

# 预冷吸气组合发动机研究进展与关键技术分析

马晓秋

北京航天动力研究所,北京 100076

**摘要** 在预冷吸气组合发动机特点分析的基础上,综述了RB545、ATREX、PTCJ、SABRE 和 Scimitar 等5种预冷吸气发动机的研究进展。对预冷器、补热器、微通道换热器、高性能旋转机械、先进推力室等预冷吸气组合发动机需要突破的关键技术进行了分析,提出了需要关注的重点。讨论了不同发动机的系统方案优缺点,提出了后续的研究建议。

**关键词** 预冷;组合发动机;热交换

自从人类进入航空飞行的喷气时代以后,飞行器不断增加的马赫数要求,使得吸气发动机的热力循环方式从涡喷到超燃冲压一直在不断进步。

涡喷、涡扇等涡轮基发动机可以零高度、零速度启动,在低马赫数时具有良好的性能,是目前应用最广泛的吸气式发动机。但随着马赫数不断提高,当来流空气总温超过压气机叶片材料所允许的最高温度后,发动机将无法继续工作。另外,当来流总温不断提高时,由于涡轮叶片也存在最高使用温度限制,只能通过减少燃烧室燃料流量的方法来确保涡轮前燃气温度处于允许范围内,这又导致发动机的可用功快速减少,表现为发动机推力大幅下降,甚至为零。因此普通的涡轮基发动机都存在马赫数上限,一般不超过马赫数(Ma)2.5。

冲压发动机由于没有旋转部件,结构相对简

单,适合高马赫数飞行,在导弹和高速飞行器领域获得了广泛的应用,但存在的问题是在低马赫数时无法启动和工作。因此可以将涡轮基发动机和冲压发动机组合在一起,发挥各自优势、克服各自问题以满足高速飞行需要。这方面最成功的案例是普拉特·惠特尼集团公司(Pratt & Whitney Group)为SR-71“黑鸟”侦察机研发的J-58双模式发动机,该发动机低速时工作在涡喷状态,马赫数超过2.2后,启动亚燃冲压模态,最高马赫数曾达3.32<sup>[1-2]</sup>。

如果吸气发动机的燃料不是煤油,而是低温液氢,由于液氢具有超低温(1 atm下液化点为-252.78℃,20.37 K)、大比热的特点,因此可以让液氢进入燃烧室前先对高温来流空气进行冷却,使空气能满

收稿日期:2019-10-10;修回日期:2020-03-19

基金项目:装备预研航天科技联合基金项目(6141B06260403)

作者简介:马晓秋,研究员,研究方向为液体火箭发动机系统与总体技术、新概念航空航天组合动力技术,电子信箱:xiaoqiu\_ma@sina.com

引用格式:马晓秋. 预冷吸气组合发动机研究进展与关键技术分析[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 85-95; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.007

冷却过程发生在压气机压缩之前,因此也称为预冷(precooled)。

预冷发动机的前身是液化空气循环发动机(liquid air cycle engines, LACE),由美国马夸特公司最早在20世纪60年代首先提出<sup>[3]</sup>,该方案是用液氢先将空气液化,然后将液氧分离出来,最后用泵将液氧增压至高压状态,和氢燃烧产生推力。但该方案当时存在大量的技术问题,特别是由于液氢消耗量太大导致发动机比冲很低,因此并没有形成发动机产品。1987年,日本国家太空科技实验室(NPL)发起了关于空天飞机及关键技术的 ATAS 计划(Advanced Transportation for Aero-Space),在 LACE 发动机的研究基础上投入了大量资金,虽取得了一定的研究成果<sup>[4]</sup>,但也未能获得实用的发动机。

从20世纪80年代开始,欧洲、日本等地区和国家开始转向进行深冷但不液化方案的吸气发动机的研究工作,提出了多种系统方案。由于面临的关键技术比较困难,因此研究一直在进行中,本文综述其中主要的几种发动机研究进展,通过分析其关键技术,提出未来的研制建议。

## 1 预冷吸气发动机的特点

预冷吸气发动机最关键的组件是预冷器,本质上是一个换热器,因此换热过程分析在预冷吸气发动机研究时具有重要的作用。一般情况下,希望随着马赫数的变化,压气机入口的温度变化越小越好,最好是不变,这样对于压气机来说,其折合转速可以不变。假设预冷器介质入口温度等于空气出口温度,介质出口温度等于空气入口温度,即冷却介质和空气温差变化  $\Delta T$  相等。根据换热器两流体的换热量相等,有

$$q_{mAir} C_{pAir} \Delta T = q_{mH_2} C_{pH_2} \Delta T \quad (1)$$

此时,消去方程(1)两端的  $\Delta T$ ,可得

$$q_{mAir} C_{pAir} = q_{mH_2} C_{pH_2} \quad (2)$$

$q_m C_p$  称为流动热容(flow heat capacity), (2)式称为“热容匹配”<sup>[5]</sup>。可见在“热容匹配”的条件下,换热器理论上可以实现冷热介质的温差互换,由于

冷端介质温度可以保持不变,因此采用预冷器后,可以保证压气机入口气流温度不随马赫数变化而变化。

在很大的一个温度范围内,可以认为氢的定压比热与空气的定压比热的比值为定值:

$$\frac{C_{pH_2}}{C_{pAir}} \approx 14 \quad (3)$$

将(3)式代入(2)式,可以得到在“热容匹配”条件下,空气质量流量与氢质量流量的比值为

$$\frac{q_{mAir}}{q_{mH_2}} \approx 14 \quad (4)$$

对于化学发动机,决定其比冲性能(或者耗油率)的另一个重要参数称为混合比  $MR$ ,定义为氧化剂和燃料质量流量之比:

$$MR = \frac{q_{mAir}}{q_{mH_2}} \quad (5)$$

对比(4)式和(5)式可知,如果以换热过程的“热容匹配”为设计约束条件,就决定了发动机的混合比  $MR$  为定值,约14左右。但是从燃烧的角度来看,空气和氢完全燃烧的恰当混合比为34.6,远大于14,这就意味着发动机工作在大富燃状态,有很多氢气没有燃烧就排放出去了,因此发动机的性能会有很大损失。

