

基于冷气预冷技术的高马赫数涡轮发动机 建模与仿真研究^{*}

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, 陕西 西安 710129;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 针对高马赫数涡轮发动机存在的涡轮部件热防护问题, 以基于冷气预冷 (CCA) 技术的变循环涡扇发动机为例, 通过建立燃油的热物性库、电动燃油泵和空气-燃油换热器的计算模型, 改进燃烧室和涡轮的计算模型, 发展了可控制涡轮叶片温度的变引气量整机性能计算模型。结果表明, 在 Ma_3 , 20.9km 的设计点, 采用 CCA 技术能够将涡轮引气温度降低 181K, 相对引气量降低 22.04%, 并使推力和比冲分别提高 2.03%, 0.66%; 在 Ma_3 的节流状态下, 控制涡轮叶片温度的发动机推力随转速降低而减小得更快, 但是使空气-燃油换热器空气侧的温降最高达到 240K, 且总压损失明显降低; 沿飞行轨迹, 控制涡轮叶片温度的发动机在飞行马赫数大于 1.8 具有更大的推力, 在飞行马赫数小于 1.8 具有更高的比冲。空气-燃油换热器在发动机最大热负荷状态的性能设计是影响引气温降和涡轮引气回流裕度的关键。

关键词: 高马赫数; 变循环涡扇发动机; 冷气预冷; 建模方法; 叶片温度; 性能仿真

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 02-2207089-16

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2207089

Modeling and Simulation Study of High Mach Gas Turbine Engine with Cooled Cooling Air Technology

YAO Yao¹, WANG Zhan-xue¹, ZHANG Xiao-bo¹, 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. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, 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 is taken as an example. This paper establishes the library of fuel thermal physical properties, the simulation model of electric fuel pump and the air-fuel heat exchanger, and improves the burner and turbine simulation model. The engine performance simulation model with variable bleeding air flow that can control the turbine blade temperature was developed. The simulation results show that at the design point of Mach 3 and altitude 20km, introducing the CCA technology can reduce the temperature of turbine cooling air by 181K, reduce the relative bleeding air flow by 22.04%, and increase net thrust and specific impulse by 2.03% and 0.66%, respectively. During the throttling state of Mach 3,

^{*} 收稿日期: 2022-07-25; 修订日期: 2022-11-02。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-I-0021-0020)。

作者简介: 姚 尧, 博士生, 研究领域为航空发动机总体性能仿真与设计。

通讯作者: 张晓博, 博士, 副教授, 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与仿真研究[J]. 推进技术, 2023, 44(2):2207089. (YAO Yao, WANG Zhan-xue, ZHANG Xiao-bo, et al. Modeling and Simulation Study of High Mach Gas Turbine Engine with Cooled Cooling Air Technology[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(2):2207089.)

the thrust of the engine with turbine blade temperature control decreases faster with the decrease of the rotational speed, but the temperature drop on the air side of the air-fuel heat exchanger is up to 240K, and the total pressure loss is further reduced. Along the flight trajectory, introducing turbine blade temperature control can improve the engine thrust when the flight Mach number is greater than 1.8 and improve specific impulse when the flight Mach number is smaller than 1.8. The performance design of the air-fuel heat exchanger at the maximum heat load of the engine is the key to determining the bleeding air temperature drop and the backflow margin of turbine bleeding air.

Key words: High Mach number; Variable cycle turbofan engine; Cooled cooling air; Modeling method; Blade temperature; Performance simulation

1 引言

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需要在高温来流条件下工作且承受内部高温燃气的持续气动加热^[2],发动机部件及附件系统的热防护设计要求提高。如何进行包括高马赫数涡轮发动机在内的TBCC发动机的有效热防护,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]。

为解决上述问题,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,且主要针对超燃冲压发动机。在1992年,Bergholz等^[4]针对 $Ma4.0\sim6.0$ 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。同年,Rued等^[5]在SÄNGER计划下开展了 $Ma5.6$ 的串联式TBCC发动机的综合热管理系统方案设计研究。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, HYPR)计划下,开展了 $Ma5.0$ 的串联式TBCC发动机的二元收-扩喷管的冷却方案研究^[6-7]。研究认为,进气道的引气预冷能够进一步降低尾喷管热防护的空气流量需求。在2003年,针对 $Ma4$ 一级的变循环涡扇冲压组合发动机的热管理系统设计,Bartolotta等^[8]认为开展热管理系统的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。由文献可

知,在高马赫数飞行条件下,采用燃油或者中间冷却介质经换热器对部件引气的预冷是一种满足发动机的部件热防护要求的有效方式。其中,采用预冷的冷却空气进行涡轮叶片冷却的方式称为冷却空气预冷(Cooled Cooling Air, CCA)技术^[9]。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^[10]。

目前,国内外针对TBCC发动机热管理系统的方案设计与仿真开展了一定研究,以探究其可行性。在2004年,Snyder等^[11]使用飞行器综合热管理分析程序(Vehicle Integrated Thermal Management Analysis Code, VITMAC)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。在2009年前后,Gamble等^[12-13]在TBCC发动机的动态仿真程序(High Mach Transient Engine Cycle Code, HiTECC)中集成了热管理/燃油系统的仿真模型,并初步验证了并联式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。在2012年,姜德仓等^[14]基于FlowMaster软件开发了TBCC发动机及其热管理系统的仿真工具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。在2019年,刘友宏等^[15]同样借助FlowMaster软件开展了串联式TBCC发动机的燃油系统仿真研究,分析了不同工作模式下的燃油系统的温度变化规律。此外,在基于CCA技术的航空发动机性能仿真方面,国内外研究人员开展了相应研究。在1968年,Stepka^[10]对设计点为 $Ma3.0$ 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涡轮冷却的引气量和涡轮叶片温度,并能够使涡轮前温度进一步提高至2200K。在1999

