

基于冷气预冷技术的高马赫数涡轮 发动机建模方法及循环分析

姚 尧¹, 王占学¹, 张晓博¹, 桂 丰²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院 陕西省航空发动机内流动力学重点实验室, 西安 710129;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 针对高马赫数涡轮发动机的涡轮部件热防护问题, 以基于冷气预冷(CCA)技术的变循环涡轮(VCTF)发动机为例, 建立燃油的热物性库, 换热器、涡轮叶片冷却以及改进燃烧室的计算模型, 发展 VCTF 发动机的设计点迭代计算模型, 分析 CCA 技术对 VCTF 发动机循环性能的影响。结果表明: CCA 技术能够在相同涡轮材料耐温的水平下进一步增大发动机净推力, 但是耐高温涡轮叶片材料的应用仍是提升发动机的性能的关键。对于未采用耐高温涡轮叶片材料的低压涡轮(LPT), 其导向器和转子的冷气量随着高压涡轮(HPT)材料耐温的水平提高而增大; 采用 CCA 技术后, 低压涡轮导向器的冷气量减少, 但是未采用预冷引气的低压涡轮转子的冷气量进一步增大, 耐高温涡轮叶片材料的应用能够明显降低这一不利影响。

关 键 词: 高马赫数涡轮发动机; 冷气预冷(CCA)技术; 建模方法; 设计点迭代; 循环性能

中图分类号: V236

文献标志码: A

Modeling method and cycle analysis of high-speed gas turbine engine with CCA technology

YAO Yao¹, WANG Zhanxue¹, ZHANG Xiaobo¹, GUI Feng²

(1. Shaanxi Key Laboratory of Internal Aerodynamics in Aero-Engine, School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: For the thermal protection of turbine components of high-speed gas turbine engines, a variable cycle turbofan (VCTF) engine with cooled cooling air (CCA) technology was taken as an example. The library of fuel thermal physical property, and the simulation model of the heat exchanger, the turbine blade cooling, and the combustion chamber with fuel temperature change were established. The iteration simulation model of design point for the high-speed VCTF engine was developed, and the influence on the thermodynamic cycle performance of the VCTF engine with CCA technology was analyzed. Results showed that at the same turbine temperature limits level, the CCA technology can further increase the thrust of the high-speed gas turbine engine. However, the application of high-temperature resistant material into turbine blades was still the key to improving the performance of the high-speed gas turbine engine. For the low-pressure turbine (LPT) without high-temperature resistant material, the relative cooling air bleeds of the LPT stator and rotor increased with the increase of high-pressure turbine (HPT) temperature limits level; after the CCA technology was adopted, the relative cooling air bleed of the LPT

收稿日期: 2022-07-13

基金项目: 国家自然科学基金(52076180); 国家科技重大专项(2017-I-0001-0001)

作者简介: 姚尧(1994—), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机总体性能仿真与设计。

通信作者: 张晓博(1982—), 男, 副教授, 博士, 研究领域为航空发动机总体性能仿真与设计。E-mail: zhangxb@nwpu.edu.cn

引用格式: 姚尧, 王占学, 张晓博, 等. 基于冷气预冷技术的高马赫数涡轮发动机建模方法及循环分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1378-1390. YAO Yao, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Modeling method and cycle analysis of high-speed gas turbine engine with CCA technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1378-1390.

stator decreased, and that of the LPT rotor without cooled cooling air further increased. Applying high-temperature resistant material into LPT can reduce this adverse effect.

Keywords: high-speed gas turbine engine; cooled cooling air (CCA) technology; modeling method; design point iteration; cycle performance

涡轮基组合循环(turbine-based combined-cycle, TBCC)发动机是未来高超声速巡航飞行器、双级入轨第一级可重复使用助推装置的理想动力。其中,涡轮级的工作马赫数上限需要提高至4.0以上^[1],涡轮级可使用的发动机类型包括涡喷发动机、涡扇发动机及串联式TBCC发动机等。高马赫数飞行的一个显著问题是发动机来流总温升高而导致的部件热防护要求提高。高马赫数涡轮发动机需要在高温条件下工作并承受内部高温燃气的持续气动加热^[2],如何进行包括高马赫数涡轮发动机在内的TBCC发动机的热端部件的有效热防护,即热管理系统设计技术,是其实现工程应用的一项关键技术^[3]。

为解决这一问题,国外针对TBCC发动机开展了相应的热管理系统方案研究,而国内公开文献中相关研究较为匮乏,并且主要针对超燃冲压发动机。在1968年,美国国家航空航天局(NASA)刘易斯研究中心^[4]对飞行马赫数 $Ma=3.0$ 的涡轮发动机开展了涡轮叶片的冷却方案研究,包括利用风扇外涵空气、冲压空气或燃油经换热器对压气机出口的引气预冷,以及燃油直接冷却涡轮叶片等方式。研究表明,压气机出口的引气预冷能够显著降低引气量和涡轮叶片温度。在1992年,美国通用电气航空发动机(GEAE)公司针对 $Ma=4.0\sim 6.0$ 的串联式TBCC发动机,提出了采用预冷的冲压空气、燃油直接冷却喷管部件以及闭式布雷顿冷却循环等多种综合热管理系统方案^[5]。同年,德国MTU(Motoren-und Turbinen-Union Friedrichshafen GmbH)公司开展了最大飞行马赫数为5.6的串联式TBCC发动机的综合热管理系统方案设计研究^[6]。该方案以液氢燃料为主要热沉,利用空气-液氢换热器为进气道、冲压涵道、涡轮发动机、喷管调节片等部件提供冷却空气。在1995年,日本在高超声速运输机推进系统研究(hypersonic transport propulsion system research, HY-PR)计划下,开展了 $Ma=5.0$ 一级的串联式TBCC发动机的二元收-扩喷管的冷却方案研究^[7-8]。研究认为,进气道的引气预冷能够有效降低尾喷管热防护的空气流量需求。在2003年,针对 $Ma=4$

一级的变循环涡扇冲压组合发动机的热管理系统设计,NASA格林研究中心认为开展热管理系统部件设计技术验证和发展轻质的管式/壳式换热器是其中需要关注的两个重要方面^[9]。基于上述文献可知,在高马赫数飞行的条件下,采用燃油或者中间冷却介质经换热器对部件引气进行预冷是满足发动机的部件热防护要求的一种有效方式。其中,采用预冷引气对涡轮叶片进行冷却的方式称为冷气预冷(cooled cooling air, CCA)技术^[10]。CCA技术中可利用的热沉包括:风扇外涵空气、燃油及冲压空气等^[4]。

目前,国内外针对TBCC发动机及其热管理系统方案的设计与仿真开展了一定研究,以探究其可行性。2004年,美国埃里森高级开发公司(AADC)使用飞行器综合热管理分析程序(vehicle integrated thermal management analysis code, VIT-MAC)建立了并联式TBCC发动机的加力涡喷发动机、模态转换以及双模态超燃冲压发动机的热管理系统仿真模型^[11]。在2009年前后,美国SPIRITECH公司(Spiritech Advanced Products Incorporation)开发了TBCC发动机的动态仿真工具(high Mach transient engine cycle code, HiTECC)^[12],主要用于并联式TBCC发动机的总体性能仿真与控制系统设计。而后, SPIRITECH公司将热管理/燃油系统的仿真模型集成至HiTECC中,初步验证了并联式TBCC发动机及其热管理/燃油系统仿真模型的稳态和动态参数变化的合理性^[13]。2012年,中国航发四川燃气涡轮研究院的姜德仓等^[14]基于FlowMaster软件开发了TBCC发动机热管理系统仿真工具ThermalM,并以并联式TBCC发动机为例讨论了燃油直接对加力燃烧室、冲压燃烧室及喷管的表面进行冷却的散热效果。2019年,北京航空航天大学刘友宏等^[15]同样借助FlowMaster软件开展了串联式TBCC发动机的燃油系统温度特性仿真研究,分析了不同工作模态下的燃油系统的温度变化规律。

