

星际航行科技資料汇编

(第一集)

中国科学院新技术局編

(内部資料)

科学出版社

星际航行科技資料汇编

(第一集)

中国科学院新技术局編

(内部資料)

科学出版社

1965

星际航行科技資料汇编

(第一集)

中国科学院新技术局編

*

科学出版社出版

北京朝阳門内大街 117 号

北京市书刊出版业营业許可証出字第 061 号

中国科学院印刷厂印刷

科学出版社发行

*

1965 年 1 月第一版 开本：787×1092 1/16

1965 年 1 月第一次印刷 印张：5 1/2 插頁：3

印数：0001—2,300 字数：120,000

统一书号：13031·2037

本社书号：3124·13—1

定价：[科七] 0.85 元

前 言

科学技术在二十世紀前五十年的高速度发展为空間飞行准备了条件，使人类长期以来的一个伟大理想能够实现。苏联人民經過艰巨的劳动，终于在1957年10月4日成功地发射了世界上第一个人造地球卫星，这标志着人类进入空間的开始。人們的活动将不再限于地球表面附近，而能飞入直径約80亿公里的太阳系的广闊空間！星际航行的时代开始了！

星际航行也反过来对科学技术提出了一連串新課題，象火箭发动机的推进剂問題、各种高性能的金属及非金属結構材料問題、超高速进入大气层的防热問題、高精度陀螺及慣性控制系統、高精度的測速及定位系統、无綫电遙測及超远程測量技术、巨型运载火箭的发射系統、卫星及飞船的跟踪技术等。为了解决这些技术問題，就必需进行大量的科学研究。仅以超高速进入大气层的防热問題來說，就必須研究速度为二十五倍到三十倍声速的高超声速空气动力学，研究气体在8000℃直到10000℃以上的性質，研究表面材料或冷却剂在強热作用下的性能等等；这里面有力学問題，有物理学問題，也有化学問題。所以星际航行不但需要大量的設計師和工程师等工程技术人員参加，而且还要有不少的技术科学和基础科学工作者参加；只有他們在一起紧密地配合着工作，才能比較迅速地解决这一連串难题。

星际航行也为許多学科开辟了全新的园地，大大提高了一些从前被忽視的領域的重要性。也就是說，要看到六十年代和七十年代的科学发展，就不能不考虑星际航行。例如天文学，由于星际航行的需要，就要更精細地研究太阳的活动（如耀斑爆发的規律以及預报），研究行星及其卫星的表面条件：有沒有大气，什么样的大气；温度如何；表面“星貌”；可能有的“矿藏”（如水）。体积和重量都受限制的飞船密封艙也为生物科学提出了新的研究課題，那就是如何只接收太阳光，只通过艙外表的輻射散热，而在密封艙內形成包括人及其他生物（如小球藻）在內的自足的、孤立的生态学系統；这也可以說是星际航行的农业科学。由于飞船重量的限制，而空間的电离輻射又很強，防輻射的問題，即保护人及生物的問題就要比地面原子能装置难解决得多，从而对放射生物学和放射医学提出了新的更高的要求。又如飞船从地球表面起飞，就必然携带着各种地球表面的小生物，这些小生物到达其他行星后，可能在其他行星上生存和繁殖，那就会打乱对行星上生物的研究，所以必需預先在地球上用密封的行星条件模拟室来进行試驗；这連同失重、超重問題可以归納为研究地球生物在非地球表面条件下的生理及活动。生命起源問題本来是个老問題，但因为其他行星上有没有生物已成为急待解决的問題，它也就比以前更有现实意义，从而变得更加重要了。

从上面所說的各种例子，可明显地看出，星际航行对今后科学发展有重大的促进作用。也正是因为这个原故，中国科学院从1961年开始組織了星际航行座談会，介紹星际航行方面的知識。每次座談会約定一位同志作中心发言，然后大家討論。限于条件，参加座談会的人数有一定限制。为了在有关科学研究人員中更广泛地介紹星际航行的知識，

現把第一、二、三、四、六、七、八次座談會中的中心發言的記錄匯集成冊，另將“1957—1963年各國發射的人造衛星、宇宙飛船、宇宙火箭資料匯編”作為參考資料，一併由科學出版社內部發行。我們希望《星際航行資料匯編》能對我國科學研究工作有所幫助。

編 者

1963年7月

目 录

前言.....	(v)
今天苏联及美国星际航行中的火箭动力及其展望.....	錢学森 (1)
地球高层大气及外空間的几个問題.....	赵九章 (14)
卫星上的遙測和遙控.....	张翰英 (25)
宇宙飞船的回地問題.....	郭永怀 (33)
地面与高空火箭間的无綫电波传播問題.....	呂保維 (40)
宇宙飞行的生物学研究方向的探討.....	蔡 翹 (62)
关于近地球軌道人造卫星的温度平衡及材料、軌道和无綫电发射頻率問題	錢 驥 (71)

今天苏联及美国星际航行中的火箭动力及其展望*

錢 学 森

一 星际航行与洲际弹道式火箭

常听到人说：人造卫星是远程火箭的一种表现，意思是有了远程火箭也就有人造卫星。星际航行的动力是否和远程火箭的动力一样，我想了一想，它们还不是一个简单关系。星际航行所需要的动力要比远程火箭大得多，星际航行的动力如果限于远程火箭的动力，动力就会显得不足。

