

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

马文友¹, 张文胜², 马 元¹, 玉选斐³, 马海波¹, 吴弈臻¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100;
3. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了研究预冷空气涡轮火箭发动机 (PATR 发动机) 在最大推力状态下的部件匹配规律和系统性能特点, 建立了 PATR 发动机的非线性变工况模型, 确定了一种能充分发挥发动机推力性能和使其能安全稳定工作的控制规律, 并研究了基于该控制规律的 PATR 发动机典型工况点的速度与高度特性。数值计算表明: 保持氦涡轮转速和入口温度为最大允许值, 确保主燃室余气系数不大于 1.6 和外涵冲压燃烧室余气系数不小于 1.5, 并使尾喷管喉部开度和空气压气机换算流量保持一定的关系时, PATR 发动机处于最大推力状态, 并能够在安全边界内工作; 在控制规律的约束下, 飞行条件的变化使得发动机工作状态点在确定的工作线上移动, 决定发动机工作状态的重要参数按照一定的规律变化, 因此控制量必须进行相应的调节以实现对发动机工作状态的控制。

关键词: 预冷组合发动机; PATR; 控制规律; 速度特性; 高度特性

中图分类号: V438.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)06-0035-09

Analysis of velocity and altitude characteristics at typical operating conditions based on control law of PATR engine

MA Wenyu¹, ZHANG Wensheng², MA Yuan¹, YU Xuanfei³, MA Haibo¹, WU Yizhen¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China;

3. School of Aerospace, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the component matching rule and system performance characteristics of the pre-cooling air turbo rocket engine (PATR) under the maximum thrust condition, a nonlinear variable condition model of PATR engine was established, and a control law which can maximize the engine's thrust performance and make it work safely and stably was determined. Also, the velocity and height characteristics of PATR engine at typical operating conditions based on the control law were studied. The numerical calculation shows that the PATR engine is in the maximum thrust state and can work within the safety boundary when the helium turbine speed and inlet temperature are the maximum allowable values, the excess air coefficient of main combustion chamber is not more than 1.6 and the excess air coefficient

收稿日期: 2022-08-27; 修回日期: 2022-09-15

基金项目: 国家自然科学基金 (U1967203)

作者简介: 马文友 (1998—), 男, 硕士, 研究领域为组合发动机。

通信作者: 马元 (1980—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为组合发动机。

of external ramjet combustor is not less than 1.5, and the opening of nozzle throat is kept in a certain relationship with the conversion flow rate of air compressor conversion. Under the constraint of the control law, the change of flight conditions makes the engine operating state point move on the determined working line, and the important parameters affecting the engine operating state change according to a certain law. Therefore, the control variables must be adjusted accordingly to control the engine operating state.

Keywords: pre-cooling combined cycle engine; PATR; control law; velocity characteristics; altitude characteristic

0 引言

预冷组合发动机是指利用低温燃料对来流空气进行冷却后再使其进入后续部件工作的一类动力装置^[1-2]。预冷装置可以提高发动机的推力性能,拓展发动机的工作包线^[3-6]。许多国家都提出了自己的预冷循环方案,并进行了大量研究,如美国的射流预冷却方案(mass injection and pre-compressor cooling, MIPCC)、日本的吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机(air turbo-ram engine of expander cycle, ATREX)以及英国的协同吸气式火箭发动机(synergic air breathing rocket engine, SABRE)等^[7-13]。在此背景下,西安航天动力研究所于2015年提出了PATR发动机(pre-cooling air turbo rocket, PATR)^[14]。PATR发动机利用液氢燃料的低温高比热特性冷却来流空气,拓展发动机的飞行包线,并引入闭式氢循环作为中间介质进行空气与液氢之间的能量传递。PATR发动机工作范围宽,模态转换简便,可从地面零速起飞一直工作到马赫数5;系统各部件集成度高,整个飞行包线内几乎无“死重”存在;性

能优越,整个工作范围内平均比冲在3 000 s以上^[15-18]。

在飞行包线中,PATR发动机要充分发挥其性能优势,对发动机的控制有极其重要的作用。PATR发动机系统较为复杂,在飞行过程中大部分时间工作于非设计工况,发动机运行依赖于预冷器、氢加热器和回热器等换热器,这使得在工作点参数大范围变化的情况下,通过控制系统来确保充分发挥其推力性能并安全稳定地工作就显得尤为重要^[19]。目前还没有对PATR发动机控制策略和方法的研究。本文建立了PATR发动机的全系统非线性变工况模型,确定了一种能充分发挥发动机推力性能和使其能安全稳定工作的控制规律,并研究了基于该控制规律的PATR发动机典型工况点的速度和高度特性。