综上所述,公开文献中提出了不同的TBCC发动机的热管理系统方案,初步分析了热沉利用、热端部件热防护方式、热管理系统仿真建模等技

术问题,国内针对 TBCC 发动机及其热管理系统的仿真建模技术相关研究较为单薄。基于此考虑,本文以 CCA 技术对高马赫涡轮发动机的总体性能与涡轮部件冷却的影响为例,介绍基于 CCA 技术的变循环涡扇发动机构型,建立燃油的热物性库,换热器和涡轮叶片冷却的计算模型,及改进燃烧室计算方法,发展变循环涡扇发动机的设计点迭代计算模型,分析采用和不采用 CCA 技术对变循环涡扇发动机的设计点循环性能的影响差异。

1 基于 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机构型及建模方法

1.1 基于 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机构型

图 1 给出了采用 CCA 技术的变循环涡扇(VCTF)发动机的构型示意图和部件各截面编号。发动机的基本结构和部件的引气位置均来源于变循环涡扇发动机(HYPR90-T)^[16],其主要部件包括 2 级风扇、5 级高压压气机、环形燃烧室、单级高/低压涡轮(high/low pressure turbine, HPT/LPT)、后可变面积涵道引射器(rear variable area bypass injector, RVABI)以及尾喷管等。采用 CCA 技术后,燃油首先经过燃油-空气换热器对高压压气机出口的引气预冷,其温度升高,而后进入燃烧室燃烧;预冷后的冷却空气分别对高压涡轮的导向器(V1)和转子(B1)及低压涡轮的导向器(V2)进行冷却,低压涡轮转子(B2)通过压气机中间级引气进行冷却。需要注意的是,燃油-空气换热器可以安装在发动机的机匣外侧或者高压压气机和燃烧室之间^[17]。如果安装方式为后者,那么在相同换热效率的设计指标下,燃油-空气换热器的结构尺寸更加紧凑。对于紧凑型换热器,其传热面积密度大于 $700 \text{ m}^2/\text{m}^3$ ^[18]。相对于前者,后者能够减小

冷却空气在管路中的流动损失,避免进入高压涡轮导向器的冷却空气因回流裕度不足而引入空气循环(air cycle machine)^[10]的可能性。因此,低阻、轻质及高效的燃油-空气换热器的设计技术发展是 CCA 技术应用于高马赫数涡轮发动机热管理的一个必要条件。

1.2 基于 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机性能计算模型

本文采用面向对象的发动机建模方法,在高速涡轮基推进系统性能仿真程序——HiMach^[19]的基础上,进一步建立了燃油热物性库、换热器计算模型、涡轮叶片冷却计算模型以及改进的燃烧室计算模型,并提出了发动机的设计点迭代计算方法。本文建立的基于 CCA 技术的 VCTF 发动机仿真模型如图 2 所示。图中符号 δ 表示相对于引气部件进口的引气量,下标数字与图 1 中的截面定义对应。例如, δ_{32} 表示相对于燃油-空气换热器空气侧进口的引气量。此外,图 2 中的油箱模型为进入发动机的燃油提供边界条件,包括燃油类型、流量、温度及压力。

1.2.1 燃油的热物性计算

燃油的热物性对燃油-空气换热器的换热计算和燃烧室出口总温的计算均有影响。根据公开文献资料,在 HiMach 中建立了包含多种燃油的热物性库,包括 RP-3、JP-10、柴油、天然气、液态甲烷、液氢等。燃油热物性库的建立可以用于评估燃油类型油类型变化对发动机总体性能和热管理系统的热沉分配的影响。本文仅以 RP-3 为例,开展后续的计算分析。

碳氢燃料由上百种碳氢化合物组成,仿真计算与分析中一般以替代组分模型获取燃油的热物性数据。本文采用文献 [20] 中 RP-3 的 10 组代替

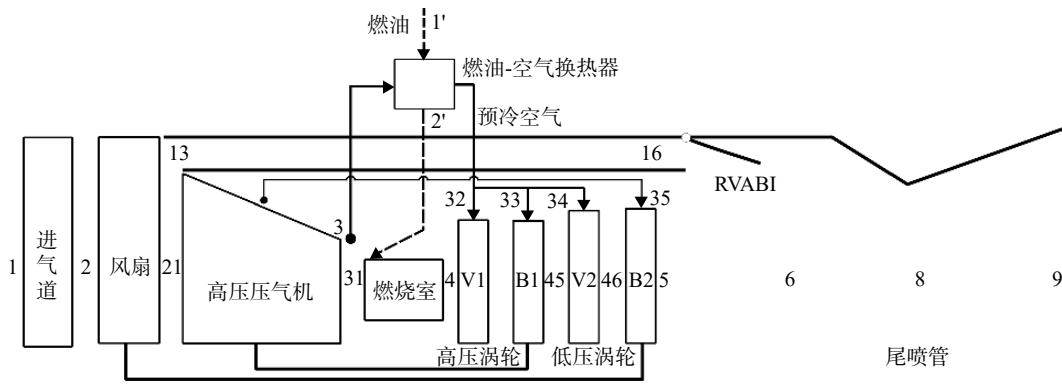


图 1 基于 CCA 技术的 VCTF 发动机结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of VCTF engine structure with CCA technology

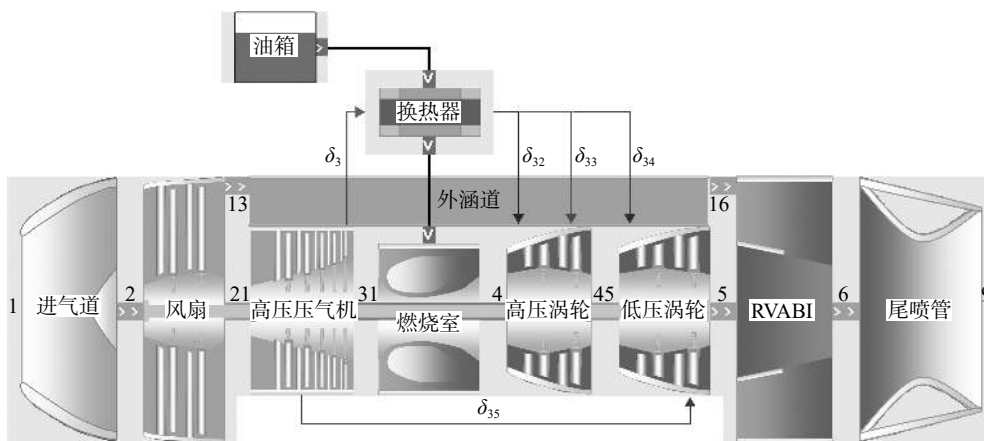


图2 基于CCA技术的VCTF发动机性能仿真模型

Fig. 2 Simulation model for the VCTF engine performance with CCA technology

代模型,在美国国家标准与技术研究院(NIST)开发的 Supertrapp 软件^[21]中生成不同温度和压力下的 RP-3 热物性参数。例如,图3给出了 3 MPa 下 RP-3 的密度和比定压热容的计算结果与试验结果^[22-23]对比。可见两者结果接近,NIST Supertrapp 软件获取 RP-3 的热物性参数能够满足仿真计算的精度要求。

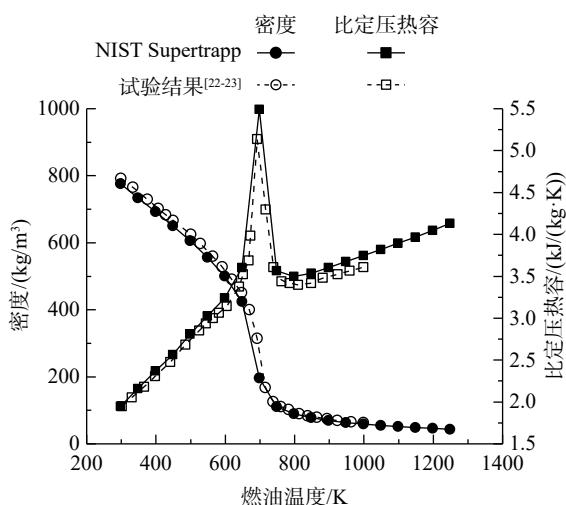


图3 3 MPa 下 RP-3 的热物性参数对比

Fig. 3 Thermophysical parameters comparison of RP-3 at 3 MPa

1.2.2 换热器计算模型

换热器的主要性能指标是换热效率 ε ,其定义为换热器中实际换热量与最大可能换热量的比值,由式(1)计算。

$$\varepsilon = \frac{q_{m1} c_{p1'} (T_{12'} - T_{11'})}{\min \{q_{m1} c_{p1'}, \delta_3 W_{21} c_{p3}\} \times (T_{13} - T_{11'})} \quad (1)$$

