

预冷空气类动力系统发展历程浅析

马海波, 张蒙正

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要:预冷空气类动力系统是当前高超声速领域研究的热点,是未来两级入轨可重复运载器的一级和临近空间高超声速投放平台的理想动力方案。通过查找国内外公开文献,回顾了预冷空气类动力系统的发展历程,介绍了各个阶段的典型方案与研究成果,分析了各个方案演变过程和可能原因,重点比较了引入氮作为中间介质的预冷空气类发动机循环方案的差异。分析表明:各种方案改进的最主要目的是提升空气预冷效率,降低冷却消耗的燃料,提升发动机的综合性能;当前国内外的相关研究工作已经由最初液化循环转变为深冷循环,再到以 SABRE4 为代表的适度冷却方案;在保持系统性能最大化的前提下,结合当前技术水平,增加系统可行性,加快从方案论证向部件集成及试验验证转变的步伐。

关键词:预冷空气类动力系统; SABRE; 组合发动机; 发展历程

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)02-0001-08

Preliminary analysis on development course of pre-cooling propulsion system

MA Haibo, ZHANG Mengzheng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Pre-cooling propulsion system is a hotspot in the field of hypersonic velocity, and is the ideal scheme for the first stage of reusable TSTO vehicle and near space hypersonic launch platform. The development course of pre-cooling propulsion system was reviewed, the typical scheme and research results of each stage were briefly introduced, the evolution process and possible cause were analyzed, and the difference between the principles of the SABRE series was emphasized. The analysis indicates that the main purpose for evolution is to improve pre-cooling efficiency of air, reduce fuel consumption of cooling process and improve comprehensive performance of propulsion system. The current research has shifted from the liquefaction cycle to deep-cooling cycle, and then to the moderate cooling concept represented by SABRE4. Combining with current technical, enhance system feasibility and expedite the transformation from theoretical research to experimental verification under the premise of maximizing the performance of system.

Keywords: pre-cooling propulsion system; SABRE; combined engine; development course

收稿日期: 2018-07-25; 修回日期: 2019-01-28

基金项目: 装备预研联合基金(61411306240601)

作者简介: 马海波(1994—), 男, 硕士, 研究领域为吸气式组合动力系统

0 引言

随着航天发射活动日益频繁以及对临近空间战略地位的日益重视,航空航天飞行器发展呈现出两个方向:对于轨道运输飞行器要求具有低成本、高可靠性、快速响应以及较高的运载能力,水平起降可重复使用单级入轨(Single Stage to Orbit, SSTO)飞行器是一个重要的发展方向^[1];对于临近空间飞行器,要求其满足快速响应、远程打击的现代化战争需求,不断提高速度上限,相关研究工作主要集中在采用各种类型的组合类动力方案来拓展发动机的飞行包线,使其具备在宽速域内的工作能力,并具有较少的模态转换次数^[2]。

动力系统是航空航天飞行器发展的一个重要制约因素。当前各国提出的适用于未来飞行器发展的主要动力方案包括:纯火箭发动机、涡轮喷气式发动机及其变形、冲压发动机以及各类组合动力方案。预冷空气类动力系统是组合动力方案中的重要发展方向之一,预冷空气类动力系统是指通过一定手段,对来流空气进行冷却后再使其进入后续部件进行工作的一类动力装置,采用预冷的动力装置,可以提升发动机的推力性能,拓展发动机的工作包线,其与常见类型发动机主要性能对比如表1所示^[3],可以看出预冷类动力系统综合性能优越,工作包线大,是未来飞行器动力的理想选择。

表1 常见发动机性能对比

Tab. 1 Performance comparison of common engines

名称	发动机	马赫数	比冲/s	推重比
	火箭(真空)	0~27	450~475	60~80
液氢	冲压发动机	1~6	1 500~3 000	1~3.5
液氧	超燃冲压发动机	4~15	1 000~3 000	0.5~2
	涡轮发动机	0~2.5	2 000~6 000	1~4
预冷类	LACE	0~6	600~1 000	6~14
方案	SABRE	0~5.5	1 500~3 200	6~14

迄今为止,预冷空气类动力系统经过了近70年的发展,不断有新方案提出,同时已有方案也在不断改进。本文根据国内外公开资料,简述了预冷空气类动力系统各个阶段的典型方案,分析了预冷类发动机方案演变历程和可能原因,重点分析了引入

