

能在 $M = 0 \sim 25$ 的飞行范围内有效的工作。下面简要介绍一下适用于空间运输系统的几种主要的空气喷气发动机及其组合发动机。

1. 涡喷(涡扇)加力式发动机

这是一种最成熟的发动机,其工作马赫数 $M = 0 \sim 3.5$ 。它非常适用于 $M = 0.8 \sim 3.0$ 的可重复使用的一级运载器。

利用液氢预冷进入压气机的空气则可提高其飞行马赫数范围($M = 0 \sim 7$)。采用预冷式涡喷加力发动机作为空间运输系统的第一级,可把接替马赫数提高到7^[1,2]。这个方案的优点是把现有的试验设备稍加改进,便可用模拟 $M = 4 \sim 5$ 得到 $M = 7$ 的试验条件,要解决的关键问题是设计一种合用的热交换器。

2. 亚音燃烧冲压发动机

目前,这种发动机发展得比较完善,其工作马赫数 $M = 2 \sim 6$ 。由于这类发动机结构简单,重量轻,若选用高能燃料(LH_2),其比冲可达 $10000 \sim 50000 m/s$,所以很适用于空间运输系统的动力装置。但由于飞行 M 数还不够宽,仍需与其它类发动机接替工作。

3. 超音燃烧冲压发动机

因为该发动机无需将燃烧室的空气流降为亚音速,气流温度、压力都很低,因而,允许加进较多的热量。由于气流总压、比冲和推进效率都比较高,又很适用于大气层内高超音速飞行,预计这种发动机在九十年代中期可得到实际应用。实际上,超音燃烧冲压发动机往往与亚音燃烧冲压发动机结合为一体,即所谓双型燃烧冲压发动机。

4. 涡轮(风扇)一冲压发动机

涡轮一冲压组合发动机有多种总体布局方案,图1是美国NASA提出的一种进气道与尾喷管都可调的涡轮一冲压组合方案^[3]。为得到好的性能,在飞行中要合理协调两种发动机的空气流量。飞行 M 数超过涡喷发动机的有效工作速度时,涡喷发动机进气道逐渐关小,分给冲压发动机更多的空气量。通常,当 $M < 3$ 时,以涡喷发动机工作为主,冲压发动机工作为辅;当 $M > 3$ 时,全部转入冲压发动机工作。若采用高能燃料,最大工作 M 数可达 $M = 6 \sim 8$ 。

据报道,超音燃烧冲压发动机可工作到 $M = 12 \sim 16$ ^[4]。随着超音燃烧冲压发动机技术的发展,有可能工作到 $M = 25$ 。

图2是用于 $M = 5$ 、 $H = 30 km$ 飞行的高超音速双循环涡扇一冲压组合发动机^[5],进气道和尾喷管都可调。根据工作需要,涡扇发动机与冲压发动机既可单独工作又可联合工作,以提供所需推力。

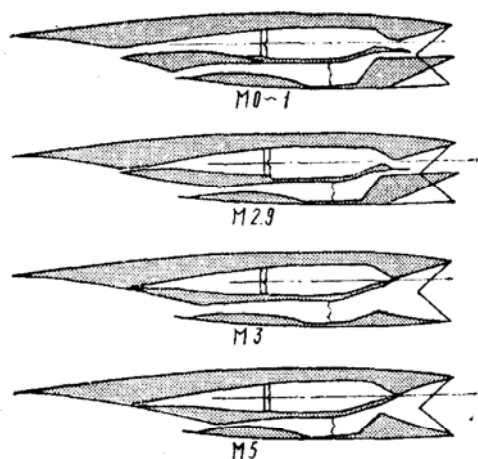


图1 涡轮-冲压组合方案

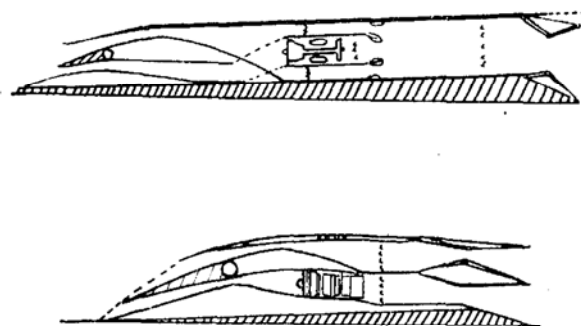


图2 涡扇冲压发动机(上一缠绕式,下一并联式)