美国发射了近 40 个卫星，所用运载火箭的第一级三分之二以上是“雷神”。那是一种定型了的中程弹道火箭，比较可靠，起飞重量约 50 吨，它的推力是 70—80 吨。美国用作发射卫星的运载火箭还有“宇宙神”，“宇宙神”火箭的推力约为 180 吨，比“雷神”要大二倍多。美国在 1958 年下半年把宇宙神运载火箭送到轨道上去，美国宣传送上去的卫星重达 4 吨，实际上它包括运载火箭空壳的重量，火箭的真正有效负载只有 67 公斤。美国“水星”载人容器的重量为 980 公斤，差不多是一吨重，用“宇宙神”火箭送上卫星轨道。它的起飞重量是 110 吨，因此把一吨重的东西送上卫星轨道大约要起飞重量为 110 吨的运载火箭，其推力约为 180 吨。

苏联用来发射卫星式飞船（重 4 吨半左右）的运载火箭，如果按这个比例推算，初重为 450 吨左右，推力在 600 吨到 700 吨之间。我现在把它们做一些分析和计算，看看这种估计有没有依据。

二 对苏联使用的星际航行动力的估计

如果 g 是地球引力常数， I_1 为第一级的平均比冲（秒）， I_2 为第二级的平均比冲（秒）； $M_1^{(1)}$ 为整个火箭的起飞重量， $M_2^{(1)}$ 为第一级燃烧終了时的全火箭重量； $M_1^{(2)}$ 为第二级的点火重量， $M_2^{(2)}$ 为第二级燃烧終了时的重量；而两级火箭的总燃烧时间为 T ；那么两级火箭的終了速度 v 以下列公式表示：

$$v = gI_1 \ln \frac{M_1^{(1)}}{M_2^{(1)}} + gI_2 \ln \frac{M_1^{(2)}}{M_2^{(2)}} - \int_0^T g \sin \theta dt - \int_0^T \frac{D}{M} dt$$

其中 θ 为轨道与当地水平面所成的角， D 为空气阻力， M 为瞬时火箭质量，而时间 t 的积分从起飞一直到第二级停火。后两个积分代表地心引力所产生的损失及阻力所引起的损失。对一般的星际航行轨道来说，这两项中以第一项为主要，而两项之和为 1.3 公里/秒，或 1300 米/秒。因为对发射低高度的卫星来说， $v = 8000$ 米/秒，那么

$$gI_1 \ln \frac{M_1^{(1)}}{M_2^{(1)}} + gI_2 \ln \frac{M_1^{(2)}}{M_2^{(2)}} = 8000 \text{ 米/秒} + 1300 \text{ 米/秒} = 9300 \text{ 米/秒}.$$

* 第一次星际航行座谈会的中心发言。

用現在所习用的推进剂,三級火箭与二級火箭相比,还是用二級火箭比較合适,級数多了,就需要一套比較复杂的自动控制系统,这不太合算;所以上面和下面的計算,都假設卫星的运载火箭是兩級的。美国发射第一顆人造卫星时,第一級以上采用了多級固体火箭,也沒有控制系统,那是一时权宜之計,不足为訓。

如果我們用推进剂为液氧煤油的发动机,那么 I_1 为 260 秒,而第二級基本上在真空操作, I_2 略高,取为 290 秒。让第一級的負担略重,占 9300 米/秒中的 4700 米/秒,而第二級占 4600 米/秒。如果火箭的起飞重量在几百吨的范围,那么第一級的結構重可以估計占全重的 0.065;第二級的結構重可以估計占第二級全重的 0.090。这是比較保守的估計。(“雷神”总重 50 吨,結構比为 7.2%;“大力神”总重 100 吨,結構比为 6.3%;“宇宙神”总重 110 吨,結構比为 5.1%。)

因此, $4700 \text{ 米/秒} = 9.80 \text{ 米/秒}^2 \times 260 \text{ 秒} \times \ln \frac{M_1^{(1)}}{M_2^{(1)}}$; 故 $\frac{M_2^{(1)}}{M_1^{(1)}} = 0.1577$ 。

从而第二級的重量和火箭全重的比例,即 $\frac{M_1^{(2)}}{M_1^{(1)}} = 0.1577 - 0.065 = 0.0927$ 。同样,

第二級 $4600 \text{ 米/秒} = 9.80 \text{ 米/秒}^2 \times 290 \text{ 秒} \times \frac{M_1^{(2)}}{M_2^{(2)}}$; 故 $\frac{M_2^{(2)}}{M_1^{(2)}} = 0.1980$ 。如果 m 为卫星的重

量,第二級的結構重量比为 0.090, $\frac{m}{M_1^{(2)}} = 0.1980 - 0.090 = 0.1080$ 。总的来說: $\frac{M_1^{(1)}}{m} =$

$\frac{1}{\left(\frac{m}{M_1^{(2)}}\right)\left(\frac{M_1^{(2)}}{M_1^{(1)}}\right)} = \frac{1}{0.1080 \times 0.0927} = 100$ 。以此推测,苏联发射的卫星式飞船,重量約为

4.7 吨,故兩級火箭的起飞重量当为 470 吨,起飞推力当在 600 吨到 700 吨;第二級点火重量 $M_1^{(2)} = 0.0927 \times 470 = 43.6$ 吨,第二級結構重量为 $0.090 \times 43.6 = 3.92$ 吨。

1961 年 6 月 2 日人民日报报道說东方号飞船是用多級火箭发射的,火箭上装有推力很高的六个液体燃料火箭发动机,运载火箭所有各級发动机的总的最大有效功率为 2000 万匹馬力。假定第一級有 5 个发动机,每个发动机的推力是 120 吨到 140 吨;第二級有一个发动机。 F 为推力,单位为吨, $v^{(1)}$ 为一級火箭飞行得最快时的速度,单位为公里/秒,那么依照最大功率为 2000 万匹馬力的說法, $F \cdot v^{(1)} = 1500$ 吨公里/秒。因此如假定第一級火箭脫落时最大的速度 $v = 3$ 公里/秒,則 $F = 500$ 吨。