1 PATR 发动机系统分析

图1为PATR发动机系统原理图,其工作原理及特点在文献[7-8]中已有详细介绍,这里不再赘述。

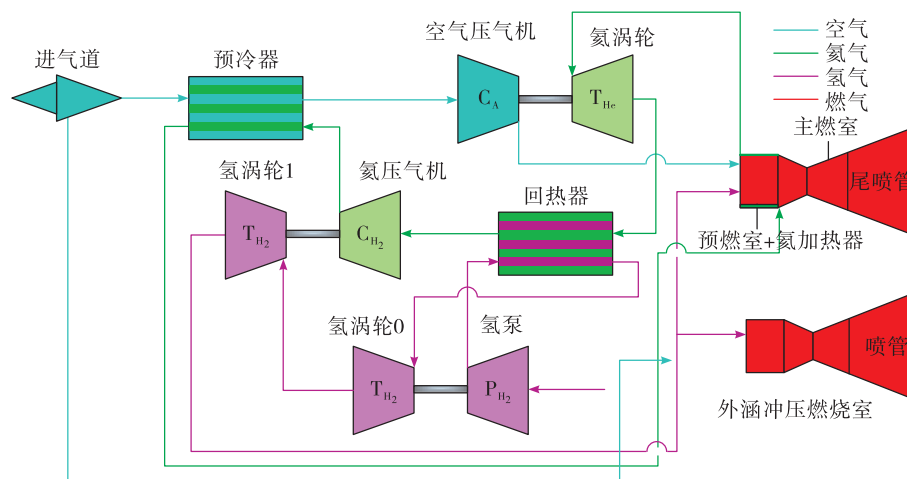


图1 PATR 发动机系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of PATR engine

1.1 变工况模型的建立

PATR 发动机包括以下部件:进气道、换热器、涡轮机械部件、燃烧室和尾喷管。

依据各部件的工作特点,建立部件模型将采用以下假设:

- 1) 压缩和膨胀过程均为绝热过程;
- 2) 燃烧为等压过程,产物达到化学平衡;
- 3) 尾喷管中的燃气为冻结流;
- 4) 各部件均无质量和热量的泄漏;
- 5) 各部件之间不存在热传递。

对于 PATR 发动机,体现其工作特点、决定其性能高低的主要部件是换热器和涡轮机械部件,因此本文重点介绍换热器和涡轮机械部件模型。

1.1.1 换热器

PATR 发动机的换热器有预冷器、氮加热器和回热器 3 类。

预冷器采用微通道管束式换热器,空气从毛细管排的外侧流入,从内侧流出,氮气从毛细管内流过,圆管内径为 d ,管横向间距 s_1 ,纵向间距 s_2 ,单根毛细管长度 L ,每片预冷片上的毛细管数量为 N ,预冷器中共包括 N_2 片预冷片。

氮加热器采用微通道交叉路管束式换热器,其外形为长方体,氮气沿高度方向在管内流动,燃气沿长度方向从管外流动。经过适当简化,氮加热器可采用与预冷器一致的经验公式,并且由于氮气流道相对规则,因此可以忽视局部流阻的影响。

回热器采用微通道板翅式换热器。换热器流道压力达到 10 MPa 以上,所以采用流阻较小的平直翅片,有利于减小压力损失。从传热机理来说,其主要特点是具有扩展的二次表面,大大增加了换热面积。内部流动换热过程中,入口发展段与充分发展段传热过程存在显著差异,因此将整个流道分为入口段与充分发展段,分别进行换热系数的计算^[20]。

1.1.2 涡轮机械模型

PATR 发动机的涡轮机械包括空气压气机、氮压气机、氮涡轮、氢涡轮、氢泵,其工作过程由换算流量 m_c 、换算转速 n_c 、压比 π 和效率 η 的特性图来描述^[21],即

$$\pi = \pi(m_c, n_c), \eta = \eta(m_c, n_c) \quad (1)$$

1.1.3 性能参数

发动机性能参数包括推力、单位推力、比冲等,本文重点关注的是发动机的推力和单位推力。

推力为

$$F = F_{in} + F_{out} \quad (2)$$

式中: F 为发动机推力; F_{in} 为内涵推力; F_{out} 为外涵推力。

内涵推力为

$$F_{in} = q_{mi}v_i + (p_i - p_{a0})A_i - q_{mair,in}v \quad (3)$$

式中: q_{mi} 为内涵喷管燃气流量; v_i 为内涵喷管排气速度; p_i 为内涵喷管出口压力; p_{a0} 为发动机所处位置的大气压力; A_i 为内涵喷管出口面积; $q_{mair,in}$ 为内涵捕获空气流量; v 为飞行速度。