预冷吸气发动机设计时最主要内容就是如何平衡预冷混合比和燃烧混合比之间的关系。

## 2 预冷吸气组合发动机研制进展情况

### 2.1 开式膨胀循环方案发动机——RB545

英国航空航天公司(BAE)在20世纪80年代提出了“HOTOL”单级入轨、水平起降的空天飞机方案<sup>[6]</sup>,采用的是当时“罗罗”公司提出的预冷吸气式火箭组合发动机,代号RB545<sup>[7]</sup>(图1)。

RB545 发动机具有吸气和火箭两种工作模式。为了在两种工作模式下使用相同的推力室,需要在吸气模式时有较高的推力室压力,达到10 MPa,因此压气机需要的压缩比很高。RB545在吸气模式仅消耗液氢燃料,使用大气中的氧气作为氧化剂。液氢通过泵增压后,进入预冷器将进气道吸

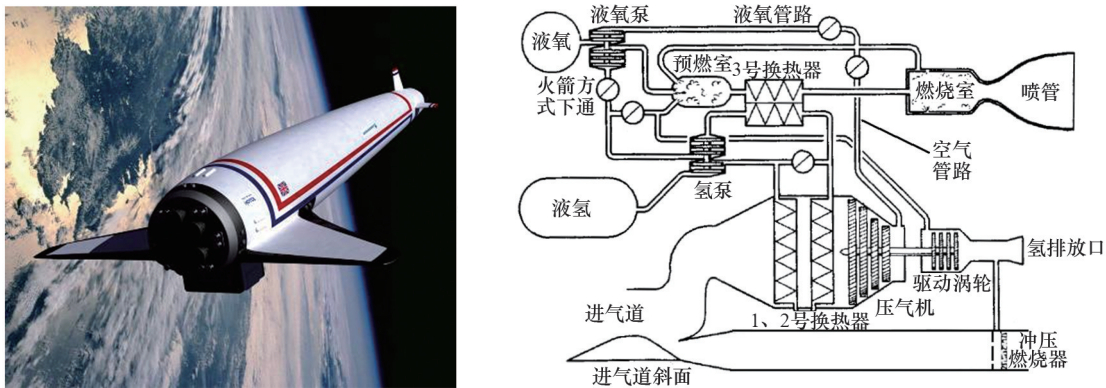


图1 单级入轨运载器HOTOL方案与RB545发动机

入的空气冷却到接近饱和温度,然后用高压比压气机进行压缩,为发动机的推力室提供高压空气。为了满足空气压气机的功率需求,大约2/3的高温高压气氢进入氢涡轮膨胀做功,由于涡轮膨胀比很大,做功后的气氢压力已经很低,不能再进入高压的推力室燃烧,只能被排放到大气中,这种循环方式被称为开式氢膨胀循环,由于排放的氢量过大,导致发动机的比冲性能不高。RB545的混合比只有10.4,比冲只有1500 s。

## 2.2 闭式膨胀循环方案发动机——ATREX

20世纪80年代,日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)提出研制一种全新的低成本、高可靠、可重复使用的航天运载系统——单级入轨飞行器/二级

入轨飞行器(SSTO/TSTO),以取代过去一次性使用的运载火箭。作为该TSTO飞行器的动力,从1986年开始,JAXA首先选择了一种闭式膨胀循环的预冷吸气发动机方案——ATREX(Air Turbo-Ram Engine of Expander Cycle)<sup>[8]</sup>。ATREX最初的涡轮方案为叶尖涡轮,使用冷却后的部分氢燃料膨胀驱动,尾喷管为火箭发动机式的塞式喷管结构。2001年以后,日本将叶尖涡轮方案改为常规的后置涡轮结构,驱动涡轮的介质仍为经过换热膨胀的气氢,(图2)。ATREX地面状态的混合比为23.7,比冲为2755 s。对比RB545混合比有了大幅提高,但仍处于富燃状态,这是因为涡轮完全由氢气驱动,因此质量流量不能太小。

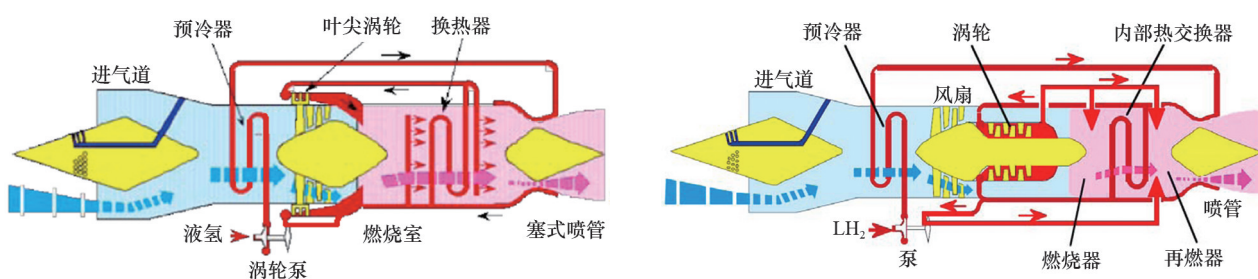


图2 叶尖涡轮结构(左)和常规涡轮结构(右)的ATREX

试验机型 ATREX-500 发动机采用 1/4 缩比模型,1990 年顺利完成第 1 次地面试验(图 3)。截至 2003 年,ATREX-500 共进行了 67 次试车,共计 3636 s。

为提高发动机的推重比,ATREX 发动机需要研制一种结构紧凑、质量轻、换热效率高、总压损失

小的预冷器。但是在研究过程中,预冷器遇到的问题主要是换热片表面结冰的现象。结冰会引起空气总压损失、换热效率下降,严重时甚至导致气流堵塞。通过一系列的试验,发现向换热器喷射甲醇,可以有效降低结冰的影响,在后续的试验过程中基本解决了结冰的问题。

