

PATR 发动机发展历程简介及参数特性分析

马海波, 马 元, 南向谊, 张蒙正, 刘典多
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要 介绍了 PATR 发动机的发展历程,总结了其创新优化思路。针对 PATR 热力循环方案进行了设计点输入参数影响分析,开展了弹道特性、高度特性和转速特性仿真计算,结果表明:热容比对于发动机性能影响最为显著,热容比 k_{HX2} 每增加 1%,比冲降低 0.59%,单位推力增加 0.39%;空气压气机和氦涡轮等熵效率、预冷器空气侧总压恢复系数对发动机性能也有明显影响,空气压气机等熵效率每增加 1%比冲增加 0.12%,单位推力增加 0.12%,其余参数对发动机性能影响相对较小;随着飞行马赫数增加,PATR 发动机比冲呈下降趋势,单位推力在外涵开始工作时会产生跳跃式下降,之后基本保持不变;飞行高度增加会使发动机比冲增高,单位推力降低;转速降低会使发动机比冲和单位推力降低,并且内涵和外涵流路共同工作时的降幅明显小于内涵流路单独工作时的降幅。

关键词 PATR 发动机;仿真计算;参数影响;工作特性;热容比

中图分类号 V434 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)06-0100-10

Development history and parameter characteristic analysis of PATR engine

MA Haibo, MA Yuan, NAN Xiangyi, ZHANG Mengzheng, LIU Dianduo
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract The development history of PATR engine is briefly introduced and its innovation and optimization ideas are summarized. For the thermal cycle scheme of PATR engine, the influence of input parameters at the design point is analyzed, and the simulation calculation of trajectory characteristics, altitude characteristics and rotation speed characteristics are carried out. The results show that the heat capacity ratio has the most significant effect on the engine performance. With the heat capacity ratio increasing by 1%, the specific impulse decreases by 0.59% and the unit thrust increases by 0.39%. The isentropic efficiency of the air compressor and helium turbine, and the total pressure recovery coefficient at the air side of the precooler also have significant effects on the engine performance. The specific impulse increases by 0.12% and the unit thrust increases by 0.12% when the isentropic efficiency of the air compressor increases by 1%. In addition, the other parameters have relatively small effects on the engine performance. With the increase of flight Mach number, the specific impulse of PATR engine shows a downward

收稿日期:2022-10-30;修回日期:2023-03-12

作者简介:马海波(1994—),男,硕士,研究领域为组合发动机系统。

通信作者:马 元(1980—),男,博士,研究员,研究领域为组合发动机。

trend, and the specific thrust decreases suddenly when the external duct starts working, and then remains basically unchanged. The increase of flight altitude will result in an increase for the specific impulse of the engine increases and a decrease in the specific thrust. When the engine speed decreases, both the specific impulse and specific thrust of the engine decrease, and the reduction when the internal duct and external duct work together is obviously smaller than that when the internal duct works alone.

Key words PATR engine; simulation calculation; parameter influence; operating characteristics; heat capacity ratio

0 引言

预冷组合循环发动机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。采用空气预冷装置的动力系统可以宽范围高效地利用大气中的氧,提高发动机的性能。目前预冷组合循环发动机已经成为航空航天共同关注的问题,尤其是 REL 公司提出的 SABRE (synergistic air breathing rocket engine) 方案^[1-2],获得国内外广泛认可,得到欧空局(European Space Agency, ESA)、美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)、美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)、波音公司、罗罗公司、BAE 系统公司等多家科研机构的技术、经费支持^[3-5]。近年来, SABRE 发动机的发展不断加速,2019 年 REL 公司先后完成了预冷器 3.3 Ma 工况^[6]和 5 Ma 工况的换热试验^[7],2021 年完成了氦加热器(HX3)和氢气预燃室的测试^[8-9]。

针对我国可重复使用天地往返运输系统领域对动力系统的迫切需求,西安航天动力研究所在 2014 年提出了预冷空气涡轮火箭发动机(pre-cooling air turbo rocket engine, PATR)方案。PATR 发动机具有热力循环性能优、工作包线宽、模式转换简捷、应用潜力大等优势,是水平起降天地往返运输系统的理想动力方案,既可作为水平起降两级入轨运输系统的一级动力,也可集成火箭模式后助力飞行器实现单级入轨。以 PATR 发动机作为动力的飞行器采用水平起降方式,执行任务可推广至全国范围内的普通军用、民用机场,全天候通行效率高,具备实现航班化运输模式的应用潜力。

本文首先对 PATR 发动机发展历程及研究进展进行简要描述,重点针对系统参数特性进行详细分析。主要包括:开展设计点输入参数影响分析,计

算分析热容比、涡轮机等熵效率、换热器换热有效度、换热器总压恢复系数共 4 类 21 个输入指标取值变化对系统热力循环方案的影响;开展发动机典型工况点的工作特性研究,完成弹道特性、高度特性、转速特性的仿真计算和变化规律分析。

1 PATR 发动机发展历程简介

PATR 发动机的相关研究最早起源于“十一五”期间,西安航天动力研究所对 SABRE 发动机进行了跟踪性研究,持续进行了多轮热力循环方案优化。在充分调研国内关键技术的基础上,2014 年提出了符合我国技术基础的 PATR 发动机方案,系统方案原理如图 1 所示。