外涵推力为

$$F_{out} = q_{mo}v_o + (p_o - p_{a0})A_o - q_{mair,out}v \quad (4)$$

式中: q_{mo} 为外涵喷管燃气流量; v_o 为外涵喷管排气速度; p_o 为外涵喷管出口压力; p_{a0} 为发动机所处位置的大气压力; A_o 为外涵喷管出口面积; $q_{mair,out}$ 为外涵捕获空气流量。

单位推力为

$$F_s = F/q_{mair} \quad (5)$$

式中 q_{mair} 为捕获空气流量。

在后续的特性分析中,分别采用相对值来表征一个工况中推力和单位推力的大小,这是相对于 PATR 发动机地面设计点工况的。

1.2 控制规律的确定

以吸气式发动机为动力的飞行器的工作受到飞行动压的限制。飞行动压过低时,飞行器无法获得足够的升力;飞行动压过高时,飞行器会受到很大的空气阻力,同时升力过大,这会对飞行器的结构强度造成很大挑战。适宜的飞行动压范围是 10 ~ 100 kPa,为了保证飞行动压处于该范围,飞行器需要在高度上升的同时增大飞行速度,所以加速型任务是吸气式发动机面临的首要任务,这需要发动机保持较大的推力。对于 PATR 发动机,若使氮涡轮的入口温度和转速保持最大值,推力会保持在最大状态,即

$$T_{hi} = (T_{hi})_{\max}, n_{HT} = (n_{HT})_{\max} \quad (6)$$

式中: T_{hi} 为氮涡轮的入口温度, K; n_{HT} 为氮涡轮的物理转速, r/min。

主燃室的燃烧压力比外涵燃烧室大得多,那么根据质量附加原理,在一定范围内,可以给主燃室较多的燃料,这样就可以获得较大的推力。基于 PATR 发动机的性能计算,得到以下结论:主燃室的余气系数 α_b 不应超过 1.6,同时外涵燃烧室的余气系数 α_{rb} 不应小于 1.5,即

$$\alpha_b = \min(\alpha_b, 1.6), \alpha_{rb} = \max(\alpha_{rb}, 1.5) \quad (7)$$

改变尾喷管喉部面积 A_{CS} 会使 PATR 发动机的工作线发生变化,进而对发动机性能产生影响。根据空气压气机入口与尾喷管喉部的流量平衡,要使尾喷管喉部始终处于最合适的开度,必须满足

$$A_{CS} = f_1(n_{AC}/\sqrt{T_\alpha}, m_{cor}) \quad (8)$$

式中: n_{AC} 为空气压气机转速; T_α 为空气压气机入口温度; m_{cor} 为空气压气机换算流量。

在压气机进口总压和总温不变的情况下,对于某个给定的转速,若流量过小,压气机的工作点会落在不稳定边界上,空气的流动变得不稳定,会发生旋转失速或喘振,因此应极力避免压气机进入不稳定工作区;若流量过大,压气机的工作点会落在堵塞边界上,此时压气机流路上某截面会变成涡轮工作状态,增压比和效率都会大大降低,这种状态也应避免。为了使压气机能够正常并高效地工作,引入流量因数 Z 以确定合适的流量,即

$$m_{cor} = m_{cor,min} + Z(m_{cor,max} - m_{cor,min}) \quad (9)$$

式中: m_{cor} 是压气机的入口换算流量, kg/s ; 给定的转速下, $m_{cor,min}$ 是避免压气机进入不稳定边界的最小换算流量, $m_{cor,max}$ 是避免压气机进入堵塞边界的最大换算流量。

由式(8)和式(9)可得尾喷管喉部面积与 Z 的关系为

$$A_{CS} = f_c(n_{AC,cor}, Z) \quad (10)$$

本文采用 $Z = Z_0 = 0.974$ 。

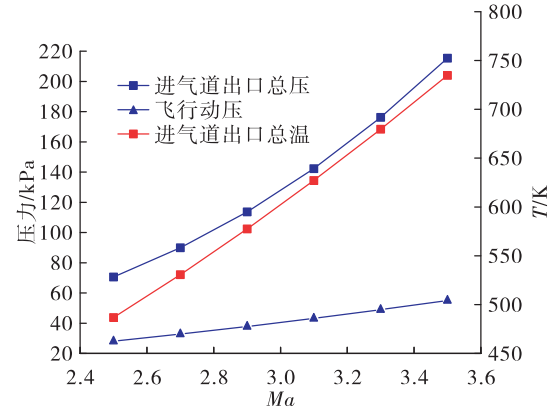
综上,本文采用的控制规律为

$$\begin{cases} T_{hl} = (T_{hl})_{\max} \\ n_{HT} = (n_{HT})_{\max} \\ \alpha_b = \min(\alpha_b, 1.6) \\ \alpha_{rb} = \max(\alpha_{rb}, 1.5) \\ A_{CS} = f_c(Z_0), Z_0 = 0.974 \end{cases} \quad (11)$$