氢的预冷空气类系统的循环方案,为国内预冷空气类发动机的发展和优化提供借鉴。

1 预冷类发动机发展历程

关于预冷空气类动力系统,国内外研究者提出了多种设想和方案,根据对空气的冷却程度主要可以分为两类:一类是将空气液化后,经过一定处理(增压、分离、贮存等)后作为动力系统的氧化剂,典型方案包括基础 LACE(液化空气循环发动机, Liquid Air Cycle Engine)、各种改进 LACE、ACES(高浓度空气收集系统, Air Collection and Enrichment System)等;另一类将空气温度冷却至液化点以上,避开了空气相变过程造成的冷却剂消耗,典型方案包括 KLIN、ATREX(吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机, Air Turbo-Ram Engine of Expander Cycle)、PCTJ(预冷涡轮发动机, Pre-Cooled Turbo Jet)、SABRE(协同吸气式火箭发动机, Synergic Air Breathing Rocket Engine)等。

1.1 液化空气类方案

最早的预冷组合动力方案是1948年 Marquardt公司提出的 LACE 方案^[4]。其利用液氢燃料的低温高热容特性,将空气在冷凝器中液化,经液氧泵增压后进入火箭燃烧室与氢燃烧后产生推力。LACE 方案起飞时无需携带氧化剂,理论上可以降低发动机的起飞质量,大幅提高发动机的比冲,提升运载器的有效载荷率,同时还具有与火箭发动机相当的飞行包线,受到了各国研究机构的重视。

基础 LACE 方案如图1所示。文献[5]中对基础 LACE 性能进行了分析,研究了预冷度 $\phi_c = (T_{H_2, out} - T_{H_2, in}) / (T_1 - T_{H_2, in})$, 其中: $T_{H_2, in}$, $T_{H_2, out}$ 分别为预冷器中氢气进出口温度; T_1 为预冷器空气进口温度)对系统性能影响。结果表明, ϕ_c 较小时, LACE 相比 LRE 性能提升远低于预期,为了达到理想的性能提升,需要较大的 ϕ_c 值,但 ϕ_c 值的增大又增加了换热系统的结构复杂度和设计难度。基础 LACE 方案虽然起飞时可以减少甚至完全不携带氧化剂,但是由于较低的液化效率,必须携带更多的燃料,相比氧化剂,燃料的低密度会造成贮箱结构质量的增加,再加上进气道和换热装置的额外结构质量,最终使得飞行器的实际起飞质量并没有降低。

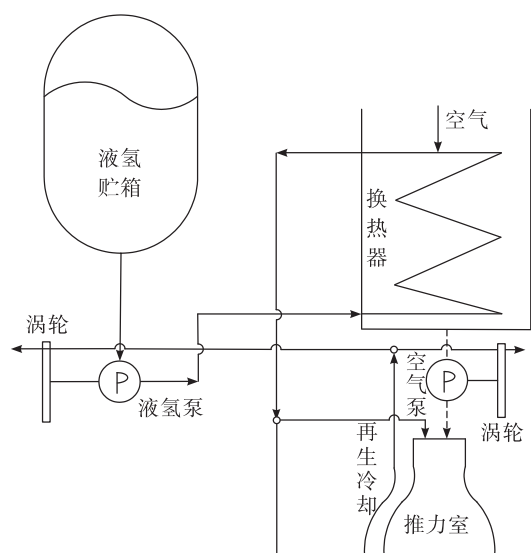


图1 基础 LACE 方案

Fig. 1 LACE basic scheme

为了让 LACE 方案理论上的优势得到应用,必须提高空气液化效率,主要包括两种思路:第一种是利用空气压力升高后更容易液化的特性,在预冷装置中增加压气机;另一种是改变液氢循环方式,提高对液氢冷却能力的利用率,如增加液氢回流系统,部分氢在冷却空气后再次流入贮箱二次利用。各国实际研究方案基本都是同时利用了这两种思路来提升系统性能^[6-7]。

基础 LACE 中,1 kg 液氢可以液化 3.8 kg 的空气(空气温度 288 K,压力 0.1 MPa,液氢温度从 14 K 升到 123 K)^[8],远小于当量混合比,造成了燃料浪费和性能损失。为了将燃料充分利用,可以向来流空气喷射液氧添加剂,用起飞质量的增加换取更高的推力性能。俄罗斯凯尔迪什研究中心分析了向液化空气中添加液氧对性能的影响,结果表明,向液化空气中添加液氧会使系统比冲下降 40%,比推力提升了 30%,比冲可以达到 1 200 s,远大于常规的火箭发动机。

另一种增加 LACE 性能的措施是增加分离器,将液氧从空气中分离,分离后的废气(主要成分为氮气)可以承担部分冷媒的作用,提高液化效率,然后再由喷管排放抵消进口冲量损失,同时还可以得到浓度较高的液氧,有利于在推力室中组织燃烧。北京丰源机械研究所在 1998 年公布了一种改进的新方案,命名为 LOCE^[9]。该发动机利用了前边提