如用另一种計算方法,假定噴气动能有效功率为 1500 吨公里/秒, c 为排气速度,单位为公里/秒, $\frac{1}{2}F \cdot c = 1500$ 吨公里/秒,設 c 为 3 公里/秒,則 F 为 1000 吨。因此可以大概估計东方号飞船多級火箭的推力在五百吨以上,这与我們前面的計算相符合。

現在看一看 6.483 吨的重型地球卫星(第四个人造地球卫星)是如何发射的。我估計第一級不变,第二級起飞重量 $M_1^{(2)}$ 仍然不变,結構重量也不变,为 3.92 吨,但卫星加大了,故 $M_2^{(2)} = 3.72 \text{ 吨} + 6.5 \text{ 吨} = 10.42 \text{ 吨}$ 。然后反过来計算第二級发动机的平均比冲 I_2 ,

$$4600 \text{ 米/秒} = 9.80 \text{ 米/秒}^2 \times I_2 \text{ 秒} \times \ln \frac{43.6}{10.42}.$$

因此 I_2 为 328 秒,这比液氧煤油的 290 秒大;但如果用了高能燃料,則完全可以做到。

有了这个基础,再分析一下宇宙火箭。根据公布材料,最后一級不带燃料的重量为 1.5 吨,速度达到第二宇宙速度 11.2 公里/秒,如果头兩級火箭的軌道有适当的傾斜,第三

級火箭軌道差不多平行于地球表面, 即 $\theta \approx 0$; 同时第三級火箭飛得高, 沒有空气阻力損失, 所以如果 v_3 是第三級的理想速度, 那么

$$v_3 = 11.2 \text{ 公里/秒} - 8 \text{ 公里/秒} = 3.2 \text{ 公里/秒}.$$

註第三級的初始重量 $M_1^{(3)}$ 等于以前卫星的重量, 即

$$M_1^{(3)} = 4.7 \text{ 吨}, \quad M_2^{(3)} = 1.5 \text{ 吨}.$$

因此

$$v_3 = 3200 \text{ 米/秒} = 9.80 \text{ 米/秒}^2 \times I_3 \text{ 秒} \times \ln \frac{4.7}{1.5}.$$

得到第三級的平均比冲为

$$I_3 = 286 \text{ 秒}.$$

因为在真空中比冲要比地面的大些, I_3 完全可以达到 286 秒, 只需用一种較好的自然性燃料就行了.

金星火箭是从 6.5 吨重的卫星上发射的, 如果卫星上的定向及其他設備共重 0.5 吨, 金星火箭点火时的重量是 6 吨. 根据苏联公布的資料, 金星火箭当燃烧完了后的速度要比第二宇宙速度大 661 米/秒, 因此金星火箭增加的速度应是 $11.2 \text{ 公里/秒} + 0.661 \text{ 公里/秒} - 8 \text{ 公里/秒} = 3.861 \text{ 公里/秒}$, 比冲 I_3 仍取 286 秒, 那么

$$3861 \text{ 米/秒} = 9.80 \text{ 米/秒}^2 \times 286 \text{ 秒} \times \ln \frac{M_1^{(3)}}{M_2^{(3)}}, \text{ 其中 } M_1^{(3)} = 6 \text{ 吨},$$

$$\therefore M_2^{(3)} = 1.513 \text{ 吨}.$$

金星火箭燃料燃烧完后, 放出一个行星际站, 而行星际站的重量为 0.643 吨, 所以金星火箭的結構重量是 $1.513 \text{ 吨} - 0.643 \text{ 吨} = 0.870 \text{ 吨}$, 結構比为 $\frac{0.870}{6} = 0.145$, 这对 6 吨重的火箭来說是完全合理的.

从以上分析, 苏联的宇宙火箭第一級是用五个 120 吨到 140 吨推力的发动机, 起飞重量为 470 吨, 第二級是用两个型号, 点火重量都是 43.6 吨, 一个型号用液氧煤油的发动机, 这是用得較多的; 而苏联当发射重型卫星和金星火箭时用了另一个改进的型号, 用了高能推进剂.

以上可以看出发射金星火箭和自动行星际站的星际航行动力系統确实是很大的, 比远程火箭的动力要大几倍.

三 美国星际航行动力的情况

美国“土星”火箭和“新星”火箭的設计方案. 肯尼迪上台后, 加速发展所宣揚的“土星”火箭. 最初設计方案是(見表 1、表 2): 第一級是用 S_1 級, 有 8 个 H-1 型发动机, 用 RP-1 煤油液氧作推进剂, 推力 683.2 吨; 已經作了几次的試射. 第二級是用 S_4 級, 是用 4 台以液氫液氧作推进剂的发动机, 总推力为 31.76 吨, 美国已經做出来了. 第三級是用 S_5 級也是以液氫液氧作推进剂的发动机, 用 2 台, 推力为 15.9 吨.

美国还准备制造 S_2 級、 S_3 級, S_2 級是用 4 台液氫液氧发动机, 总推力为 $(4 \times 90.70 \text{ 吨})$ 362.80 吨; S_3 級是用 2 台液氫液氧发动机, 总推力为 $(2 \times 90.70 \text{ 吨})$ 181.40 吨, 但 S_2 , S_3 級尚未做出来. 近期实现的只是用 S_1 作一級, S_4 作二級, S_5 作三級的方案, 全长为 56.5 米, 起飞重量为 550—580 吨, 发射时间为 1964 年以后.

