甲烷预冷膨胀循环空气涡轮火箭发动机性能分析*

罗佳茂^{1,2},杨顺华¹,张建强¹,李 季¹,向周正¹,张弯洲^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室,四川 绵阳 621000;2. 北京航空航天大学 国家计算流体力学实验室,北京 100191)

摘 要:为研究以甲烷燃料为冷却剂的膨胀循环空气涡轮火箭发动机可行性及性能,采用部件法建 立了甲烷预冷膨胀循环空气涡轮火箭 (Air-turborocket, ATR)发动机性能评估模型,研究了压气机压 比和冷却剂当量比等参数在不同飞行状态下对发动机性能的影响,分析了不同来流工况下发动机正常工 作对各部件的性能需求。计算结果表明,通过大于1.0倍当量比甲烷预冷作用,甲烷预冷膨胀循环ATR 发动机能在压气机压比低于2.0条件下实现*Ma*0~4.0速域连续工作,但由于甲烷焓值较低,限制了压气 机压比的提升,因此甲烷较低的单位功是限制发动机性能改进的主要因素;甲烷预冷膨胀循环ATR发 动机的涡轮功率只有在较高落压比和甲烷压力条件下才能平衡压气机功率需求;冷却循环系统与空气的 热力循环匹配问题是各部件协同工作的关键,通过适当选取发动机各部件控制参数,能在*Ma*0~4.0速域 内获得1250~2114s的比冲、70~110s的单位推力和50%的总效率。

关键词:预冷;膨胀循环;空气涡轮火箭发动机;甲烷;发动机

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 09-1964-12 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200614

Performance Analysis of Expander Cycle Air-Turborocket with Methane-Precooled

LUO Jia-mao^{1,2}, YANG Shun-hua¹, ZHANG Jian-qiang¹, LI Ji¹, XIANG Zhou-zheng¹, ZHANG Wan-zhou^{1,2}

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory, CARDC, Mianyang 621000, China;

2. National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the performance of expander cycle air-turborocket (ATR) engine with methane-precooled, the engine performance evaluation model was established based on element-method, the effects of compressor pressure ratio and coolant equivalent ratio on engine performance under different flight conditions were studied, and the capibility requirements of each component for engine operation under different working conditions were analyzed as well. The calculation results show that the methane-precooled expander cycle ATR with at least 1.0 equivalent ratio of methane coolant can realize the continuous work among $Ma0\sim4.0$ under the condition of lower than 2.0 compressor pressure ratio. The low unit power of methane is the main factor that limits engine performance, because the low enthalpy of methane restricts the improvement of compressor pressure ratio. Theturbine power of the methane-precooled expander cycle ATR can meet the compressor power requirement only under the condition of high turbine pressure ratio and coolant pressure. The matching problem between cooling cycle and air cycle is the key to synergistic work for the engine components. The specific impulse of 1250~

* 收稿日期: 2020-08-16; 修订日期: 2020-10-23。

作者简介:罗佳茂,硕士,研究实习员,研究领域为预冷技术和组合发动机技术。

通讯作者:张弯洲,博士,助理研究员,研究领域为冲压发动机技术。

引用格式:罗佳茂,杨顺华,张建强,等.甲烷预冷膨胀循环空气涡轮火箭发动机性能分析[J].推进技术,2021,42(9):
 1964-1975. (LUO Jia-mao, YANG Shun-hua, ZHANG Jian-qiang, et al. Performance Analysis of Expander Cycle Air-Turborocket with Methane-Precooled[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9):1964-1975.)

2114s, specific thrust of 70~110s and total efficiency of 50% can be obtained in Ma0~4.0 by properly designing the control parameters of the engin components.

Key words: Pre-cool; Expander cycle; Air-turbo-rocket engine; Methane; Engine

1 引 言

宽速域发动机是未来空天飞行器动力系统的核 心部件,发动机的性能很大程度上决定了飞行器的 综合性能。现有动力形式中,空气涡轮火箭(Air-turborocket,ATR)发动机是一种较理想的宽速域飞行器 动力装置,相比于火箭发动机,ATR具有更高的比 冲,相比于传统航空涡轮发动机,ATR具有更高推重 比,同时工作速域也更宽,是未来具有较大应用潜力 的发动机^[1]。

早在20世纪30年代,ATR发动机概念就被美国 火箭之父戈达德提出[2],限于当时应用领域较窄而暂 时停止了研制。进入20世纪80年代,对具有高速突 防、远程快速投送、远程打击等性能的武器装备需求 逐渐凸显,ATR 发动机以其工作速域宽、结构简单、 易于维护等优点再次得到研究机构的重视。美国 Aerojet公司在美国军方的支持下率先开展了 ATR 发 动机的研制^[3],1982年Aerojet公司建立了ATR地面 试验系统,并开展了热试车,之后面向军方需求对以 ATR 为动力的战术导弹开展了评估^[4]。90年代,美国 CFD 研究公司获得了美国空军进一步开展 ATR 工程 研究的合同,对战术弹道ATR发动机燃烧化学机理 和涡轮部件进行了深入研究^[5-6]。Bossard等^[7]对固体 推进剂 ATR 发动机布局重新开展了设计,并用再入 式部分进气冲击涡轮替换了向心涡轮。Bergmans 等[8]对节流阀进行了试验研究,证明了重量级针阀对 ATR发动机推进剂有较好节流作用。先后完成了地 面试验和飞行样机的组装,之后以Ma3.0为设计点完 成了飞行试验[9]。