5. 空气涡轮火箭-冲压发动机 (ATR)

这种发动机简图示于图3^[6]，这是美国航空喷气发动机公司研制的，是一种低成本的推进系统，可以在各种高度上作亚音速、超音速和高超音速飞行。它是涡轮、火箭(或燃气发生器)和冲压发动机三者组成的组合推进系统，具有结构简单、重量轻、推重比大、比冲高、加速快、工作稳定能自行起动和高超音速巡航等优点，最高M数为6。预计，这种发动机九十年代可以投入使用。

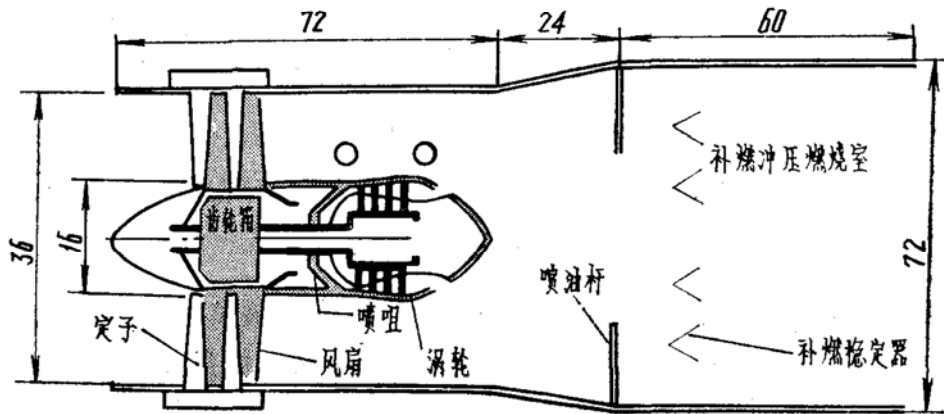


图3 空气涡轮火箭-冲压发动机示意图

6. 空气涡轮火箭-增压引射式冲压发动机 (ATR-SERJ)

这种发动机的原理图见图4，它有五个工作模式。全部分系统同时工作时，叫做增压引射式冲压发动机工作模式，是低空状态 ($M < 3$) 的最大推力模式。风扇冲压发动机工作模式 (引射器关闭)：此时，推力比增压引射冲压发动机低，但比冲较高，在热力学上，该模式属于涡轮风扇加力。当飞行器加速到 $M = 3$ 时，燃气发生器关闭，风扇由气流中移走或处于风车状态，这便是冲压发动机工作模式，比冲很高。如要求增加推力，可打开引射器，便成为引射冲压发动机工作模式，这是高推力的火箭加力循环。最后，在高M数 ($M = 4.5 \sim 8$) 和高空的飞行条件下，便以火箭发动机模式工作。这时进气口关闭，引射器工作，冲压燃烧室停止工作，这一模式一直加速到轨道速度为止。^[7,8]

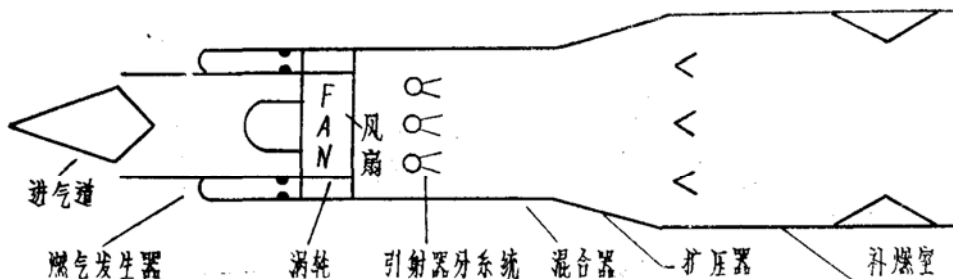


图4 空气涡轮火箭-增压引射式冲压发动机 (ATR-SERJ)