式中 q_m 表示质量流量; c_p 表示工质的比定压热容; T_i 表示总温; 数字下标表示对应图1的截面编号。

在后续的计算中,通过给定燃油的最大热稳定工作温度计算得到燃油-空气换热器的 ε 。

换热器的另一个性能指标参数是燃油侧、空气侧的总压恢复系数 σ ,由式(2)计算。

$$\begin{cases} \sigma_f = \frac{p_{11'}}{p_{12'}} \\ \sigma_a = \frac{p_{132}}{p_{13}} \end{cases} \quad (2)$$

式中 p_i 表示总压; 下标 f、a 分别表示工质为燃油和空气。

同时,根据燃油侧和空气侧的换热量 Q 相等, Q 由式(3)计算。

$$Q = q_{m1} c_{p1'} (T_{12'} - T_{11'}) = \delta_3 q_{m21} c_{p3} (T_{132} - T_{13}) \quad (3)$$

1.2.3 涡轮叶片冷却计算模型

涡轮叶片冷却计算的目的是获取已知燃气温度和冷却空气温度条件下,满足涡轮叶片温度限制所需要的冷却空气流量。本文采用内部对流冷却+外部气膜冷却对涡轮叶片冷却空气流量计算方法进行介绍。涡轮叶片的冷却计算模型分为最大燃气总温计算、涡轮冷却换热计算及涡轮效率修正计算3个部分,该模型主要参考文献[24-26]建立。其中,文献[24]中的涡轮叶片冷却空气流量计算方法用于NASA的发动机性能计算程序NNEP(Navy NASA engine program)。文献[25]在文献[24]基础上对基于经验关系式的涡轮叶片冷却空气流量计算方法进行了改进,其中的涡轮叶片冷却空气流量计算是一种一维方法,能够对流冷却+气膜冷却的组合冷却方式进行换热计算。

1) 最大燃气总温计算

对于0维的发动机性能计算模型,燃烧室出

口总温为出口截面的平均值,将其直接用于涡轮冷却计算得到的冷却空气流量会低于实际的冷却空气流量^[26]。为了在涡轮冷却换热计算中考虑到气流不均匀性的影响,引入燃烧室型式因子(combustor pattern factor) K_b 对燃气温度进行修正,如式(4)^[26]所示。

$$T_{t,g,\max} = T_{t,g,\text{rel}} + K_b \Delta T_{t,b} \quad (4)$$

式中下标 g 表示燃气;下标 b 表示燃烧室; $T_{t,g,\max}$ 表示修正得到的最大燃气总温; $T_{t,g,\text{rel}}$ 表示燃气相对总温,对于涡轮导向器 $T_{t,g,\text{rel}} = T_{t,g}$,对于涡轮转子 $T_{t,g,\text{rel}} = 0.92 T_{t,g}$; $\Delta T_{t,b}$ 表示燃烧室升温。 K_b 的取值与燃烧室的设计参数相关,通常根据工程经验选取。本文中,高压涡轮导向器和转子的 K_b 分别取 0.4、0.2,低压涡轮导向器和转子的 K_b 分别取 0.1、0.05。

2) 涡轮叶片冷却换热计算

图4给出了涡轮叶片对流冷却和气膜冷却的计算模型示意图。图中将涡轮导向器和转子中复杂的冷却通道换热简化为涡轮叶片中燃气流动方向(x)的一维流动换热,其中 D_c 表示对流冷却通道宽度; s 表示气膜孔当量宽度。对于气膜冷却,图4(b)的模型采用 s 代替沿 x (弦长)方向的气膜孔分布。但是,该模型中未考虑涡轮叶片前缘的气膜孔冷却换热。

对于图4(a)的对流换热过程,涡轮叶片的燃气侧和冷气侧沿 x 方向的单位面积对流换热量 $q_1(x)$ 和 $q_2(x)$ 由分别由式(5)和式(6)计算。

$$q_1(x) = h_g(x) [T_{t,g,\max} - T_w(x)] \quad (5)$$

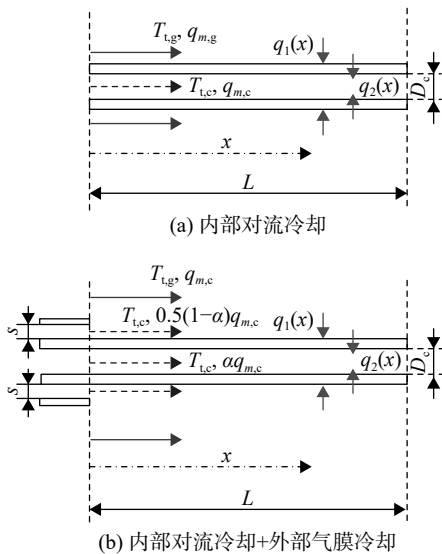


图4 涡轮叶片对流冷却和气膜冷却计算模型示意图^[25]

Fig. 4 Schematic diagram of turbine blade convection cooling and film cooling^[25]

$$q_2(x) = h_c(x) [T_w(x) - T_{t,c}(x)] \quad (6)$$

式中 h 表示传热系数; T_w 表示忽略叶片壁面厚度的涡轮叶片温度;下标 c 表示冷却空气。计算中假设燃气侧的总温保持不变。

对于图4(b)的气膜冷却换热过程,一部分冷却空气经气膜孔进入燃气侧,在涡轮叶片表面形成气膜,该部分的冷却空气流量比例为 $(1-\alpha)$ 。在气膜冷却传热计算中,引入绝热壁面温度 T_{aw} 表示燃气侧向涡轮叶片壁面的单位面积传热量 $q_1(x)$,改由式(7)计算。

$$q_1(x) = h_g(x) [T_{aw}(x) - T_w(x)] \quad (7)$$

式中 T_{aw} 通过气膜冷却效率 $\eta_{\text{film}}(x)$ 进行计算, $\eta_{\text{film}}(x)$ 的定义如式(8)所示。

$$\eta_{\text{film}}(x) = \frac{T_{t,g,\max} - T_{aw}(x)}{T_{t,g,\max} - T_{t,c}(0)} \quad (8)$$

求解式(6)~式(8)中传热系数、冷却效率等参数所需要的表面特性试验关联式和计算关系式均已在文献[25]中给出,此处不再赘述。

涡轮叶片冷却换热计算的基本思路如下:

步骤1 将一维计算模型划分为 N 个网格,沿燃气流动方向的每个网格长度 $\Delta x = L/N$ (L 为弦长)。

步骤2 由文献[25]中的气膜冷却效率计算关系式得到气膜冷却效率 $\eta_{\text{film}}(x)$,进而计算得到绝热壁面温度 $T_{aw}(x)$ 。

步骤3 由文献[25]中的表面特性试验关联式计算燃气侧和冷气侧的传热系数 h_g 、 h_c ,进而计算得到涡轮叶片壁面温度 $T_w(x)$ 。其中 $T_w(L)$ 是计算得到的涡轮叶片最大壁面温度,为后续计算中的涡轮叶片温度限制值。

步骤4 根据每个网格下的单位面积传热量相等,即 $q_1(x) = q_2(x)$,计算冷却空气温度 $T_{t,c}(x)$ 。

步骤5 在第2~4步计算完成后,按照简单掺混模型计算涡轮叶片冷却后的燃气流量、总温及总压等参数。

上述涡轮叶片燃气侧和冷气侧的换热计算过程中所需要的动力黏度和导热系数由 NASA 开发的化学平衡计算程序^[27]计算得到。

3) 涡轮效率修正计算

文献[24]给出了多种涡轮叶片冷却方式的效率修正系数,对于对流冷却和气膜冷却,涡轮效率修正系数如表1所示。表中 r 表示 1% 的冷却空气流量变化所引起的涡轮级效率损失百分比。

表 1 涡轮导向器和转子级效率损失系数^[24]
Table 1 Turbine stator and rotor stage efficiency
loss factors^[24]

冷却方式	对流冷却 相对流量 α	级效率损失	
		导向器 (r_{V1}/r_{V2})	转子 (r_{B1}/r_{B2})
先进对流	1.0	0.1	0.2
对流和气膜 1	0.75	0.12	0.24
对流和气膜 2	0.50	0.15	0.30
对流和气膜 3	0.25	0.18	0.36
全气膜	0	0.35	0.60