与 SABRE-3 方案相比, PATR 发动机为了提升工程可行性,主要做了以下优化。

1) PATR 方案中火箭模式与吸气模式解耦,不需要采用双模式共用推力室,压气机增压比可以降至 10 左右,使推力室和压气机的设计难度大大降低。SABRE-3 包含吸气模式、火箭模式,两个模式共用一套推力室组件,推力室需要适应气/气、液/液等多种流态的介质,对于喷注结构、燃烧组织结构设计要求较高,同时要求压气机具备 150+ 的增压比,才能保证两个模式下推力室的室压适配。

2) 为了保证氦涡轮全包线内的做功能力, PATR 方案中利用推力室壁面再生冷却通道加热氦气,减少了组件数量,提升了发动机结构紧凑度。SABRE-3 中设置了富燃预燃室、氦加热器组件,在低马赫工作区间,当氦气在预冷器中的吸热量不足时,利用高温燃气给氦气补充热量。

3) 针对空气预冷程度开展对比研究,发现采用压比 10 左右的压气机,则更适宜将空气适度冷却,保证压气机入口空气温度处于目前压气机常规工作温度区间(288 ~ 450 K),从而可以避免空气结

针对 PATR 发动机中存在的各项关键技术,西安航天动力研究所已经开展了多年的攻关研究及原理验证。完成了宽范围进气道方案研究,5 Ma 工况下总压恢复系数超过 SABRE 进气道 71%;完成预冷器 4.5 Ma 工况的换热特性试验,试验获得的换热系数达到 $800 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$;针对微细通道氢氮换热技术,开展了仿真分析、原理试验件研制及原理验证试验,实现了 0.96 的换热有效度和 103 kW/kg 的换热芯体功质比;针对氢空气燃烧组织技术开展了地面验证试验,成功实现了余气系数 0.2~2.5 条件下的点火稳焰,单次热试时间达到 60 s。同时针对高压比空气涡轮机、超临界氮涡轮机、宽范围可调喷管等关键技术,也开展了相关研究工作。

2 设计点参数影响分析

以 PATR 发动机为代表的预冷组合循环发动机中,高马赫数工况是其吸气模态循环方案的典型工作点,因此本文以 PATR 发动机速域上限(5 Ma)作为设计点。在 PATR 发动机设计点热力循环方案设计过程中,需要预先给定部分关键参数作为输入指标,本节将进行预设输入参数取值变化对系统性能和热力循环方案的影响分析。

针对图 2 所示热力循环方案,建立发动机组件模型,引入系统关键节点流量、压力及功率平衡等约束条件,进行设计点参数计算分析。本文计算中,涉及的主要部件包括进气道、换热器、涡轮机械、燃烧室、喷管等部件,相关计算模型及方法参考文献[14-15]。

2.1 热容比

热容比 k 定义为换热器中冷侧流体热容 $(q_m \times c_p)_{\text{cool}}$ 与热侧流体热容 $(q_m \times c_p)_{\text{hot}}$ 的比值。PATR 发动机热力循环中,通常根据低温预冷器 HX2 的热容比 k_{HX2} 确定发动机中空气与氮气的流量比,根据氢氮回热器 HX4a 处的热容比 k_{HX4a} 确定发动机中氮气与氢气的流量比。保证其他输入参数不变,改变 k_{HX2} 、 k_{HX4a} ,系统性能参数变化趋势如图 3 所示。

根据图 3 可以看出, k_{HX2} 、 k_{HX4a} 增加对系统性能有如下明显影响。

1) k_{HX2} 从 -4% 增加至 4% 时,比冲从 2.32% 降低至 -2.39%,单位推力从 -1.70% 增加至 1.42%。

主要原因在于: k_{HX2} 的增加意味着在空气流量不变的前提下,系统中循环流动的氮气流量增加,氮气在预冷器中吸热后的温升变低,氮涡轮入口温度降低,但由于氮气流量增高,最终使得氮涡轮膨胀功增加,对应的空气压气机增压比增高,燃烧室压力升高,因此发动机单位推力增加;在保证 k_{HX4a} 及其余参数不变的条件下,氮流量增加意味着消耗的氢气流量增加,因此发动机比冲呈现下降趋势。