膨胀循环 ATR 发动机是在早期 ATR 发动机基础 上发展起来的一款新型发动机,该型发动机在进气 道内和燃烧室附近安装了换热部件,利用冷却剂膨 胀驱动涡轮,相较于燃气循环空气涡轮火箭(ATR-GG)发动机,膨胀循环 ATR 部件更多,热力循环更复 杂,控制难度也更高。1986年,日本宇宙科学研究所 (ISAS)提出了 ATREX(Air-turboramjet with expander cycle)发动机,并前后发展出了多种构型。1992年, 日本利用缩比的 ATREX 地面样机开展了累计约 30 次试车试验,测得 1400s 的最大比冲和 4511N 的推 力,但该阶段地面样机并未安装预冷器^[10]。前期的 ATREX 发动机采用叶尖涡轮驱动压气机工作,而叶 尖涡轮的 C/C 复合材料氧化问题难以解决,于是 2000 年前后采用后置涡轮替换了原来的叶尖涡轮,同时 涡轮进气温度降至 1200K,而该方案发动机性能可提 升至 C/C 材料氧化问题解决后的叶尖涡轮方案^[11]。之 后 ISAS 对 ATREX 发动机各部件开展了地面试验,包 括冲压燃烧室试验、防霜冻测试、预冷器和换热器试 验等,通过地面试验验证了发动机系统的可靠性^[12]。

在ATREX研究基础上,日本宇宙航空研究开发 机构进一步研制了预冷涡轮发动机(PCTJ),2008年~ 2014年间对液氢为冷却剂兼燃料的PCTJ进行了地面 试车,并利用BOV(Balloon-based operation vehicle)平 台进行了飞行试验,验证了PCTJ能在Ma2.0状态下 实现30s以上工作时间^[13]。现阶段JAXA计划以HY-TEX (Hypersonic technology experimental vehicle)为平 台瞄准Ma5.0飞行目标对S-PCTJ(Small pre-cooled turbojet)发动机性能进行飞行试验验证^[14]。

国内张蒙正等^[15]提出了预冷空气涡轮火箭 (PATR)组合动力系统,分析了关键技术和解决途径, 表明通过调节系统参数,PATR方案参数能闭合,可 实现性较强。中国科学院工程热物理研究所赵巍 等^[16]针对高比冲、大推力和可重复使用等性能需求 开展了进气预冷富燃预燃混合排气涡扇发动机(PF-PMT)研究,结果表明PFPMT能实现高速飞行,*Ma5.0* 状态发动机单位比冲和单位推力能达到 3500s 与 1100(N·s)/kg以上。

Rodríguez 等^[17]对膨胀循环ATR循环性能做了分 析和优化,以涡轮最小消耗功率设计了发动机运行 工作线。黄晨等^[18-20]建立了膨胀式空气涡轮冲压发 动机热力循环模型,深入分析了发动机各部件的热 力循环性能,并利用多目标遗传算法优化发动机推 力、比冲性能。

综上所述,针对膨胀循环空气涡轮火箭,国内外 开展了大量研究工作,国外已进入飞行试验阶段,但 绝大多数方案采用氢作为冷却剂和燃料。以甲烷作 为燃料的火箭发动机已进入应用阶段^[21],但以甲烷 为燃料的膨胀循环空气涡轮火箭发动机研究尚未见 报道。相比于氢,甲烷没有"氢脆"问题,操作安全性 更高,体积密度大,装载空间更小;相比于航空煤油, 液态甲烷作为低温冷却剂具有更高的潜热,同时兼 具更高的热值,是预冷型膨胀循环发动机理想的冷却剂之一。因此,有必要开展基于液态甲烷作为冷却剂和燃料的膨胀循环空气涡轮火箭发动机研究, 探究该发动机方案的可行性和性能。

本文利用数值仿真和理论分析方法,针对低温 液态甲烷为冷却剂兼燃料的预冷膨胀循环空气涡轮 火箭发动机开展研究,分析不同冷却剂当量比和压 气机压比等因素对发动机性能的影响,以及不同来 流工况下发动机正常工作对各部件的性能需求。

2 物理模型与计算方法

2.1 物理模型

研究对象为甲烷预冷膨胀循环ATR 发动机,基本结构如图1所示,主要部件包括进气道、预冷器、压 气机、涡轮、燃烧室、喷管、冷却剂储罐、冷却剂增压 泵和换热器等。来流空气经预冷器被冷却,再被压 气机压缩升压,之后经外涵道进入燃烧室。液态冷 却剂在低压隔热条件下储存,经泵增压后进入预冷 器内流管道,与高温来流空气换热,完成第一阶段吸 热,再导流至燃烧室壁面和换热器,对燃烧室进行冷 却,同时完成第二阶段吸热,达到高温高焓状态。二 次吸热后的冷却剂首先驱动冷却剂增压泵的涡轮, 完成对自身的抽吸和增压,再经核心机涡轮膨胀,完 成对压气机的功率输出。最后作为燃料喷入燃烧室 燃烧。



Fig. 1 Baseline of methane-precooled expander cycle ATR

甲烷预冷膨胀循环ATR 发动机主要特点在于: (一)采用低温甲烷作为冷却剂兼燃料,甲烷的物理 性质与氢和航空煤油有较大差异;(二)预冷器对来 流空气的预冷效果提高了发动机的工作速域上限; (三)采用充分吸热后的冷却剂对核心机涡轮膨胀做 功,避免了使用高温燃气对涡轮做功,因此燃烧室得 以置于涡轮后,结合换热器的冷却作用,让燃烧室能 有更高燃烧温度;(四)由于增加了冷却循环系统,相 较于燃气循环空气涡轮火箭发动机和传统涡轮发动 机,预冷膨胀循环ATR 部件更多,冷却循环系统与主 流工质热力循环匹配工作更难,控制更复杂。