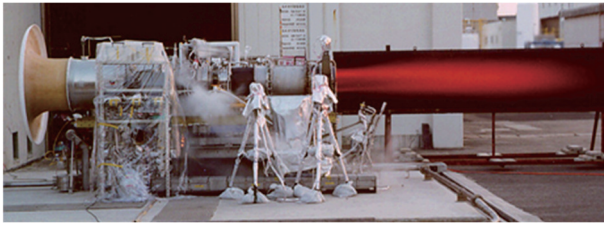


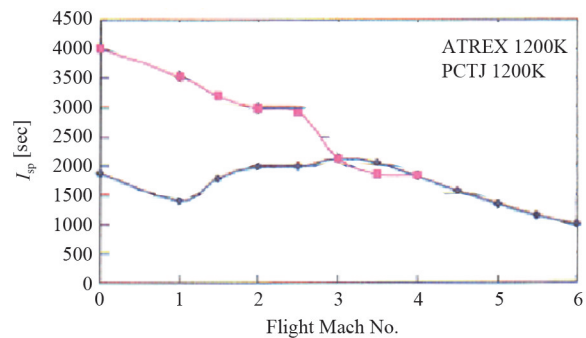
图3 日本 ATREX-500 验证机热实验

### 2.3 燃气涡轮循环方案发动机——PCTJ

在进行 ATREX 发动机研制的同时,日本还进行了预冷涡喷发动机 PCTJ (Pre-Cooled Turbo Jet) 的相关研究,这两种发动机不同之处在于,ATREX 发动机将全部泵后的高压液氢都进入空气预冷器对来流空气进行预冷,吸收来流空气的热量之后,氢气还要在主燃烧室内的加热器中再次吸收热量,然后再进入涡轮作功。而 PCTJ 发动机只将泵后的部分高压液氢用于预冷来流空气,其余液氢在涡轮后吸热,然后进入燃烧室与空气混合燃烧,形成高温燃气再去驱动涡轮。

由于 ATREX 发动机是一个全膨胀循环的发动机,其压气机的涡轮和燃料泵(液氢泵)的涡轮都是由再生冷却后的氢气驱动的,这种循环方式充分利

用了液氢的低温特性和换热能力,因此发动机的重复使用性很好,而且系统相对简单。但由于氢涡轮的质量流量不能太小,导致发动机的混合比不能太大,使得发动机的比冲性能不高。对于 PCTJ 发动机,只有燃料泵(液氢泵)的涡轮是由氢气驱动的,压气机的涡轮是由燃气驱动的,总的质量流量很大,因此涡轮功率可以很大,发动机的混合比可以取得较大,比冲性能相对较高。两者比冲对比如图 4 所示。

图4 ATREX 和 PCTJ 比冲对比<sup>[9]</sup>

PCTJ 的验证机 S-engine 发动机的主要组合件包括:进气道、预冷器、核心机、补燃燃烧室、喷管、管道等<sup>[10]</sup>,系统图如图 5。

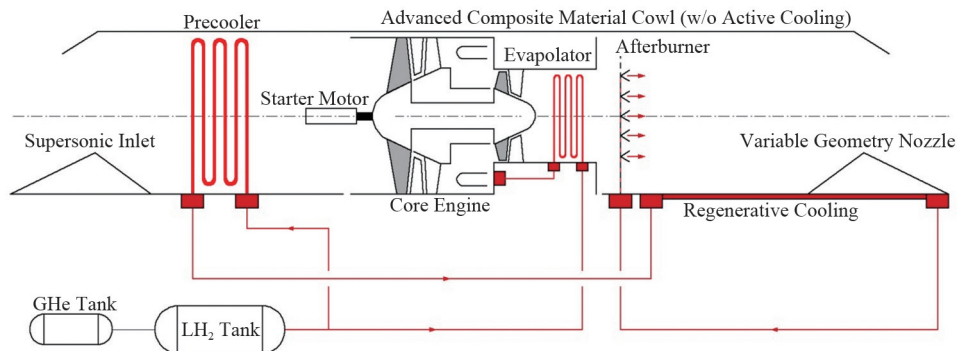


图5 S-engine 发动机系统

S-engine 全长 2.6 m,横截面尺寸为 23 cm×23 cm 的矩形,质量为 100 kg,海平面推力为 1.2 kN。S-engine 的许多部件都已被其前身 ATREX-500 的试验所验证,目前正在进行更深入地研究和试验验证。S-engine 完成了液氢容器、流量调节阀、蒸发器、预冷器和核心发动机的试验。2008 年 11 月,完成了发动机控制装置的综合燃烧试验,2010 年 9 月

进行了 20 s 的 Ma 2 飞行试验(采用液氮为冷却剂,氢气为燃料)。2013 年 3 月进行了发动机 Ma 4 直连试验,2014 年 2 月 28 日进行了发动机 Ma 4 推进风洞试验。

图 6 显示了日本 JAXA 发展高超音速研究的一个初步计划,在该计划中,共研究了 3 种推力量级的 PCTJ 发动机。小型 PCTJ 主要是以地面和风洞

试验的模式进行发动机关键技术演示,目前已经完成了地面试验、Ma 2的气球投放试验和Ma 4的直联风洞试验;中型PCTJ除了可以在飞行器上在真实环境中演示发动机的关键技术外,还可以转化应