以高压涡轮为例, 导向器的效率损失 $\eta_{V1,loss}$ 和转子的效率损失 $\eta_{B1,loss}$ 分别由式(9)和式(10)计算。

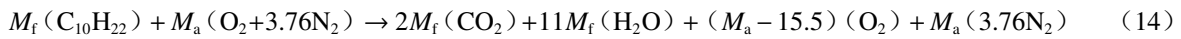
$$\eta_{V1,loss} = r_{V1} \frac{q_{m32}}{q_{m4}} \eta_{t,HPT} \quad (9)$$

$$\eta_{B1,loss} = r_{B1} \frac{q_{m33}}{q_{m41}} \eta_{t,HPT} \quad (10)$$

式中 $\eta_{t,HPT}$ 表示高压涡轮等熵效率。

修正后的高压涡轮等熵效率 $\eta_{tc,HPT}$ 由式(11)计算。

$$\eta_{tc,HPT} = \eta_{t,HPT} - \eta_{V1,loss} - \eta_{B1,loss} \quad (11)$$



式中 M 表示摩尔质量。

$$M_f[H_f + c_{p,f}(T_{t2'} - T_{ref})] + \sum_{i=\{O_2, N_2\}} M_{a,i}[H_i + c_{pi}(T_{t3} - T_{ref})] = \sum_{i=product} M_{g,i}[H_i + c_{pi}(T_{t4} - T_{ref})] \quad (15)$$

式中 H 表示生成焓; T_{ref} 表示参考温度, 取 298.15 K; product 表示式(13)中的反应产物。

由于式(15)等式左侧参数条件已知, 可以计算得到燃油温度变化后的燃烧室出口总温 T_{t4} 。其中, 采用 NASA CEA^[27]中的最小吉布斯自由能方法进行燃烧反应过程计算, 同时采用燃烧效率对绝热条件下完全燃烧所需的燃油流量 $q_{m2',ideal}$ 进行修正, 如式(16)所示。

$$q_{m2'} = \frac{q_{m2',ideal}}{\eta_b} \quad (16)$$

由文中第 1.2.5 节的 VCTF 发动机设计点迭代计算方法, 给定燃烧室出口温度, 计算得到了改变初始燃油温度对燃烧室油气比的影响, 如图 5 所示。可以看到, 298.15 K 时, 改进方法与燃油低热值法计算得到燃烧室油气比几乎相同。同时, 随着初始燃油温度增大, 改进方法计算得到的燃

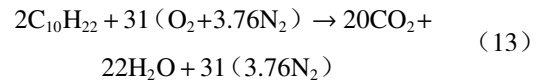
1.2.4 燃烧室计算模型

燃烧室出口总温受高压压气机的出口条件和燃油-空气换热器燃油侧的出口条件影响, 而航空发动机性能模拟中通常根据燃油低热值计算燃烧室的油气比(式(12)), 燃油低热值为定值, 该方法不能考虑燃油温度变化对燃烧室出口总焓的影响。因而, 需要对燃烧室出口总温计算方法进行改进。

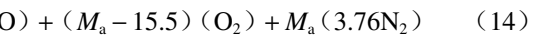
$$f_{ar4} = \frac{c_{p4}T_{t4} - c_{p31}T_{t31}}{\eta_b V_{LHV} - c_{p4}T_{t4}} \quad (12)$$

式中 f_{ar4} 表示燃烧室油气比; η_b 表示燃烧效率; V_{LHV} 为燃油低热值 LHV 的量符号形式。

根据 NIST Supertrapp 软件对 RP-3 替代组分模型的计算结果, 其化学式简写为 $C_{10}H_{22}$ 。参考文献[28]中改进燃烧室出口总温的计算方法, 在不考虑化学反应动力学影响的前提下, RP-3 在空气中完全燃烧的化学反应由式(13)表示。



由完全燃烧反应前后的摩尔质量守恒, 式(13)改为式(14)。



根据式(14)得到考虑燃油温度变化的能量守恒关系式, 如式(15)所示。

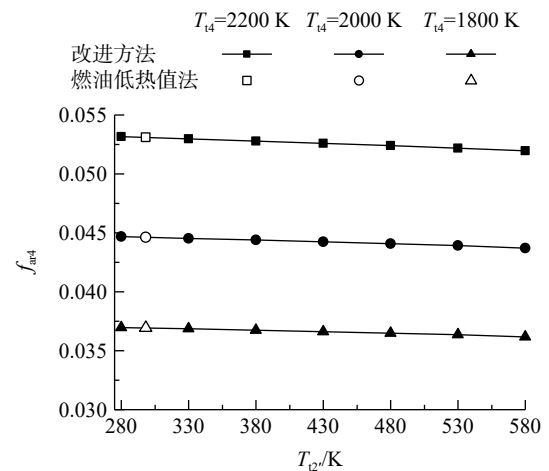


图 5 不同燃烧室出口总温下油气比随燃油温度变化
Fig. 5 Variation of fuel-air ratio vs initial fuel temperature at different burner exit total temperature

烧室出口油气比有所降低,这是由于进入燃烧室的燃油总焓增大所致。由此可见,改进方法能够较为准确地预测燃油温度变化对燃烧室油气比的影响规律,可以用于整机模型的计算与分析。

1.2.5 基于 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机

设计点迭代计算模型

航空发动机的设计点性能仿真一般直接通过发动机进气道至喷管流路的气动热力计算获得,此时发动机的主要设计参数是均为已知参数,例如涵道比、风扇压比、高压压气机压比、涡轮前温度等。由于燃油-空气换热器的引入,VCTF 发动机的设计点性能计算过程相比于一般的航空发动机的设计点性能计算过程发生了以下变化,包括:设计点计算时,燃油-空气换热器燃油侧的出口流量、温度等参数和高压压气机的出口参数决定了燃烧室出口总温,燃烧室出口总温由输入值变为计算的输出值;为了得到满足涡轮叶片温度限制条件的冷却空气流量,需要对冷却空气流量进行迭代。因此,为了使燃烧室出口总温和涡轮叶片温度满足设计要求,设计点计算时需要对燃油流量和相对引气量进行迭代计算,即以燃油流量和相对引气量作为循环迭代变量,以燃烧室出口总温和涡轮叶片限制温度作为残差变量,构建平衡方程组求得符合设计需求的收敛解。

对于本文研究的基于 CCA 技术的 VCTF 发动机,设计点迭代变量包括 q_{m1} 、 δ_3 、 δ_{32} 、 δ_{33} 及 δ_{35} ,共 5 个。需要满足的 5 个残差方程,具体如下:

1) 燃烧室出口总温的计算值和目标值的残差 $E_{T_{t4}}$ 。

2) 高压涡轮导向器叶片温度的计算值和目标值的残差 $E_{T_{V1}}$ 。

3) 高压涡轮转子叶片温度的计算值和目标值的残差 $E_{T_{B1}}$ 。

4) 低压涡轮导向器叶片温度的计算值和目标值的残差 $E_{T_{V2}}$ 。

5) 低压涡轮转子叶片温度的计算值和目标值的残差 $E_{T_{B2}}$ 。

基于 CCA 技术的 VCTF 发动机的设计点迭代计算流程如图 6 所示,该方法构建的平衡方程组封闭。该方程组采用 Newton-Raphson 方法进行求解,残差平方和不大于 10^{-10} 即认为迭代过程收敛。本文所建立的设计点迭代计算模型还可以选取涡轮发动机的所有设计参数(如发动机进口流量、风扇压比、涡轮前温度)作为迭代参数,所