2.2 计算方法

发动机性能计算方法主要包含部件工作特性计 算方法、发动机非设计点控制方法、部件约束条 件等。

本文选定压气机压比 π_r 和冷却剂当量比 φ 为主 要迭代变量,其中,冷却剂当量比所参照空气流量为 发动机实际捕获空气流量。所有工质物性参数参引 美国国家标准技术研究所(NIST)制定的标准。假定 来流空气、气态甲烷和高温燃气均满足理想气体假 设。低温冷却剂为液态甲烷,储存温度 T_{c_0} 为100K, 储存压力 p_{c_0} 为0.2MPa。泵对冷却剂增压过程中冷 却剂总温变化极小,可忽略,压力增量根据燃烧室前 冷却剂与空气压力平衡进行调节,冷却剂增压消耗 的功率根据冷却剂扬程和动能增量计算。对预冷 器,给定换热有效度 $\eta_{\rm PC}$,参考文献[22],良好性能的 热交换器换热有效度能达到0.80以上。本文预冷器 取0.7~0.8,结合热交换能量平衡方程,计算空气和冷 却剂出口焓值

$$T_{\rm C_{-1}} = T_{\rm C_{-0}} \tag{1}$$

$$L_{\rm Pump} = \frac{(p_{\rm C_{-1}} - p_{\rm C_{-0}})}{\bar{\rho}_{\rm C_{-01}}} + \frac{v_{\rm C_{-1}}^2}{2}$$
(2)

$$\eta_{\rm PC} = \frac{q}{q_{\rm max}} = \frac{C_{\rm Pm_{-}C}(T_{\rm C_{-}2} - T_{\rm C_{-}1})}{C_{\rm Pm_{-}min}(T_{\rm air_{-}1} - T_{\rm C_{-}1})}$$
(3)

$$\varphi \cdot \gamma \cdot (h_{c_2} - h_{c_1}) = h_{air_1} - h_{air_2}$$
(4)

式中下标"C"和"air"分别表示冷却剂和空气。 $T_{C_1} 和 T_{C_2} 分别为冷却剂在泵出口和预冷器出口的总$ $温; <math>L_{Pump}$ 为泵增压过程单位质量冷却剂消耗功; p_{C_1} 为 冷却剂在泵出口的总压; $\bar{\rho}_{C_{01}}$ 为泵增压前后冷却剂平 均密度; v_{C_1} 为泵出口冷却剂流速; C_{Pm_c} 为冷却剂热容 量流率, 即冷却剂质量流率与定压热容的乘积; C_{Pm_min} 为冷却剂与空气热容量流率的较小者; q 为热流速 率; $h_{C_1} 和 h_{C_2}$ 分别为冷却剂在预冷器入口和出口的 焓值; $h_{air_1} 和 h_{air_2}$ 分别为空气在预冷器入口和出口的 焓值; γ 为燃料在空气中燃烧的化学恰当比。

预冷器内外流总压损失与来流工况、冷却剂当量比、预冷器结构参数等相关,采用Kath和London在《紧凑式热交换器》中提出的流动压降计算公式进行评估^[23],具体取值范围如图2所示。

压气机出口空气压力根据给定迭代变量压气机 压比 *π*_f与压气机前空气总压计算,总温的变化根据 压缩过程温升比与压比关系式并考虑压气机效率进 行计算。

$$p_{\text{air}_3} = \pi_f \cdot p_{\text{air}_2} \tag{5}$$



Fig. 2 Total pressure recovery coefficient at the outside and inside of the precooler

$$T_{\rm air_3} = T_{\rm air_2} \cdot \left[1 + (\pi_{\rm f}^{\frac{k-1}{k}} - 1)/\eta_{\rm f}\right]$$
(6)

$$L_{\rm f} = \int_{T_{\rm air,2}}^{T_{\rm air,2}} c_{p_{\rm air}} \,\mathrm{d}T \tag{7}$$

式中 p_{air_2}为压气机入口空气总压; p_{air_3}为压气机 出口空气总压; T_{air_2}为压气机入口空气总温; T_{air_3}为 压气机出口空气总温; η_f为压气机绝热效率, 根据压 气机特性取 0.77~0.82; k 为空气比热比; L_f为压气机 单位质量空气消耗功; c_{p air} 为空气定压比热。

环形换热器安装于燃烧室壁面和燃烧室内,热 交换过程计算方式与预冷器类似,由换热有效度 η_{HE}确定热交换后冷却剂温度,η_{HE}取0.65~0.725^[22], 燃烧室与换热器壁面最高温取1500K。冷却剂在增 压泵内膨胀做功过程与在核心机涡轮中膨胀做功过 程类似,由功率平衡方程计算涡轮出口冷却剂总温, 由气体在涡轮中膨胀做功落压比与温降比关系计算 落压比和涡轮出口冷却剂总压

$$L_{\text{pump}}/\eta_{\text{m_pump}} = \eta_{\text{T_pump}} \cdot \int_{T_{\text{C},4}}^{T_{\text{C},3}} c_{p_{\text{C}}} \, \mathrm{d}T \tag{8}$$

$$\pi_{\mathrm{T_pump}} = \frac{p_{\mathrm{C}_3}}{p_{\mathrm{C}_4}} = \left[1 - (1 - T_{\mathrm{C}_4}/T_{\mathrm{C}_3})/\eta_{\mathrm{T_pump}}\right]^{-k_c/(k_c - 1)}(9)$$

$$L_{\rm f}/\eta_{\rm m} = \varphi \cdot \gamma \cdot \eta_{\rm T} \cdot \int_{T_{\rm C,s}}^{T_{\rm C,4}} c_{p_{\rm L}\rm C} \,\mathrm{d}T \qquad (10)$$

$$\pi_{\rm T} = \frac{p_{\rm C_4}}{p_{\rm C_5}} = \left[1 - (1 - T_{\rm C_5}/T_{\rm C_4})/\eta_{\rm T}\right]^{-k_{\rm C}/(k_{\rm C}-1)} \quad (11)$$