用到高超音速商业喷气飞机上;计划的最后要发展一款大型的PCTJ发动机,用于两级入轨的飞行器的航天运输活动。

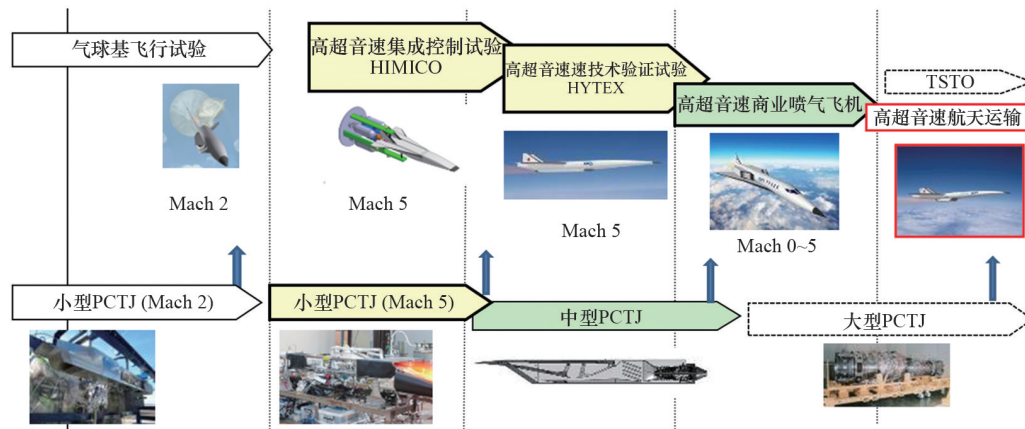


图6 JAXA的基于PCTJ的高超音速发展研究计划

#### 2.4 第三流体循环方案发动机——SABRE

1989年,原来参与RB545发动机研制的几位工程师成立了反作用发动机公司(REL- Reaction Engines Limited),对HOTOL运载器和RB545发动机进行了改进,于1994年提出了“云霄塔”(SKYLON)飞行器和“佩刀”(SABRE-synergistic air-breathing and rocket engine)发动机方案。SABRE核心机系统原理见图7,SABRE发动机采用了全新的氦气第三流体循环方案,避免了长时间工作预冷器可能面临的氢脆问题,也使得系统参数得到优化<sup>[11]</sup>。SABRE发动机在混合比选择时,以预冷器的“热容匹配”为约束条件,因此其混合比不是化学恰当混合比,虽然性能有所损失,但是简化了压气机

的工作范围。由于引入了氦气循环,SABRE增加了多个组件,如氦气压气机、氦气涡轮、补热器、氦氮换热器等,系统比RB545复杂的多。

REL公司最初主要针对SABRE发动机关键组件开展基础研究和关键技术试验验证,重点是对预冷器的薄壁毛细管制造工艺、传热和霜控等关键技术开展研究。2004年,在实验室内完成了传热机理研究,突破了霜控技术。2012年11月,成功进行了SABRE发动机预冷器的三轮试验(图8),在0.01 s内将常温来流空气冷却至 $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,且未出现结霜阻塞现象,验证了在 $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下的无霜预冷技术<sup>[12]</sup>。

2015年,反作用发动机公司(REL)公布了SABRE4发动机的系统,如图9所示。在SABRE4中最大的变化是引入了双喉部推力室技术,从而解决了吸气推力室和火箭推力室共用导致的高压比压气机的难题<sup>[13-14]</sup>。

而SABRE4压气机压比的降低,可以不必深度预冷空气,带来的好处有两点:一是霜控问题不再存在;二是可以通过分路预冷降低液氢流量,从而提高发动机的混合比,理论上可以提高一倍。虽然发动机室压降低会降低比冲,但是混合比的提高又能增加比冲,两个因素综合后,发动机的比冲还是有了大幅提高,如图10所示。

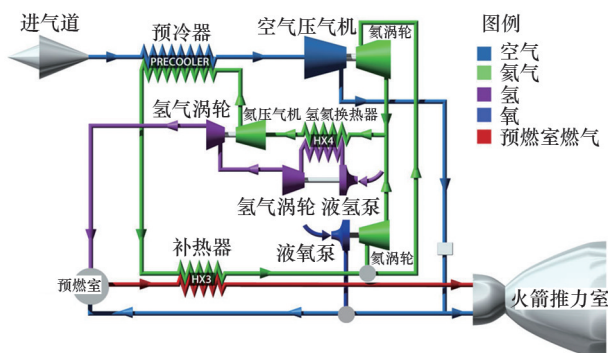


图7 简化的SABRE核心机系统原理

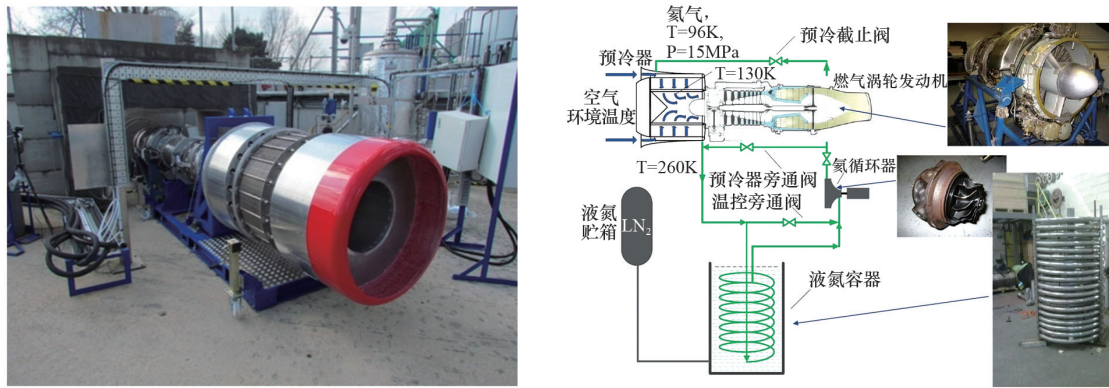
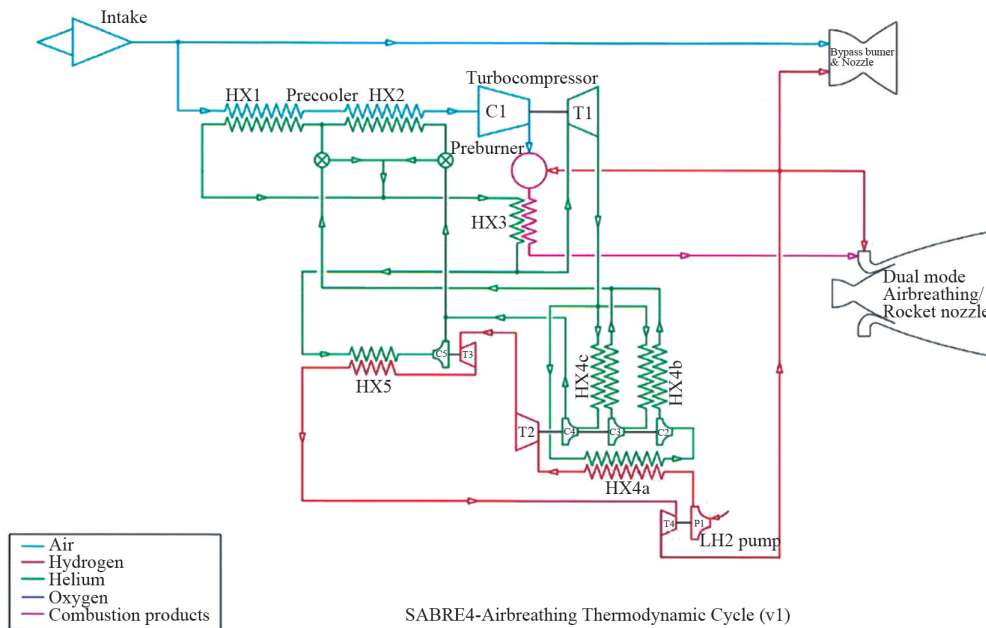