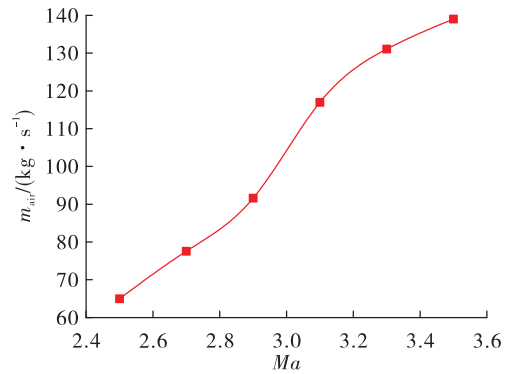
本文重点分析基于该控制规律的 PATR 发动机速度和高度特性。

2 基于控制规律的 PATR 速度特性

在飞行高度为 19 km 时,马赫数变化范围为 2.5 ~ 3.5 Ma ,由图 2 可见,马赫数增大时,进气道出口总压和总温均增大。进气道出口总压增大,会使捕获空气流量增大;总温增大,会使捕获空气流量减小。在速度冲压的综合作用下,总压对捕获空气流量的影响更大,因此进气道捕获空气流量随马赫数的增大而增大。另外,马赫数增大时,飞行动压增大,则飞行器阻力和升力也随之增大。由此可知,为了保证飞行动压处于合理范围,当飞行高度一定时,飞行马赫数也存在上下限,当马赫数过小时,飞行动压过小,飞行器产生不了足够的升力;马赫数过大时,飞行动压过大,飞行器受到的阻力会过大,飞行器表面超温,且升力过大,结构压力超限。



(a) 飞行动压和进气道参数随马赫数的变化



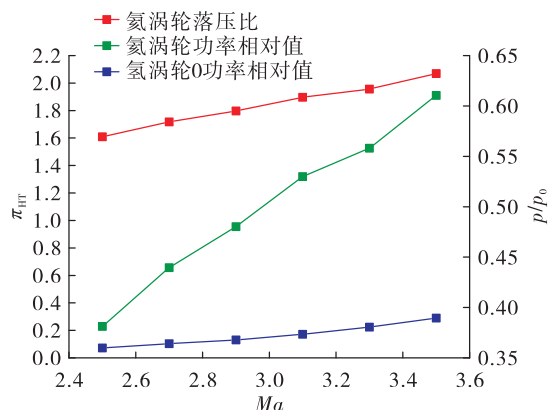
(b) 捕获空气流量随马赫数的变化

图 2 飞行动压和进气道参数及捕获空气流量随马赫数的变化

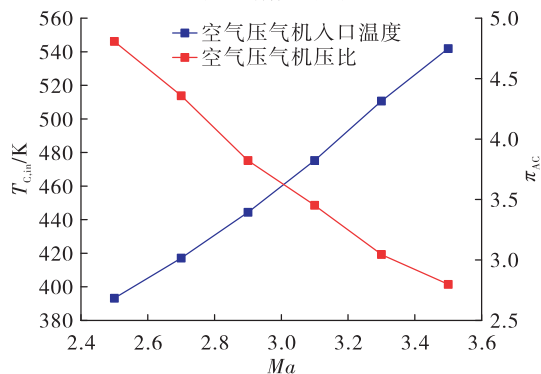
Fig. 2 Variation of flight dynamic pressure, inlet parameters and captured air flow with Mach number

当马赫数增大时,进气道捕获流量增大,PATR

发动机的内涵和外涵空气流量均增大,为了使内外涵燃烧室的余气系数处于一定范围以保证其正常燃烧,总氢流量需要增加,这会导致如图3(a)所示的变化,氢涡轮0和氢涡轮1的功率增大,因为氢涡轮1与氢压气机同轴转动,氢压气机功率也随之增大;根据控制规律,氢涡轮入口温度不变,在氢压气机特性图上,氢气流路的稳态工作线的斜率变化很小,当氢压气机功率增大时,氢气流路的稳态工作点朝远离原点的方向移动,其换算转速、压比和换算流量均增大,则氢涡轮落压比和功率增大,因为氢涡轮物理转速和入口温度保持不变,所以其换算转速不变。



(a) 氢涡轮落压比、氢涡轮和氢涡轮0的功率随马赫数的变化



(b) 空气压气机比随马赫数的变化

图3 涡轮机械工作参数随马赫数的变化
Fig.3 Variation of working parameters of turbomachinery with Mach number

由于 Z 值一定,如图3(b)所示,在空气压气机特性图中,压气机工作线斜率变化很小;当马赫数增大时,空气压气机进口总温升高,根据控制规律,压气机物理转速不变,则换算转速降低,压气机工作点朝原点方向移动,因此压气机压比减小。空气