式中 η_{m_pump} 和 η_m 分别为冷却剂增压泵和核心机 传动轴机械效率; T_{C_3} , T_{C_4} 和 T_{C_5} 分别为增压泵涡轮 前、增压泵涡轮后(核心机涡轮前)和核心机涡轮后 冷却剂总温, p_{C_3} , p_{C_4} 和 p_{C_5} 为对应位置冷却剂总压; c_{p_C} 为冷却剂定压比热; π_{T_pump} 和 π_T 分别为增压泵涡 轮与核心机涡轮落压比; η_{T_pump} 和 η_T 分别为增压泵涡 轮效率和核心机涡轮效率,取值分别为0.7和0.88~ 0.90; k_c 为冷却剂比热比。 因燃料喷注对燃料与空气的压差有一定要求, 本文所有工况的算例在计算过程中燃烧室前燃料 (冷却剂)总压均大于空气总压1.0MPa,根据能量守 恒方程计算燃料与空气混合后混合气总温,根据动 量定理求解混合气总压

$$\varphi \cdot \gamma \cdot c_{p_{-C}} \cdot T_{C_{-5}} + c_{p_{-air}} \cdot T_{air_{-5}} =$$

$$(\varphi \cdot \gamma + 1) \cdot c_{p_{-mix}} \cdot T_{6}$$
(12)

$$p_{c_{-5}} \cdot A_{c_{-5}} \cdot f(\lambda_{c_{-5}}) + p_{air_{-5}} \cdot A_{air_{-5}} \cdot f(\lambda_{air_{-5}}) = p_{6} \cdot A_{5} \cdot f(\lambda_{6})$$
(13)

$$f(\lambda) = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot q(\lambda) \cdot z(\lambda) \tag{14}$$

$$z(\lambda) = 1/\lambda + \lambda \tag{15}$$

式中 $T_{c,s}$ 为混合前燃料(冷却剂)总温; $T_{air,s}$ 为混 合前空气总温; T_{6} 为混合气总温; $c_{p,mix}$ 为混合气定压 比热; $p_{c,s}$ 为混合前燃料总压; $p_{air,s}$ 为混合前空气总 压; p_{6} 为混合气总压; $A_{c,s}$ 为混合室入口燃料喷注通道 横截面积; $A_{air,s}$ 为混合室入口空气流道横截面积; A_{s} 为混合室横截面积; λ_{c} 为燃料无量纲速度系数; λ_{air} 为 空气无量纲速度系数; λ 为混合气无量纲速度系数; $f(\lambda)$ 为气动函数,本质为气体比热比k、流量函数 $q(\lambda)$ 和冲量函数 $z(\lambda)$ 的函数。

燃烧室总压恢复系数 σ_{con} 根据来流工况插值求 解,取 0.80 ≤ σ_{con} ≤ 0.95,由于燃烧室壁面与换热器 会进行热交换,因此燃烧过程为非绝热燃烧,为简化 计算,燃烧后总温在考虑燃料释热和换热器热交换 基础上根据能量方程求解

$$p_{7} = p_{6} \cdot \sigma_{\text{com}}$$
(16)
(1 + $\varphi \cdot \gamma$) $\cdot c_{p_{\text{-g}}} \cdot T_{7} - (1 + \varphi \cdot \gamma) \cdot c_{p_{\text{-mix}}} T_{6} =$
 $\varphi_{\text{b}} \cdot \gamma \cdot H \cdot \eta_{\text{b}} - \varphi \cdot \gamma \cdot \int_{T_{c_{2}}}^{T_{c_{3}}} c_{p_{\text{-C}}} dT$ (17)

式中 p_{7} 为燃烧室后总压; $c_{p_{s}}$ 为燃气定压比热; T_{7} 为燃气总温; φ_{b} 为燃烧当量比;H为单位质量燃料在 温度 T_{6} 下的反应焓; η_{b} 为燃料燃烧释热率;方程(17) 右侧最后一项即为换热器内冷却剂从燃烧室壁面吸 收的热量。

给定喷管最小和最大扩张比,喷管出口面积A, 可调,若大气环境压力大于喉道最大通流状态时的 最大反压,则喉道流速为亚声速,喷管出口静压p,为 大气压力,由压比函数即式(18)求解喷管出口无量 纲速度系数λ_g,若大气压力小于喷管最大反压则调 节喷管出口面积让燃气充分膨胀,若在最大扩张比 范围内能使压力膨胀至大气压力,则根据式(18)求 解出口速度;若出口面积调至最大仍无法膨胀至大 气压力,则喷管出口燃气属于欠膨胀状态,根据流量 1/

函数即式(19)求解喷管出口速度 $\lambda_{g,9}$,再将 $\lambda_{g,9}$ 代入式(20)求解出口压力 $p_{9,0}$ 最后根据式(21)计算喷管出口燃气绝对速度 $v_{9,0}$

$$q(\lambda_{g,9}) = 1/\max(A_9/A_8) = \frac{k_g + 1}{2} \lambda_{g,9} \cdot (1 - \frac{k_g - 1}{k_g + 1} \cdot \lambda_{g,9}^2)^{1/(k_g - 1)}$$
(19)

(1 1 1)

$$p_{9} = p_{7} \cdot (1 - (k_{g} - 1)) / (k_{g} + 1) \cdot \lambda_{g,9}^{2})^{k_{g} / (k_{g} - 1)} \quad (20)$$
$$v_{9} = \lambda_{g,9} \cdot (2k_{g} / (k_{g} + 1) \cdot R \cdot T_{7})^{1/2} \quad (21)$$