图8 预冷器地面空气预冷试验



SABRE4-Airbreathing Thermodynamic Cycle (v1)

图9 SABRE4发动机系统原理

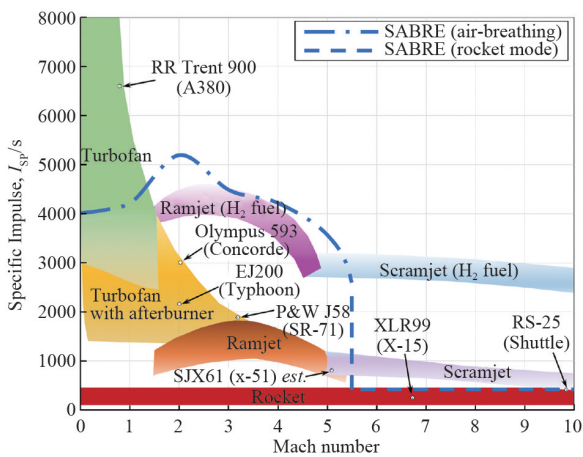


图10 SABRE4发动机比冲性能

REL公司认为其预冷器制造技术已经趋于成熟,目前正在开展Mach5风洞试验的准备。氢氮换热器的研究也在进行中。2016年9月中旬,美国空军研究实验室(AFRL)披露了两型基于SABRE发动机的两级入轨空天飞行器概念,其中第I型为一级可重复使用,上面级单次使用的方案。飞行器起飞总重为159 t、起飞距离大于600 m、有效载荷2.3 t,第一级采用两台改进的SABRE发动机作为动力,每台发动机的推力约为50 t。飞行器在Ma 4.4、高度20 km左右时转换为火箭模式,当爬升到80 km高度、Ma 8时,第一级与第二级分离。第二级通过火箭发动机入轨,而第一级则可返回重复使

用。

SABRE发动机缩比验证机尺寸与F-35战斗机的发动机F135相当(图11)。工作速度范围为Ma 0~5,地面推力约为20 t,目前缩比验证机仍处于最初设计阶段。整个缩比验证机的研制分为3个阶段:第1阶段在2020年前,主要完成SABRE发动机预冷却器等核心部件的研究工作;第2阶段为2020—2021年,主要完成缩比验证机的集成试验等工作;第3阶段为2020—2025年,将寻求X-PLANE概念机或其他飞行器概念,并进行发动机的飞行验证。

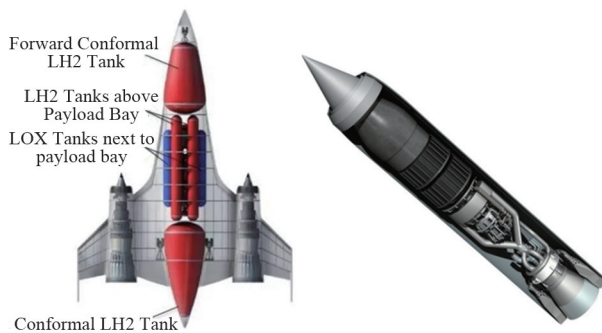


图11 SABRE缩比验证机

## 2.5 第三流体循环方案发动机——Scimitar

2005年春,欧洲空间局提出了“长期先进推进概念与技术”(LAPCAT)计划,目的是减少洲际飞行的航时,研究重点在于可实现Ma 4~8飞行的先进推进概念和特殊的相关技术,主要开展了TBCC和RBCC组合推进系统和飞行器的概念设计。LAPCAT计划于2008年4月结束,得出的结论是:氢是最佳燃料。

在LAPCAT计划的牵引下,英国反作用发动机公司提出了远程高超声速民航机A2概念,起飞质量400 t,可承载300名乘客及行李,从布鲁塞尔到悉尼约18700 km,航时为4.6 h。A2采用REL公司提出的Ma 5预冷发动机Scimitar。Scimitar发动机概念源自SABRE发动机,大部分技术与SABRE相同,但是其设计目标与SABRE不同。SABRE发动机主要用于加速,因此推力的要求更高,而Scimitar主要工作段是巡航,对耗油率、使用寿命等指标要求更高,Scimitar发动机的设计寿命为15000 h,而