到的所有提升 LACE 性能的方法,极大地提高了液化效率,比冲可以达到 3 000 s,但是发动机部件数量、结构质量以及关键部件设计难度的增加会使该方案的工程可行性变低。

综合分析以上的所有方案,采用 LACE 方案的动力系统的主要优势包括:

- 1) LACE 具有与火箭发动机相当的速域,无需模态转换就可以在整个轨道内工作,可以实现单级入轨;
- 2) LACE 发动机部件与火箭发动机高度共用,可以利用火箭发动机的技术、研究结果、仿真模型以及实验台;
- 3) 性能优越,起飞质量低,有效载荷率高,比冲高。

LACE 系统的主要制约因素有:

- 1) 关键技术难突破,包括高效轻质的换热器设计、多模态(液氢/液氧、液氢/空气)燃烧室的设计、低温高压比的空气压气机设计;
- 2) 基本 LACE 空气液化比远大于当量燃烧比,造成推进剂没有得到充分利用,改进 LACE 方案系统过于复杂,增加了较大的结构质量,各个组件同时工作的耦合度存疑。

与 LACE 方案类似的另一种方案是 ACES。ACES 方案最早由 R. Nau 等人在 20 世纪 60 年代提出,80 年代得到美国空军的重视,欧空局在 FESTIP 项目中进行了深入的研究。比利时皇家军事学院的 P. Hendrick 等人分析了 ACES 方案对各国 SSTO、TSTO 飞行器方案的性能提升^[10-12]。ACES 方案起飞时只携带一个空的氧化剂贮箱,当飞行到巡航速度时,开始空气收集过程,将收集到的空气存储到氧化剂贮箱作为后续入轨火箭发动机的氧化剂。应用 ACES 系统可以降低起飞质量,提高有效载荷率,降低吸气式发动机与入轨火箭发动机的接力速度,拓宽发射窗口,增加了发射灵活性。相比于 LACE,ACES 系统的应用更为灵活,可以与常见的任意吸气式动力组合,既可以应用到 SSTO 方案,也适用于 TSTO 的第一级。但是该方案中依然涉及到了空气的相变,液化消耗的氢燃料远多于燃烧需要的氢燃料,预冷空气类动力系统的理论优势依然无法体现。

1.2 深冷空气类方案

从 20 世纪 80 年代开始,为了避免相变过程造成的额外燃料消耗,预冷空气类动力系统的设计思路由液化空气逐渐转变为深冷空气,主要方案包括 KLIN, ATREX, SABRE 等。与液化空气方案相比,深冷空气方案消除了夹点问题,降低了对冷却剂的需求,提高了发动机的比冲,同时避开了空气液化、分离等技术瓶颈的限制,提升了发动机性能,增加了方案的可行性。

KLIN 是 1996 年提出的一种组合动力方案^[13],该方案根据任务需求,将一定数量的深冷涡轮发动机 DCTJ 与液体火箭发动机 LRE 捆绑在一起。DCTJ 发动机中利用液氢燃料将来流空气深度冷却,海平面状态将空气冷却到 110 K, $Ma = 6$ 时将空气冷却到 200 ~ 250 K, 大大降低了压气机的设计要求。对于相同的发射任务, KLIN 与纯火箭相比,有效载荷率可以达到后者的两倍^[14]。KLIN 方案只是将几台发动机简单捆绑在一起,没有任何技术瓶颈,工程可行性较高;但是该方案在飞行弹道的不同阶段,会有部分发动机不产生推力却依然贡献着结构质量,造成了推进系统的“死重”。如果能实现部件的有机结合,消除“死重”,必然可以进一步提升动力系统的性能。

ATREX 是日本 1985 年开始研究的预冷发动机方案^[15]。从 1990 年至 2004 年,日本相关机构共进行了 67 次试验,累计点火时间达 3 636 s,结果表明预冷可以使发动机的推力和比冲分别提高 2.6 倍和 1.3 倍,在大部分工况下,当量比都可以保持在 1.2 左右,氢燃料得到了比较充分的利用,速度低于 $Ma = 4$ 时比冲可以保持在 2 400 以上^[16-17]。从 2004 年开始,在 ATREX 研究基础上,为了研制 $Ma = 5$ 巡航的高超声速飞行器, JAXA 开始进行预冷涡轮发动机 PCTJ 的研究工作,其 1 kN 级缩比发动机被称为 S-engine^[18]。S-engine 已经在 2008 年进行了两次地面点火试验,在 2010 年 9 月进行了飞行试验,在 $Ma = 2$ 的速度下点火,工作了 20 多秒,后续将继续开展 $Ma = 5$ 时的飞行试验^[19-20]。预冷涡轮发动机 PCTJ 与常规涡轮发动机、冲压发动机相比,有着更宽的速域,更优的综合性能,更适合作为高超声速飞行的动力系统。日本提出的以 ATREX 为代表的预冷类发动机,各个部件共用性好,无须任何模态