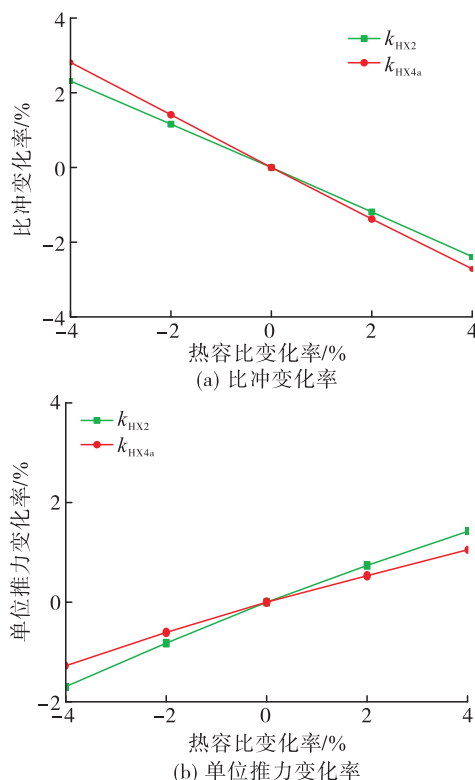


图3 热容比对性能影响

Fig. 3 Effect of heat capacity ratio on performance

2) k_{HX4a} 从 -4% 增加至 4% 时,比冲从 2.81% 降低至 -2.71%,单位推力从 -1.27% 增加至 1.05%。主要原因在于: k_{HX4a} 增加意味着在空气流量、氮气流量保证不变的前提下,发动机消耗的氢气流量增加,因此换热器 HX4a 中氮气出口温度降低,并导致后续流路中的氮气温度整体降低,最终的影响是氮气进入预冷器的温度降低,氮气冷却能力增强,可以将空气预冷至更低温度,在同样的功率消耗下空气压气机增压比增加,燃烧室压力变高,因此发动机单位推力增加;由于氢流量的增加,发动机比冲降低。

根据本节分析,热容比增加对比冲提升和单位推力降低均有明显影响,方案优化设计过程中应结合发动机性能需求和系统循环平衡要求选择合适的取值。

2.2 涡轮机械等熵效率

PATR 发动机中,涡轮机械包括空气压气机 C、氮涡轮 T1、氮压气机 S、氢涡轮 TH。保证其他输入参数不变,改变空气压气机效率 η_c 、氮涡轮效率 η_{T1} 、氮压气机效率 η_s 、氢涡轮效率 η_{TH} ,系统性能参数变化趋势如图 4 所示。

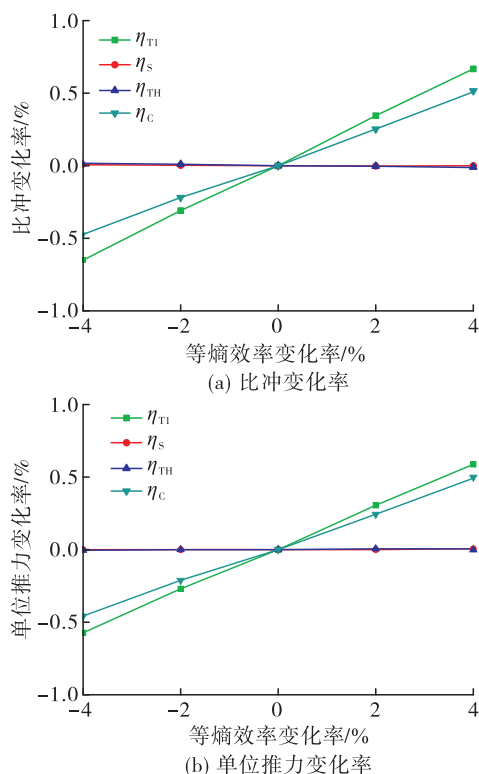


图 4 涡轮机械等熵效率对性能影响

Fig.4 Effect of turbine isentropic efficiency on performance

根据图 4 可以看出, η_c 、 η_{T1} 增加对系统性能有一定影响, η_s 、 η_{TH} 增加对系统性能基本无影响。

1) η_c 从 -4% 增加至 4% 时,比冲从 -0.47% 增加至 0.51%,单位推力从 -0.46% 增加至 0.49%。主要原因在于:在空气压气机入口温度、消耗功率等其余参数保持恒定的条件下, η_c 增加意味着空气压气机的增压比增高,燃烧室压力变高,因此发动机单位推力增加;同时由于氢气流量不变,因此发动机比冲也呈增加趋势。

2) η_{T1} 从 -4% 增加至 4% 时,比冲从 -0.65% 增

加至 0.67%,单位推力从 -0.57% 增加至 0.59%。主要原因在于:在其余参数保持恒定的条件下, η_{T1} 增加意味着涡轮膨胀输出功增加,同时涡轮出口氮气温降低,并在经过循环流动后使得进入预冷器的氮气温降低,将空气预冷至更低温度,最终使得空气压气机增压比增高,燃烧室压力变高,发动机单位推力增加;同时由于氢气流量基本不变,因此发动机比冲也呈增加趋势。

3) η_s 、 η_{TH} 变化时,对系统性能基本不会产生影响。主要原因在于: η_s 增加时,氮压气机压缩后的氮气温略有降低,并且压缩过程消耗的功率降低,氢涡轮膨胀做功导致的温降变小,进入氢氮回热器 HX5 的氮气温升高,反而使得经 HX5 换热后的氮气温升高,多路氮气温混后温度变化相互抵消,最终对空气流路的参数和系统性能几乎不会产生影响。 η_{TH} 增加时主要影响几组氢涡轮的膨胀比,氢路温度变化较小,对系统性能基本不会产生影响。

根据本节分析,空气压气机效率 η_c 、氮涡轮效率 η_{T1} 增加对比冲和单位推力提升均有一定影响,优化设计过程中在组件设计能力允许的前提下取值应尽可能高。氮压气机效率 η_s 、氢涡轮效率 η_{TH} 增加对系统性能基本无影响,优化设计过程中可以适当降低取值以降低组件设计难度。

2.3 换热有效度

PATR 发动机中包含多组换热器,选择高温预冷器 HX1、低温预冷器 HX2、氢氮回热器 HX4a 和 HX5,氮氮回热器 HX4b 进行换热有效度影响分析,保证其他输入参数不变,改变上述换热器的换热有效度,系统性能参数变化趋势如图 5 所示。