SABRE发动机只有50 h。

Scimitar发动机预冷器由6段组成,每段包括70个模块。压气机采用两轴对转形式,总压比为4.07,由于压比不高,因此压气机入口温度上限控制在635 K以下,不需要深度预冷。核心压气机(core compressor)由一个无静叶对转氢涡轮驱动,再生换热器和循环器布置在压气机周围。旁通喷管具有一种花瓣式的结构,能够在较大范围改变面积,在起飞时面积最大,使旁通燃烧室流通能力最大,在Ma 5超声速巡航时关闭,燃气全部进入核心推力室,发动机在Ma 2.5时进行模态转换<sup>[15]</sup>。

Scimitar发动机的基本结构如图12所示。由于没有后续计划的支持,Scimitar发动机一直停留在方案阶段。

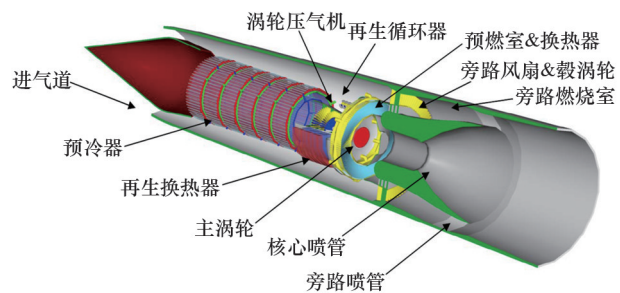


图12 Scimitar发动机各部件及位置

## 2.6 国内预冷吸气发动机的研究进展

国内目前也有多家科研院所和大学对预冷吸气发动机进行了探索,目前主要还是围绕发动机的热力循环技术<sup>[16-18]</sup>、预冷器技术等开展基础研究。

西安航天动力研究所和西北工业大学采用热力学第一定律分析法分析了复合预冷吸气式火箭发动机(SABRE)的基本热力过程,得出了吸气模式和火箭模式下的理想循环功和热效率表达式,确定了影响发动机理想热力循环性能的特征参数<sup>[19]</sup>。

邹正平等<sup>[20]</sup>对紧凑快速强换热器内部流动换热机理进行了研究,分别从换热器内、外换热两个方面入手,以期用最小的流动损失代价得到最大的强化换热效果。以开发的低维模型发展了紧凑换热器的确定性设计方法,并利用该方法完成了用于高超声速强预冷航空发动机不同位置的多种不同结构形式的换热器结构设计,开展了薄壁毛细管制

造及检测技术、薄壁毛细管的组合焊接技术等研究。

张友法等<sup>[21]</sup>对高超声速组合发动机预冷器抗结霜涂层技术进行了研究,结果表明,与单独加风速和单独加入甲醇的外加环境相比,外加流动剪切和甲醇的组合最能抑制表面结霜,超疏水表面可在 10 min 内不发生水珠的冻结。在 $-150^{\circ}\text{C}$ ,超疏水表面霜晶的形核率低,仍具有一定抑制结霜的效果。

### 3 预冷吸气组合发动机关键技术分析

不同于传统吸气发动机,预冷吸气组合发动机设置了多个换热器,通过换热器在发动机内部进行热量的传递。换热器的一些参数,如换热效率、流阻、紧凑度、质量等对发动机的总体参数有非常大的影响,因此它们是这一类发动机中最为关键的技术,需要重点关注。另外,对于氦气第三流体循环的发动机,氦循环所需要的压气机和涡轮也是非常关键的部件。

#### 3.1 预冷器

预冷器属于管壳式换热器,区别于地面工业上用的管壳式换热器,飞行发动机的预冷器所需要的换热量和重量非常苛刻,例如 SABRE3 发动机的预冷器就需要完成高达 $4\times 10^8\text{ W}$ 的换热量,质量只能

有 600 kg。

冷热流体之间的换热热流可由下式计算

$$\dot{Q} = KA\Delta T \quad (6)$$

其中, $K$ 为总的换热系数,包括空气侧换热系数、金属管导热系数、介质侧换热系数, $A$ 为总的换热系数, $\Delta T$ 为冷热流体的平均温差。

预冷类发动机为了最大发挥预冷的效果,一般情况下都需要 $\Delta T$ 尽量小,因此当换热量一定时,只能增大换热系数 $K$ 和换热面积 $A$ 。换热系数 $K$ 的增加是以增加流阻为代价的,增加幅度有限,因此最主要的设计参数是换热面积 $A$ 。 $A$ 越大说明换热器的比表面积越大,受到飞行发动机体积的限制,同时还要考虑减重,因此只能采用薄壁毛细管紧凑型换热器方案。

REL公司的预冷器毛细管外径为0.98 mm,壁厚只有0.04 mm,这些设计带来了导管制备复杂、成品率低、大规模焊接困难等问题,所以预冷器一直是这类发动机最关键的技术。REL公司最初设计的预冷器单位质量的换热功率高达 $6.67\times 10^5\text{ W/kg}$ ,而目前比较先进的工业换热器的单位质量的换热功率也只达到了 $1.00\times 10^4\text{ W/kg}$ 左右,两者差了近两个数量级。图13是REL公司预冷器关键技术攻关的路线。



图13 REL公司预冷器关键技术攻关路线

#### 3.2 补热器

补热器在发动机系统循环中起着功率平衡的重要作用。发动机吸热过程由两部分组成,预冷器吸热与补热器吸热。由于预冷器吸热量是马赫数和高度的函数,因此预冷器所能吸收的热量是不断变化的,这就需要补热器将所缺热量补上。补热器

方案也采用管壳式结构,高压氦气/氢气走管程,燃气走壳程。由于工作在高温燃气中,需要采用高温合金导管或SiC等耐热材料导管。SiC材料的优点是密度很轻,缺点是比较稀疏,而补热器导管内的氦气/氢气压力最高可达20 MPa,所以必须对SiC材料进行致密化处理,确保氦气不出现泄露。此

外,由于金属和SiC的热膨胀系数不同,焊接也非常困难,因此预燃室结构与换热器之间如何进行连接和密封也是一个非常困难的问题。如果采用高温合金导管,可重复使用的抗氧化涂层和结构重量优化问题需要关注。

