

三模态热管式喷气发动机

——新型的航天飞机主发动机

张国政

摘 要

三模态热管式喷气发动机是在同一热管(燃烧室)中,按照航天飞机在起飞,加速爬升到高空高速和进入稀薄大气层飞行阶段,依次进入脉动式、冲压式和火箭三种工作模态。计算表明:用液氢燃料的三模态热管式喷气发动机,完全满足单级入轨、水平起降航天飞机从起飞到入轨全航程的推力要求。

主题词: 航天飞机主发动机, 混合式发动机, 航空航天飞机

一、前 言

航天飞机要经过起飞、加速、爬升到高空高速,进入稀薄大气层这三个飞行阶段。所用的动力装置,在起飞和中低空中低速以涡轮喷气和加力式涡轮风扇发动机最佳;高空高速却是冲压喷气发动机最好;稀薄大气层只有火箭发动机才能胜任。单级入轨航天飞机要同时安装这三类动力装置,从布局到结构重量都是不允许的。能否研制出重量轻、多功能的动力装置,是单级入轨航天飞机成功与否的关键。

三模态热管式喷气发动机是脉动式喷气发动机、冲压式喷气发动机和液体火箭发动机的有机组合型喷气发动机。简称为三模态热管式喷气发动机(PRRD jet engine)(图1)。脉动式发动机的进气活门由燃烧室内气体压力控制,燃烧室内压力低于进气压力时进气活门打开,高于进气压力时活门关闭。如果在燃烧室压力略低于进气压力的状态下进行等压燃烧,进气活门则一直处于打开状态,成为典型的冲压式喷气发动机热力循环。如果同时喷入液氢和液氧,在燃烧室进行高压燃烧,进气活门则一直处于关闭状态,这就成了典型的火箭发动机热力循环过程。

本文介绍一种在同一热管中完成三种工作模态,能满足从起飞到入轨全航程的推力要求,结构简单,重量轻,运行经济性好的新型的航天飞机主发动机——三模态热管式喷气发动机(PRRDJE)。图1是这种发动机的示意图。

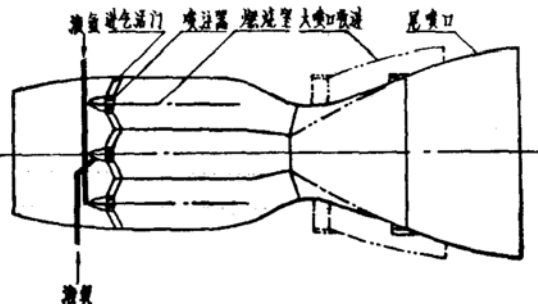


图1 三模态热管式喷气发动机示意图

二、PRRDJE作航天飞机主发动机的技术可行性

PRRDJE用作单级入轨、水平起降航天飞机主发动机，必须满足航天飞机全航程各阶段的推力要求；推进剂总消耗量，发动机的结构尺寸和重量都必须符合航天飞机的要求。

1. 用液氢燃料的脉动式工作模式，可以达到一般涡轮喷气发动机的加力状态水平

脉动式喷气发动机在起飞和低速飞行条件下具有一定的推力，德国曾用作V-1嗡嗡弹的推进装置。Newell通过试验^[1]取得了脉动式发动机的性能数据(表1)。

表1 脉动式喷气发动机性能(ISO)

最大横截面积 m^2	燃烧室容积 m^3	喷口面积 m^2	平均推力 N	燃油消耗 kg/h	比冲 kNs./kg	频率 Hz
0.04487	0.02709	0.01423	376	120.2	11.261	100

用汽油燃料的脉动式喷气发动机的平均指示压力为113.5kPa(绝对)，单位迎面推力平均只有8380N/m²，远远不能满足航天飞机的起飞要求，液氢燃料脉动式喷气发动机性能将会大大提高。因为在理论燃料空气比下，氢燃料燃烧产物总的单位利用热量，比汽油的大16%，汽油的燃烧延续时间 $t_z = 0.005 \sim 0.016\text{s}$ 。而液氢燃料根据Sivø试验^[2]测得的氢-空气火焰传播速度计算 $t_z < 0.001\text{s}$ 。脉动式发动机在充气过程快结束时，燃烧室的混气流速低，扰动大，在点火瞬间将很快形成爆震，Lewis测得的爆震燃烧过程参数^[3]为混合气成份—— $2\text{H}_2 + \text{O}_2 + 3\text{N}_2$ ；爆震压强升高比——15.62；爆震温度——3003K；爆震传播速度2055m/s。