压气机的压比减小是因为进口总温升高导致压气机中的空气压缩过程的有效性降低。由空气压气机和氢涡轮的功率平衡可知,空气压气机功率也增大。

马赫数增大时,内涵空气流量增大。图4表示主燃室参数随马赫数的变化:在 $Ma = 2.7 \sim 2.9$ 范围内,主燃室余气系数增大,燃烧温度降低; $Ma = 2.9 \sim 3.5$ 范围内,余气系数保持1.6不变,燃烧温度升高。

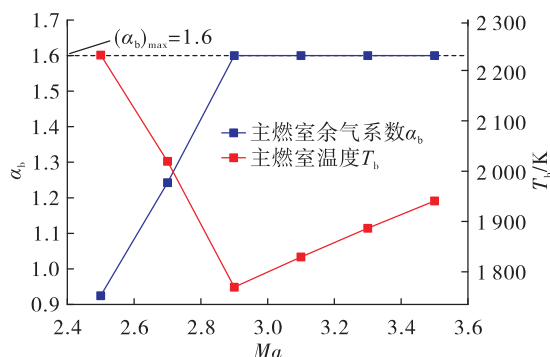


图4 主燃室参数随马赫数的变化

Fig.4 Variation of main combustor parameters with Mach number

马赫数增大时,内涵空气流量增大,则预燃室出口燃气流量也随之增大。预燃室出口燃气在氢加热器中与氢气换热,升温后的氢气进入氢涡轮做功。如图5所示,马赫数增大时,预燃室燃气流量的增加速率远远大于氢气流量的增加速率,因为氢涡轮入口温度需要保持为定值,所以预燃室的燃烧温度需要降低。因为预燃室是富氧燃烧,要使燃烧温度降低,需要调节预燃室氢气流量的使其余气系数增大。

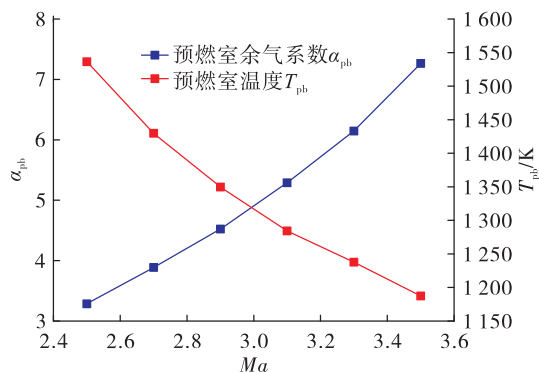


图5 预燃室参数随马赫数的变化

Fig.5 Variation of preburner parameters with Mach number

如图 6 所示,随着马赫数的增大,外涵燃烧室的余气系数先保持 1.5 不变,然后增加。根据控制规律,外涵燃烧室余气系数不能低于 1.5,这是为了限制外涵燃烧室的氢气流量:主燃室的室压是外涵燃烧室室压的 5 倍以上,一定范围内,为了获得更大的推力,应当尽量使氢气进入主燃室。在 $Ma = 2.5 \sim 2.7$ 时,余气系数为 1.5,外涵燃烧温度增大;在 $Ma = 2.7 \sim 3.5$ 时,余气系数增大,外涵燃烧温度减小,由于余气系数的增加速率发生了变化,外涵燃烧温度的减小速率也在随之变化,余气系数的增加速率越大,外涵燃烧温度的减小速率就越大。