年, Bruening 等^[9]分析了燃油和风扇外涵空气对涡轮的引气预冷而引起的变循环发动机总体性能的变化。在 2021 年, 庄来鹤等^[16]建立了带外涵换热器的混排涡扇发动机及其飞/发一体化的仿真计算模型, 分析了典型飞行任务下 CCA 技术产生的性能收益。

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, 初步开展了热沉利用、热端部件的热防护方式及热管理系统的仿真建模等技术问题的研究。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, 缺乏发动机总体性能与热管理系统的耦合影响关系分析。基于此考虑, 本文在高速涡轮基推进系统性能仿真程序的基础上, 以采用 CCA 技术的变循环涡扇发动机为研究对象, 建立燃油的热物性库, 燃油泵、电动机、换热器和涡轮叶片冷却以及燃烧室的部件计算模型, 发展可控制涡轮叶片温度的变引气量整机性能仿真模型, 并分析采用 CCA 技术对发动机性能的影响。

2 发动机构型和计算方法

2.1 基于 CCA 技术的变循环涡扇发动机构型

基于 CCA 技术的变循环涡扇(VCTF)发动机的构型和截面定义如图 1 所示。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(HY-PR90-T)^[17], 其主要部件包括进气道(Inlet)、2 级风扇(Fan)、5 级高压压气机(High Pressure Compressor, HPC)、环形燃烧室(Burner)、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(Nozzle)等。采用 CCA 技术后增加的部件有燃油泵(Pump)、电动机(Motor)及空气-燃油换热器(Air-fuel Heat Exchanger, Air-fuel HEX)。在燃油流路, 燃油首先进入由电动机驱动的燃油泵增压, 然后进入空气-燃油换热器对高压压气机出口的引气预冷, 其温度升高, 最后进入燃烧室; 在冷却空气流路, 经空气-燃油换热器中的燃油预冷后的高压压气机出口引气分别对高压涡轮的导叶(V1)和动叶(B1)及低压涡轮的导叶(V2)进行冷却, 压气机中间级引气对低压涡轮动叶(B2)进行冷却。该构型中, 电动燃油泵的引入得益于多电发动机(More Electric Engine, MEE)技术的发展, 其应用能够提高发动机燃油系统的运行效率, 进而降低系统复杂程度及提高飞机推重比^[18]。空气-燃油换热器可以安装在发动机机匣外侧或者高压压气机和燃烧室之间^[19]。如果安装方式为后者, 那么在相同的换热效率设计指标下, 空气-燃油换热器的结构尺寸更加紧凑, 且对发动机和换热器的一体化设计要求也更苛刻。但是后者较前者能够减小冷却空气在管路中的压力损失, 避免引至高压涡轮导叶的冷却空气因回流裕度不足而引入空气循环(Air Cycle Machine)^[9]。

2.2 基于 CCA 技术的变循环涡扇发动机性能计算模型

在高速涡轮基推进系统性能仿真程序 Hi-Mach^[20]的基础上, 建立了基于 CCA 技术的 VCTF 发动机性能仿真模型, 如图 2 所示。图中 δ 表示部件的冷却空气相对引气量, 下标数字与图 1 中的截面编号对应。“Tank”模型为进入发动机的燃油提供初始条件, 包括: 燃油类型、流量、温度及压力。