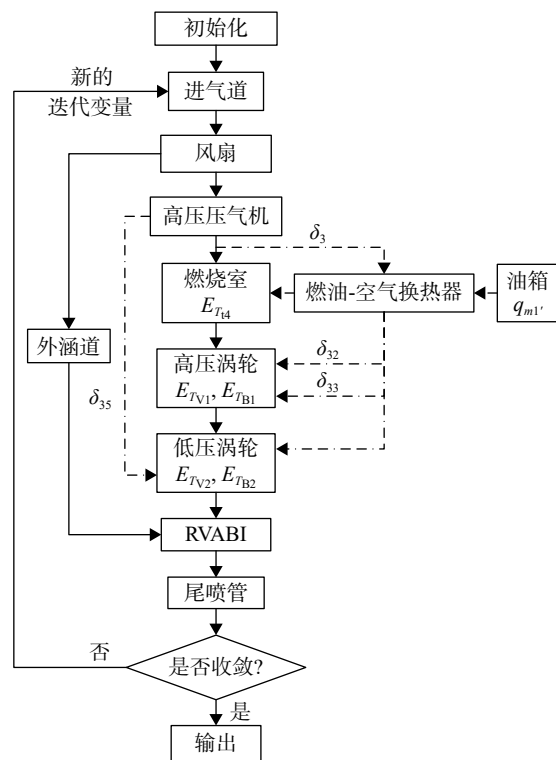


图 6 基于 CCA 技术的 VCTF 发动机的设计点迭代计算流程

Fig. 6 Design point iterative calculation procedure of the VCTF engine with CCA technology

有输出参数(如涡轮落压比、排气温度、推力)作为目标变量;同时,可以用于多种构型的涡轮发动机的设计分析,具有良好的通用性。

此外,不采用 CCA 技术的 VCTF 发动机仿真模型的计算精度已经在文献 [19] 中得到了验证。

2 结果与分析

2.1 基准设计参数

选择飞行高度为 20.9 km, 飞行马赫数为 3.0^[29] 为 VCTF 发动机的设计点,基准设计参数及性能参数如表 2 所示。表中燃油箱中的初始燃油压力参考文献 [4] 以及考虑燃油流路的压降选取,初始燃油温度在考虑了燃油对飞机或发动机附件的换热后选取;燃油-空气换热器的空气侧和燃油侧的总压恢复系数按照蛇形管式换热器的试验结果^[30] 选取,同时,换热效率按照 RP-3 燃油的最大热稳定工作温度(假设为 526 K)计算得到,其值在 0.24~0.50^[28,31] 则认为计算结果合理;高压涡轮导向器、转子及低压涡轮导向器叶片使用镍基单晶合金的温度限制值^[10],而低压涡轮转子叶片使用高温合金材料的温度限制值^[32]。

进行涡轮叶片的冷却换热计算还需要输入涡

表 2 基于 CCA 技术的 VCTF 发动机基准设计参数和总体性能参数

Table 2 Baseline design and overall performance parameters of the VCTF engine with CCA technology

基准设计参数		数值
发动机进口空气流量/(kg/s)		41
进气道总压恢复系数		0.80
风扇压比		1.40
风扇涵道比		0.94
高压压气机压比		3.60
高压压气机出口总温/K		992.0
燃油箱出口温度/K		380
燃油箱出口压力/MPa		2.6
燃油-空气换热器总压恢复系数	空气	0.97
	燃油	0.89
燃油-空气换热器进口相对引气量 $\delta_3/\%$		10.43
燃油-空气换热器燃油侧出口总温/K		526
燃油-空气换热器空气侧出口总温/K		895
燃油-空气换热器换热效率		0.238
燃烧室出口总温 T_{t4}/K		1 900
燃烧室总压恢复系数		0.95
高压涡轮	导向器相对引气量 $\delta_{32}/\%$	57
	转子相对引气量 $\delta_{33}/\%$	29
	导向器叶片限制温度 T_{V1}/K	1 338
	转子叶片限制温度 T_{B1}/K	1 338
	修正前(后)等熵效率	0.85 (0.842)
低压涡轮	导向器相对引气量 $\delta_{34}/\%$	14
	转子相对引气量 $\delta_{35}/\%$	1.64
	导向器叶片限制温度 T_{V2}/K	1 338
	转子叶片限制温度 T_{B2}/K	1 230
	修正前(后)等熵效率	0.87 (0.867)
净推力 F_n/kN		11.63
比冲 I_{sp}/s		2 177

轮叶片的几何尺寸参数,基准模型和后续的循环参数分析计算采用的涡轮叶片设计参数如表 3 所示,不考虑高、低压涡轮进口气动参数变化对涡轮叶片尺寸的影响。表 3 中, Ma_c 表示冷却空气进入涡轮叶片的马赫数,根据文献 [25] 选取;几何参数根据 Mattingly 等 [33] 提出的平均线 (mean-line) 方法计算得到。

此外,本文采用半经验方法 [26] 进行涡轮叶片冷却的一维计算方法的合理性验证。以低压涡轮为例,由表 2 的设计参数计算得到的涡轮叶片冷

表 3 涡轮叶片冷却计算的输入参数

Table 3 Input parameters for turbine blade cooling calculation

叶片参数	高压涡轮		低压涡轮	
	导向器	转子	导向器	转子
Ma_c	0.3	0.3	0.35	0.3
弦长/m	0.036	0.045	0.058	0.068
叶距/m	0.034	0.028	0.048	0.037
叶高/m	0.036	0.045	0.058	0.068
叶片数	42	51	36	47
α	0.5	0.5	0.5	0.5

却参数与基于半经验方法的计算结果对比如表 4 所示。其中一维方法计算得到的冷却流因子 (cooling flow factor) [26]、气膜冷却效率和对流冷却效率作为半经验方法的输入参数。由表 4 可见,涡轮叶片冷却一维方法与半经验方法计算得到的相对引气量相当。

表 4 半经验方法与一维方法计算结果对比

Table 4 Calculation result comparison between semi-empirical method and one-dimensional method

方法	计算参数	导向器	转子
一维方法	冷却流因子	0.031 2	0.041 3
	对流冷却效率	0.632	0.653
	气膜冷却效率	0.313	0.308
	相对引气量/%	29.00	1.64
半经验方法	相对引气量/%	29.52	1.69

2.2 循环性能计算分析

本文分析了不同技术水平下,CCA 技术对 VCTF 发动机的循环性能的影响规律。不采用 CCA 技术的 VCTF 发动机不考虑燃油-空气换热器对引气的冷却,其设计点迭代变量和目标变量的数量同样均为 5。选取的 5 个涡轮叶片温度限制的对比如方案 (C1~C5) 如表 5 所示,其中 1 530 K 为陶瓷基复合材料 (ceramic matrix composites, CMC) 的涡轮叶片温度限制值 [32]。设计点循环参数研究计算中,仅改变表 5 中的各个温度限制值,其他主要设计参数与表 1 中的基准设计参数和表 3 中的涡轮叶片冷却计算输入参数保持一致。改变涡轮前温度和涡轮叶片温度的限制水平,计算得到的 VCTF 发动机的高压压气机出口相对引气量、总体性能参数、涡轮和燃油-空气换热器的性能参数变化规律如图 7~图 11 所示。

由图 7 可见,随着涡轮材料耐温的水平提高,

表 5 循环性能分析选取的不同参数技术水平

Table 5 Selection of different parameters technology levels for cycle performance analysis

参数	方案编号				
	C1	C2	C3	C4	C5
T_{t4}/K	1 900~2 200				
T_{v1}/K	1 338	1 530	1 530	1 530	1 530
T_{b1}/K	1 338	1 338	1 530	1 530	1 530
T_{v2}/K	1 338	1 338	1 338	1 530	1 530
T_{b2}/K	1 230	1 230	1 230	1 338	1 530

高压压气机出口的相对引气量 δ_3 显著下降。不采用 CCA 技术的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的高压压气机出口的相对引气量降低 6.1%~7.8%。采用 CCA 技术的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的高压压气机出口的相对引气量降低 7.6%~9.6%。由于方案 C4 和方案 C5 的高压涡轮及低压涡轮导向器均采用了 CMC 的温度限制值, 不采用和采用 CCA 技术的高压压气机出口的相对引气量相当。

由图 8 可见, 随着涡轮材料耐温的水平提高, VCTF 发动机的净推力 F_n 和比冲 I_{sp} 性能均得到提高。这是由于涡轮叶片的冷却引气量(图 7)显著降低, 且 CCA 技术的引入使发动机的性能进一步提升。不采用 CCA 技术的方案 C5 比不采用 CCA 技术的方案 C1 的净推力增大 10.7%~14.8%, 比冲增大 0.47%~1.5%。采用 CCA 技术的方案 C5 比不采用 CCA 技术的方案 C1 的发动机净推力增大 11.5%~16.0%, 比冲增大 0.57%~1.70%。由图 8(a)可见, 相比于采用 CCA 技术, 提高涡轮材料耐温的水平对净推力的提升更为有效。不采用 CCA 技术时, 涡轮材料耐温的水平依次提高对 VCTF 发动机净推力的提升如表 6 所示。相同涡轮材料耐温的水平下, 采用 CCA 技术较不采用 CCA 技术的 VCTF 发动机净推力的提升如表 7 所示。结合表 6 和表 7 可知, 虽然 CCA 技术的引入能够进一步提高发动机净推力, 但是涡轮叶片材料的耐温水平仍是制约发动机性能提升的关键。