表1 “土星”运载火箭的方案

运载火箭方案		C-1	C-2	C-3
级数		3	4	5
各级标记(设计名称)		$S_1 + S_4 + S_5$	$S_1 + S_3 + S_4 + S_5$	$S_1 + S_2 + S_3 + S_4 + S_5$
全长(米)		约56.5	65—70	—
起飞重量(吨)		550—580	—	—
第一次发射时间		1964年以后	1965—1967年	—
有效载荷 (公斤)	将卫星送入480公里高的地球卫星轨道	9,980	20,400	25,000
	将仪表容器送入绕月球运行的轨道	5,440	—	—
	将火箭送入行星际轨道	4,080	7,700	—
	将卫星送入24小时的地球卫星轨道	2,040	4,080	—
	向月球实行软着陆	1,090	2,270	—
	其他种类载荷	将流浪者核火箭作为第三级,在1965年发射时用重为6800公斤的载人高速滑翔机“载纳维尔”做第三级	用流浪者核子火箭做第三级,有人驾驶并操纵	有人驾驶飞行器向月球实行软着陆,并返回地球

表2 “土星”运载火箭的各级性能

各级标记	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5
C-1 方案用途	各方案内的第一级	—	—	第二级	第三级
C-2 方案用途		—	第二级	第三级	第四级
C-3 方案用途		第二级	第三级	第四级	第五级
承制公司	马歇尔空间飞行研究中心	—	—	道格拉斯	康维尔
直径(米)	约6.7	—	—	5.5—5.6	3.05
长度(米)	25.0	—	28.6	15.25	16.20
发动机数和型号	$8 \times H-1^{1)}$	$4 \times J-2^{2)}$	$2 \times J-2^{3)}$	$4 \times LR-115$	$2 \times LR-115$
发动机承制公司	火箭达因公司	同左	同左	普拉特-惠特尼公司	同左
推进剂	RP-1 煤油液氧	液氮与液氧	同左	同左	同左
推力(吨)	$8 \times 85.4^{4)}$	$4 \times 90.7 = 362.8$	$2 \times 90.7 = 181.4$	$4 \times 7.94 = 31.76^{5)}$	$2 \times 7.94 = 15.88^{6)}$

注: 1) “雷神”发动机的改型。

2) 可能安装6台J-2发动机。

3) 可能安装4台J-2发动机。

4) 推力预计可增到 $8 \times 113.4 = 907.2$ 吨。

5) 推力预计可增到 $4 \times 9.07 = 36.28$ 吨。

6) 推力预计可增到 $2 \times 9.07 = 18.14$ 吨。

根据美国 C-1 运载火箭方案,采用 S_1, S_4, S_5 三级,可以把 9.98 吨重的卫星送入 480 公里高的地球卫星轨道。如要发送月球行星际站,其重量可达 5.44 吨。如要发送火星行星际站,其重量为 4.28 吨。如要发送离地球很高的周期为 24 小时的卫星,其重量为 2 吨。如要向月球实行软着陆,即用火箭刹车,使着落速度很小,则到月球的重量为 1 吨。

如果 S_2, S_3 搞出来, C-2 方案采用 S_1, S_3, S_4, S_5 四级,可以发射 20.4 吨重的卫星。C-3 方案采用 S_1, S_2, S_3, S_4, S_5 五级,可以发射 25 吨重的卫星。美国还打算用原子火箭做第三级或者用超高速滑翔机作第三级。目前 S_2, S_3 尚在研制阶段。

这些方案的第一级采用 S_1 级,有效推力都在 600—700 吨范围内。但是 8 台发动机拼凑起来很复杂,可能会出现问题,因此准备先作十次的试验性发射,直到现在为止已作了四次发射(1961 年 10 月 27 日,1962 年 4 月 25 日,1962 年 11 月 16 日,及 1963 年 3 月 28 日)。据苏联公布,宇宙火箭只用 6 个发动机,因此单机推力比美国的要大得多。美国为了扭转这个落后的局面也在搞大推力的发动机,在试车台上的 F-1 型煤油液氧发动机,单机推力为 680 吨,他们自己估计在 1963 年可以实际使用。这个发动机的燃烧室直径是 1 米,喷管出口直径差不多是 3 米,全长 3.4 米。开车时,每秒差不多要烧两吨液氧,一吨 RP-1 煤油,液氧和煤油是用涡轮泵打入燃烧室的,涡轮泵外径 1.2 米,长 1.5 米,重 1.14 吨,功率 6 万匹马力。全发动机重约 6.8 吨。

我们在估计苏联所用的星际航行动力时,得出放 4.6 吨重的卫星要 600 吨到 700 吨推力;而美国尚未实现的“土星”C-2 及 C-3 型却能用差不多同一推力放 20.4 吨重的或 25 吨重的卫星。其中原故是:我们估计时认为没有用高能燃料,而“土星”C-2 及 C-3 型则在第一级以上都用液氢液氧高能推进剂。一般推进剂在高空的比冲约为 300 秒,而液氢液氧在高空的比冲约为 420 秒。液氢液氧推进剂不但比冲大,而且没有毒性;自然,液氢挥发性大,密度又小,需要较大的贮箱,这都是缺点。但是权衡优缺点,对星际航行来说,优点胜过缺点。在今天液氢液氧发动机是星际航行中最现实的高能推进剂。美国已经研制成推力为 7.94 吨的 LR-115 液氢液氧发动机;而正在研制的液氢液氧发动机有表 2 中的 J-2 发动机,推力为 90.7 吨。