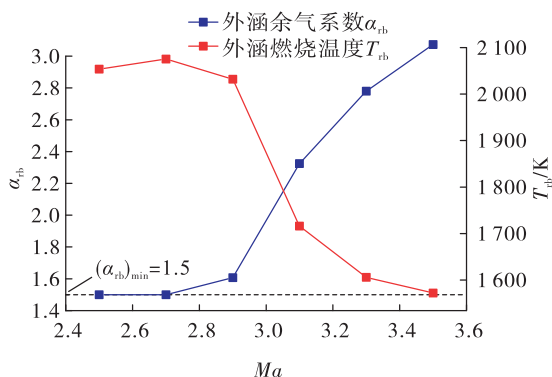


图 6 外涵燃烧室参数随马赫数的变化

Fig. 6 Variation of parameters for external ramjet combustor with Mach number

图 7 表示 PATR 发动机推力和单位推力随马赫数的变化。

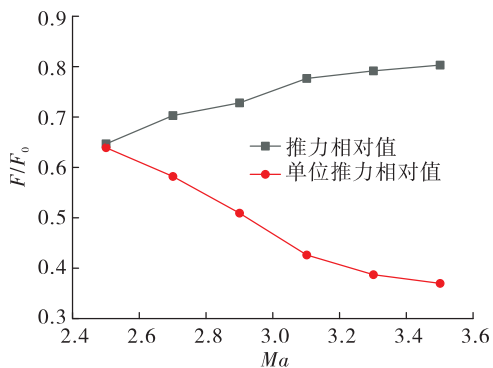


图 7 发动机推力和单位推力随马赫数的变化

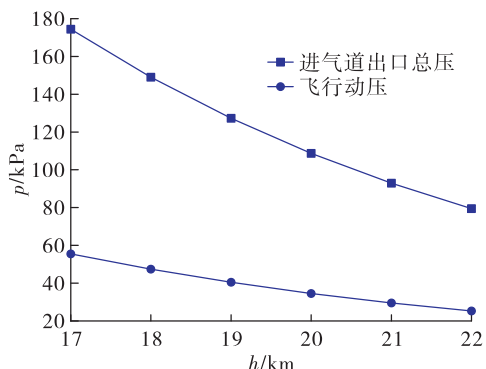
Fig. 7 Variation of engine thrust and specific thrust with Mach number

随着压气机入口温度的增大,空气压气机压缩过程的有效性降低,压气机增压比减小,这使得发

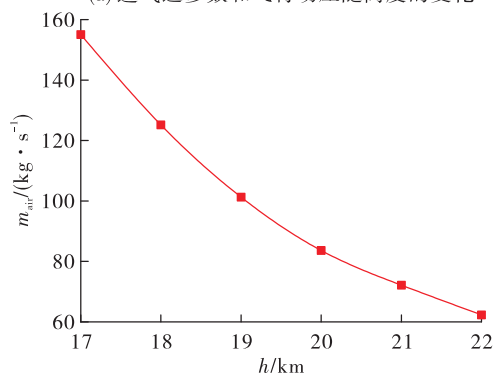
动机的增压比的增长速率低于进气道出口总压的增长速率,所以发动机喷管出口速度增量小于飞行速度增量,这使得单位推力下降;发动机推力由空气流量和单位推力共同决定,在 $Ma = 2.5 \sim 3.5$ 范围内,空气流量的增加居于主导地位,故推力增加。

3 基于控制规律的 PATR 高度特性

在飞行马赫数为 3.0 时,高度变化范围是 17 ~ 22 km,高度增大时,进气道出口总温变化很小,如图 8 所示,高度增大时,进气道进口总压降低,导致捕获空气流量减小。另外,高度增加时,飞行动压减小。



(a) 进气道参数和飞行动压随高度的变化



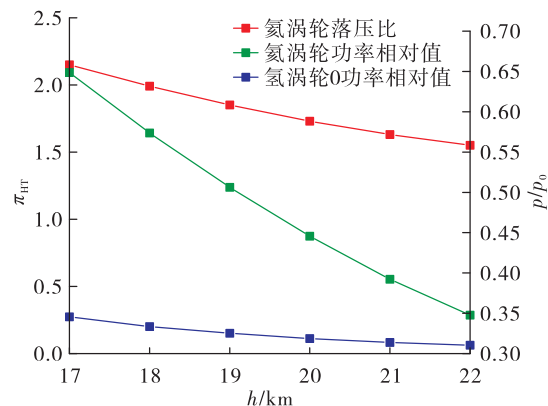
(b) 捕获空气流量随高度的变化

图 8 飞行动压和进气道参数及捕获空气流量随高度的变化

Fig. 8 Variation of flight dynamic pressure, inlet parameters and captured air flow with height

当高度增大时,进气道捕获空气流量减小, PATR 的内涵和外涵空气流量均减小,为了使内外涵燃烧室的余气系数处于一定范围以保证其正常燃烧,总氢流量需要减少,这会导致如图 9(a) 所示的变化,氢涡轮 0 和氢涡轮 1 的功率减小,因为氢涡

轮1与氮压机同轴转动,氮压机功率也随之增大;根据控制规律,氮涡轮入口温度不变,则在氮压机特性图上,氮气流路的稳态工作线的斜率变化很小,当氮压机功率减小时,氮气流路的稳态工作点朝原点的方向移动,其换算转速、压比和换算流量均减小,则氮涡轮落压比减小,氮涡轮功率减小,因为氮涡轮物理转速和入口温度保持不变,所以其换算转速不变。



(a) 氮涡轮落压比、氮涡轮和氮涡轮0的功率随高度的变化

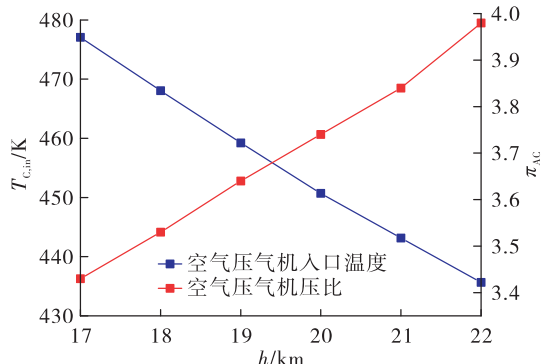


图9 涡轮机械工作参数随高度的变化
Fig. 9 Variation of working parameters of turbomachinery with height