### 3.3 微通道换热器

在第三流体循环的方案中,除了预冷器和补热器这两种管壳式换热器外,还需要一种微通道换热器作为系统热沉,常用印刷电路板式换热器PCHE(printed circuit heat exchanger)。目前最先进的工业微通道换热器的单位质量换热功率只有5 kW/kg,但是飞行发动机要求换热器的单位质量换热功率要达到500 kW/kg左右,是传统工业先进换热器的两个数量级,因此对换热器的材料、结构设计、生产制造等提出了更高的挑战。

### 3.4 高性能旋转机械技术

在SABRE发动机中,空气压气机/氦涡轮这一组旋转机械的主要功用是对进入发动机主函道预冷后的低温空气流进行增压,采用氦气涡轮作为驱动能源,也是发动机系统中轴功率最大的旋转机械,轴功率达到了 $1.83 \times 10^8$  W,空气流量可达448 kg/s。这组旋转机械的难点一是大流量的空气压气机技术,由于空气流量大、进口温度低,对压气机的设计、地面试验保障条件等提出了高的要求;二是由于氦气极易泄露,而且氦气的压力也很高,达到20 MPa,氦气动密封的设计也比较困难;三是空气和氦气的声速相差很大,因此,如何匹配压气机和涡轮的转速是很大的难题,这一难点对于ATREX也是同样,ATREX需要匹配空气压气机和氦气涡轮的转速。

另外,SABRE发动机中还有氦/氦压气机涡轮组、氦/氦压气机涡轮组,由于氦气较难压缩,因此氦气压气机设计中面临着一些与空气压气机不同的特点。由于压缩功较高,为实现一定压比,要么按照常规负荷设计,单级压比低、级数多,造成压气机轴向长度大、重量大;要么按照高负荷进行设计,单级压比高、级数少,压气机相对容易产生分离、工作范围窄,需要在设计点上寻找一个平衡。最后,由于压气机的氦气质量流量接近50 kg/s,对氦气

压气机的地面试验保障能力提出了较高的要求。

### 3.5 先进的推力室技术

对于所有的单级入轨动力来说,如何平衡吸气推力室和火箭推力室一直是个难题。最传统的方法就是纯粹的机械并联,但导致发动机死重:即当某一个模式工作时,另一个模式就是系统的死重,而且还会增加多余的迎风面积带来阻力。发动机死重的问题不仅带了推重比的减小,也致使系统太过复杂,这也是单级入轨飞行器迟迟不能实现的一个重要原因。在这种背景下,REL公司提出的SABRE发动机方案创新性的将火箭推力室和吸气推力室合二为一,从而解决了死重的问题。

SABRE3的双模式推力室为了兼顾火箭和吸气双模态工作,导致吸气模式的室压过高,因此要求压气机的压比也必须高,达到了140,也就是说SABRE3发动机将推力室的难题转移到了压气机技术上。如此高的压比对于压气机的设计提出了非常高的要求,工业实现难度非常大。经过长时间的论证,REL公司也许意识到了如此高的压比是不现实的,因此为了解决这一矛盾,在最新的SABRE4发动机系统方案里,通过采用一种双喉部推力室的方案解耦了吸气和火箭模态共用的问题。

SABRE4的推力室方案为双喉部结构。中间为火箭推力室的喉部,环形的喉部为吸气状态推力室的喉部。通过两种推力室共轴布局,在结构上,火箭推力室不影响发动机的迎风面积。这种设计对于吸气模态,发动机相当于一个环形塞式喷管发动机,推力室喷管具有高度补偿特性。火箭推力室的喷管延伸段通过与吸气推力室的延伸段共用,可有效增加火箭模态时的面积比,从而提高火箭模式的比冲。但是这种设计也带来一些亟需解决的问题,如结构的连接与热防护技术、喷管高度补偿技术与喷管型面优化设计技术等。

## 4 讨论

目前,正在开展研制的各类预冷吸气发动机有多种方案,各有优缺点。

1) 根据循环类型分为4类:氦气第三流体循

环、氢开式膨胀循环、氢闭式膨胀循环、氢燃气涡轮循环,如图 14 所示。英国早期的 RB545 发动机因为要求吸气模态和火箭模态共用推力室,因此压气机压比很高,所需的功率也很大,只能采用大涡轮压比的氢开式膨胀循环,涡轮做功后的氢气压力变得很低,不能再进入燃烧室,只能排掉,导致系统比冲性能很低。日本提出的 ATREX 系统方案没有火箭模态,完全在大气层内工作,采用了闭式膨胀循环,但是由于氢涡轮功率有限,因此压气机压比较

低,而且氢/燃气高温换热器的研制难度较大。随后提出的 PCTJ 方案,采用燃气涡轮循环方案,取消了高温换热器,性能有所提高。1994 年,英国 REL 公司提出的 SABRE 方案,因为采用了氢气第三流体循环方案,解决了涡轮功率小的问题,而且具有吸气和火箭两种模态,适合单级入轨任务的需要,但是氢气第三流体的引入造成了系统复杂、重量大的问题。因此,选择何种循环方式,一定要结合飞行器总体需求进行优化分析。

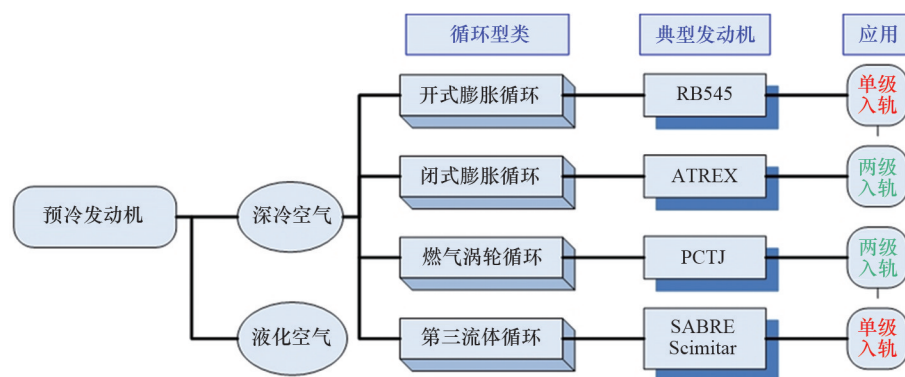


图 14 预冷发动机分类

2) 根据预冷介质不同分为两种:一种是采用间接的第三流体低温气氮预冷(氮气由液氢冷却),主要是英国的 SABRE 和 Scimitar 发动机;另一种是采用直接低温液氢预冷,如日本的 ATREX 和 PCTJ。采用氢冷却,虽然有助于简化系统方案,但是材料的高温氢脆问题在重复使用时必须认真考虑。