为了把人送上月球降落并返回地球,必须把约 60 吨的月球飞船先加速到接近第二宇宙速度,因此 C-1, C-2, C-3 等“土星”火箭还是不够的,只能进行一些在地球附近的试飞。所以美国还在设计推力更大的 C-5 “土星”火箭^[1,2],它的第一级用 5 台 F-1 发动机,以液氧和 RP-1 煤油作推进剂,总推力约 3400 吨,火箭直径约为 10 米。但据计算,这样大的运载火箭还只是实现载人星际航行的最低要求,为了作更进一步的准备,美国还在考虑更巨大的“新星”火箭^[3],它的推力达一万吨级,一个方案是用 12 台 F-1 发动机,总推力为 8200 吨;另一方案是用一台巨型液体推进剂的火箭发动机,推力为 12,000 吨,只是发动机就有 21 米长,喷管出口直径达 14 米。再一个“新星”火箭的方案是用 4 台直径为 6.6 米巨型固体推进剂火箭发动机,每台推力约 2730 吨,总推力 10,900 吨。

四 星际航行动力的展望

从液氢液氧发动机再往前走一步是原子火箭发动机,也就是用裂变原子反应堆为热源,使用氦为工质,吸收反应堆的热能,加到高温,然后从喷管喷出。如果反应堆能承受约 3000℃ 的温度,那么这种原子火箭发动机的比冲可以提高到 800 秒至 1000 秒。这是星际

航行动力的下一步,它可以充分利用液氢液氧发动机中处理液氢的那一套技术,但由于这种火箭的排气有較強的放射性,不宜用作第一級运載火箭的动力。

从原子火箭发动机再往前走一步将是电原子火箭发动机,也就是让从原子反应堆出来的高温氦气先在气涡轮中膨胀一次,膨胀后的氦气用液氢来冷却,冷却了的氦气再用压机压到高压,再进入反应堆吸热。第二次加热后的氦气出了反应堆又进入电弧室,这是利用氦气涡轮带动发电机所产的电,把氦加温到反应堆所不能承受的更高温,約 4500℃,再噴出噴管。估計这种电原子火箭发动机的比冲可以达到 1400 秒。

比 1400 秒再高的发动机将是所謂离子火箭发动机,即用裂变原子反应堆作能源,以涡轮发电机或其他热能发电机发电;再用电来加速較重的离子如铯,铯离子在离开发动机前混入适量的电子成为等离子噴气,产生推力,比冲可以到达万秒以上。但这里的问题是发电系統的重量較大,必需限制等离子流的量,尽管比冲大,推力不能大。因此这种离子火箭发动机的推力只能是飞行器重量的几千分之一以至万分之一,也就是加速度为几千分之一或万分之一,所以首先不能用在从地面起飞,只能用在从卫星軌道上起飞的星际飞船。但就是那样,也因为加速度小而会延长星际旅行的時間;这是载人星际飞船所不允许的。所以这样的离子火箭将用于不载人的,即完全自动化的星际貨船。当然,本来不用大推力的,象为保持人造卫星的高度、抵消微小的大气阻力用的发动机,那可以用离子火箭发动机,所以离子发动机的应用范围是有限度的,在那范围以內,它具有高比冲的优越性。

自然,一旦受控热核反应成为现实,反应器中的气体本身就是等离子体,噴出去就是等离子气,这就是离子火箭发动机了;而推力也不会受限制,这样情况又有所不同了,那将是星际航行中一次革命性的发展。

以上是从加大比冲,降低推进剂消耗量,从而提高有效負載来看問題。但星际航行的动力問題也还有另外一个方面,即經濟問題:运載火箭只用一次,把有效負載送上天就算完成任务,就报废了,这不能算是很經濟的办法;对巨型运載火箭來說就更是如此。解决的办法可能三个:一个是尽量降低火箭的造价,尤其是庞大的第一級火箭;現在趋向于用固体推进剂的发动机作为第一級动力,因为在相近推力的条件下,固体发动机的研制及生产費用小于液体发动机。第二个办法是設法回收第一級火箭的空体,修补后再用第二次,这个問題現在也未解决,尚在研究阶段。最彻底的办法是引用超声速飞机作为第一級运載工具,即在飞机上发射运載火箭^[1]。飞机可以多次使用;而且每次飞行后不需要修补。但要实现这个方案就必需設計出能在几十公里高空中作七倍到十倍声速飞行的大飞机才行,这就提出一連串航空技术上的新問題,如高超声速气动力設計、耐热結構超高速空气噴气发动机,以及設計能从低速加速到超高速的經濟动力系統。問題是困难的,但为了星际航行的进一步发展,我們應該研究这些問題。

1961 年 6 月初稿 1963 年 5 月定稿

参 考 文 献

- [1] G. P. Pedigo and A. G. Orillion, Launch-Vehicle Design, *SAE National Aeronautics Meeting, April, 1962*, Preprint No.513B.
- [2] C. C. Johnson, Apollo Spacecraft Design, *SAE National Aeronautics Meeting, April, 1962*, Preprint No. 513A.
- [3] Missiles and Rockets, 1962 年 11 月 12 日, 13 页.
- [4] R. J. Lane, Recoverable Air-Breathing Boosters for Space Vehicles, *Journal of Royal Aeronautical Society*, **66**, No. 618, 371—386, 1962.