根据图 5 可以看出,各换热器换热有效度增加对系统性能有一定影响。

1) ε_{HX1} 从 -4% 增加至 4% 时比冲从 -0.21% 增加至 0.21%,单位推力从 -0.24% 增加至 0.25%; ε_{HX2} 从 -4% 增加至 4% 时比冲从 -0.16% 增加至 0.21%,单位推力从 -0.17% 增加至 0.22%。主要原因在于: ε_{HX1} 、 ε_{HX2} 增加后高温预冷器中空气与氮气的热量交换更加充分,氮气从空气中吸收的热量增加,进入氮涡轮膨胀做功能力增强,同时空气进入压气机的温度降低,二者综合影响使得空气压气机增压比增加,因此发动机单位推力增加;由于其余参数不变,氢气流量未受影响,因此发动机比冲

也呈增加趋势。

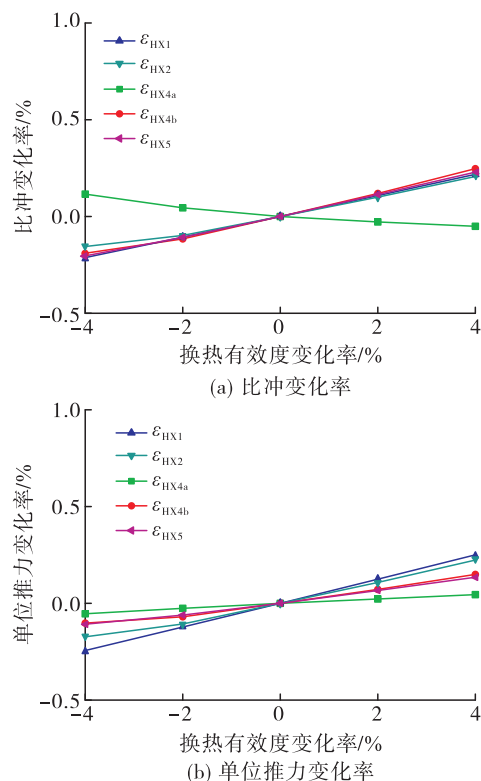


图5 换热有效度对性能影响

Fig. 5 Effect of heat exchanger efficiency on performance

2) ε_{HX4a} 从 -4% 增加至 4% 时, 比冲从 0.11% 降低至 -0.05%, 单位推力从 -0.05% 增加至 0.04%。主要原因在于: ε_{HX4a} 增加后氢氦回热器 HX4a 中氢气与氦气的换热更加充分, 氦气出口温度降低, 相当于提升了后续各组氢氦回热器冷侧介质的冷却能力, 受此影响流经 HX4a、HX4b、HX4c 支路的氦气进入氦压气机的温度均有明显降低, 氦压气机压缩消耗的功率下降, 氢气在氢涡轮中膨胀做功导致的温降减小, 同时 ε_{HX4a} 增加还会使得进入氢涡轮膨胀做功前的氢气温度升高, 因此最终进入氢氦回热器 HX5 的氢气温度升高, 对应的流经 HX5 支路的氦气进入氦压气机的温度升高, 掺混平衡后, 进入预冷器的氦气温度变化较小, 对空气路参数几乎无影响, 最终发动机单位推力仅有小幅的变化。 ε_{HX4a} 增加会对氢路参数有明显的影响, 如前文所述由于氦压气机功率降低, 各组氢涡轮的落压比显著降低, 因此需要的氢泵扬程降低, 进而导致液氢在泵出口的物性参数发生一定变化, 为了保证热容比

k_{HX4a} 不变, 相应的液氢流量略有增加, 最终导致发动机比冲呈小幅降低趋势。

3) ε_{HX4b} 从 -4% 增加至 4% 时, 比冲从 -0.19% 增加至 0.24%, 单位推力从 -0.10% 增加至 0.15%。主要原因在于: 与 ε_{HX4a} 增加后的影响相似, ε_{HX4b} 的增加也对下游组件产生了同样趋势的影响, 不同之处在于 ε_{HX4b} 变化不会影响进入氢涡轮膨胀做功前的氢气温度, 使得 HX4b、HX4c 处对应的氦压气机温度降幅大于 HX5 处对应的氦压气机温度增幅, 最终的影响就是进入预冷器的氦气温度略有降低, 可以将空气预冷至更低温度, 在同样的功率消耗下压气机增压比增加, 发动机单位推力提升, 同时由于氢气流量基本不变, 发动机比冲也呈增加趋势。

4) ε_{HX5} 从 -4% 增加至 4% 时, 比冲从 -0.20% 增加至 0.23%, 单位推力从 -0.11% 增加至 0.13%。主要原因在于: ε_{HX5} 增加后氢氦回热器 HX5 中氢气与氦气的换热更加充分, 对应的流经 HX5 支路的氦气进入氦压气机的温度降低, 并使得最终进入预冷器的氦气温度降低, 可以将空气预冷至更低温度, 在同样的功率消耗下压气机增压比增加, 发动机单位推力提升, 同时由于氢气流量基本不变, 发动机比冲也呈增加趋势。

根据本节分析, 高温预冷器 HX1、低温预冷器 HX2、氢氦回热器 HX5、氢氦回热器 HX4b 换热有效度增加对比冲和单位推力提升均有一定影响, 优化设计过程中在组件设计能力允许的前提下取值应尽可能高。氢氦回热器 HX4a 换热有效度增加对比冲提升和单位推力降低有一定影响, 方案优化设计过程中, 应结合发动机性能需求和系统循环平衡要求选择合适的取值。