7. 空气涡轮火箭/冲压发动机 + 火箭发动机 (ATR + R)

这种组合发动机是在ATR发动机上更加上一个火箭发动机，目的是为在飞出大气层时提

供动力。图 5 是该组合发动机的总体布局简图。〔9,10〕

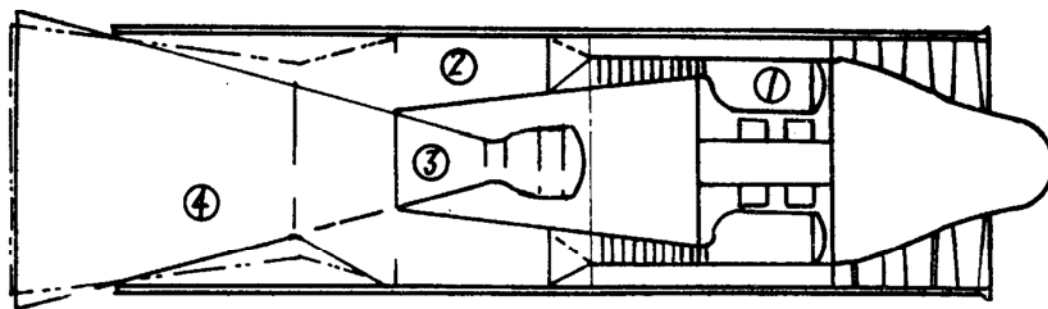


图 5 ATR + R 发动机方案

1. 涡喷发动机 2. 冲压发动机 3. 火箭发动机 4. 可调面积喷管

8. 多循环空气喷气发动机

这种多循环空气喷气发动机包括涡轮后风扇发动机循环，液氢再生伦琴空气涡轮交换器循环，冲压发动机循环以及涡轮风扇加力循环。这四种循环可以任意组合工作，在整个飞行范围内提供高的性能（即从海平面起飞到 $M = 6$ 、 $H = 30.4\text{km}$ ）。发动机包括一个在高 M 数时关闭压气机涡轮装置的旋流叶片装置，以及为旁路风扇提供动力的液氢空气涡轮交换器，可大致节省涡轮压气机的一半功率。在管式结构的外壁及塞式喷管中受热的液氢，除提供风扇动力外，还用来冷却壁面，使冲压燃烧室可以进行化学恰当比的燃烧。高达 3055K 的燃烧温度大大提高了循环效率。

9. 液体燃料火箭冲压组合发动机

这种组合动力装置兼有火箭和冲压两种发动机的最佳性能。在静止发射、宇宙航行以及再入大气层时，用火箭发动机工作，而在大气层内巡航和加速时，改用具有高比冲的冲压发动机。美国马夸特公司研制的直径为 0.914m 的这种超喷气发动机，在“X-7”飞行器上作过 $M > 4$ 的飞行试验，推力达 45t 。试验证明，采用硼氢燃料以及可贮存氧化剂，这种发动机在 $M = 4 \sim 8$ 的速度范围内可获得最佳性能。经过改进的大型超喷气发动机的最大设计推力为 113.4t 。图 6 是这种发动机的原理图。〔11〕

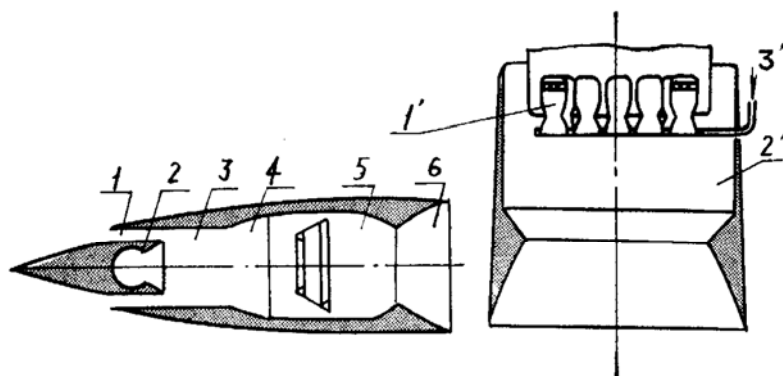


图 6 液体火箭冲压组合发动机原理图

1. 进气道 2. 燃气发生器 3. 混合室 4. 引射器扩压器 5. 燃烧室 6. 喷管
1' 火箭发动机束 2' 冲压燃烧室 3' 氢补燃供给管

10. 液体空气循环发动机(LACE)