附录 錢学森同志关于星际航行使用名詞标准化的建議

1. 太空——太阳系內的空間
2. 宇宙——太阳系外的空間
3. 星际航行——太阳系內的飞行
4. 宇宙航行——太阳系外的飞行
5. 卫星式飞船——围绕地球运行的載人飞行器
6. 星际飞船——飞往太阳系其他行星的載人飞行器
7. 月球飞船——飞往月球的載人飞行器
8. 卫星式自动站——围绕地球运行的无人飞行器, 不回地球
9. 星际自动站——飞往太阳系其他行星的无人飞行器, 不接触行星表面
10. 月球自动站——飞往月球的无人飞行器, 不接触月球表面
11. () 星火箭——击中() 星的火箭
12. 月球火箭——击中月球的火箭
13. (……) 飞船的运载火箭(第一級, 第二級……)
14. (……) 自动站的运载火箭(第一級, 第二級)

附 图

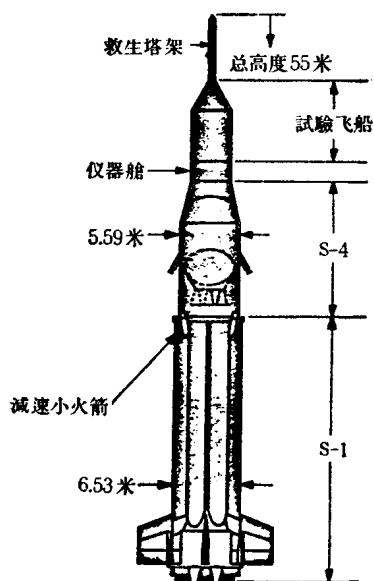


图1 C-1 运载火箭及“阿波罗”月球飞船的組合, 用来把飞船射入地球卫星軌道, 以进行各种試驗. 这是美国想把人送上月球降落并返回地球的第一步