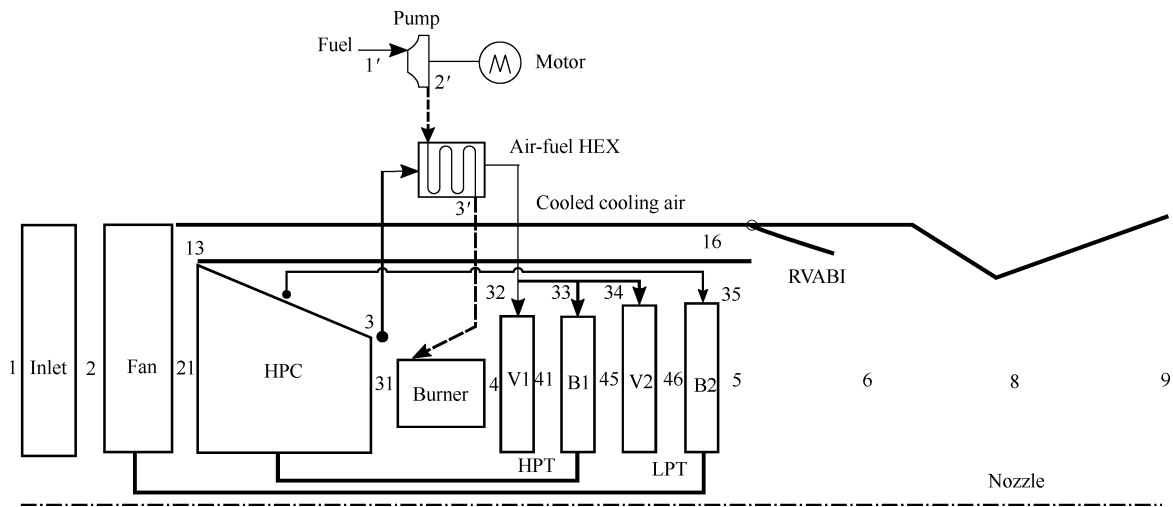


Fig. 1 Schematic of variable cycle turbofan engine with CCA technology

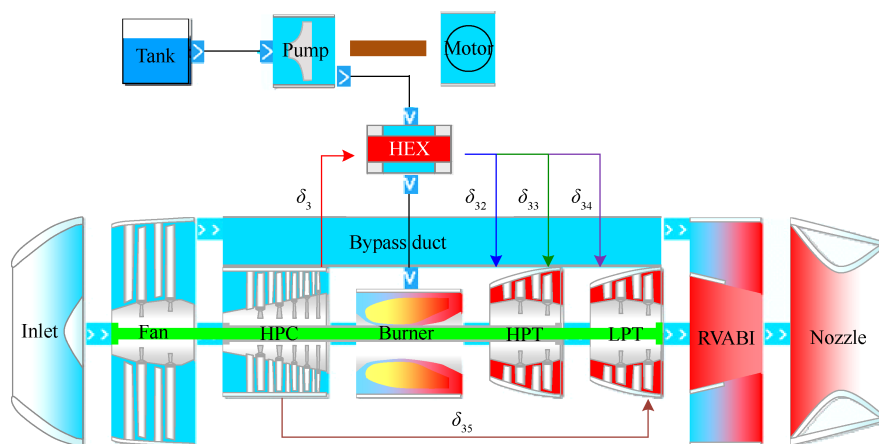


Fig. 2 Simulation model for the VCTF engine with CCA technology

2.2.1 燃油的热物性计算

根据公开资料,HiMach中建立了包含多种燃油的热物性库,包括:RP-3,JP-7,JP-8,JP-10,柴油,液态甲烷及液氢等。本文仅以RP-3为例进行介绍。

仿真计算中通常根据替代组分模型获取燃油的热物性数据。基于文献[21]中RP-3的十组分替代模型,采用燃油热物性计算程序NIST Supertrapp^[22]计算得到RP-3的热物性参数。

3MPa下RP-3的热物性参数的计算结果与实验结果^[23-24]的对比如图3所示。图中 μ , ρ , λ 及 c_p 分别表示动力黏度、密度、导热系数及定压比热容; T 表示温度;下标f表示燃油。可以看到,NIST Supertrapp得到的RP-3热物性参数能够较为准确地反映其随温度的变化规律。

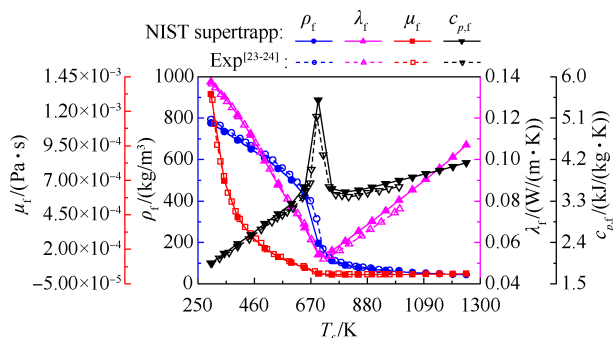


Fig. 3 Thermophysical parameters comparison of RP-3 at 3MPa

2.2.2 燃油泵仿真方法

本文选择离心泵作为燃油泵,并采用Suter全特性方法^[25]建立离心泵的计算模型。Suter全特性方法中,离心泵的工作特性由无量纲的扬程 $\bar{h}$ 和扭矩 $\bar{\tau}$ 表示,二者的定义分别为

$$\bar{h} = \frac{h_p/h_{p,des}}{\left(q_v/q_{v,des}\right)^2 + \left(n_p/n_{p,des}\right)^2} \quad (1)$$

$$\bar{\tau} = \frac{\tau_p/\tau_{p,des}}{\left(q_v/q_{v,des}\right)^2 + \left(n_p/n_{p,des}\right)^2} \quad (2)$$

式中 h_p , q_v , n_p 及 τ_p 分别表示扬程、体积流量、物理转速及扭矩;下标des表示设计参数。

非设计点计算时,根据泵的 q_v , n_p 与图4的Suter全特性曲线计算得到 h_p 和 τ_p ,图4中 θ 的表达式为

$$\theta = \arctan\left(\frac{n_p/n_{p,des}}{q_v/q_{v,des}}\right) \quad (3)$$

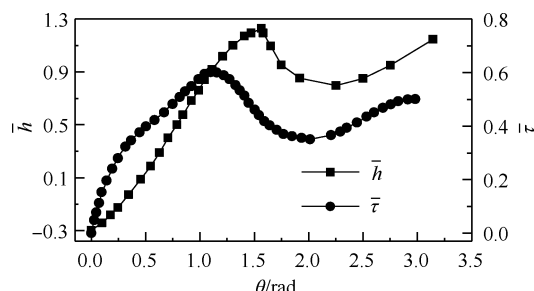


Fig. 4 Suter curve of fuel pump

2.2.3 电动机仿真方法

本文不对驱动电动机的设备(如电池)的功率输出与输入电动机的功率损失进行模拟,电动机的功率输出由燃油泵的功率需求决定。

设计点计算时,通过式(4)计算电动机的扭矩缩放系数 Z_τ ,式中 $\tau_{m,des}$ 表示设计点电动机的扭矩; $\tau_{m,map,des}$ 表示图5中设计点相对物理转速 $\bar{n}$ 对应的电动机扭矩,该值通过给定图5中插值辅助变量 β_m 得到,且 $\beta_m \leq 1.0$ 。