3) 从霜控措施来看,在预冷器需要深冷的情况下,都必须上霜控措施,如 SABRE3 以及日本的 ATREX 和 PCTJ。而 SABRE4 发动机和 Scimitar 发动机已经不需要深冷,因此取消了霜控措施,这两个发动机预冷的目的主要是解决高速时来流气温过高的问题。

4) 从系统复杂性来看,氮气第三流体循环的发动机最为复杂,需要配套相应的氮气压气机和涡轮、氮气换热器、阀门、管路等。

5) 要重点关注发动机的重量问题。预冷吸气类发动机是在传统发动机的基础上引入了各种换热器而形成了一种新发动机,因此重量问题往往是

决定这类发动机能否实用的关键问题。

综上所述,液氢直接冷却的发动机相对较为简单,近期内可实现性最大,可以开展工程化研究,但是很难满足单级入轨的需要,可以应用于两级入轨的第一级或大气层内高超声速飞行器。而氮气第三流体循环的预冷发动机虽然技术较为先进,但是系统太过复杂,面临的关键技术非常困难,国内也缺乏相关的研究基础,特别是高压、大流量闭式氮气布雷顿循环试验条件尚不具备,因此在短期内不可能开展工程研究,建议可以开展跟踪和基础理论研究。

## 5 结论

预冷吸气组合发动机利用了液氢超低温、大比热的特点,并结合了氢氧火箭发动机、冲压发动机和燃气涡轮发动机技术,能以较高的性能实现大气层内高速飞行或天地往返飞行,能够满足人类未来

探索太空的需求。但是由于在高性能换热器、旋转机械方面还面临着许多关键技术,短期内很难投入使用。中国对此类发动机的研究仍处于起步阶段,要想迎头赶上,首先需要积极开展高效换热、旋转机械、先进材料和制造技术等研究,还需要建立高性能的换热试验台、闭式氦气循环试验台等大型试验设备,为发动机的研制奠定基础。

### 参考文献(References)

- [1] Peter W M. Mach 3 legend: Design and development of the lockheed blackbird[R]. Edwards: NASA Dryden Flight Research Center, 2012.
- [2] Peter W M. Design and development of the blackbird: challenges and lessons learned[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2009.
- [3] Richard V, Alan B. A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers[J]. JBIS, 2003, 56: 108-117.
- [4] Maita M, Miyajima H, Mori T. System studies on space plane powered by scram/LACE propulsion system[C]//AIAA Fourth International Aerospace Planes Conference. Orlando: AIAA, 1992.
- [5] Webber H, Feast S, Bond A. Heat exchanger design in combined cycle engines[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2009, 62(4): 122-130.
- [6] Parkinson R, Conchie P. HOTOL[C]//AIAA 2nd International Aerospace Planes Conference. Orlando: AIAA, 1990.
- [7] 孙广勃. 霍托尔的发动机揭秘[J]. 中国航天, 1994(1): 37-41.
- [8] Sato T, Kobayashi H, Tanatsugu N. Development study of the precooler of ATREX engine[C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Norfolk: AIAA, 2003.
- [9] Isomura K, Omi J. A Comparative Study of an ATREX Engine and a Turbo Jet Engine[C]//37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Utah: AIAA, 2001.
- [10] Kojima T, Taguchi H, Kobayashi H, et al. Design and fabrication of variable nozzle for precooled turbojet engine[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen: AIAA, 2009.
- [11] Longstaff R, Bond A. The Skylon Project[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [12] Varvill R. Heat exchanger development at reaction engines ltd[C]//59th International Astronautical Congress. Glasgow: International Astronautical Federation, 2008.
- [13] Hemsell M. Progress on SKYLON and SABRE[C]//64th International Astronautical Congress. Beijing: IAC, 2013.
- [14] Bartha J E, Webber H. SABRE technology development [R]. Guadalajara: IAC, 2016.
- [15] Jivraj F, Varvill R, Paniagua A B G. The scimitar precooled Mach 5 engine[C]//2nd European Conference for Aerospace Sciences. Brussels: EUCASS, 2007.
- [16] 聂万胜, 周思引, 雷旭. 协同吸气式火箭发动机研究进展[J]. 装备学院学报, 2016, 27(6): 57-64.
- [17] 玉选斐, 王聪, 秦江, 等. 预冷吸气式发动机热力循环分析[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(1): 31-36.
- [18] 邓帆, 谭慧俊, 董昊, 等. 预冷组合动力高超声速空天飞机关键技术研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(1): 1-13.
- [19] 郭海波, 肖洪, 南向谊, 等. 复合预冷吸气式火箭发动机热力循环分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 15-20.
- [20] 邹正平, 刘火星, 唐海龙, 等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2544-2562.
- [21] 张友法, 张文文, 郑日恒, 等. 高超声速组合发动机预冷器抗结霜涂层技术研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 463-470.

## Research progress of pre-cooled air-breathing combined engines and analysis of the key technology

MA Xiaoqi

Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China

**Abstract** Based on an analysis of the characteristics of pre-cooled air-breathing combined engine, the research progress of five types of engines in the world are summarized. Key techniques, advantages and disadvantages of the engines are also analyzed and discussed. Finally a proposal for future development of the engine is presented.

**Keywords** precooled; combined engine; heat exchange ●



(责任编辑 王丽娜)