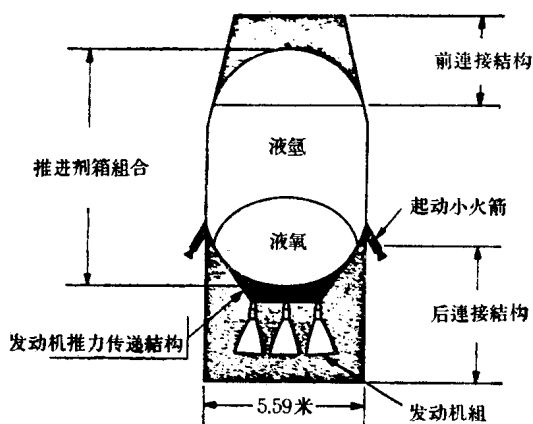


图3 S-4 級的結構示意图

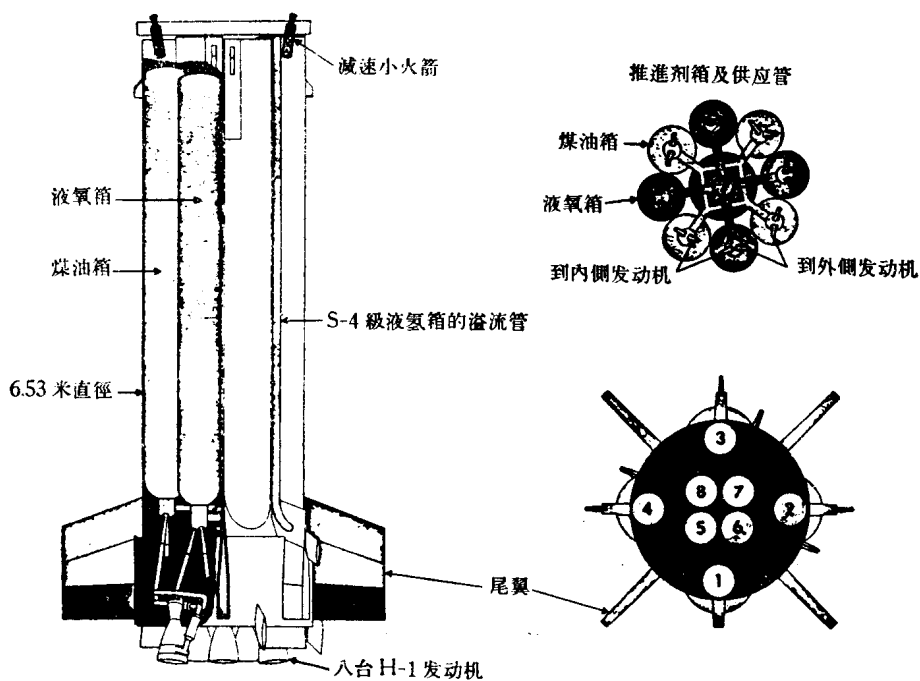


图 2 S-1 级的结构示意图

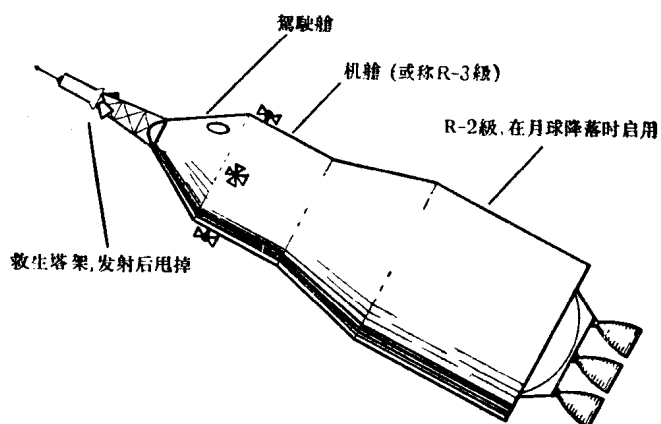


图 4 “阿波罗”月球飞船示意图

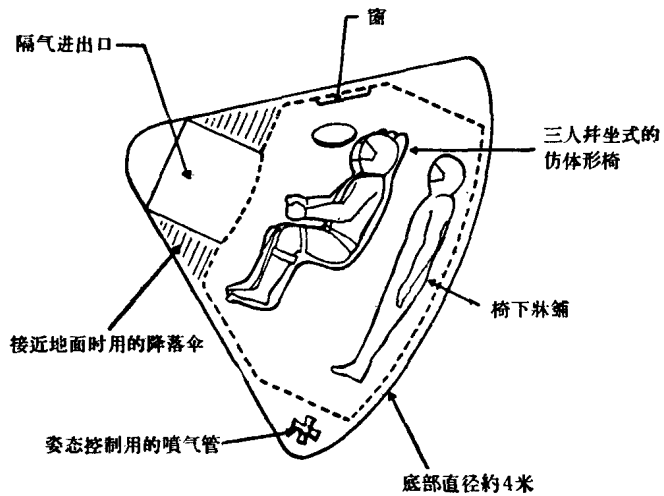


图5 月球飞船的驾驶舱，在返回地球时，只有这部分是降落到地面的

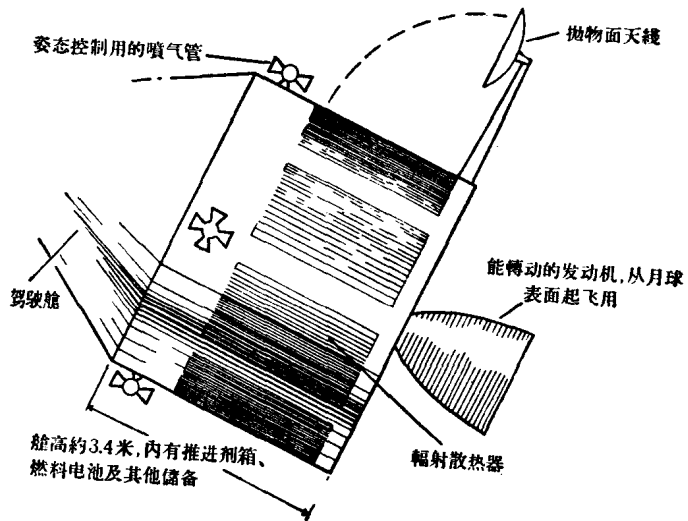


图6 月球飞船的机舱外形(或称 R-3 级)。在返回地球进入大气层时就从驾驶舱分开，甩掉

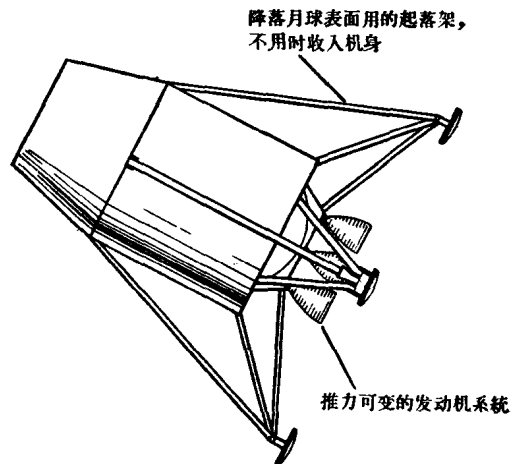


图7 为在月球表面上降落用的 R-2 级

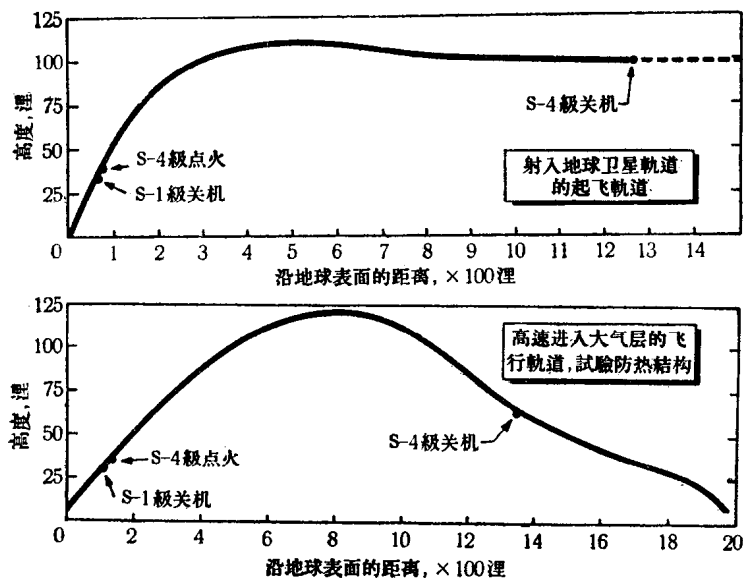


图8 用C-1运载火箭进行月球飞船试飞的两典型轨道(1哩等于1.853公里)