2.4 换热器总压恢复系数

PATR 发动机中包含多组换热器, 选择高温预冷器 HX1、低温预冷器 HX2、氢氦回热器 HX4a 和 HX5、氢氦回热器 HX4b 进行总压恢复系数影响分析, 保证其他输入参数不变, 改变上述换热器的总压恢复系数, 系统性能参数变化趋势如图 6 所示。

根据图 6 可以看出, HX1 热侧总压恢复系数 $\sigma_{h, HX1}$ 、HX2 热侧总压恢复系数 $\sigma_{h, HX2}$ 增加对系统性能有一定影响, 其余换热器总压恢复系数增加对系统性能基本无影响。

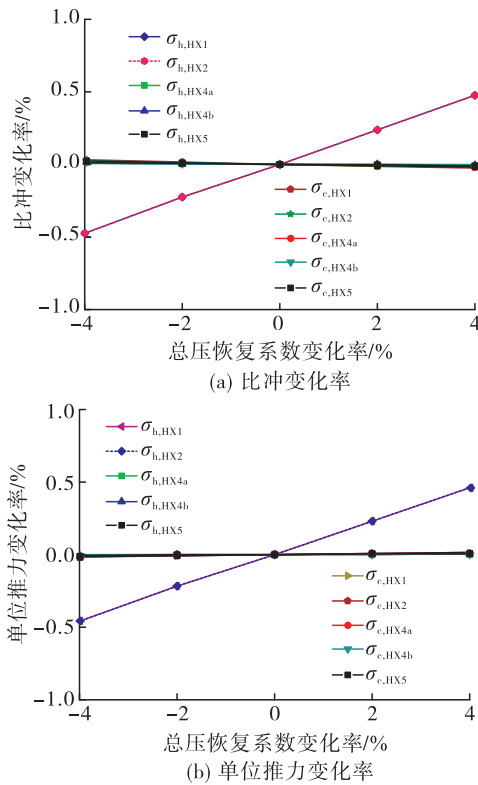


图 6 总压恢复系数对性能影响

Fig. 6 Effect of pressure recovery coefficient on performance

1) $\sigma_{h,HX1}$ 从 -4% 增加至 4% 时比冲从 -0.47% 增加至 0.48%, 单位推力从 -0.46% 增加至 0.46%; $\sigma_{h,HX2}$ 从 -4% 增加至 4% 时比冲从 -0.48% 增加至 0.48%, 单位推力从 -0.46% 增加至 0.46%。主要原因在于: 预冷器空气侧总压恢复系数增加, 进入压气机的空气总压等比例增加, 经压比增益后总压增幅放大, 最终使得燃烧室压力明显变高, 发动机单位推力增加; 同时由于氢气流量等其余参数保持不变, 因此发动机比冲也呈相等幅度的增加趋势。

2) 图 6 中其余的换热器总压恢复系数变化对系统性能基本不产生影响。其中氦气侧总压恢复系数增加后, 主要影响是对应流路的氦压气机增压要求降低, 增压消耗的功率降低, 相应的氦涡轮膨胀比降低, 氢泵扬程要求降低。氢气侧总压恢复系数增加后, 主要影响是氢泵的扬程要求降低。

根据本节分析, HX1 热侧总压恢复系数 $\sigma_{h,HX1}$ 、HX2 热侧总压恢复系数 $\sigma_{h,HX2}$ 增加对比冲和单位推力提升均有一定影响, 换热器设计中应保证设计值尽可能高。其余换热器总压恢复系数对系统性能

影响较小, 优化设计过程中可以适当降低取值以降低组件设计难度。

2.5 小结

本节分析了 PATR 发动机中的主要输入对于性能的影响, 可以看出低温预冷器 HX2 的热容比 k_{HX2} 、氢氦回热器 HX4a 处的热容比 k_{HX4a} 直接决定了各路介质的流量比值, 对于发动机性能影响最为显著。空气压气机效率 η_c 、氦涡轮效率 η_{T1} 、HX1 热侧总压恢复系数 $\sigma_{h,HX1}$ 、HX2 热侧总压恢复系数 $\sigma_{h,HX2}$ 直接影响着空气流路的状态参数, 参数提升都可以转化为空气压气机压比的增益, 并最终转化为喷管膨胀比的增加, 对发动机性能参数有明显影响。在发动机性能优化提升过程中, 可以重点考虑上述参数的选择。

其余输入参数增加对发动机性能影响相对较小, 但是对于氦路、氢路的参数匹配与组件设计难度的平衡有决定性的作用, 尤其是对于氦压气机增压比、氦涡轮落压比、氢泵扬程等参数的选取有显著影响。选取过程中应重点参考关联组件的工程设计难度。