转换就可以从静止状态工作到 $Ma = 6$, 无论是作为 TSTO 的一级动力,还是高超声速飞行器的动力方案都有着性能优势。但是该方案利用液氢直接进入预冷器冷却空气,存在着材料“氢脆”问题,增加了预冷器材料的要求和发动机的安全隐患。

另一种典型的深冷空气发动机方案是英国的 SABRE 方案。1982 年, Alan Bond 申请了具有新循环原理的预冷发动机专利,在此基础上, Rolls Royce 与 BAe 联合,在 1985 年开始了 HOTOL (Horizontal Take off and Landing) 项目,发动机被命名为 RB545。后来在 RB545 的研究基础上, REL 公司在 1989 年提出了 SABRE 发动机的概念^[21]。REL 公司在 SABRE 发动机及其部件上投入了大量的研究工作: 2001 年开始预冷原理实验; 2008 年开始全尺寸预冷器、推力室、进气道、涡轮以及喷管等部件的技术实验研究; 2012 年宣布突破了预冷器技术,在 1/100 s 内将空气冷却到 120 K, 并且没有结冰; 2016 年国际宇航大会上提到 SABRE 方案已经由 SABRE3 改进为 SABRE4, 吸气模态燃料消耗降低了 40%, 方案可行性大大增加; 计划在 2020 年进行地面试验, 2025 年进行飞行试验。与液化空气类动力系统相比, SABRE 不对空气进行液化, 消除了夹点的问题, 减小了冷却过程消耗的燃料; 与 KLIN 相比, SABRE 部件共用性高, 整个工作包线内几乎不被“死重”; 与 ATREX 相比引入了氮循环对能力进行重新分配, 提高了冷却效率, 避免了“氢脆”现象, 拓宽了预冷器选材范围, 降低了因氢气泄漏带来的安全性隐患。可以看出, SABRE 工作速域宽, 综合性能有着明显优势。

相比于液化空气类方案, 深冷空气类方案的主要优势在于:

- 1) 冷却效率提高, 氢燃料消耗量明显降低, 发动机的比冲、运载能力提升;
- 2) 空气在预冷器中的温度变化幅度降低, 不涉及相变, 预冷器设计难度大大降低。

回顾上述所有预冷空气类发动机, 可以发现, 液化方案的研究开展得较早, 相关研究主要集中在如何提升空气液化效率方面, 措施包括增加压气机、液氢回流装置等, 提出了以 ACES, RB545, LOCE 及 ARCC 为代表的各种新型液化方案, 各种改进方案中空气液化效率都有一定提升, 但是冷却消耗的

燃料流量依然远大于当量燃烧燃料量。为了进一步提升性能,现在研究已经转向深冷方案,深冷空气方案中避开了空气的相变潜热,预冷器由两相预冷器变为单相预冷器,降低了预冷器的设计难度。深冷方案中,KLIN方案在飞行过程中需要承担较大的“死重”,ATREX由于液氢直接冷却的安全隐患以及材料“氢脆”的问题,因此以SABRE3为代表的引入氦作为中介介质的预冷空气类方案成了目前最具潜力的选择。

2 引入氦的预冷空气类方案分析

2012年,SABRE核心关键技术——预冷技术成功得到突破,在国际上引起了巨大反响:2012年5月,欧空局ESA发布了对SABRE的评估报告,指出“不存在影响SABRE发动机获得成功的关键问题”;2014年1月,美国空军实验室AFRL与REL签署了“合作研究与发展协议(CRADA)”,认为SABRE部件和集成所涉及的理论可行性不存在显著障碍;2015年,AFRL正式公布了对SABRE的评估结果,认为该发动机是一项有吸引力的技术,它在技术上可行,并可能在两级入轨运载或国防应用中更早地应用^[22];2015年11月,英国BAE系统公司进行投资,并在2016年7月发布了基于“佩刀”的高超声速快速响应飞行器概念^[23];2016年9月,AFRL披露了两型基于SABRE的两级入轨空天飞行器概念^[24];2017年9月25日,美国国防部高级研究计划局(DARPA)授予REI(REL在美国的子公司)