由于 Z 值一定,如图9(b)所示,在空气压气机特性图中,压气机工作线斜率变化微小;当高度增大时,空气压气机进口总温降低,根据控制规律,压气机物理转速不变,则换算转速升高,压气机工作点朝远离原点的方向移动,因此压气机压比增大。空气压气机的压比减小是因为进口总温降低导致压气机中的空气压缩过程的有效性增大。由空气压气机和氮涡轮的功率平衡可知,空气压气机功率也减小。

图10表示主燃室参数随高度的变化。高度增大时,内涵空气流量减小,在高度 $H = 17 \sim 19 \text{ km}$ 时,余气系数保持1.6不变,燃烧温度降低; $Ma = 19 \sim 22 \text{ km}$ 时,主燃室余气系数减小,燃烧温度升高,余气系数的减小速率发生了变化,余气系数的减小速率越大,外涵燃烧温度的增加速率就越大。

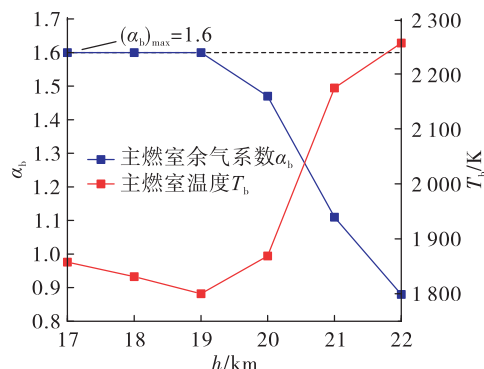


图10 主燃室参数随高度的变化

Fig. 10 Variation of main combustor parameters with height

图11表示预燃室参数随高度的变化。高度增大时,内涵空气流量减小,则预燃室出口燃气流量也随之减小。由图可知,高度增大时,预燃室燃气流量的减小速率远远大于氮气流量的减小速率,因为氮涡轮入口温度需要保持为定值,所以预燃室的燃烧温度需要升高。因为预燃室是富氧燃烧,要使燃烧温度升高,需要调节预燃室氢气流量使得其余气系数减小。

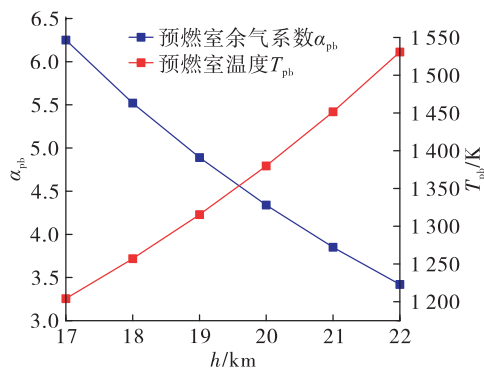


图11 预燃室参数随高度的变化

Fig. 11 Variation of preburner parameters with height

在高度 $h = 17 \sim 19 \text{ km}$ 时,余气系数保持1.5不变,燃烧温度降低; $h = 19 \sim 22 \text{ km}$ 时,主燃室余气系数减小,燃烧温度升高,余气系数的减小速率发生

了变化,余气系数的减小速率越大,外涵燃烧温度的增加速率就越大,如图 12 所示。

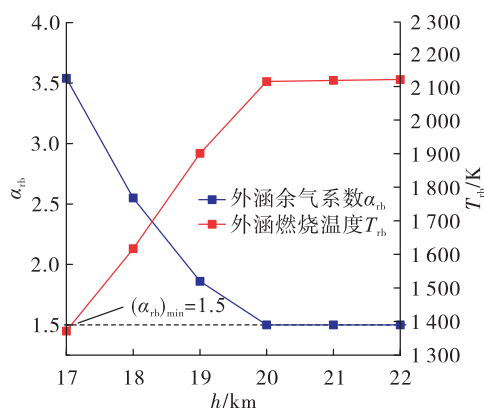


图 12 外涵燃烧室参数随高度的变化

Fig. 12 Variation of parameters for external ramjet combustor with height

图 13 表示 PATR 发动机推力和单位推力随高度的变化。由于压气机入口温度的降低,空气压气机压缩过程的有效性提高,压气机的增压比增大,这使得发动机的增压比的增长速率大于进气道出口总压的增长速率,所以发动机喷管出口速度增量大于飞行速度增量,这使得单位推力增大;发动机推力由空气流量和单位推力共同决定,在高度 $h = 17 \sim 20 \text{ km}$ 范围内,空气流量的减小居于主导地位,故推力减小。