$$Z_\tau = \frac{\tau_{m,des}}{\tau_{m,map,des}} \quad (4)$$

非设计点计算时,通过式(5)对图5中的电动机

扭矩特性进行缩放,式中 $\tau_{m,\text{map}}^*$ 表示缩放后的电动机扭矩; $\tau_{m,\text{map}}$ 表示缩放前的电动机扭矩。

$$\tau_{m,\text{map}}^* = \tau_{m,\text{map}} Z_\tau$$

(5)

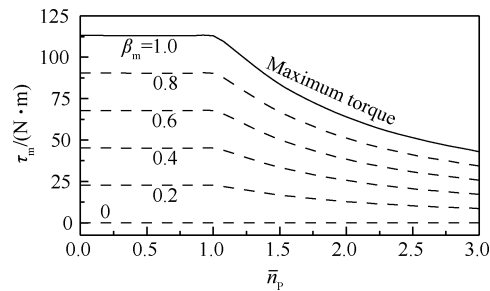


Fig. 5 Torque-speed characteristics of electric motor^[26]

2.2.4 空气-燃油换热器性能仿真方法

低阻、轻质及高效的空气-燃油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。文献[27]提出了一种蛇形管式的空气-燃油换热器(Serpentine Tube Heat Exchanger, STHEX)。基于文献[27-28],本文对STHEX的相关计算参数进行了调整,并采用对数平均温差法建立STHEX的性能计算模型。其计算步骤分为几何参数计算、传热计算及流阻计算。

2.2.4.1 几何参数计算

STHEX的结构示意如图6所示。STHEX由换热管和连接管组成,换热管外(热端)的空气由换热管内(冷端)的燃油预冷。图中 s_t 和 s_l 分别表示相邻换热管的横向间距和纵向间距; N_s 表示单排换热管数,本文取4; N_b 表示单根换热管的弯头数; N_l 表示横向管排数; L 、 H 与 B 分别表示换热器的长度、高度及宽度; d_o 表示换热管外径。图中的数字表示对应参数值的示例。

STHEX几何参数的主要计算公式如表1所示。表中 Δd 表示换热管壁厚,取0.2mm;下标 i, o 分别表示管内、管外。换热器材料选择Inconel alloy 625^[29]。STHEX的主要结构设计参数为 d_o, s_l, s_t, H, N_l 及 N_b 。

2.2.4.2 传热计算

STHEX的换热量 Q_{hex} 为

$$Q_{\text{hex}} = m_3 c_{p,o} (T_3 - T_{32}) = m_{2'} c_{p,i} (T_{3'} - T_{2'}) = UA_{\text{hex},o} \Delta T_{\text{avg}}$$

(6)

式中 m 表示质量流量; T 表示总温; U 表示总传热系数; ΔT_{avg} 表示对数平均温差。

$$\frac{1}{U} = \frac{d_o}{k_i d_i} + \frac{d_o}{2\lambda_{\text{tube}}} \ln\left(\frac{d_o}{d_i}\right) + \frac{1}{k_o}$$

(7)

式中 k 表示对流换热系数; k_i, k_o 分别采用Geielinski公

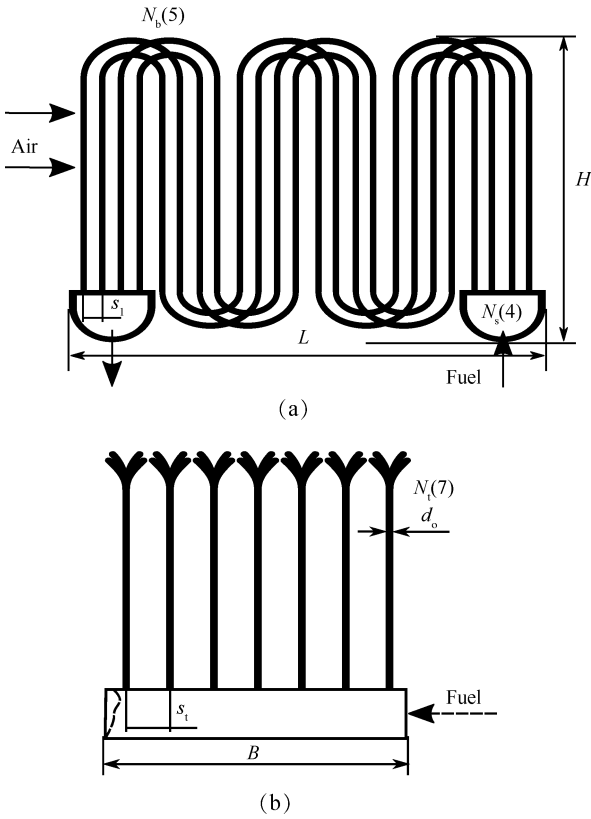


Fig. 6 Schematic of air-fuel STHEX^[27-28]