美国马奇特公司和英国国家燃气轮研究院早在60年代就对它进行了研究, 并达到接近实用的水平。该发动机采用液氢作燃料, 不仅热值高和燃烧系统简单, 而且可以充分利用液氢的冷却能力。

(1) 直接式液体空气循环发动机

这种发动机的工作原理示于图7。高压液氢通过热交换器使空气冷却液化, 液体空气经泵增压后与汽态氢共同进入火箭发动机燃烧室燃烧并经喷管流出。该方案由于热交换器材料温度和进气压力的限制, 使直接混合的氢/空气比要比理论化学恰当比为富。在 $M = 6 \sim 7$, 氢/空气比为 $0.15 \sim 0.20$ 的条件下, 发动机比冲约为 9000 m/s 。

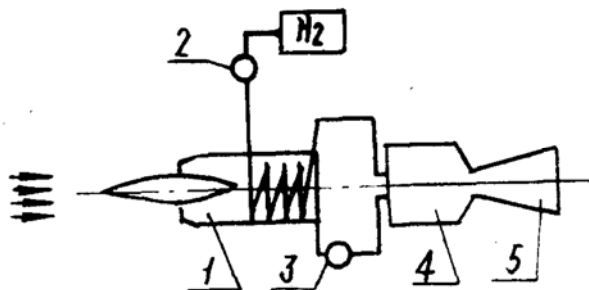


图7 液体空气循环发动机方案图

1. 进气道 2. 液氢泵 3. 液体空气泵
4. 燃烧室 5. 喷管

(2) 空气储集方案(储氧方案)

本方案与第一方案不同之点是在空气液化装置后面设有氧气分离器。氧气分离后, 将液氧储存在贮箱内, 作为下一级火箭的氧化剂。液氢吸热汽化后, 进一步冷却飞行器结构, 然后进入冲压发动机。从分离器流出的液氮回流到热交换器液化空气, 之后, 汽态氮流入冲压发动机尾部与主流混合后喷出, 以提高发动机推力。这种方案由于油气比较合适, 充分利用氢燃烧的能量, 提高了比冲。这种方案可借助于带空气喷气发动机的助推器实现, 即用涡轮喷气发动机或火箭冲压发动机起飞并加速到 $M = 1.5$, 再用亚音燃烧冲压发动机或液体燃料火箭冲压发动机加速到 $M = 7$, 再用超音燃烧冲压发动机进一步加速到 $M = 12$ 。此时, 助推器脱离, 第二级火箭利用液氢和所储存的液氧将飞行器加速入轨。空气的收集、液化与分离过程约在 $M = 5 \sim 7$ 的范围内完成。该方案的有效载荷最大, 可达起飞重量的 $7 \sim 30\%$ 。

三 正在研究的几种空气喷气发动机推进系统

1. 英国HOTOL航天飞机推进系统

英国 HOTOL 航天飞机推进系统采用罗尔斯、罗伊斯公司设计的“燕式”高超音速喷气发动机。起飞靠液氢和吸入大气层中的氧推进, 达到 $M = 5$ 、 $H = 26 \text{ km}$ 以后, 再靠液氢液氧火箭发动机加速入轨。据透露, 在 $M < 1$ 时, 比冲超过 25000 m/s , 当 $M = 6$ 时, 比冲超过 12500 m/s 。估计采用空气涡轮火箭/冲压发动机(或涡轮——冲压发动机)和火箭发动机的组合, 并利用了直接式液体空气循环发动机技术。