式中 k_s 为燃气比热比; A_s 为喉部面积;R为燃气

发动机主要性能参数包括单位质量推力 F_{sp} 、比 冲 I_{sp} 、热循环效率 η_{t} 、推进效率 η_{p} 和总效率 η_{o} ,计算 方式如下

$$F_{\rm sp} = \frac{1}{g} \cdot (1 + \varphi \cdot \gamma) \cdot u_{\rm D} \cdot v_9 - \frac{1}{g} \cdot v_0 + \frac{1}{\dot{m}_{\rm air} \cdot g} \cdot A_9 \cdot (p_9 - p_0)$$
(22)

$$I_{sp} = \left(\frac{1}{g} + \frac{1}{\varphi \cdot \gamma \cdot g}\right) \cdot u_{p} \cdot v_{9} - \frac{1}{\varphi \cdot \gamma \cdot g} v_{0} + \frac{1}{\varphi \cdot \gamma \cdot \dot{m}_{air} \cdot g} \cdot A_{9} \cdot (p_{9} - p_{0})$$
(23)

$$\eta_{t} = \frac{(1 + \varphi \cdot \gamma)/2 \cdot v_{9}^{2} - v_{0}^{2}/2}{\varphi \cdot \gamma \cdot H}$$
(24)

$$\eta_{\rm p} = \frac{F_{\rm sp} \cdot g \cdot v_0}{(1 + \varphi \cdot \gamma)/2 \cdot v_9^2 - v_0^2/2}$$
(25)

$$\boldsymbol{\eta}_{o} = \frac{F_{sp} \cdot \boldsymbol{g} \cdot \boldsymbol{v}_{0}}{\boldsymbol{\varphi} \cdot \boldsymbol{\gamma} \cdot \boldsymbol{H}} = \boldsymbol{\eta}_{t} \cdot \boldsymbol{\eta}_{p} \qquad (26)$$

式中 $u_{\rm D}$ 为喷管流量系数; $v_{\rm 0}$ 为飞行器来流速度; $p_{\rm 0}$ 为大气的环境压力;g为重力加速度; $\dot{m}_{\rm ar}$ 为空气质量流。

发动机设计点工况选取飞行马赫数4.0、高度 21.8km,非设计点发动机采取等相对转速的方法工 作,若压气机来流温度低于100K,适当降低相对转 速。当冷却所消耗冷却剂量超过燃烧室燃烧至最高 温所需量时,过剩的冷却剂将分流至尾喷管,注入燃 气参与膨胀。

发动机工作过程中,部件工作范围遵循以下约 束条件:(1)对某特定来流状态计算时增压泵对液态 甲烷的最大增压上限为30MPa,对非设计点连续工作 进行计算时增压上限为20MPa,若增压后冷却剂压力 *p*_{c_1}达到最大值仍无法满足压气机消耗功,则发动机 无法工作;(2)核心机涡轮落压比π₁最大为18;(3)压 气机出口总温 T_{air.3}最高为 830K;(4)燃烧室内最高温度 2470K,换热器与燃烧室壁面最高温度 1500K。

2.3 验证算例

引用文献[24]中日本 ATREX 发动机热力循环的 地面数据和文献[18]中对 ATREX 热力循环数值计算 的结果对本文计算模型进行验证。表1给出了对比 结果,冷却剂为氢,表中空气来流温度、冷却剂当量 比、压气机压比、冷却剂初始温度和尾喷管几何膨胀 比为给定的输入变量,其余参数为根据热力循环模 型计算所得结果。通过直观对比不难发现,本文热 力循环计算模型所得结果与两论文数据吻合较好,

Parameter	Ref [24]	Ref [18]	Calculation results(error)
Total temperature of incoming air/K	287	287	287(0)
Equivalent ratio	1.21	1.21	1.21(0)
Compression ratio	3.7	3.7	3.7(0)
Coolant inital temperature/K	34.1	34.1	34.1(0)
Air temperature at pre-cooler exit/K	172	172	175.5(2.03%)
Air temperature at compressor exit/K	270	270	275.2(1.93%)
Air pressure at compressor entrance/kPa	101	101	101.3(0.3%)
Air pressure at compressor exit/kPa	381	380.98	363.6(4.57%,4.56%)
Coolant temperature at pre–cooler exit/K	243	244.34	261.4(7.57%,6.98%)
Coolant temperature at turbine entrance/K	1379	1379	1375.5(0.25%, 0.25%)
Coolant temperature at turbine exit/K	1191	1198.38	1169.4(1.81%,2.42%)
Coolant pressure at turbine entrance/kPa	2086	2087	1973.1(5.41%,5.46%)
Air pressure at combustor entrance/kPa	368	368.1	359.9(2.2%,2.23%)
Temperature of combustor/K	2473	2473.74	2473(0)
Expansion ratio of nozzle	3.8	3.8	3.8(0)
Gas velocity at nozzle exit/(m/s)	1165	1149.15	1208.6(3.74%,5.17%)

满足精度要求,证明所建膨胀循环ATR 发动机热力循环计算方法可行。

3 结果与分析

3.1 循环参数分析

本文预冷膨胀循环 ATR 发动机设计飞行速域为 Ma0~4.0,针对飞行马赫数 0,2.0 和 3.5 三个典型工况 下的发动机各循环参数开展了计算和分析。压气机 压比和冷却剂当量比取值范围在以下图中均有标 注,Ma0 状态压气机压比 $\pi_f = 1.2 - 3.3$,当量比 $\varphi =$ 0.8~2.0;Ma2.0状态压气机压比 $\pi_f = 1.2 - 4.9$,当量比 $\varphi = 0.8 - 3.0;Ma3.5$ 状态压气机压比 $\pi_f = 1.2 - 2.6$,当量比 $\varphi = 0.9 - 3.0$ 。

图3给出了压气机前后空气总温变化,图中虚线 为等当量比线,点的颜色和虚线的颜色从蓝至红变 化表示冷却剂当量比逐渐增加;实线为等压比线,从 蓝至红的变化表示压气机压比逐渐增大。Tair2为压 气机前(预冷器后)空气总温,Tair,为压气机出口空气 总温,T_{air},随着冷却剂当量比的降低和压气机压比的 升高而逐渐上升,空气被冷却温度与冷却剂当量比 和来流总温成正相关。由T_{air}2范围对比来流总温可 知,Ma0状态冷却剂当量比φ为0.8~2.0工况空气被 冷却幅度为27.6~69.4K;Ma2.0状态冷却剂当量比为 0.8~3.0 工况空气被冷却幅度为 38.6~146.1K; Ma3.5 状态冷却剂当量比为0.9~3.0工况空气被冷却幅度为 86.1~296.0K, 对 高 马 赫 数 工 况 预 冷 效 果 更 明 显。 Ma2.0以下 T_{air},最大值出现在高压比工况下, Ma3.5 工况 Tair 3 最大值出现在低冷却剂工况,原因为 Ma3.5 状态由于其它部件性能极限约束,发动机在压比2.6 以上无法工作。