3 发动机工作特性分析

根据前文确定 PATR 发动机各输入参数取值, 开展发动机在不同工况下的参数匹配, 完成发动机弹道特性、高度特性、转速特性的仿真计算与变化规律分析。

3.1 弹道特性

参考 REL 公司公布的 SKYLON 飞行弹道开展计算分析, 并与 SABRE 发动机的变化规律进行对比, 计算结果如图 7 所示。

根据图 7 可以看出: 随着飞行速度增加, 比冲相对值在 0 ~ 1 Ma 范围内由 1 降低至 0.91, 在 1 ~ 2 Ma 时比冲相对值跳跃式增加至 1.03, 之后随着飞行速度增加比冲继续呈降低趋势, 在 4 ~ 5 Ma 时比冲降幅增大, 5 Ma 比冲相对值为 0.64; 单位推力相对值在 0 ~ 1 Ma 范围内由 1 降低至 0.89, 在 1 ~ 2 Ma 时突降至 0.37, 之后随着飞行速度增加先降低后增加, 5 Ma 比冲相对值为 0.48。性能参数在 1 ~ 2 Ma、4 ~ 5 Ma 范围内的跳跃式的变化主要是由于外涵冲压流路的启动和关闭导致。PATR 发动机中, 在 0 ~ 1 Ma 范围内, 比冲、单位推力均呈相同的

降低趋势,与航空发动机、ATR 发动机相比单位推力和比冲的变化趋势具有独特性。主要原因在于 PATR 发动机中氢气流量变化趋势不仅与涡轮机功率相关,同时也受到闭式氮循环工作特性、空气预冷换热平衡、氢氮换热平衡等多处约束的影响,在来流条件、转速等参数变化后,涡轮机特性变化导致的推力变化幅度较大,而氢气流量变化幅度较小,因此比冲变化趋势更接近于推力而非氢气流量,该特点在后文高度特性、转速特性分析中也有多次体现。

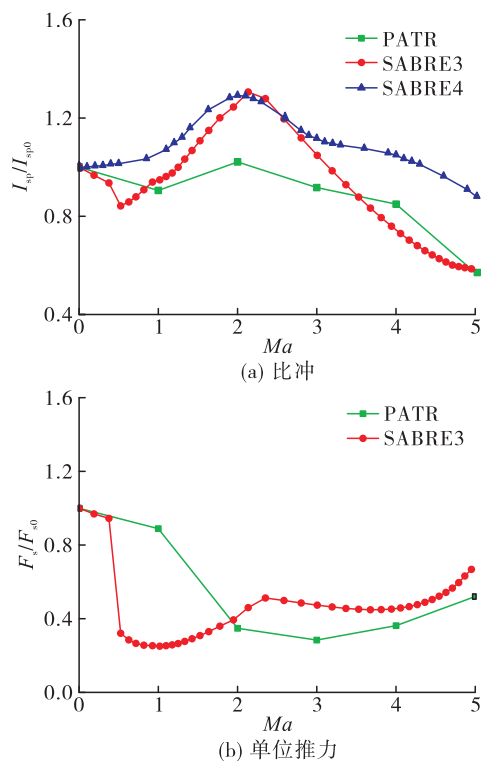


图 7 PATR 发动机弹道特性

Fig. 7 Trajectory characteristics of PATR engine

将 PATR 弹道特性与 SABRE3、SABRE4 进行对比,其中 SABRE3 比冲、单位推力来源于 REL 公司公布的参数, SABRE4 比冲来源于文献[11] (未找到 SABRE4 单位推力数据)。PATR 发动机比冲变化趋势与 SABRE3、SABRE4 相似,但是变化幅度明显小于 SABRE3、SABRE4;单位推力总体变化趋势与 SABRE3 相似,主要区别在于 SABRE3 单位推力在 $0.5 Ma$ 时即产生突降,可以推测其在 $0.5 Ma$ 时外涵冲压流路已经开始工作,与 PATR 外涵冲压流路启动区间存在差异。图 7 中为便于对比将数值进

行了无量纲处理,实际结果中在 $0 \sim 5 Ma$ 的工作范围内, PATR 平均比冲为 $4\,735\text{ s}$ 、平均单位推力为 $909\text{ N} \cdot \text{s/kg}$, SABRE3 平均比冲为 $2\,462\text{ s}$ 、平均单位推力为 $865\text{ N} \cdot \text{s/kg}$, SABRE4 平均比冲为 $4\,394\text{ s}$, PATR 发动机在性能方面具有明显优势。