氢——空气混气形成爆震燃烧的 $t_z < 0.0001\text{s}$ 。因此，氢燃料在脉动式喷气发动机中的燃烧过程，可以足够准确地看作等容燃烧过程。将Newell试验用的脉动式喷气发动机改用液氢作燃料的计算性能列于表2。

表2 用液氢燃料的发动机性能

结构尺寸	平均推力 N	燃料消耗 kg/s	比冲 N.s/kg	频率 Hz	最高压力 kPa	最高温度 K
同表1	2994	382.3	28186	111	978	2927

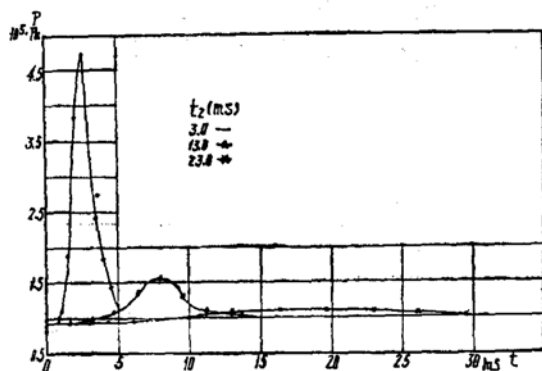


图2 脉动式发动机循环

图2的图线表明燃烧延续时间 t_z 对脉动式喷气发动机循环参数的激烈影响。

所以，同一脉动式喷气发动机用氢燃料比用汽油燃料的平均推力高8倍，比冲高2.5倍，单位迎面推力达到65.462kN/m²，接近现在的涡轮风扇发动机加力状态水平。

脉动式发动机的充气时间较长，采用氢燃料对发动机的工作频率影响不大。适当加大燃烧室的进、排气喉道面积，采用集群布置，利用各燃烧室排出气流间的引射作用和堵塞作

用, 可望将单位迎面推力提高到 100kN/m^2 , 达到一般涡轮喷气发动机加力状态水平。

起飞重量 200t 的单级入轨、水平起降航天飞机, 需用起飞推力 1530kN , 选用PRRDJE作主发动机, 其性能参数列于表3。

表3 三模态热管式喷气发动机总体参数

迎风面积 m^2	出口喉部面积 m^2	起飞推力 kN	空气流量 kg/s	液氢消耗量 kg/s	比冲 $\text{N}\cdot\text{s/kg}$
15.3	7.65	1530	1843	54.29	28186

发动机重量(含共用喷管)可望控制在 3.6t 范围内。

由114台工作频率达 150Hz 的脉动推力组合成的脉动式工作模态总推力, 是相当平稳的。

2. 冲压式工作模态是 $M = 2 \sim 6$ 飞行区间的理想动力装置

通常超音速运输机的推重比为 $0.4 \sim 0.45$, PRRD 喷气发动机在 $H = 13\text{km}$, $M = 2.0$ 时进入冲压式工作模态, 产生的推力应不低于 785kN 。表4列出了它的实际性能。

在从脉动式模态进入冲压式模态时, 喷管喉道面积过小, 燃烧室进口 $M_2 = 0.085$, 发动机性能偏低, 放大喷管喉道面积使 $M_2 = 0.2$, 总推力从 480kN 提高到 784kN , 达到了航天飞机的推力要求。

表4 冲压式工作模态性能($H = 13\text{km}$, $M = 2.0$)

通风面积 m^2	出口喉部面积 m^2	总推力 kN	空气流量 kg/s	液氢消耗量 kg/s	比冲 $\text{N}\cdot\text{s/kg}$
15.3	7.65	480	479	14.11	34174
15.3	13.93	874	872	25.69	34185

3. 火箭工作模态

在 $H = 26\text{km}$, $M = 5.0$ 工作点, PRRDJE 从冲压式模态进入火箭模态。由于工质压力大幅度上升, 只要4个燃烧室工作, 就能满足航天飞机的推力要求(表5)。

表5 火箭模态性能($H = 26\text{km}$, $M = 5.0$)