Table 1 Equations for the STHEX structural parameters

Parameter	Equation
Tube inner diameter d_i	$d_i = d_o - 2\Delta d$
Number of tube passes N_p	$N_p = N_b + 1$
Average elbow diameter d_b	$d_b = s_l N_s$
Longitudinal tube rows N_l	$N_l = N_s N_p$
Length of single tube L_s	$L_s = N_p [H - (d_b + d_o)] + \pi d_b N_b / 2$
L	$L = (N_l - 1) s_l + d_{h,o} - 3s_l$
B	$B = (N_l - 1) s_t$
Length of the header L_h	$L_h = B + 3s_t$
Header inner diameter $d_{h,i}$	$d_{h,i} = 4s_l - 5\Delta d$
Header outer diameter $d_{h,o}$	$d_{h,o} = d_{h,i} + 10\Delta d$
Flow area of tube inner $A_{\text{flow},i}$	$A_{\text{flow},i} = \pi N_l N_s d_i^2 / 4$
Flow area of tube outer $A_{\text{flow},o}$	$A_{\text{flow},o} = H (B - N_l d_o)$
Heat transfer area of tube inner $A_{\text{hex},i}$	$A_{\text{hex},i} = \pi N_l N_s d_i L_s$
Heat transfer area of tube outer $A_{\text{hex},o}$	$A_{\text{hex},o} = \pi N_l N_s d_o L_s$
Volume of the STHEX V	$V = L \times B \times H$

式^[31]、Žukauskas公式^[31]计算;下标tube表示换热管。

$$\Delta T_{\text{avg}} = f_{\text{avg}} \frac{(T_3 - T_{3'}) - (T_{32} - T_{2'})}{\ln[(T_3 - T_{3'}) / (T_{32} - T_{2'})]}$$

(8)

式中 f_{avg} ^[31]表示对数平均温差的修正系数。

$$f_{\text{avg}} = \frac{\ln[(1-R)/(1-PR)]}{(1-R)\ln\{1 + [\ln(1-PR)]/R\}} \quad (9)$$

式中 $P = \frac{T_{3'} - T_{2'}}{T_3 - T_{2'}}$, $R = \frac{T_3 - T_{32}}{T_{3'} - T_{2'}}$ 。

2.2.4.3 流阻计算

管内和管外的总压恢复系数 $\sigma_{p,i}$, $\sigma_{p,o}$ 分别定义为

$$\begin{aligned} \sigma_{p,i} &= 1 - \frac{\Delta p_i}{p_{2'}} = \frac{p_{3'}}{p_{2'}} \\ \sigma_{p,o} &= 1 - \frac{\Delta p_o}{p_3} = \frac{p_{32}}{p_3} \end{aligned} \quad (10)$$

式中 p 表示总压; Δp 表示总压损失; Δp_i 和 Δp_o 均采用文献[27]给出的公式计算。

STHEX 空气侧传热计算所需的动力黏度和导热系数由 NASA CEA 程序^[32]计算得到。

2.2.5 涡轮叶片冷却仿真方法

涡轮叶片冷却计算的目的是得到涡轮叶片温度限制要求下的冷却空气流量。涡轮叶片的冷却方式通常为内部对流冷却和外部气膜冷却,仿真方法包括半经验方法和一维方法。半经验方法^[33]在换热计算中采用给定的气膜冷却效率 $\varepsilon_{\text{film}}$ 和对流冷却效率 ε_{int} , 缺乏对涡轮叶片冷却的变工况模拟能力。为此,本文主要建立涡轮叶片冷却的一维计算模型,其计算过程包括:涡轮叶片尺寸计算、最大燃气温度计算、冷却换热计算及涡轮效率修正计算。

2.2.5.1 涡轮叶片尺寸参数计算

涡轮叶片冷却一维计算需要的涡轮叶片尺寸参数包括弦长 b , 叶距 t , 叶高 H_{bld} 及叶片数 N_{bld} 。上述参数由 Mattingly 等^[34]提出的平均线(mean-line)方法计算。该方法可求解图7所示的涡轮基元级速度三角形得到涡轮叶片几何参数。在整机性能仿真模型中,涡轮叶片几何参数的计算流程如图8所示(以高压涡轮为例),计算中涉及的计算公式可参考文献[34]。设计点计算中,假设涡轮导叶进口气流角 $\alpha_{1'} = 0^\circ$ 和轴向速度相等(即 $v_{1'} = u_{2'} = u_{3'}$),给定涡轮的导叶进口马赫数 $Ma_{1'}$, 导叶出口马赫数 $Ma_{2'}$ 及负载系数 $\bar{\varphi}$, 而涡轮性能计算所需的压气机功率 Q_{HPC} , 高压轴物理转速 n_{HP} 以及涡轮进口条件均在整机性能仿真计算时输入涡轮部件计算模型。计算中,设计参数范围分别为 $\bar{\varphi} \in (1.4, 2.8)$, $Ma_{1'} \in (0.3, 0.55)$ 及 $Ma_{2'} \in (0.9, 1.1)$ 。所选择的设计参数根据计算结果进行调整,若计算结果中的导叶出口气流角 $\alpha_{2'} \in (50^\circ, 80^\circ)$ 和反力度 $\Omega \in (0.2, 0.5)$, 则认为计算结果合理。