科研合同,进行SABRE预冷器样机(HTX)的高温气流试验^[25]。

引入氦的预冷空气类方案具有比冲高,工作包线大,模态转换少,部件共用度高,技术瓶颈少的特点,是水平起降可重复SSTO以及临近空间高超声速投放平台的理想动力选择之一。主要方案包括SABRE3、针对民航高超声速飞行器提出的SCIMITAR、从SABRE3改进的SABRE4以及国内最新公布的PATR方案。

2.1 SABRE3

SABRE3循环方案如图2所示,进气道捕获的空气分为两路:一路进入核心机;另一路进入旁路冲压流道,外涵的存在使得进气道捕获的多余空气也可以产生一部分推力,降低了进口冲量损失。进入核心机的空气在预冷器HX1中冷却到123 K,再进入低温空气压气机中增压,低进口温度使得压气机可以实现140的高压比,增压后的高压空气在冷却喷管壁面后进入推力室与来自预燃室的富燃燃气燃烧,受益于压气机的高增压比,推力室室压可以达到较高的值(10 MPa);氦路依次流过预冷器HX1、氦加热器HX3、氦涡轮、氦冷却器HX4、氦压气机,构成一个闭路循环,作为氢气与空气能量交换的中间载体;氢气从液氢泵进入氢氦换热器HX4,吸收氦气中的废热,同时增加了自己的做功能力以驱动两组氢涡轮,在涡轮2的出口分为两路,分别进入外涵燃烧室与预燃室燃烧;SABRE3中引入预燃室形成富燃燃气,利用燃气对氦路实现补热。

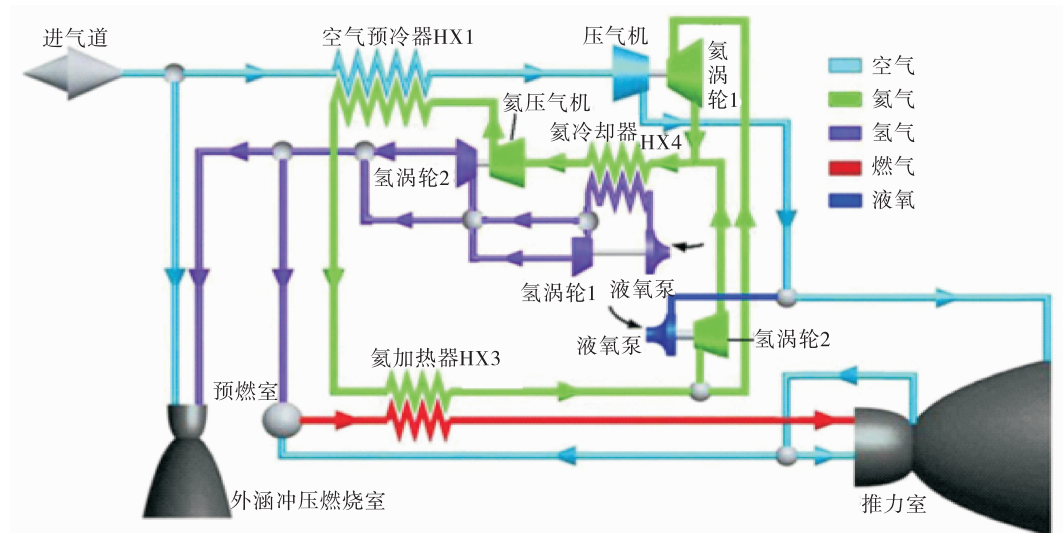


图2 SABRE3系统方案图

Fig. 2 Scheme of SABRE3 system

2.2 SCIMITAR

SCIMITAR 是 REL 公司针对 LAPCAT 计划提出的方案,可在 $Ma = 0.9$ 和 $Ma = 5$ 两个状态下实现巡航飞行,完全满足当前国际航空法规的排放和噪声要求。SCIMITAR 是在 SABRE 的基础上,针对高超声速、远距离运输、民航飞行器的要求衍生而来,与 SABRE 相比,SCIMITAR 更注重飞行持续性、可靠性、噪声控制、排放物控制这些要求。SCIMITAR 发动机系统原理在 SABRE3 的基础上做了相应改动,主要包括:外涵通道中增加了两级风扇,从起飞状态到 $Ma = 2.5$ 时,HX3 出口燃气通过三级轮毂涡轮(用来带动风扇)后与旁路空气混合,在外涵燃烧室中燃烧增温,最后在外涵喷管中膨胀产生推力,此时核心机燃烧室、喷管不工作;从 $Ma = 2.5$ 开始,外涵喷管面积逐渐减小,风扇转速不断下降,外涵以冲压模态工作,HX3 中的燃气逐渐转向核心机燃烧室,直到 $Ma = 5$ 时,外涵喷管完全关闭,外涵停止工作;氢路循环方案改变,与 SABRE3 中预冷器一直工作不同,SCIMITAR 中的预冷器在 $Ma = 3.1$ 时才开始工作,同时预冷器分为高温预冷器 HX1 与低温预冷器 HX2,另外氢氢换热模块也有着较大的改进,采用了多级回热系统和分级换热系统将氢气的冷却能力最大化,降低了每一级换热器的设计难度,但是可以预见会增加结构复杂度与结构质量;