3.2 高度特性

在弹道的基础上,改变各马赫数对应的飞行高度,分析 PATR 发动机高度特性,计算结果如图 8 所示。

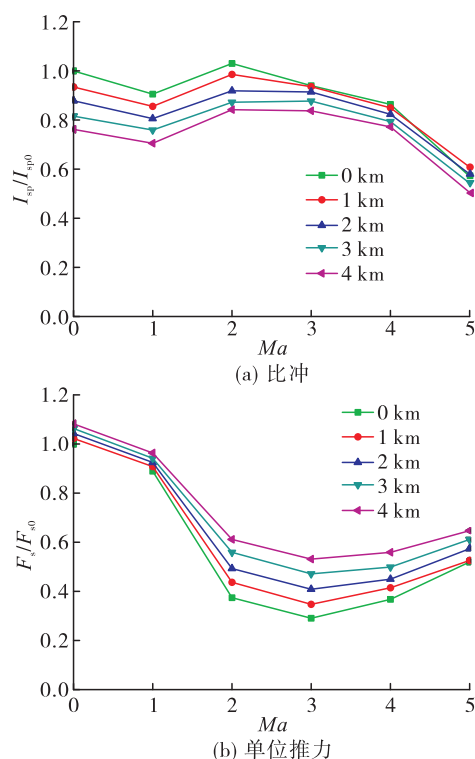


图 8 PATR 发动机高度特性

Fig. 8 Altitude characteristics of PATR engine

根据图 8 可以看出,各马赫数下增加飞行高度会使得比冲下降,单位推力增加。比冲降低的原因:高度增加后环境静压及飞行动压降低,内涵流路、外涵流路关键特征截面上的空气密度降低,相同条件下空气流量减少,发动机产生的推力降低;由于压气机空气流量减少,因此压气机消耗的功率降低,相对应的氮涡轮中的氢气流量减少,并最终使得氢气消耗量减少;其中,推力降低趋势明显大于比冲趋势,以 $0 Ma$ 为例,高度每增加 1 km ,推力平均降低 7.8% ,氢流量仅降低 2.1% ,因此二者综合后比冲呈降低趋势。单位推力增加是由于压气机

前温度降低,使得相同转速下的压气机增压比提升,压气机前温度降低的影响因素为:在低空域的大气对流层($h < 10$ km,预冷器不工作)中,进入发动机的空气温度随着高度增加后环境温度的下降而降低;在高速高空区域($h \geq 10$ km,预冷器开始工作),高度增加后空气密度下降,空气压气机流量减小、功率降低,所对应的氮涡轮落压比降低,闭式氮循环中需要补偿的增压比也成比例降低,氮气增压过程造成的温升下降,意味着最终进入预冷器的氮气温度更低,经预冷器换热后进入压气机的空气温度降低。

3.3 转速特性

PATR 发动机涡轮机转速变化特性如图 9 所示,各转速下发动机沿弹道点的工作特性变化趋势基本一致,转速变化后的工作特性在各马赫数下呈不同趋势。

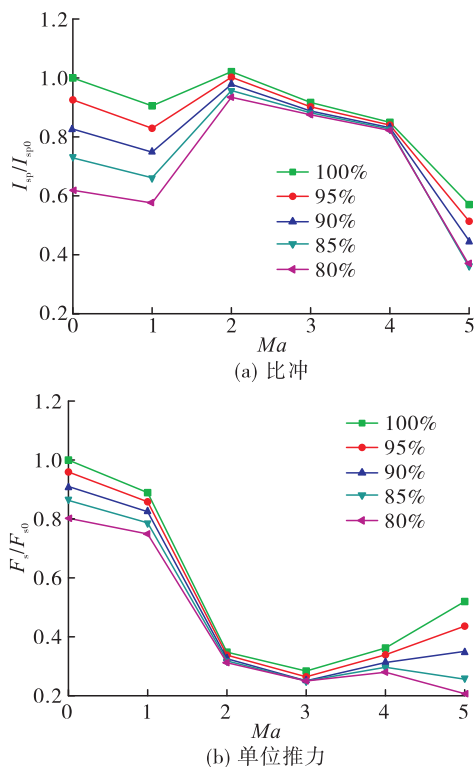


图 9 PATR 发动机转速特性

Fig. 9 Speed characteristics of PATR engine

在 $0 \sim 1$ Ma 工作范围内,发动机外涵冲压流路尚未启动,发动机推力全部由内涵涡轮流路提供,当涡轮机转速从 100% 降低至 80% 时,发动机比冲、单位推力均呈降低趋势且降幅明显。以 0 Ma 为例,

比冲无量纲值从 1 降低至 0.62,单位推力无量纲值从 1 降低至 0.80。单位推力变化趋势与涡喷发动机相似,主要是由于涡轮机转速降低后压气机增压比降低导致。比冲变化趋势则与涡喷发动机存在明显差异,主要原因在于 PATR 发动机中氢气流量变化趋势不仅与涡轮机功率相关,同时也受到闭式氮循环工作特性、空气预冷换热平衡、氢氮换热平衡等多处约束的影响,涡轮机转速变化导致的氢气流量变化幅度远小于涡喷发动机燃油流量变化幅度,因此在涡轮机转速降低后,推力降幅较大而氢气流量降幅较小,使得比冲呈大幅度降低趋势,例如地面工况下,转速下降 20%,推力下降约 20% 但比冲下降约 40%。

在 $2 \sim 4$ Ma 工作范围内,发动机外涵冲压流路启动,发动机推力由内涵涡轮流路、外涵冲压流路共同提供,当涡轮机转速从 100% 降低至 80% 时,发动机比冲、单位推力均呈降低趋势但降幅较小。以 3 Ma 为例,比冲无量纲值从 0.92 降低至 0.88,单位推力无量纲值从 0.28 降低至 0.25。涡轮机转速降低后,流经涡轮流路的空气流量和分配至涡轮流路燃烧的氢气流量减小,而进入外涵冲压流路的空气流量和氢气流量增加,因此涡轮流路产生的推力降低、外涵冲压流路产生的推力反而增加,二者互相抵消后削弱了涡轮机转速对发动机工作特性的影响。

在 $4 \sim 5$ Ma 时,发动机外涵冲压流路关闭,发动机推力由内涵涡轮流路提供,涡轮机转速从 100% 降低至 80% 时,发动机比冲、单位推力均呈降低趋势且降幅明显。以 5 Ma 为例,比冲无量纲值从 0.57 降低至 0.37,单位推力无量纲值从 0.52 降低至 0.21,工作特性变化的原因与 $0 \sim 1$ Ma 工作范围一致。