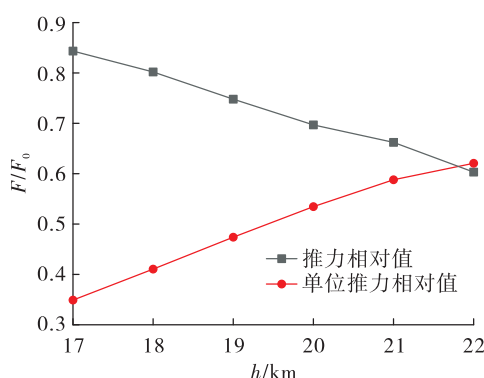


图 13 发动机推力和单位推力随高度的变化

Fig. 13 Variation of engine thrust and specific thrust with height

4 结论

1) PATR 发动机的主燃室和外涵燃烧室的余气

系数直接受限于控制规律,燃烧温度随余气系数调节;在飞行条件改变时,预燃室的燃气流量发生变化,余气系数以及燃烧温度需要得到相应的调节。

2) 飞行条件改变时,发动机捕获空气流量会剧烈变化,为了使各燃烧室的余气系数处于正常范围以保证正常燃烧,总氢流量需要进行相应的调节,这会导致顺序为氢涡轮—氢压气机—氢涡轮—空气压气机的一连串变化,从而使得发动机运行状态发生变化。

3) 改变飞行条件(飞行马赫数、高度)会引起来流空气参数和捕获空气流量的变化,PATR 发动机的工作状态随之改变;在控制规律的约束下,决定发动机工作状态的重要参数需要按照一定的规律变化,所以控制量必须进行相应的调节以实现发动机工作状态的控制。

参考文献:

- [1] 邹正平,王一帆,额日其太,等. 高超声速强预冷航空发动机技术研究进展[J]. 航空发动机,2021,47(4):8-21.
- [2] 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.
- [3] 陈操斌,郑日恒,马同玲,等. 带有闭式布雷顿循环的预冷发动机特性研究[J]. 推进技术,2021,42(8):1749-1760.
- [4] 姚尧,王占学,张晓博,等. 液氢预冷吸气式发动机建模与循环特性分析[J]. 推进技术,2022,43(4):26-36.
- [5] 唐靖博,杨庆春,徐旭. 预冷组合循环发动机吸气式模式建模与性能分析[J]. 推进技术,2022,43(9):20-33.
- [6] 董芑呈,唐海龙,陈敏. 高超声速预冷发动机总体性能研究[J]. 航空动力,2020(3):23-26.
- [7] VARVILLER, BOND A. The SKYLON spaceplane[EB/OL]. https://docshare.tips/saber-stol-space-plane_5750b8d2b6d87f4fa28b4a55.html,2004.
- [8] MURRAY J, GUHA A, BOND A. Overview of the development of heat exchangers for use in air-breathing propulsion pre-coolers[J]. Acta Astronautica, 1997, 41(11):723-729.
- [9] WILCOX E, TROUT A M. Analysis of thrust augmentation of turbojet engines by water injection at compressor inlet including charts for calculating compression processes with water injection[R]. NACA-TR-1006.
- [10] WILLENS D. Liquid injection on turbojet engines for high

- speed aircraft[R]. R-139.
- [11] SOHN R L. Theoretical and experimental studies of precompressor evaporative cooling for application to the turbojet engine in high altitude supersonic flight[R]. WADC-TR-56-477.
- [12] TANATSUGU N, SATO T, BALEPIN V, et al. Development study on ATREX engine[C]//Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [13] SATO T, KOBAYASHI H, TANATSUGU N, et al. Development study of the precooler of the ATREX engine[C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [14] 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.
- [15] 张蒙正, 刘典多, 马海波, 等. PATR 发动机关键技术 with 性能提升途径初探[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 1921-1927.
- [16] 朱岩, 马元, 张蒙正. 预冷空气涡轮火箭发动机氢循环系统的参数特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 2016-2024.
- [17] 罗佳茂, 杨顺华, 母忠强, 等. 预冷型组合循环发动机技术[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1): 190-207.
- [18] 吴弈臻, 马元, 黄乐萍, 等. 预冷组合发动机中波瓣混流器对氢气/空气掺混性能影响[J]. 火箭推进, 2021, 47(6): 76-85.
- WU Y Z, MA Y, HUANG L P, et al. Influence of lobe mixer in pre-cooling air turbo rocket engine on hydrogen/air mixing performance[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 76-85.
- [19] 玉选斐. 预冷吸气式组合推进系统热力循环及控制规律研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- [20] 陆国栋, 周强泰, 田茂诚, 等. 空气横掠顺列螺旋槽管和光管管束的传热特性[J]. 动力工程, 2005, 25(1): 44-49.
- [21] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社, 2014.