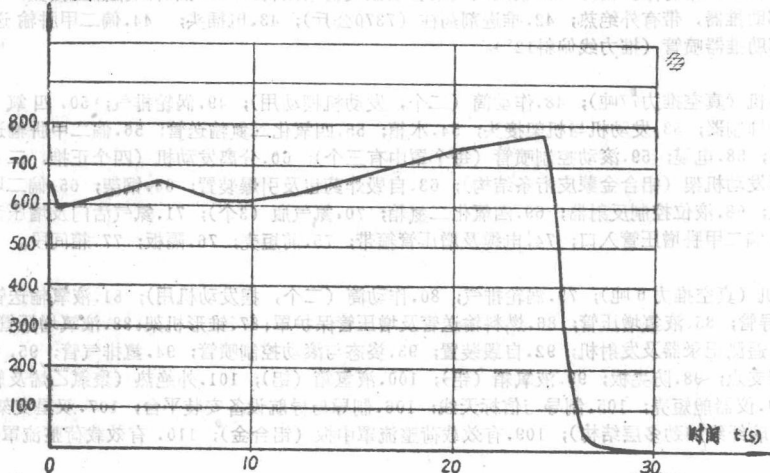


图 1-5 固体发动机地面推力曲线

表1-4 H10级流体重量 (公斤)

流 体	LH ₂	LO ₂	氮	总 计
起飞前排出量	5	7	0.5	12.5
一级飞行段排出量	3	26	—	29
二级飞行段排出量	9	46	—	55
起动段消耗量	2	11	—	13
主级消耗量	1794	8612	—	10406
关机过程消耗量	3	5	—	8
剩余量(包括飞行性能储备)	104.5	125	11.5	241
非推进排出量	4*	—	0.5	4.5
总加注重量	1924.5	8832	12.5	10769

* 包括 1 公斤用于燃烧室预冷

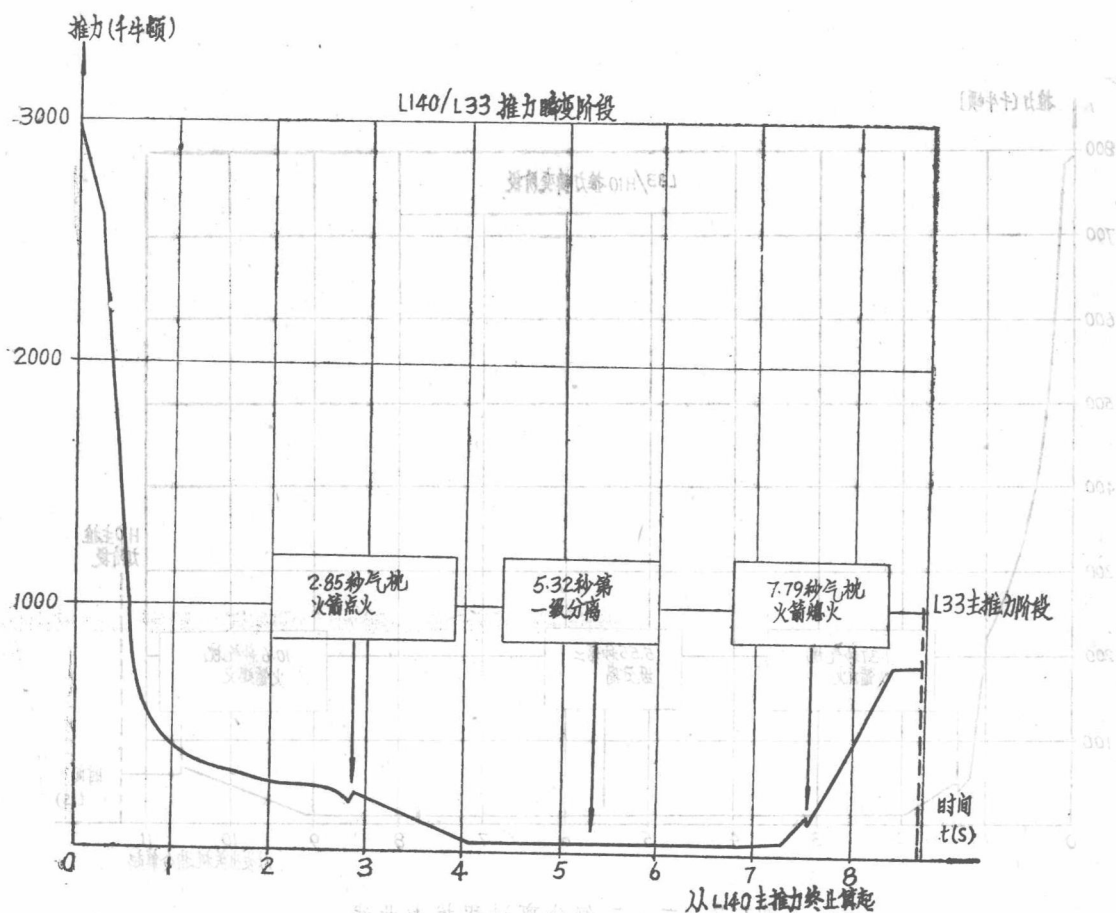


图1-6 一、二级分离过程推力曲线

表1-5 各级发动机主级性能

	第 1 级 L140		第 2 级 L33		第3级 H10
	地 面	真 空	起 动	关 机	—
燃烧室压力 (巴)	58.52	57.7	57.97	58.45	35.00
发动机混合比	1.706	1.706	1.700	1.700	4.76
推力 (千牛顿)	2696.90	2696.20	797.50	795.10	62.80
比冲 (秒)	247.50	277.20	291.80	291.80	444.20
秒流量 (公斤/秒)	1111.20	1094.90	275.20	277.80	14.424