图 9 中, 随着涡轮材料耐温水平的提高, 由于高、低压涡轮导叶的冷却空气流量降低, 一方面使冷却空气流量对高、低压涡轮等熵效率的负面影响降低(图 9(a)、图 9(b)), 另一方面使高、低压涡轮转子的进口总温增大, 进而使高、低压涡轮的落压比降低(图 9(c)、图 9(d))。

由图 10(a)可见, 燃油-空气换热器的换热效率的变化范围为 0.24~0.5。对于 C1 和 C2, 换热

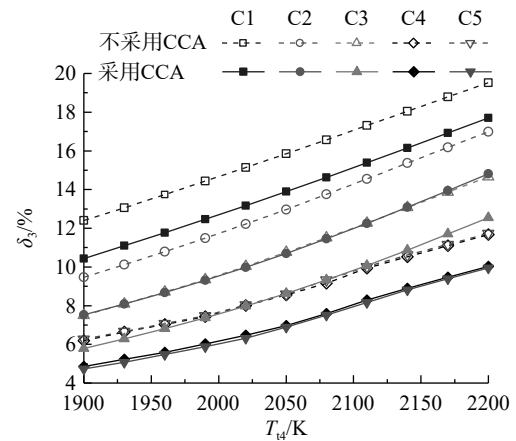


图 7 不同涡轮前温度和涡轮叶片温度的限制水平下高压压气机出口的相对引气量

Fig. 7 Relative bleeding air flow from HPC exit vs turbine inlet temperature and turbine blade temperature limits

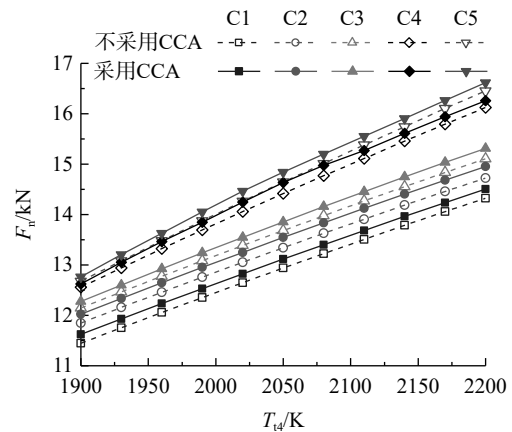
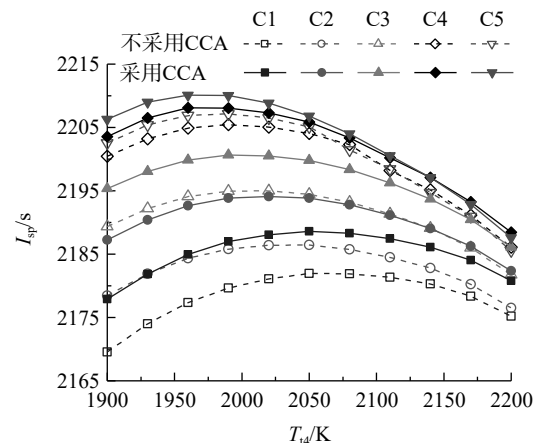
(a) 净推力 F_n (b) 比冲 I_{sp}

图 8 不同涡轮前温度和涡轮叶片温度的限制水平下 VCTF 发动机总体性能

Fig. 8 Overall performance of the VCTF engine vs turbine inlet temperature and turbine blade temperature limits

效率约为 0.238, 由于此时燃油-空气换热器中空气流量较大(图 7), 燃油的热容量小于空气的热

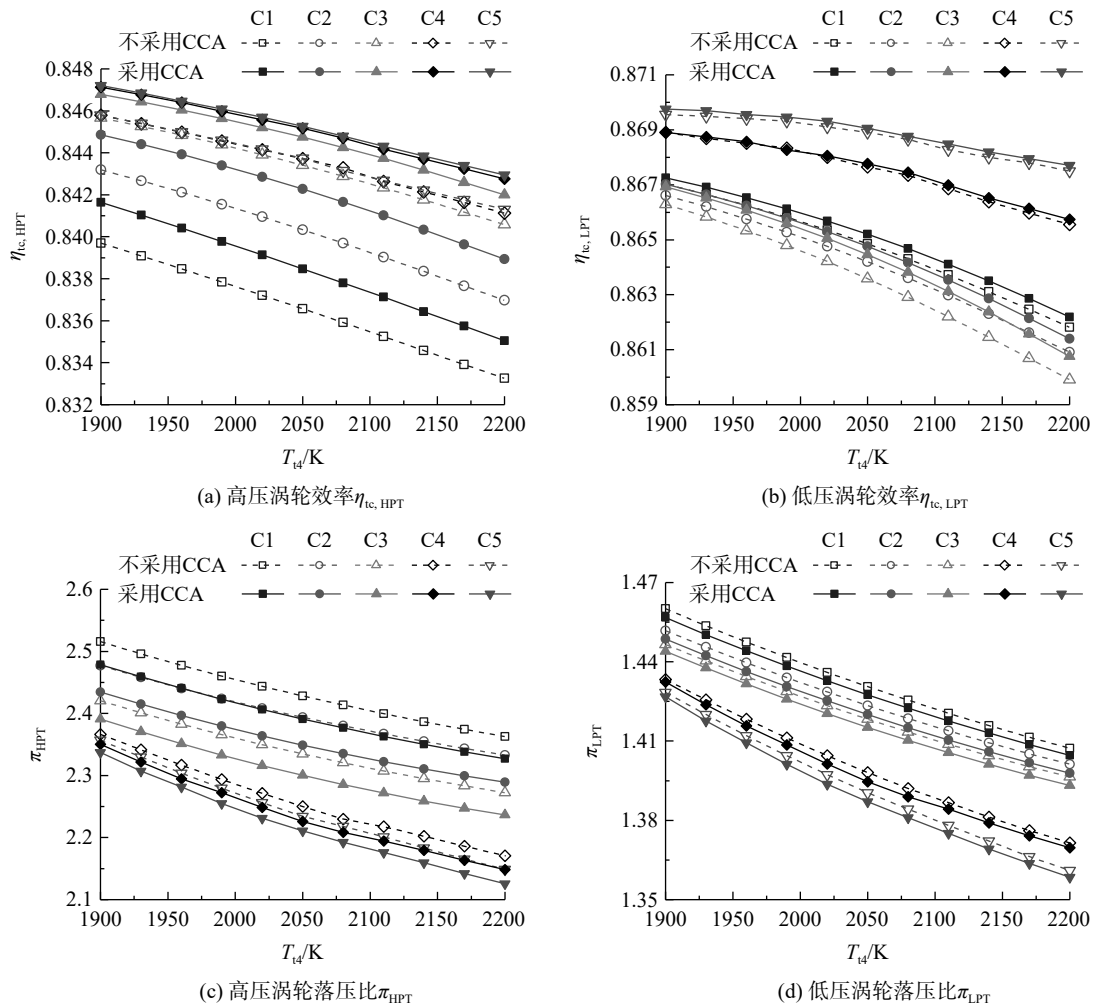


图9 不同涡轮前温度和涡轮叶片温度的限制水平下高、低压涡轮的性能参数变化规律

Fig. 9 Performance parameters of HPT and LPT vs. turbine inlet temperature and turbine blade temperature limits