图 4 和图 5 给出了冷却剂经增压泵(燃料泵)、预 冷器和换热器等部件后部分状态参数变化。燃料增 压所需达到的压力值 p_{c_1} 主要由混合室前空气总压 p_{air_5} 、压气机压比 π_r 、冷却剂当量比 φ 、换热器内流总 压恢复系数 σ_{HE_c} 、预冷器内流总压恢复系数 σ_{PC_c} 等 参数确定。由图 4 可知,混合室前空气压力与压气机 压比增高时,冷却剂需要更高落压比来满足压气机 功消耗,故冷却剂增压后总压需越高,而当量比的提 升能降低单位质量冷却剂的功率承载,因此当量比 的提升能拓展压气机压比上限。Ma3.5状态,1倍当 量比冷却剂最高能满足压气机1.3倍压比功率需求, 而 3 倍当量比能满足 2.6倍压比功率需求。由 p_{C_1} 分 布可知当 p_{air_5} 较高且 π_f 接近上限或 φ 接近下限时,发



Fig. 3 Total temperature distribution at entrance/exit of the compressor

动机正常工作所需 pc_1 均较高,部分工况甚至超过 20MPa,在实际实现过程中对增压泵性能和结构尺寸 等都提出了较高的要求,无疑造成了较高的实现 难度。

冷却剂热交换过程主要发生在预冷器和换热器内,由图5可以看出,Ma0状态预冷器出口冷却剂总温T_{c_2}为192K左右,经燃烧室壁面换热器进一步换热后总温T_{c_3}达到1107.5K左右;Ma2.0状态预冷器和换热器出口冷却剂总温分别为285K和1109.5K左右;Ma3.5状态预冷器和换热器出口冷却剂总温约610.5K和1255.4K。由此可以得出,冷却剂焓升的主要来源为换热器,尤其在低马赫数工况,甲烷充分吸



Fig. 4 Coolant pressure after being pressurized varies with the pressure of air at the entrance of mixer

热后温度为1100~1300K。

冷却剂在核心机涡轮内膨胀的落压比π_T主要由 压气机消耗功和冷却剂当量比决定。图6给出涡轮 落压比π_T与压气机压比π_f和冷却剂当量比φ的关 系,所有工况落压比在18以内。落压比随着压气机 压比的升高和当量比的降低而增大,当量比低于1.2 条件下,落压比会随压气机压比的提升迅速升高,直 到接近落压比上限;当量比>1.2后,限制发动机工作 的主要因素不再是落压比,而是增压泵对冷却剂的 增压极限(图4)。若落压比太高,则会给涡轮的级数 和结构尺寸的设计带来较大难度。

从发动机热循环效率、推进效率、推力和比冲等



Fig. 5 Coolant temperature distribution at the exit of precooler and heat-exchanger

参数上分析了发动机总体性能。如图7所示,速度为 0时,发动机推进效率和总效率为0,热循环效率η,最 高13.94%。热效率随当量比的降低、压比的升高和 飞行速度的升高而升高,*Ma*3.5热效率最高能达到 63%。结合发动机推力比冲性能分布(图8)可知,当 量比越高时,发动机喷管混合气流量也越高,于是发 动机单位推力增大,推进有效功增加,同时压比的提 升使排气速度增加从而促进循环功上升,因此发动 机推进效率随飞行速度的增加、当量比的增加和压 比的降低而上升。*Ma*3.5状态推进效率η_P最高达



Fig. 6 Turbine pressure ratio with respect to compressor pressure ratio and equivalent ratio

 $74.5\%_{\,\circ}$

图 8 显示了发动机比冲和单位推力的分布,图中 右上角给出了飞行轨迹。当量比越低、压比越高则 比冲 I_{sp}越大,而 F_{sp}与当量比和压比都成正相关。从 等压比线的斜率可以看出飞行马赫数越高,当量比 的增加对单位推力的提升作用越明显。压比的增加 在任何速度下都能有效提升单位推力和比冲,但当 量比的降低对于比冲的增加有更显著的作用。故要 想提升发动机比冲和单位推力,在工作范围内压比 越高越好,而当量比只能进行折中选择。

给定相同当量比,飞行速度越高则压比上限越低,结合增压泵上限和落压比上限的限制,从而发动



Fig. 7 Thermal and propulsive efficiency

机可工作范围变窄。在设计发动机总体性能过程中,从图8中右侧蓝色虚线可以看出甲烷预冷膨胀循环ATR发动机Ma0~3.5内理论最大比冲在1500~2200s左右,与加力状态的传统涡轮发动机相比有一定优势,但此工作线上发动机单位推力较低。理论最大单位推力如图中红色虚线所示,为120~160s,而此工作线上比冲下降至1000s左右,无法充分发挥发动机综合性能优势。因此,发动机工作线的设计需同时考虑推力和比冲需求,进行权衡设计。下文将对非设计点工作线上发动机各参数变化进行深入分析,图8中黑线为下文非设计点工作线的一段。

3.2 非设计点性能

根据发动机总体性能参数需求,以Ma4.0,H=



Fig. 8 Tradeoff of specific impulse and specific thrust

21.8km为飞行设计点,根据设计点参数分布和等相 对转速控制规律计算 Ma0~4.0 沿工作线非设计点各 工况参数变化,迭代变量为飞行马赫数和当量比。

图9给出了发动机空气流量 *m*_{air}随飞行马赫数和 冷却剂当量比的变化,图中*m*_{air,d}为设计点空气流量。 总体来看,在设计飞行轨迹条件下,亚声速段空气流 量下降,超声速后流量逐渐回升。当量比的升高使 来流空气被冷却幅度增大,换算转速升高,从而有效 提升了空气流量。