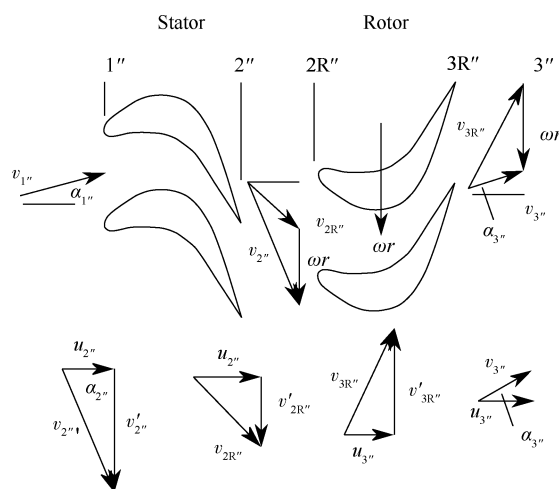


Fig. 7 Velocity triangles for a turbine stage^[34]

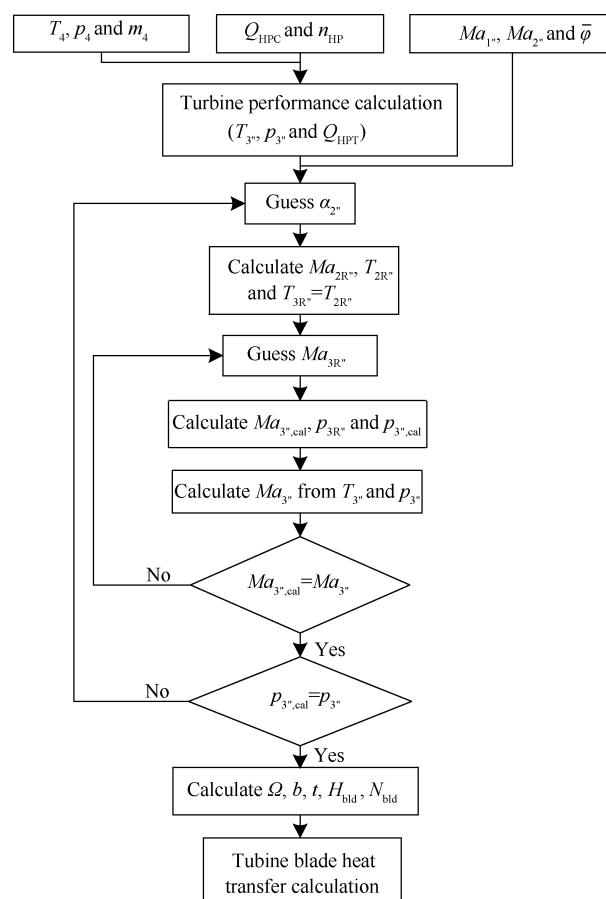


Fig. 8 Flowchart for turbine blade geometries calculation at design point

2.2.5.2 最大燃气总温计算

为考虑燃烧室出口燃气不均匀性的影响,采用燃烧室型式因子 f_{comb} (Combustor Pattern Factor)^[33] 对燃气温度进行修正,如式(11)所示。

$$T_{g,\text{max}} = T_{g,\text{rel}} + f_{\text{comb}} \Delta T_{\text{comb}} \quad (11)$$

式中 $T_{g,\text{max}}$ 表示修正后的最大燃气总温; $T_{g,\text{rel}}$ 表示燃

气相对总温,对于涡轮导叶 $T_{g,rel}=T_g$,对于涡轮转子 $T_{g,rel}=(0.92-1)\bar{n}+1$; ΔT_{comb} 表示燃烧室温升。本文计算中高压涡轮导叶和动叶的 f_{comb} 分别取 0.4, 0.2, 低压涡轮导叶和动叶 f_{comb} 的分别取 0.1, 0.05。

2.2.5.3 涡轮叶片冷却换热计算

涡轮叶片冷却换热计算参考文献[35]建立,本文对部分计算公式进行了调整。涡轮叶片对流冷却和气膜冷却的计算模型如图9所示。模型中将冷气在涡轮叶片中复杂的冷却通道换热简化为沿燃气流动(x /弦长)方向的一维流动换热,采用气膜孔当量宽度 D_s 代替沿 x 方向的气膜孔分布。燃气侧与冷气侧换热时,流量比例为 γ 的冷气进入宽度为 D_c 的对流冷却通道,流量比例为 $(1-\gamma)$ 的冷气在叶片表面形成冷却气膜。图中下标 c 分别冷却空气。

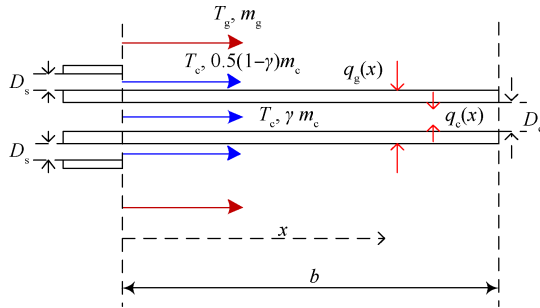


Fig. 9 Schematic of turbine convection cooling and film cooling^[35]

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热量 $q_g(x)$ 和 $q_c(x)$ 由式(12)^[35]计算。

$$\begin{aligned} q_g(x) &= k_g(x) [T_{aw}(x) - T_{bld,w}(x)] \\ q_c(x) &= k_c(x) [T_{bld,int}(x) - T_c(x)] \end{aligned} \quad (12)$$