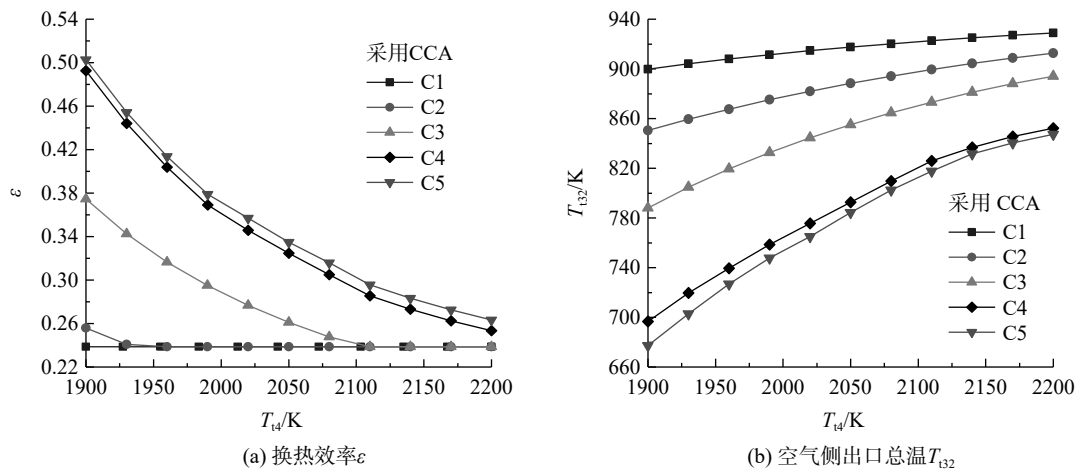


图10 不同涡轮前温度和涡轮叶片温度的限制水平下燃油-空气换热器的循环参数变化规律

Fig. 10 Cycle parameters of fuel-air heat exchanger vs. turbine inlet temperature and turbine blade temperature limits

容量,由式(1)可知换热效率保持不变。随着涡轮材料耐温的水平继续提高,燃油-空气换热器中空气流量降低,燃油的热容量大于空气的热容量,换热效率受空气流量影响显著。由图10(b)可见,

随着涡轮材料耐温的水平提高(方案C3~方案C5),由于高压压气机出口的相对引气量降低,燃油-空气换热器空气侧的出口总温降低的幅度增大,但是随着涡轮前温度提高,其降低的幅度

减小。

若要进一步降低高压压气机出口的相对引气量,可以从改进涡轮叶片的热防护方式和提升燃油的热沉能力两个方面开展研究,如采用先进的涡轮叶片冷却结构、提高燃油的最大热稳定工作

温度、采用“热油箱(hot tank)”方法或者使用散热能力更好的燃油或冷却剂。

图11中涡轮部件的相对引气量已换算为相对于压气机进口的引气量。由图11(a)、图11(b)可见,随着高压涡轮材料耐温的水平提高,高压

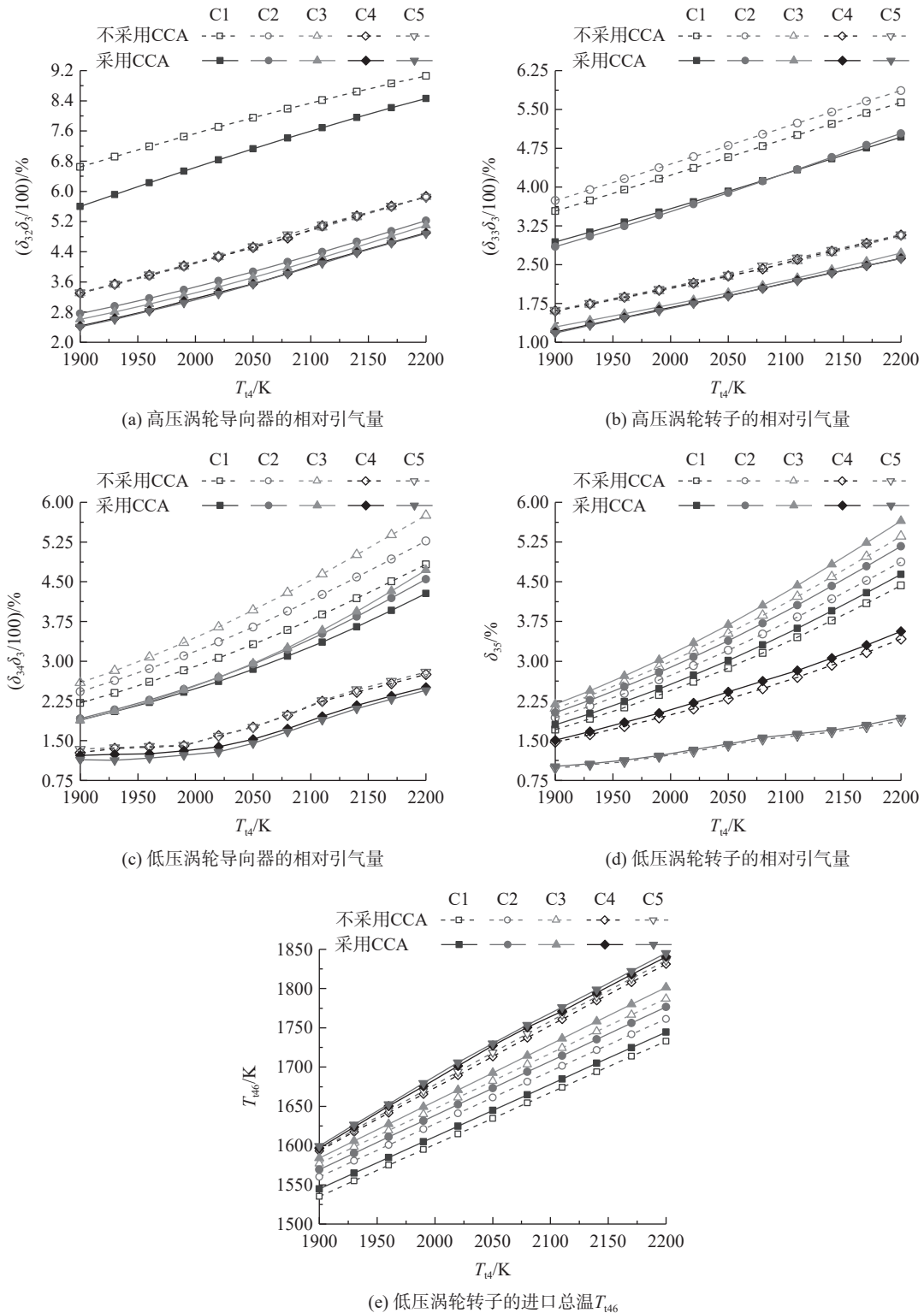


图11 不同涡轮前温度和涡轮叶片温度的限制水平下高、低压涡轮的循环参数变化

Fig. 11 Cycle parameters of HPT and LPT vs. turbine inlet temperature and turbine blade temperature limits

表 6 不采用 CCA 技术下涡轮材料耐温的水平依次提高
对净推力的提升

Table 6 Net thrust improvement by increasing turbine material temperature resistant level without CCA technology

方案	净推力提升百分比/%
C1	
C2	2.80~3.52
C3	2.52~2.60
C4	3.41~6.72
C5	0.90~2.07

表 7 相同涡轮材料耐温的水平下采用 CCA 技术对净推力的提升

Table 7 Net thrust improvement with CCA technology under same turbine material temperature resistant level

方案	净推力提升百分比/%
C1	1.26~1.54
C2	1.47~1.56
C3	1.06~1.37
C4	0.5~1.49
C5	0.69~1.40

涡轮导向器和转子的相对引气量均明显降低。以高压涡轮转子为例(图 11(b)), 不采用 CCA 技术的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的相对引气量降低 1.9%~2.6%; 采用 CCA 技术的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的相对引气量降低 2.3%~3.0%。由图 11(c)、图 11(d)可见, 高压涡轮材料耐温的水平(方案 C1~方案 C3)提高使低压涡轮进口的燃气总温增大, 进而使低压涡轮导向器和转子的相对引气量增加。图 11(e)给出了低压涡轮转子进口的燃气总温变化。不采用 CCA 技术的方案 C3 比不采用 CCA 技术的方案 C1 的低压涡轮导向器的相对引气量增大 0.38%~0.93%; 采用 CCA 技术的方案 C3 比不采用 CCA 技术的方案 C1 的低压涡轮导向器的相对引气量降低 0.11%~0.33%。由此可知, 在采用 CCA 技术后, 低压涡轮导向器的相对引气量降低, 而低压涡轮转子由于未采用预冷引气, 其相对引气量进一步增大。

如果采用 CCA 技术对高压涡轮的引气预冷, 而低压涡轮不采用预冷引气, 那么低压涡轮导向器应当首选热防护性能最好的 CMC, 而低压涡轮转子需要选择镍基单晶合金或 CMC。