从起飞状态至*Ma*4.0状态,压气机压比π_f从1.79 左右逐渐下降至1.15,如图10所示,整个工作速域内 压比均较小,主要原因是冷却循环系统中甲烷焓值 变化不够大,受甲烷自身物性约束单位质量甲烷对 外功率输出能力较小,与氢相比有较大差距,导致需要 较高的自身压力和涡轮落压比才能平衡压气机功率消 耗,因此泵增压上限和涡轮落压比限制了压比的提升。 若大幅提高冷却剂当量比来满足压气机功率消耗, 则将有大量冷却剂被浪费,且会使比冲显著降低。



Fig. 9 Variation of air massflow with respect to Mach number and equivalent ratio



Fig. 10 Variation of compressor pressure ratio

在压气机较低的压比和预冷器良好的预冷效果 作用下,从Ma0到Ma4,压气机后空气总温T_{air_3}均能 保持较低范围,直到Ma4.0状态较低冷却剂条件下, 压气机后总温接近上限值830K,如图11所示。若需 进一步提升压气机工作速域,则需提升冷却剂当量 比或提升预冷器换热效率,一样会带来冷却剂过剩 的问题,更致密的预冷器管束也会增大空气总压损 失。压气机较低的压比也使压气机单位功率P_f较低, 在65kW·s/kg以内(图12),这给压气机的设计带来了 一定优势,可以用较少压气机级数实现功率需求,能 为减轻发动机整机质量和提升推重比发挥重要作用。



Fig. 11 Variation of total temperature at the exit of the compressor



Fig. 12 Variation of specific compressor power

在当量比<1.0条件下,大多工况核心机涡轮落压 比π_r需大于10才能满足功率平衡,其余工况大多也 在5以上,如图13所示,说明受甲烷物性限制,利用 甲烷驱动压气机工作有较高难度。较高的落压比需 求不仅要求甲烷膨胀前有较高的压力,同时涡轮的 设计级数和结构尺寸也会增加,给涡轮的研制造成 较大困难。



对冷却循环系统,冷却剂增压泵对冷却剂的功率消耗与核心机涡轮相比非常小,不做详细分析。 如图 14 所示,为增压泵后甲烷压力 *p*_{C1}分布,涡轮较高的落压比需求提高了甲烷膨胀前的压力需求,若 冷却剂当量比较低,则增压泵需将甲烷增压至 10 MPa 以上,难度较大,当冷却剂当量比<1.0时,部分工况冷 却剂压力需求已超出增压泵 20 MPa 上限,如图中等 当量比线间断处所示,则发动机无法正常工作,只 能依靠提高当量比来降低压力需求。甲烷在预冷 器和换热器出口温度由热交换效率决定,分布如图 15 所示,预冷器后甲烷温度为 190~750K,换热器后温 度为 1100~1275K。更高的热交换效率有助于增加甲 烷焓值,降低涡轮落压比和自身压力需求。

燃烧室入口室压 p₆分布如图 16 所示, Ma2.0 以下 保持在 0.2MPa 以下, Ma2 以上在 0.5MPa 以下, 冷却剂 当量比的变化对燃烧室室压影响不大。



Fig. 14 Variation of coolant pressure after being pressurized



Fig. 15 Variation of coolant total temperature at the exit of pre-cooler and heat-exchanger



Fig. 16 Total pressure variation at the combustor entrance

图 17 给出了燃烧室室温 T₇分布,可以看出当冷 却剂当量比低于 1.0 时,冷却剂的量不足以让燃烧室 温度上升至极限温度,而 Ma2.2 以下过量的冷却剂 使燃烧室空气来流总温明显降低,燃烧后燃烧室总温 仍不会达到极限,总体上燃烧室总温处于 2200~2473K。 燃烧室喉部面积A₈呈逐渐减小趋势,如图 18 所示,相对 于设计点喉部面积A_{8.4},最大变化在 2.3 倍以内。

从图 19可知,飞行马赫数对推进效率 η_{P} 的影响显著,从*Ma*0到*Ma*4,推进效率从接近0上升至接近70%,而飞行马赫数越高,当量比对热循环效率 η_{I} 的影响越大。热循环效率最高能达到70.76%,相应的

总效率也在 Ma4.0条件下达到最高值 52.7%, 如图 20 所示。因此更高飞行速度和更低冷却剂当量比更有利于高效利用燃料化学能。

2500 2450 $\phi = 0.80$ $\phi = 1.20$ $\phi = 1.60$ 2400 2350 =2.00 T_{γ}/K 2300 2250 1.15~1.79 2200 0 2.0 1.2 1.6 Coolant: CH 2150 2 0 1 3 4 Ma

Fig. 17 Temperature variation in the combustor



Fig. 18 Variation of combustor throat area



Fig. 19 Variation of thermal and propulsive efficiency of the engine

发动机的比冲 I_{sp}和单位推力 F_{sp}随着飞行马赫数 的增加先上升后下降,在 Ma3.0 附近达到最大值,其 中,当量比的改变对比冲影响较大,对单位推力影响 较小,如图 21 和图 22 所示。冷却剂当量比<1.0 时,由 于甲烷增压泵最大压力限制,发动机无法保持恒定当 量比连续工作,推力和比冲的等当量比线出现间断, 若要保持等当量比连续工作,当量比必须大于1.0。若 采用变当量比控制策略,发动机比冲可达到 1250~ 2114s,单位推力为70~110s,性能与ATR-GG、加力状 态涡轮发动机和冲压发动机等相比均具有一定 优势。