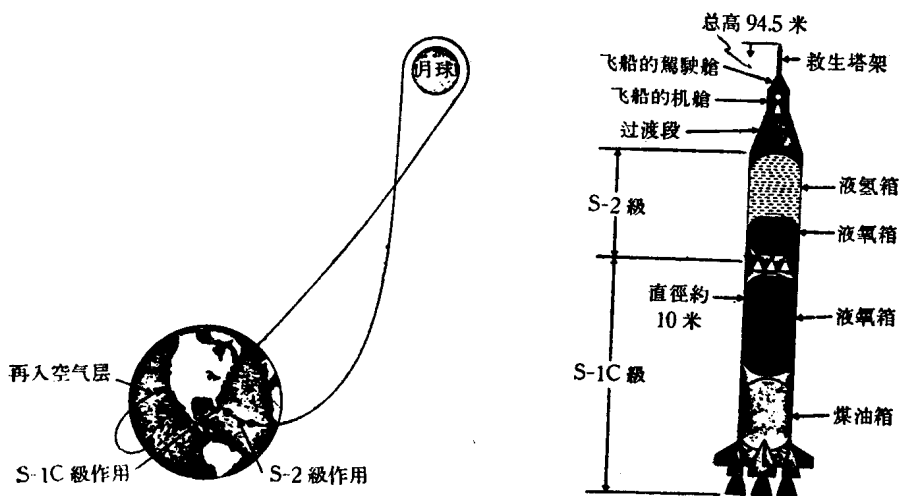


图9 C-5两级火箭,用来作绕月球的飞行。这是美国想把人送上月球降落并返回地球的第二步

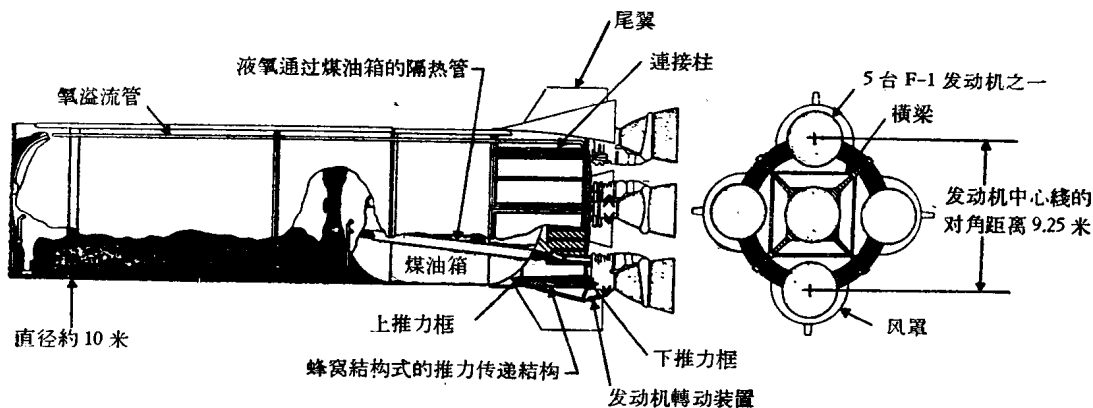


图10 S-1C级的结构示意图

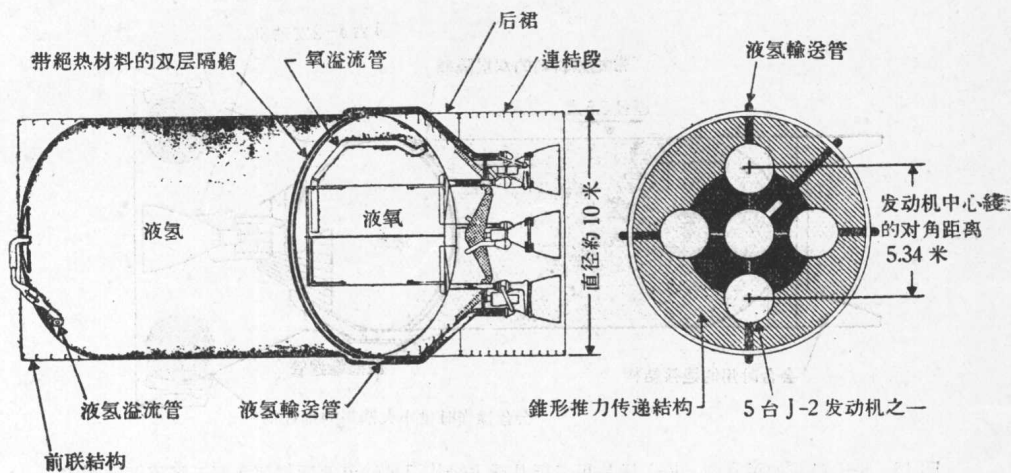


图 11 S-2 级结构示意图

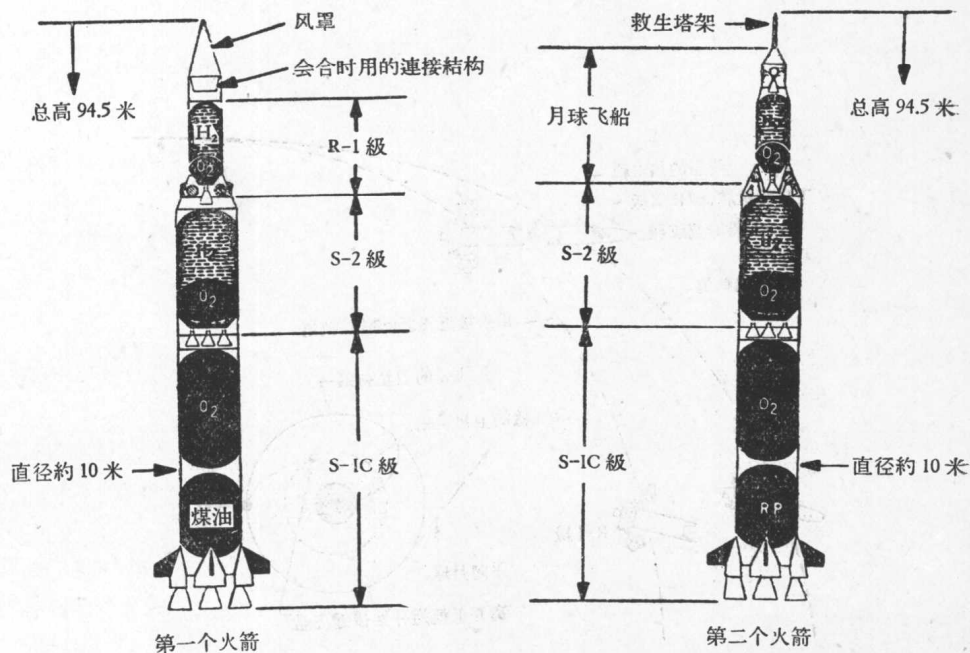


图 12 用两个 C-5 运载火箭分别把月球飞船与 R-1 级送上地球卫星轨道, 然后再在卫星轨道上会合, 联在一起; 再从卫星轨道上起飞, 飞向月球。这是美国想把人送上月球表面降落并返回地球的一种方案