3 结 论

通过对基于 CCA 技术的 VCTF 发动机开展的建模和热力循环性能分析, 得到的主要结论如下:

1) 不同于常规的航空发动机建模方法, 基于 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机在总体性能计算时需要考虑燃油的热物性参数变化, 改进发动机的燃烧室和涡轮部件的计算模型, 并采用设计点迭代计算的方式得到满足性能需求的结果。

2) 不采用 CCA 技术的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的推力增大 10.7%~14.8%; 采用 CCA 技术后的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的推力增大 11.5%~16.0%。在相同涡轮材料耐温的水平下, 采用 CCA 技术可使推力增大的范围为 0.5%~1.56%。虽然 CCA 技术的应用能够进一步增大高马赫数涡轮发动机的推力, 但是耐高温涡轮叶片材料的应用仍然是提升高马赫数涡轮发动机性能的关键。

3) 不采用 CCA 技术的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的高压压气机出口的相对引气量降低 6.1%~7.8%; 采用 CCA 技术的方案 C5 较不采用 CCA 技术的方案 C1 的高压压气机出口的相对引气量降低 7.6%~9.6%。而对于采用耐高温叶片材料的低压涡轮(方案 C1~方案 C3), 高压涡轮材料耐温水平的提高使低压涡轮的相对引气量增大, 在采用 CCA 技术后, 低压涡轮导向器的相对引气量减少, 但低压涡轮转子由于未采用预冷引气, 其相对引气量进一步增加, 耐高温叶片材料应用于低压涡轮能够明显降低此不利影响。

后续研究中, 还需建立基于几何结构的换热器计算模型, 验证涡轮叶片冷却的一维计算方法, 开展高马赫数发动机在非设计状态的燃油-空气换热器的换热与流阻特性分析, 以及变引气量建模方法研究, 以进一步论证 CCA 技术应用的可行性。

参考文献:

[1] 王占学, 张明阳, 张晓博, 等. 变循环涡扇冲压组合发动机发展现状及关键技术分析[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 1921-1934.
WANG Zhanxue, ZHANG Mingyang, ZHANG Xiaobo, et al. Development status and key technologies of variable cycle turbofan-ramjet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 1921-1934. (in Chinese)

[2] MARLEY C D, DRISCOLL J F. Modeling an active and passive thermal protection system for a hypersonic vehicle[R]. AIAA 2017-0118, 2017.

- [3] MURTHY N B, CURRAN E T. Developments in high-speed vehicle propulsion systems[M]. Blacksburg, US: AIAA Press, 1996.
- [4] STEPKA F S. Considerations of turbine cooling systems for Mach 3 flight[R]. NASA/TN-1968-D-4491, 1968.
- [5] BERGHOLZ F R, HITCH B D. Thermal management systems for high Mach airbreathing propulsion[R]. AIAA-92-0515, 1992.
- [6] RUED K, EBENHOCH G, MARK H. Thermal management of propulsion systems in hypersonic vehicles[R]. AIAA-92-0516, 1992.
- [7] KISHI K, KUNO N, KASHIWAGI T, et al. Exhaust nozzle research in Japanese HYPR program[R]. AIAA-95-2606, 1995.
- [8] KISHI K, JOUBERT H. Research of 2-D variable exhaust nozzle[J]. *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems*, 2013, 5(1): 17-22.
- [9] BARTOLOTTA P A, MCNELIS N B, SHAFER D G. High speed turbines: development of a turbine accelerator (RTA) for space access[R]. AIAA 2003-6943, 2003.
- [10] BRUENING G B, CHANG W S. Cooled cooling air systems for turbine thermal management[R]. ASME 99-GT-014, 1999.
- [11] SNYDER E L, ESCHER D W. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration[R]. AIAA 2004-3649, 2004.
- [12] GAMBLE E J, HAID D A, D'ALESSANDRO S, et al. Dual-mode scramjet performance model for TBCC simulation[R]. AIAA 2009-5298, 2009.
- [13] GAMBLE E J, HAID D A. Thermal management and fuel system model for TBCC dynamic simulation[R]. AIAA 2010-6642, 2010.
- [14] LOU D C, GUO W, WANG Z G, et al. Integrated thermal management system design for advanced propulsion system[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2012, 232: 723-729.
- [15] 刘友宏, 李甲珊, 唐世建, 等. 涡轮冲压组合发动机燃油系统温升仿真研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(5): 984-991.
- LIU Youhong, LI Jiashan, TANG Shijian, et al. Simulation of fuel system temperature rise in turbine based combined cycle engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 984-991. (in Chinese)
- [16] ITAHARA H, KOHARA S, TAKAGI S, et al. Turbo engine research in Japanese HYPR project for HST combined cycle engine[R]. AIAA-94-3358, 1994.
- [17] HERRING N R. On the development of compact, high performance heat exchangers for gas turbine applications[D]. West Lafayette, US: Purdue University, 2007.
- [18] 沙拉, 塞库利克. 换热器设计技术[M]. 程林, 译. 北京: 机械工业出版社, 2010.
- [19] 张明阳, 王占学, 张晓博, 等. 串联式TBCC发动机风车冲压模态性能模拟[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(12): 2939-2949.
- ZHANG Mingyang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Simulation of windmilling-ram mode performance for tandem TBCC engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(12): 2939-2949. (in Chinese)
- [20] ZHONG F, FAN X, YU G, et al. Heat transfer of aviation kerosene at supercritical conditions[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, 23(3): 543-550.
- [21] HUBER M L. NIST thermophysical properties of hydrocarbon mixtures database (SUPERTRAPP)[M]. Gaithersburg, US: National Institute of Standards and Technology, 2003.
- [22] DENG H W, ZHU K, XU G Q, et al. Isobaric specific heat capacity measurement for kerosene RP-3 in the near-critical and supercritical regions[J]. *Journal of Chemical and Engineering Data*, 2011, 57(2): 263-268.
- [23] DENG H W, ZHANG C B, XU G Q, et al. Density measurements of endothermic hydrocarbon fuel at sub- and supercritical conditions[J]. *Journal of Chemical and Engineering Data*, 2011, 56(6): 2980-2986.
- [24] GAUNTNER J W. Algorithm for calculating turbine cooling glow and the resulting decrease in turbine efficiency[R]. NASA/TM-1980-81453, 1980.
- [25] SCHNEIDER S J. Analysis of turbine blade relative cooling flow factor used in the subroutine cool it based on film cooling correlations[R]. NASA/TM-2015-218738, 2015.
- [26] YOUNG J B, WILCOCK R C. Modeling the air-cooled gas turbine: Part 2 coolant flows and losses[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(2): 214-221.
- [27] GORDON S, MCBRIDE B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications[R]. NASA/RP-1994-1311, 1994.
- [28] MASER A C. Optimal allocation of thermodynamic irreversibility for the integrated design of propulsion and thermal management systems[D]. Atlanta, US: Georgia Institute of Technology, 2012.
- [29] 陈敏, 唐海龙, 朱大明, 等. 高超声速串联式组合动力装置方案[J]. *北京航空航天大学学报*, 2007, 33(3): 265-268.
- CHEN Min, TANG Hailong, ZHU Daming, et al. Hypersonic combined cycle engine concept with tandem layout[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(3): 265-268. (in Chinese)
- [30] 特尼格尔, 闻洁, 付衍琛, 等. 细管蛇形管换热器流动与换热特性实验研究[C]//中国航天第三专业信息网第39届技术交流会暨第3届空天动力联合会议论文集: S05发动机热管理技术. 河南 洛阳: 中国空天动力联合会, 2018: 2-13.
- [31] GREGORY B T. Test results of the Northrop Grumman corporation turbine engine bleed air/fuel heat exchanger after 165 hours of operation with JP-8+100 fuel[R]. AIAA-98-5559, 1998.
- [32] 郑华雷, 苏志敏, 黄兴, 等. 基于多设计点方法的陶瓷基材料涡轮发动机热力循环分析[J]. *推进技术*, 2021, 42(1): 1-9.
- ZHENG Hualei, SU Zhimin, HUANG Xing, et al. Thermal cycle analysis of turboprop with ceramic matrix composite based on multiple design points approach[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 1-9. (in Chinese)
- [33] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T, et al. Aircraft engine design[M]. Blacksburg, US: AIAA Press, 2018.

(编辑: 王碧琚)