表1-6 列出了计算飞行性能储备所考虑的各项偏差及对应的性能储备量。飞行性能储备值是指以99%的概率达到2580公斤运载能力所需多加的三级推进剂量。在计算过程中,各项偏差值被视为随机独立的,因此在计算总储备量时采用均方和相加。储备量中的均值59公斤是为减少三级混合比偏差产生的剩余量所需之最佳液氢偏加量。

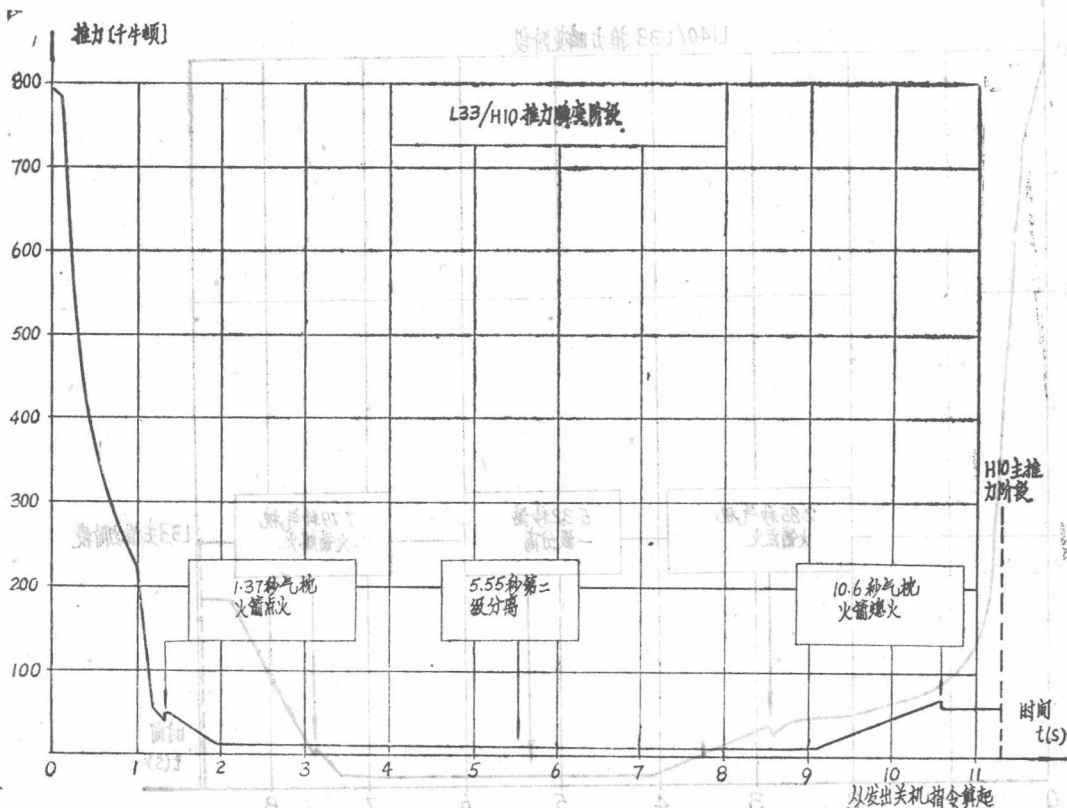


图1-7 二、三级分离过程推力曲线

曲线代射野技商位级二, — 3-1图

表1-6 飞行性能储备

偏差参数	H10推进剂多加量 (公斤)	偏差参数	H10推进剂多加量 (公斤)
1. 干重		L140	42.7
L140	2.2	L33	17
L33	2.6	H10	59(均值)+82
H10+仪器舱+有效载荷	4.0	5.2 推力 (I_{sp} 固定)	
整流罩	0.6	固体发动机	3.2
2. 推进剂加注量		L140	26.0
L140	6.0	H10	4.7
L33	4.7	5.3 比冲	
3. 空气动力	8.5	固体发动机	0.9
4. 控制	5.2	L140	42.0
1至4项总计	13.6	H10	64.5
5. 推进		推进项总计	59(均值)+124.4
5.1 混合比		总 储 备	59+125=184公斤