2. 美国航空航天飞机推进系统

美国目前正在研制航空航天飞机从跑道上起飞并迅速加速到 $M = 8$, 再由火箭发动机加速入轨, 最后还能象普通飞机一样着陆。其军用型可以迅速爬升到大气外层完成侦察和拦截任务, 也可升入地球近地轨道用以释放卫星和完成全球运输。其民用型叫做“东方快车”, 从洛杉矶飞到东京只用两个小时, 飞行 M 数为 8 , 可乘 $300 \sim 500$ 名乘客, 费用便宜。估计民用型推进系统是空气涡轮火箭/冲压发动机(ATR)。军用型因要加速入轨则必须采用空气涡轮火箭/冲压发动机+火箭发动机(ATR+R)推进系统(见图5)。

3. 美国空军穿越大气层飞行器(TAV)的推进系统

据报道,这种飞行器可在大气外层至近地轨道的区域内往返飞行,并可从美国到世界上任何热点做出快速反应,完成侦察和拦截任务。这种飞行器的空气喷气发动机可工作到 $M = 16$,然后再由火箭发动机加速入轨。其推进系统方案可能是整体式涡轮——超音燃烧冲压组合发动机,也可能是液体燃料火箭冲压发动机(或叫空气增力火箭)。

4. Star-Baker水平起落单级入轨空间运输系统

这是一种多用途的单级入轨的空间运输系统,它可以从具有低温设备的任何大型机场起飞并能把100t的有效载荷送入556km轨道,推进系统是多循环空气喷气发动机/火箭发动机。它重量轻、使用方便,每千克有效载荷费用可低达22~33美元。Star-Baker航天飞机大致情况是乘员舱位于头部,货舱位于中部(可载91t有效载荷),尾部有三台高压火箭发动机,在火箭发动机两侧另有10台多循环空气喷气发动机。进气道面积决定于 $M = 6$ 设计点的发动机空气量。在 $M = 6$ 时要求推力6.26MN,起飞推力5.34MN。其工作程序是:用空气喷气发动机起飞并爬升到30.4km,加速到 $M = 6$,然后空气喷气发动机与火箭发动机在 $M = 6 \sim 7$ 范围内共同工作,最后由火箭发动机加速入轨。返回时,也用空气喷气发动机实行动力水平着陆。

5. 两种采用空气喷气发动动机组合推进的垂直起落的空间运输系统

西德MBB公司提出的ISTRA/ITUSTRA方案是两种采用冲压发动机或空气涡轮火箭/冲压发动机助推的垂直起落的空间运输系统^[12,13],拟作为阿里安火箭运载器的后继型号。图8是ITUSTRA空气涡轮火箭/冲压发动机的简图。运载器由火箭发动机垂直起飞,当 $M = 1$ (另一说为1.5)时,冲压发动机点火工作, $M = 2$ 时,火箭发动机关机,由冲压发动机加速到接替 $M = 6.5$ 和 $H = 43$ km(另一说为40km),之后,28台冲压发动机或空气涡轮火箭/冲压发动机环体脱开并用降落伞回收。运载器由中心火箭发动机加速爬升至近地轨道(200km),再靠小火箭转向,释放有效载荷,最后以火箭作动力垂直着陆。试验结果表明,与火箭方案相比,采用冲压发动机辅助加速可使有效载荷提高2.5倍,有效载荷比达10%,推进剂节省56%,干重减小44%。可见,对于垂直起落方案采用空气喷气发动机也具有明显的优越性。

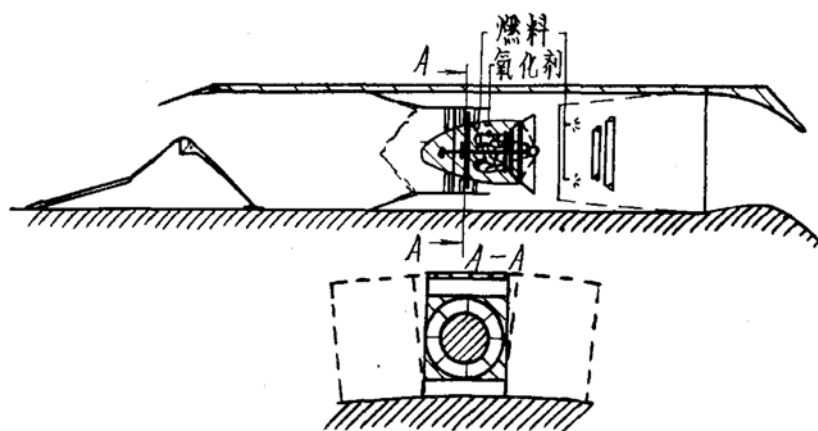


图8 整体式涡轮火箭/冲压发动机方案(ITUSTRA)