Fig. 20 Overall efficiency of the engine



Fig. 21 Specific impulse variation of the engine



Fig. 22 Specific thrust variation of the engine

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)通过>1.0倍当量比甲烷的预冷作用,甲烷预 冷膨胀循环 ATR 发动机能在压气机压比低于 2.0条 件下完成 Ma0~4.0速域连续工作,但由于甲烷焓值较 低,限制了压气机压比的提升,因此甲烷较低的单位 功是限制发动机性能改进的主要因素。

(2)甲烷预冷膨胀循环 ATR 发动机对涡轮落压 比和冷却剂膨胀前压力有较高要求,如采用 1.0 倍当 量比的甲烷,则落压比最高需 11.6,甲烷压力最高需 达到16.8MPa,只有在较高落压比和甲烷压力条件下 涡轮功率才能平衡压气机需求。

(3) Ma0~4.0 工作速域内甲烷预冷膨胀循环 ATR 发动机比冲可达到 1250~2114s,单位推力达 70~110s,总效率最高 50% 左右,性能与该速域内可工作的其它类型碳氢燃料发动机相比均有一定优势。

(4)冷却循环系统与空气的热力循环匹配问题 是预冷膨胀循环发动机各部件协同工作的关键所 在,在各部件性能极限范围内,只有对冷却剂当量 比、压气机压比、预冷器和换热器热交换效率等参数 进行适当选取才能获取发动机较高的综合性能。

根据理论分析结果,甲烷预冷膨胀循环ATR发动机实际实现中有诸多关键技术有待解决,主要体现在:(1)轻质、高效、小尺寸的低温冷却剂增压泵; (2)低总压损失、高热交换效率、轻质的预冷器和换热器;(3)少级数、高落压比、高效率的涡轮;(4)冷却循环系统与空气流路相关部件协同工作的控制系统。

后续研究将结合工程实际对发动机可实现性进 行更深入评估,并对各参数选取和发动机控制策略 进行优化。

参考文献

- [1] Zarlingo F. Air-Breathing Propulsion Concepts for High Speed Tactical Missiles[R]. AIAA 88-3070.
- [2] Briggs M M, Rus S R. Synthesis and Performance of an Air-Turbo Ramjet-Propelled Supersonic Target Vehicle
 [R]. AIAA 84-0075.
- [3] Bossard J A, Christensen K L, Poth G E. ATR Propulsion System Design and Vehicle Integration [R]. AIAA 88-3071.
- [4] Lilley J S, Hecht S E, Kirkham B G, et al. Experimental Evaluation of an Air Turbo Ramjet[R]. *AIAA* 94-3386.
- [5] Thomas M E, Leonard A D. Air-Turbo-Rocket Combustion[R]. AIAA 95-0813.
- [6] Thomas M E. Monorotor Turbomachinery for Air-Turbo-Rocket Propulsion[R]. AIAA 95-2804.
- [7] Bossard John A, Thomas E Matthew. Customized Turbomachinery for Solid-Propellant Air Turbo Rockets [R].
 AIAA 97-3258.
- [8] Bergmans John L, Myers Robert I. Throttle Valves for Air Turbo-Rocket Engine Control[R]. AIAA 97-3188.
- [9] Calvo W C, Christensen K L, Fedun M H. Solid Fuel Gas Generator ATR[R]. AIAA 86-1682.

- [10] Tanatsugu N, Naruo Y, Rokutanda I. Test Results on Air Turbo Ramjet for a Future Space Plane [R]. AIAA 92-5054.
- [11] Isomura K, Omi J, Tanatsugu N, et al. A Feasibility Study of a New ATREX Engine System of Aft-Turbine Configuration[J]. Acta Astronautica, 2002, 51(19): 153-160.
- [12] Sato T, Tanatsugu N, Hatta H. Development Study of the ATREX Engine for TSTO Spaceplane [R]. AIAA 2001-1839.
- [13] Kazuhisa Fujita, Nobuyuki Tsuboi, et al. Aerodynamic Design of Balloon-Based Operation Vehicle for Precooled Turbojet Engine Demonstration[R]. AIAA 2008-2658.
- [14] Kobayashi H, Taguchi H, Kojima T, et al. Hypersonic Flight Experiment Plan of Pre-Cooled Turbojet Engine
 [R]. AIAA 2012-5840.
- [15] 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).
- [16] 赵 巍,赵庆军,徐建中.进气预冷富燃预冷混排涡扇发动机热力循环[J].工程热物理学报,2017,38
 (7):1557-1563.
- [17] Rodríguez-Miranda I, Fernández-Villacé V, Paniagua
 G. Modeling Analysis and Optimization of the Air-Turborocket Expander Engine [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(6): 1266-1273.
- [18] 黄 晨.膨胀式空气涡轮沖压发动机部件匹配及性能 优化研究[D].北京:中国科学院大学,2018.
- [19] 黄 晨,项效镕,张彬彬,等.膨胀式空气涡轮火箭 最大状态调节规律与性能分析[J].工程热物理学报, 2016,37(10):2070-2075.
- [20] 黄 晨,徐 蒙,刘智远,等.基于NSGA II 算法分布 度改进的ATREX 发动机性能优化方法研究[J]. 推进 技术,2019,40(11):2420-2427.(HUANG Chen, XU Meng, LIU Zhi-yuan, et al. Research on Air Turbo Ramjet Expander Performance Optimization Based on Diversity Improved NSGA II Algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(11):2420-2427.)
- [21] 尹 亮,刘伟强. 液氧/甲烷发动机研究进展与技术展 望[J]. 航空兵器,2018(4):21-27.
- [22] Shah Ramesh K, Sekulić Dušan P. Fundamentals of Heat Exchanger Design [M]. New Jersey: John Wiley & Sons Press, 2003.
- [23] Kath W M, London A L. 宣益民,张后雷译. 紧凑式热 交换器[M]. 北京:科学出版社, 1997.
- [24] Kobayashi H, Tmiatsugu N, Sato T, Themal Management of Precooler ATREX Engine with Expander Cycle [R]. ISABE 99-7026.