式中 T_{aw} 表示气膜冷却绝热壁面温度; $T_{bld,w}$ 表示热障涂层的表面温度; $T_{bld,int}$ 表示叶片主体内部温度。 k_g 和 k_c 采用文献[35]中的公式计算。式(12)中忽略了叶片壁面厚度,即 $T_{bld,w} = T_{bld,int}$,未考虑叶片主体内部温度 $T_{bld,ext}$ 的变化。

在换热量守恒的条件下,考虑到热障涂层和叶片主体中的导热,将 $T_{bld,ext}$ 和 $T_{bld,int}$ 由式(13)^[33]计算。

$$\begin{aligned} T_{bld,ext} &= T_{bld,w} - Bi_{tbc} (T_{aw} - T_{bld,w}) \\ T_{bld,int} &= T_{bld,ext} - Bi_{bld} (T_{aw} - T_{bld,w}) \end{aligned} \quad (13)$$

式中 Bi_{tbc} 表示热障涂层毕渥数; Bi_{bld} 表示叶片材料毕渥数。计算中,高压涡轮叶片 $Bi_{tbc}=0.15$, $Bi_{bld}=0.5$; 低压涡轮叶片 $Bi_{tbc}=0.15$, $Bi_{bld}=0.35$ 。

T_{aw} 由式(14)^[36]计算得到。

$$\varepsilon_{film}(x) = \frac{T_{g,max} - T_{aw}(x)}{T_{g,max} - T_c(x)} = \frac{1.9 Pr_g^{0.67}}{1 + 0.329 \xi \frac{c_{p,g}}{c_{p,c}} \left[\frac{x}{ID_s} \left(\frac{\mu_c}{\mu_g} Re_s \right)^{-0.25} \right]^{0.8}} \quad (14)$$

式中 $\xi = 1 + 1.5 \times 10^{-4} Re_s \frac{W_g \mu_c}{W_c \mu_g} \sin \alpha_x$, $\alpha_x=0$, $\alpha_x=0$ 表示气膜入射角度,本文取 20° ; W 表示相对分子质量; $I = \frac{\rho_c V_c}{\rho_g V_g}$, 表示吹风比; Pr 表示普朗特数; Re 表示雷诺数。

涡轮叶片冷却换热计算的基本思路如下:

(1) 将一维计算模型划分为 N_x 个网格,沿燃气流动方向的网格长度 $dx=b/N_x$;

(2) 由式(14)计算 ε_{film} , 得到 $T_{aw}(x)$;

(3) 计算 k_g, k_c ;

(4) 根据每个网格下的单位面积传热量相等,即式(12)和式(13),得到 $T_{bld,ext}(x)$, $T_{bld,int}(x)$ 及 $T_c(x)$ 。其中 $T_{bld,ext}(b)$ 为涡轮叶片主体的最高温度;

(5) 在第(2)~(5)步计算完成后,按照简单掺混模型计算涡轮叶片冷却后燃气的气动参数。

2.2.5.4 涡轮效率修正计算

文献[37]给出的涡轮效率修正系数如表2所示。表中的导叶和动叶的效率损失修正系数 f_v, f_b 均表示1%的冷却空气流量变化所引起的涡轮级效率损失百分比。以高压涡轮为例,导叶的效率损失 $\eta_{v1,loss}$, 动叶的效率损失 $\eta_{b1,loss}$ 以及修正前后的等熵效率 η_{HPT} , $\eta_{HPT, re}$ 关系式为

$$\begin{aligned} \eta_{v1,loss} &= f_{v1} \frac{m_{32}}{m_4} \eta_{HPT} \\ \eta_{b1,loss} &= f_{b1} \frac{m_{33}}{m_{41}} \eta_{HPT} \\ \eta_{HPT, re} &= \eta_{HPT} - \eta_{v1,loss} - \eta_{b1,loss} \end{aligned} \quad (15)$$

Table 2 Turbine stator and rotor stage efficiency loss factors^[37]

Cooling method	Convection cooling flow ratio γ	Loss in stage efficiency	
		Stator f_v	Rotor f_b
Advanced convection	1.0	0.1	0.2
Convection + film 1	0.75	0.12	0.24
Convection + film 2	0.50	0.15	0.30
Convection + film 3	0.25	0.18	0.36
Full-coverage film	0.0	0.35	0.60

2.2.6 燃烧室仿真方法

2.2.6.1 燃油喷嘴仿真方法

燃油喷嘴计算模型采用流量数方法^[13, 38]建立。

流量数 N_F 的定义如式(16)^[38]所示。

$$N_F = \frac{3600m_{3'}}{\sqrt{\frac{p_{3'} - p_4}{1000}}} \quad (16)$$

N_F 在设计点计算时确定,若燃油喷嘴的出口面积不变,则在非设计点计算时 N_F 不变。若燃油喷嘴的出口面积可变,则在非设计点计算时可调节燃油喷嘴开度 K_{inj} 重新计算 N_F ,并采用燃油泵调节燃油压力和流量以匹配新的 N_F 。 N_F - K_{inj} 的关系示意图 10 所示^[39]。

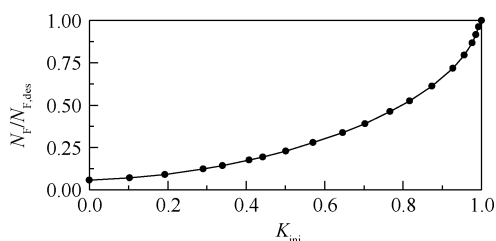


Fig. 10 Flow number vs opening curve of fuel injector^[39]