参 考 文 献

- (1) Künkler, H., The influence of air-precooling before compression in airbreathing engines of a space-launcher.
- (2) Р. И. Куркин: Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. 1977.
- (3) Gordon, J. K., House Committee Explores NASA'S Hypersonic Research Proposal. A. W. & S. T., 1985. Jan. 28.
- (4) Craig Covault, Advances space transport research emphasis growing. A. W. & S. T., 1985. Nov. 4.
- (5) Zumwalt, G. W., Design study of a dual-cycle turbofan-ramjet engine for a hypersonic aircraft. A84-10572.
- (6) 张克勋: 关于发展我国航天飞机推进系统的初步探讨。航天部三院, 1985. 10.
- (7) Bendot, J. G. et al., Composite engines for application to a reusable single-stage-to-orbit vehicle. NASA CR 2613. 1975.
- (8) Sweetman, B., Aerospace planes and transatmospheric vehicles. Intervia, 1986. 3.
- (9) US sets hypersonic spaceplane goals. Flight, international, 1985. 7. Dec.
- (10) Reed, D. A. et al., Star-Baker an airbreather/rocket-powered horizontal takeoff tridelta flingwing single-stage-to-orbit transportation system. AIAA 79-0895.
- (11) Bnilder, C. H., A preliminary design study of a recoverable airbreathing booster for orbital payloads. N76-70967 1959. July.
- (12) Kramer, P. A., Bühler, R. D., Reusable air breathing ballistic space transport systems. IRA 81-p9 1981. Dec.
- (13) Kramer, P. A. and Bühler, R. D., Hybrid rocket/airbreathing propulsion for ballistic space transportation. J. Spacecraft, 1980. 7-8.

固体火箭发动机在航天技术中的应用

阮崇智 张德雄

摘 要

固体火箭发动机具有先进的性能、较高的精度和可靠性,因而使它在航天运载系统中得到了广泛应用。本文介绍了美国、西欧、日本研制固体火箭发动机过程及其性能与设计特点。

主题词: 1.固体火箭发动机——应用 2.航天推进——选择

前 言

当前,固体火箭发动机已广泛用于各种航天飞行器和运载工具。它既用于大型运载火箭的助推发动机,又用作为航天飞行器入轨时的加速发动机、地球同步卫星的远地点发动机、变轨发动机或再入体返回降落的制动发动机等,还广泛用作为卫星上的动力装置。由于它能在外层空间环境中长期贮存,随时待命发射,因而它在未来的航天科学探测和“天战”中将会得到进一步发展和应用。经验证明,固体发动机具有相当先进的性能,较高的精度、工作可靠,是很有前途的航天飞行动力装置。

一、固体发动机在运载火箭中的应用

1. 美国的运载火箭

从五十年代中期至今,美国已发展了数十种航天运载火箭,典型型式有侦察系系列、德尔它系列、宇宙神系列、大力神系列、航天飞机等。其中除侦察兵为全固体型号、宇宙神为全液体型号外,其余均为固体、液体并用。

(1) 侦察兵系列

侦察兵是一种四级全固体运载火箭,1957年开始研制,1960年首次飞行,廿多年来经过多次改进,发展了侦察兵-X,A,B,C,D,E,F,G各种型号。侦察兵G是七十年代末以来的最新改型,运载能力提高了4倍(见表1)。

侦察兵系列的基本特点是可靠性高,研制周期短,研制成本低。研制过程中特别强调采用成熟的技术,特别是战略导弹已有技术起了很大作用,因此它发射成功率很高,七十年代以来达到97.1%,是世界上最成功的小型运载火箭,其局限性是尺寸较小,主要用于发射小型卫星。