4 结论

PATR 发动机是 2014 年针对水平起降天地往返运输系统的动力需求提出的创新动力方案,采取了双模态推力室解耦、降低压气机增压比,并采用推力室再生冷却通道加热氮气等措施提升方案的工程可行性,率先进行了空气适度冷却的思路探索,进而对 PATR 发动机热力循环进行了优化。本文在此基础上对其参数特性进行了计算分析,主要得出以下结论。

1) 在 PATR 发动机设计点的关键输入参数中, 热容比对于发动机性能影响最为显著。 k_{HX2} 从 -4% 增加至 4% 时, 比冲降低 4.71% , 单位推力增加 3.12% ; k_{HX4a} 从 -4% 增加至 4% 时, 比冲降低 5.52% , 单位推力增加 2.32% 。空气压气机和氢涡轮等熵效率、预冷器空气侧总压恢复系数对发动机性能参数也有明显影响。 η_c 从 -4% 增加至 4% 时, 比冲增加 0.98% , 单位推力增加 0.95% ; η_{T1} 从 -4% 增加至 4% 时, 比冲增加 1.32% , 单位推力增加 1.16% ; $\sigma_{h,HX1}$ 从 -4% 增加至 4% 时比冲增加 0.95% , 单位推力增加 0.92% ; $\sigma_{h,HX2}$ 从 -4% 增加至 4% 时比冲增加 0.96% , 单位推力增加 0.92% 。文中所列其余输入参数对发动机性能影响相对较小。

2) 在 PATR 发动机沿弹道飞行过程中, 随着飞行马赫数增加, PATR 发动机比冲总体呈下降趋势, 单位推力在外涵开始工作时会产生跳跃式下降, 之后基本保持不变。性能相对变化趋势与 SABRE3、SABRE4 相似, 性能绝对值具有明显优势。

3) 飞行高度增加会使发动机比冲升高, 单位推力降低; 转速降低后发动机比冲和单位推力均会降低, 并且内涵涡轮流路、外涵冲压流路共同工作时的降幅明显小于内涵单独工作时的降幅。

4) PATR 发动机中氢气流量变化趋势受到闭式氢循环工作特性、空气预冷换热平衡、氢氢换热平衡等多处约束的影响, 因此在飞行工况、转速等参数改变后, 涡轮机特性变化导致的推力变化幅度较大, 而氢气流量变化幅度较小, 二者综合后导致 PATR 发动机的比冲性能与航空发动机、ATR 发动机等其他典型涡轮发动机相比, 具有独有的变化特性。

参考文献

- [1] LONGSTAFF R, BOND A. The SKYLON project [C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [2] HEMPSELL M. Progress on Skylon and Sabre [EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/289579461_Progress_on_SKYLON_and_SABRE, 2013.
- [3] 廖孟豪. 英国技术 美国“佩刀”: 美公布基于“佩刀”发动机两级入轨飞行器概念 [J]. 环球飞行, 2016 (9): 64-65.
- [4] 廖孟豪. DAPRA 授予反作用发动机公司“佩刀”空天发动机预冷器高温考核试验合同 [EB/OL]. https://www.sohu.com/a/194860703_613206, 2017.
- [5] 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 [EB/OL]. https://www.sohu.com/a/110323100_465915, 2016.
- [6] Reaction Engines. Reaction engines test programme successfully proves precooler capability at supersonic heat conditions [EB/OL]. <https://reactionengines.co.uk/reaction-engines-test-programme-successfully-proves-precooler-capability-at-supersonic-heat-conditions>, 2019.
- [7] Reaction Engines. Reaction engines test programme fully validates precooler at hypersonic heat conditions [EB/OL]. <https://reactionengines.co.uk/reaction-engines-test-programme-fully-validates-precooler-at-hypersonic-heat-conditions>, 2019.
- [8] Reaction Engines. Reaction engines completes further validation of SABRE technology [EB/OL]. <https://reactionengines.co.uk/reaction-engines-completes-further-validation-of-sabre-technology>, 2021.
- [9] Reaction Engines. SABRE development update: Advanced hydrogen preburner testing complete [EB/OL]. <https://reactionengines.co.uk/sabre-development-update-advanced-hydrogen-preburner-testing-complete>, 2021.
- [10] 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 M Z, NAN X Y, LIU D D. Principles and realizing ways of combined power system for pre-cooling air turbo rocket [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42 (1): 6-12.
- [11] DISSEL A, BARTH J, WEBBER H. SABRE technology development [R]. IAC-16C4. 9. 2.
- [12] 张蒙正, 刘典多, 马海波, 等. PATR 发动机关键技术与性能提升途径初探 [J]. 推进技术, 2018, 39 (9): 1921-1927.
- [13] 马文友, 张文胜, 马元, 等. 基于控制规律的 PATR 发动机典型工况点速度与高度特性分析 [J]. 火箭推进, 2022, 48 (6): 35-43.
MA W Y, ZHANG W S, MA Y, et al. Analysis of velocity and altitude characteristics at typical operating conditions based on control law of PATR engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48 (6): 35-43.
- [14] 胡勇. 空气涡轮火箭组合发动机总体方案研究与优化设计 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- [15] 王珏, 孙慧娟, 刘恒, 等. 膨胀循环发动机低温起动特性研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2021 (6): 7-11.