工作燃烧室数	燃烧室截面积 m^2	喷管喉道面积 m^2	喷管面积比	燃烧室压力 kPa	总推力 kN	排气流量 kg/s	比冲 $\text{N}\cdot\text{s/kg}$
4	2.513	1.256	30	3000	1110	284	3887

在火箭工作模态只有布置在航天飞机后机身内的 4 组 PRRDJE 集群(图 1)的中心燃烧室进行工作,在这 4 个中心燃烧室上设置了液氧供给、控制、调节、喷射等系统,对其结构设计、燃烧组织、壁面冷却、进气活门关闭状态的封严性,都有更严格的要求。

在火箭工作模态下,图 1 所示的喷管出口面积与中心燃烧室出口面积之比,达到 30 以上。

4. PRRDJE 有利于航天飞机的最佳气动布局

单台 PRRDJE 是一个直径 340mm,长 600mm 的管道,前端装弹簧片式进气活门,单个重 20kg。

机身尾部布置的 4 组 PRRDJE 集群(图 1),每组有 7 个燃烧室,共用一个尾喷管,其大喷口可以根据排气膨胀比大小收进或伸出。每组的最大直径 1050mm,长 1800mm,重 250kg。

其余 PRRDJE 可按航天飞机的最佳气动布局排列在机身和机翼下部,共用二元可调尾喷管。发动机、共用喷管与机身结构一体化。

因此 PRRDJE 在起飞和中低速的脉动式工作模态,由液氢和空气进行等容燃烧,取得了足够的推力和很高的热效率;高速飞行则进入最佳循环的冲压式工作模态,具有最大推力最高比冲;在稀薄大气层又成为唯一能胜任的火箭工作模态。它充分利用了大气中的氧气以及氢燃料的燃烧速度快、热值高等有利条件,使发动机能充分满足航天飞机从起飞到入轨全航程的推力要求,始终保持很高的比冲。此外,它的结构简单,重量轻,有利于最佳气动布局,是单级入轨、水平起飞航天飞机很理想的主发动机。

三、研制 PRRDJE 的技术可行性

PRRDJE 是在同一发动机上进行三种模态的工作,以完成航天飞机从起飞到入轨任务。发动机环境参数和运行参数变化很大,条件苛刻,任务艰巨。但是,从每一种工作模态来看,与现有的机种并无两样。

PRRDJE 本体包括燃烧室头部,燃烧室和尾喷管三大部分。

燃烧室头部中央安排液氢和液氧喷注器,由调节器控制液氢在三种模态下的供给量,液氧系统只在火箭模态下工作。通过精心设计和试验,使各种模态下的燃烧室液氢浓度分布都能满足高效、稳定、安全燃烧要求,脉动式模态的进气活门,布置在喷注器周围(图 3),弹簧片式活门具有较大的进气能力,在活门打开的冲压式工作模态,弹簧片活门起到火焰稳定器作用。

从液体火箭发动机燃烧室在燃烧过程的分区图(图 4)看到,火箭模态的燃烧室头部温度较低,在脉动式和冲压式工作模态,由于新鲜空气的冲刷,头部温度也较低,这就给头部活门的安排和可靠工作提供了有利条件。为了减少高达 3000℃ 的燃烧区火焰的热幅射和回流火焰的直接烧蚀,在活门打开位置的后部装有隔热屏。

PRRDJE 从起飞到入轨,燃烧室的热负荷和气负荷都以火箭工作模态最大,可以参照火箭燃烧室结构设计,用液氢冷却。火箭工作模态只在稀薄大气层运行,最有利的工作压力不超过 3000kPa。

PRRDJE 随着飞行速度和工作模态的变化。要求喷管的喉部面积和喷口面积比是可调的。作为机身和机翼下部的发动机集群共用的二元可调喷管,可参照二元可调超音速进气道的机