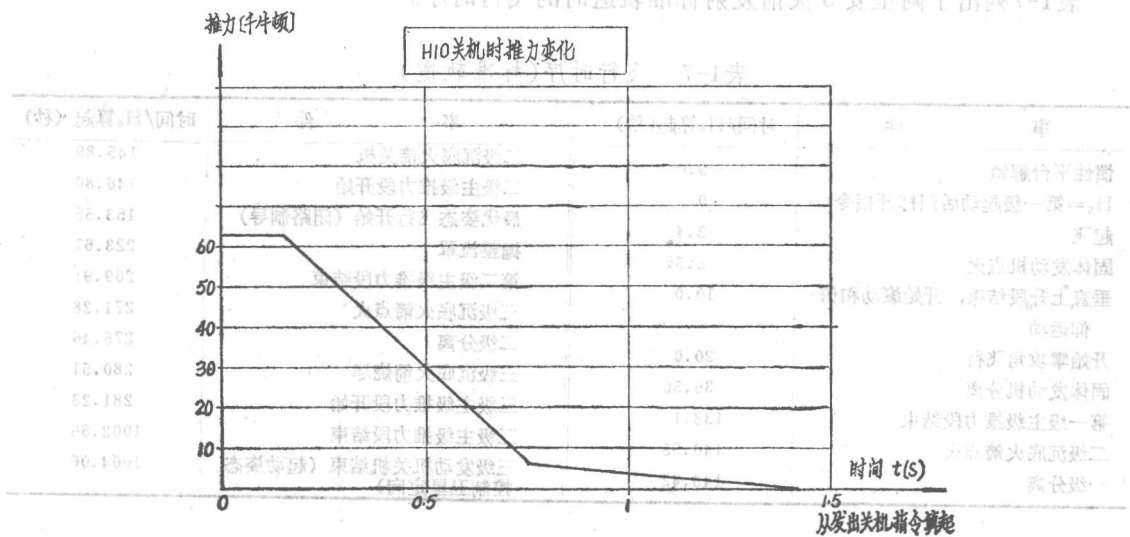


图1-8 三级发动机关机曲线

第四节 发射弹道

一、发射点位置

阿里安火箭的发射场位于南美洲法属圭亚那的库鲁。发射点的坐标如下：

纬度 5.237°N

经度 52.775°W

高度 -4.3 米 (火箭重心位置)

二、飞行姿态角程序

火箭姿态角变化分四个阶段：

a) 从起飞 ($H_0 + 3.4$ 秒) 至 $H_0 + 10$ 秒：垂直上升。

b) 从 $H_0 + 10$ 秒至 $H_0 + 20$ 秒：

在方位角不变的条件下作俯仰程序飞行，俯仰角变化率由参数优化得出。

c) 从 $H_0 + 20$ 秒至 $H_0 + 153.5$ 秒：

大气层零攻角飞行。此阶段做到在通过稠密大气层时限止作用在火箭上的飞行载荷。飞行方位保持不变。

d) 从 $H_0 + 153.5$ 秒至入轨：

以推进剂消耗量为约束条件对俯仰及偏航姿态角程序进行优化，以达到目标轨道。当计算的气动热流小于 1135瓦/米^2 时抛整流罩。

三、发射方位限制

只在 b 及 c 阶段才有飞行方位的限制，这是从发射场安全的角度考虑的。最大方位角为 93.5° 。

四、飞行时序

表1-7列出了阿里安3火箭发射标准轨道时的飞行时序。

表1-7 飞行时序(标准轨道)

事 件	时间/ H_0 算起(秒)	事 件	时间/ H_0 算起(秒)
惯性平台解锁	-9.0	二级沉底火箭关机	145.89
H_0 = 第一级启动活门打开指令	0	二级主级推力段开始	146.80
起飞	3.4	最优姿态飞行开始(闭路制导)	153.55
固体发动机点火	5.56	抛整流罩	223.67
垂直上升段结束，开始滚动和俯仰运动	10.0	第二级主级推力段结束	269.91
开始零攻角飞行	20.0	三级沉底火箭点火	271.28
固体发动机分离	36.56	二级分离	275.46
第一级主级推力段结束	138.1	三级沉底火箭烧尽	280.51
二级沉底火箭点火	140.95	三级主级推力段开始	281.23
一级分离	143.42	三级主级推力段结束	1002.66
		三级发动机关机结束(起动态控制卫星定向)	1004.06

以下各事件为浮动时间基准，由箭上计算机判别后发出指令：

——固体发动机点火指令在判别高度超出塔架以后发出。

——第二级点火指令由判别加速度降以后发出(第一级采用耗尽关机)

——抛整流罩指令由判别热流值以后发出 ($= 1/2 \times \text{密度} \times (\text{速度})^3$)

——三级飞行程序由二级关机指令启动(二级关机指令在达到给定的速度增量后发出)。

——三级关机指令在判别进入目标轨道后发出。

所有其他的飞行时序都装订在箭上计算机中，并以相对于上述浮动基准的时间差的形式给出。在三级发动机关机后，姿控系统工作，卫星定向，起旋，然后再分离。对于双星发射时，还有双星支架(SY LDA)分离及第二个卫星定向，分离程序。

五、轨道计算基准

地球参数：