此外,SCIMITAR 中的改动还包括预燃室由富燃转为富氧;预冷器出口空气温度由稳定在 123 K 调整为不超过 635 K;压气机压比大幅下降,由 140 变为 4.07;燃料需求下降,当量比维持在 0.7 ~ 0.8;以及其他一些循环参数的调整^[26]。

2.3 SABRE4

SABRE4 核心机循环方案如图 3 所示,设计思路与 SCIMITAR 基本相同(参数略有不同),只在氢氢换热模块有些许差别。与 SABRE3 相比,SABRE4 中的主要变化包括:预冷器分为预冷器 HX1 和预冷器 HX2 两级,预冷器入口设有调节阀门,实现预冷器在整个飞行包线内分区段工作;氢路循环方案更为复杂,氢气在加热器(预燃室)之后分为两路,一路氢进入氢涡轮 T1 做功后再进入氢氢换热模块,在氢氢换热模块中分为三路,采用了分级回热循环方式;另一路的氢经过氢氢换热器 HX5、氢压气机 C5 后与来自氢氢换热模块的氢气汇合进入预冷器冷却空气;推力室由两种模态共用解耦为两模态采用独立燃烧室,预燃室由富燃预燃室调整为富氧预燃室。据 REL 公司在 2016 年国际宇航大会中的介绍,由于循环方式的优化,SABRE4 中氢的消耗大大减小,典型状态当量比由 2.8 降低到 1.2,吸气模态燃料消耗量比 SABRE3 降低了 40%,比 RB545 降低了 50%,比 LACE 降低了 75%^[27]。

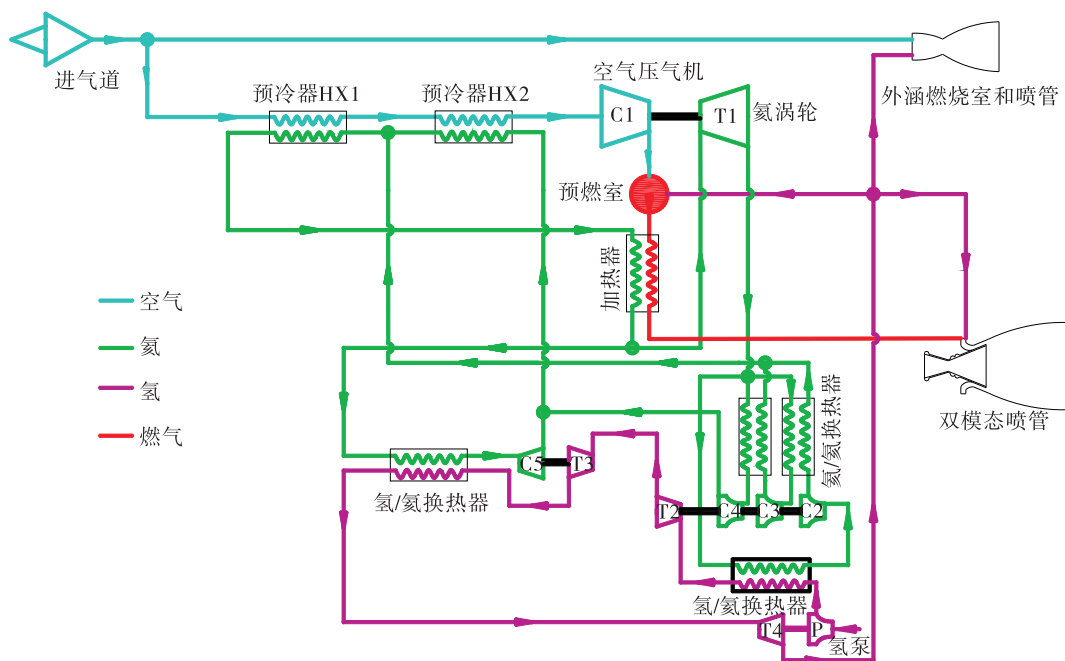


图3 SABRE4 系统方案图

Fig. 3 Scheme of SABRE4 system

2.4 PATR

PATR 方案是借鉴 SABRE 的发展经验,针对临近空间高速投放平台和 TSTO 的一级动力提出的新方案^[28]。PATR 方案的原理(图4)更接近 SABRE3 方案,但是也做了部分调整,包括:主要应用在