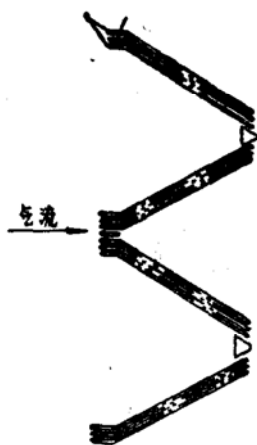


图3 脉动发动机进气活门

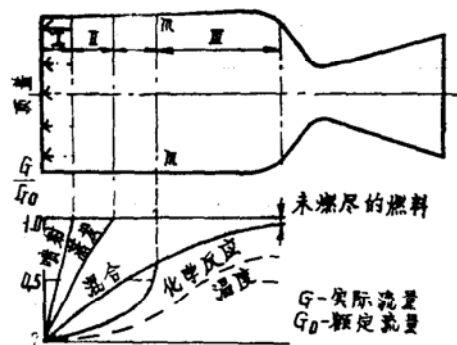


图4 火箭燃烧室燃烧分区图

I—喷射区；II—蒸发区；III—混合和化学反应区；
m-m截面是动力燃烧区转入扩散燃烧区的截面

构设计；机身尾部的发动机集群采用空间拖船火箭发动机的可伸缩喷管的结构形式(见图1)。

总之，PRRDJE的关键部分，都是采用现有的脉动式发动机，冲压式发动机和中压燃烧、中等推力级的液体火箭发动机的成熟技术，是可行的。

四、PRRDJE的预研工作

首先，需要进行原理验证试验，利用脉动式航模发动机组成脉动式发动机集群，试验研究各脉动式发动机之间的引射作用和堵塞作用及其对循环周期、循环功、进气脉动、推力脉动的影响，测量出所能达到的推力值。探索消除进气脉动和总推力脉动的调节规律和提高推力的技术措施。

然后，可进行以液氢作燃料的PRRDJE关键部件的试验研究工作，其中包括：液氢和空气的燃烧性能试验研究；三模态共用的喷注器设计试验研究；高温高频工作的进气活门试验研究；液氢液氧调节系统的研究；适用于三种模态的高性能燃烧室试验研究；共用的可调喷管结构及其冷却系统的设计试验研究；发动机集群的协调工作和调节规律研究等。这些项目对发动机总体性能都将产生重大影响。

在充分做好部件试验研究的基础上，设计用液氢作燃料的PRRDJE试验机，进行整机试验研究工作，在高空模拟试车台上分别试验研究三种模态的性能、特性、参数变化规律和影响因素。

虽然有以上所述技术难题，但是应当相信，在研制过程中这些难题是可以解决的。

参 考 文 献

- (1) Sanders, Newell, D., Performance Parameters for Jet-Propulsion Engines, NACA TN 1106, 1946.
- (2) Sivo, J.N. and Fenn, B., Performance of a Short Combustor at High Altitudes Using Hydrogen Fuel, NACA RM E56D24, August 7, 1956.
- (3) 奥斯瓦梯许, K. 著, 徐华舫译:《气体动力学》, 科学出版社, 1965·P.80.
- (4) (美)约翰·霍甫金斯大学应用物理实验所: 冲压发动机技术(上册), 李存杰等译, 国防工业出版社, 1980.
- (5) 韦别, N.N. 著, 陈健译: 发动机的工作循环与燃烧速度, 中国工业出版社, 1965.

Thermodynamic Duct Jet Engine of Three Model—New Type of Space Plane Main Engine

Zhang Guozheng

Abstract

The thermodynamic duct jet engine of three model successively gets into pulse, ram and racket model in the same combustion chamber, when shuttle fly in the time that in lift-off, climbing to upper air and accelerate to more mach and into thin atmospheric air.

Calculated, PRRD jet engine used liquids hydrogen meets one's demands of thrust on all range from lift-off to orbit for single-stage vehicle of horizontal-take-off.

Keywords: Space shuttle main engine, Compound engine, Aerospace plane

Optimum Design of Scramjet Engine

Liu Ling Zhang Zhen

Abstract

The purpose of this paper is to study the optimization of scramjet engine design. The propulsive force of the engine and the engine cycle analysis have been studied. The results of study show that the optimum value of the specific impulse will be attained in the case of heat addition according to constant area-constant Mach number process when the flight Mach number is within $6 \sim 6.6$, while the optimum specific impulse will be attained in the case of heat addition according to constant area-constant temperature process when the flight Mach number is within $6.6 \sim 10$. The performance of scramjet engine is also obtained in this paper using a set of conservation equations with one dimensional flow, involving area change, heat release, skin friction and combustor wall heat transfer.

Keywords: Supersonic combustion ramjet engine, Optimum design, Computation, Space shuttle main engine