30 km 以内,不包含火箭模式,推力室设计要求降低;去除了预燃室和氢加热器 HX3,从推力室取热的同时还起到冷却推力室的效果;提高预冷器出口温度,降低预冷器设计难度;空气压气机压比由 140 调整到 15~20。

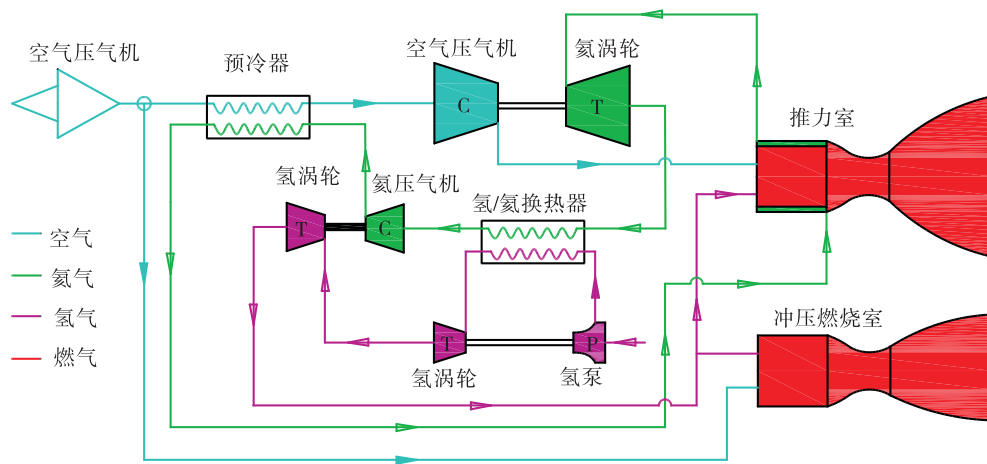


图4 PATR 系统方案图

Fig. 4 Scheme of PATR system

上述四个方案中,SABRE4 无论从系统性能还是方案可行性方面都最具优势。经过初步仿真计算,该方案性能随马赫数的变化如图5所示。可以看出,SABRE4 推力和比冲都有比较突出的性能优势,并且具有速域宽、无模态转换等优点,无论是作为轨道运载器还是高超声速飞行器的动力方案,均是一个理想的选择。

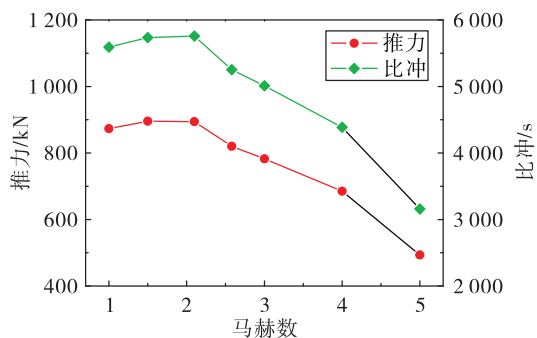


图5 SABRE4 弹道性能

Fig. 5 Trajectory performance of SABRE4

3 结束语

通过分析以上所有预冷发动机的演化过程,可以得到以下结论:

1) 经过 60 多年的发展,预冷类动力系统方案不断改进优化,从最初的液化空气方案转为深冷空气方案,再到 SABRE4 中提出的适度冷却方案。改进的主要方向是降低冷却消耗的燃料质量,提升发动机的性能,SABRE4 方案中燃料当量比达到了 1.2,比冲最高可以达到 5 700 s,最低也能保持在 3 000 s 以上。

2) 在发展过程中,要注意平衡各个部件的设计要求,基于现有技术水平,在提升性能的同时降低设计难度,从 SABRE3 到 SABRE4 的改进可以看出,REL 公司以降低推力性能以及增加结构复杂度为代价,使得各部件参数均降低到了当前技术可实现的范围,使得该方案逐渐由理论研究转为工程应用,应用前景更加明朗。

3) 目前 AFRL、ESA、DARPA、波音公司、罗罗公司、BAE 公司等多个国外机构均针对预冷空气类动力系统开展了大量的论证工作,提出了多个基于预冷空气类动力系统的飞行器方案。作为临近空间快速投放平台及两级水平起降航天运输之一级的理想动力选择,预冷空气类动力系统未来必定会在动力系统的市场中占据重要地位,我国应加快研究步伐,充分利用已经具备的科研条件,在紧跟国

外脚步的同时,提出与自身相适应的方案,力争在预冷空气类动力系统的市场上取得一席之地。

参考文献:

- [1] 马野,许健,邵秋虎.后航天飞机时代天地往返运载器发展趋势研究[J].中国航天,2006(3):17-22.
- [2] 彭小波.组合动力飞行器技术发展[J].导弹与航天运载技术,2016(5):1-6.
- [3] ZHOU J X, LU H, ZHANG H H, et al. A preliminary research on a two-stage-to-orbit vehicle with airbreathing pre-cooling hypersonic engines; AIAA 2017-2343 [R]. USA: AIAA, 2017.
- [4] GUBERTOV A M, BORISOV N N, PRIYUMANV S N, et al. A compressor LACE as an engine for a reusable single stage to orbit space transportation system; AIAA 1996-4520 [R]. USA: AIAA, 1996.
- [5] OIKE M, KAMIJO K, TANAKA D, et al. LACE for rocket-based combined-cycle; AIAA 1999-0091 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [6] AOKI T, OGAWARA A. Study of LACE cycle for SSTO space plane; IAF 1988-252 [R]. USA: IAF, 1988.
- [7] OGAWARA A, NISHIWAKI T. The cycle evaluation of the advanced LACE performance; IAF 1989-313 [R]. USA: IAF, 1988.
- [8] 严红明,韩少冰,钟兢军,等.带液化空气循环子系统的 ARCC 发动机研究[J].科学技术与工程,2010,10(19):4862-4868.
- [9] 祁锋.一种新型吸气式与火箭组合发动机(LOCE)及先进天地往返运输系统的发展[J].推进技术,1997,18(5):1-4.
- [10] HENDRICK P, MARD M. SSTO sizing analysis with in-flight LOX collection; AIAA 1996-4492 [R]. USA: AIAA, 1996.
- [11] HENDRICK P, SAINT-MARD M. Sanger-type TSTO using in-flight LOX collection; AIAA 1997-2858 [R]. USA: AIAA, 1997.
- [12] MARD M, HENDRICK P. Strutjet-equipped ACES SSTO; AIAA 1998-1502 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [13] BALEPIN V V, MAITA M, MURTHY S N B. "Third Way" of development of SSTO propulsion; AIAA 1996-4495 [R]. USA: AIAA, 1996.
- [14] BALEPIN V, HENDRICK P. Application of the KLIN cycle to a vertical take-off lifting body launcher; AIAA 1998-1503 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [15] SAWAI S, SATO T, KOBAYASHI H, et al. Flight test plan for ATREX engine development; AIAA 2003-7027 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [16] SATO T, TANATSUGU N, HATTA H, et al. Development study of the ATREX engine for TSTO spaceplane; AIAA 2001-1839 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [17] TANATSUGU N, SATO T, HARADA K, et al. Development study on ATREX engine; IAF-98-S. 5. 01 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [18] 耿苗,薛永广.日本 TBCC 的发展[J].推进技术,2013(9):73-80.
- [19] SATO T. Development study of a precooled turbojet engine; IAC-08-C4. 5. 04. [R]. USA: IAC, 1998.
- [20] KOBAYASHI H, SAWAI S, TAGUCHI H, et al. Hypersonic turbojet engine design of a ballon-based flight testing vehicle; AIAA 2008-2620 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [21] BOND A, VARVILL R. The SKYLON spaceplane [J]. IEE Colloquium, 1999, 23 (129): 13-18.
- [22] 黄志澄.“佩刀”为天地往返提供新动力[J].国际太空,2015(7):11-12.
- [23] 刘晓明. BAE 系统公司发布高超声速快速响应飞行器作战概念[J].海鹰咨询,2016(8):12.
- [24] HELLMAN B M, BRADFORD J, GERMAIN S, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine; AIAA 2019-5320 [R]. USA: AIAA, 2016.
- [25] 廖孟豪. DARPA 授予发作用发动机公司“佩刀”空天发动机预冷却器高温考核试验合同[J].空天防务观察,2017(9):27.
- [26] VICTORF V, GUILLERMO P. Simulation for variable combined cycle engine for dual subsonic and supersonic cruise; AIAA 2011-6110 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [27] DISSEL A, BARTH J, WEBBER H. SABRE technology development; IAC-16, C4. 9. 2. [R]. USA: IAC, 2016.
- [28] 张蒙正,南向谊,刘典多.预冷空气涡轮火箭组合动力系统原理与实现途径[J].火箭推进,2016,42(1):6-12.
- ZHANG Mengzheng, NAN Xiangyi, LIU dianduo. Principles and realizing ways of combined power system for pre-cooling air turbo rocket [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42 (1): 6-12.

(编辑:马 杰)