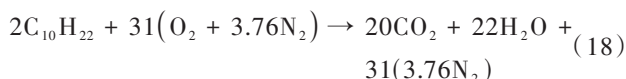
2.2.6.2 燃烧室出口总温计算

航空发动机总体性能模拟中通常采用燃油低热值(Lower Heating Value, LHV)计算燃烧室的油气比,燃油低热值为定值,不能考虑燃油温度变化对燃烧室出口总焓的影响。因此需要对燃烧室出口总温计算方法进行改进。

$$f_{r4} = \frac{c_{p4}T_4 - c_{p31}T_{31}}{\eta_b LHV - c_{p4}T_4} \quad (17)$$

式中 f_{r4} 表示燃烧室油气比; η_b 表示燃烧室燃烧效率。

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[40]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下,RP-3 在空气中完全燃烧的化学反应式为



燃烧室出口总焓为来流空气总焓和燃油总焓之和,因此完全燃烧反应前后的能量守恒关系可表示为

$$M_i[e_i + c_{p,i}(T_{3'} - T_{ref})] + \sum_{i=\{O_2, N_2\}} M_{a,i}[e_{a,i} + c_{p,a,i}(T_{31} - T_{ref})] = \sum_{i=\{CO_2, H_2O, N_2\}} M_{g,i}[e_{g,i} + c_{p,g,i}(T_4 - T_{ref})] \quad (19)$$

式中 M 表示摩尔质量; e 表示生成焓; T_{ref} 表示参考温度,取 298.15K。

由于式(19)等式左侧参数条件已知,可以计算得到考虑燃油温度变化后的燃烧室出口总温 T_4 。采用 η_b 对绝热条件下完全燃烧所需的燃油流量 $m_{3',ideal}$ 进行修正,即

$$m_{3'} = \frac{m_{3',ideal}}{\eta_b} \quad (20)$$

2.2.7 发动机性能仿真方法

2.2.7.1 设计点性能仿真方法

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发生了如下变化:燃烧室进口的空气和燃油条件决定了燃烧室出口总温,燃烧室出口总温由设计输入值变为计算的输出值;要得到满足涡轮叶片温度限制的冷却空气引气量,需要对其进行迭代。本文通过多个引气模型来模拟所有的引气流路,基于 CCA 技术的 VCTF 发动机的设计点性能仿真的独立变量和残差变量如表 3 所示。表 3 中 ϕ 表示油气比与当量油气比之比; $T_{bld,ext} = T_{bld,lim}$, 包括高压涡轮导叶和动叶、低压涡轮导叶和动叶的耐温上限,共 4 个; δ 包括 $\delta_3, \delta_{32}, \delta_{33}$ 及 δ_{35} 。表中的独立变量个数等于残差变量个数,采用 Newton-Raphson 迭代法进行求解,残差平方和 $\sum_{i=1}^5 E_i^2 \leq 10^{-10}$ 认为迭代计算收敛。

Table 3 Independent and dependent variables for design point performance simulation

Components	Number	Independent variables	Dependent constraints
Burner	1	—	T_4
Turbine	2	—	$T_{bld,ext}$
Tank	1	ϕ	—
Bleeding	4	δ	—
Total number	6	5	5

2.2.7.2 非设计点稳态性能仿真方法

基于 CCA 技术的 VCTF 发动机非设计点独立变量与残差变量如表 4 所示。其中压气机模型和分流器模型封装组成风扇模型,可变面积混合室模型对 RVABI 的气动热力过程进行模拟。非设计点计算同样采用 Newton-Raphson 法迭代 15 个独立变量, $\sum_{i=1}^{15} E_i^2 \leq 10^{-10}$ 认为迭代计算收敛。

本文研究的基于 CCA 技术的 VCTF 发动机考虑采用调节引气量的方式以控制涡轮叶片温度^[41]。对于非设计点计算中控制涡轮叶片温度在其限制值的情况,较低的 T_4 或较高的 $T_{bld,ext}$,即使得涡轮中的冷气

Table 4 Independent and dependent variables for off-design point performance simulation

Components	Number	Independent variables	Dependent variables
Inlet	1	Corrected flow rate	–
Compressor	2	β	Mass flow
Splitter	1	Bypass ratio	–
Burner	1	–	N_F
Turbine	2	β	Mass flow, $T_{\text{bld,ext}}$
Mixer	1	–	Static pressure
Nozzle	1	–	Mass flow
Tank	1	ϕ	–
Motor	1	β_m	–
Bleeding	4	δ	–
Shaft	3	$\bar{n}$	Power
Total number	17	15	14

流量与燃气流量之比 $\psi=0$,仍不能使 $T_{\text{bld,ext}}$ 达到涡轮叶片温度限制值 $T_{\text{bld,lim}}$,这就使得涡轮叶片温度残差 E_T 不可能等于0。同时,当 $\psi=0$ 时,涡轮叶片冷却计算中的各个温度定义不再具有任何意义。考虑到涡轮叶片的可靠性和引气的泄漏,本文限制 $\psi < 0.01$ 。因此,对于残差变量 $T_{\text{bld,ext}}$,构造组合温度残差为

$$E_T = \left(\frac{T_{\text{bld,ext}} - T_{\text{bld,lim}}}{T_{\text{bld,lim}}} \right) \times (\psi - 0.01) \tag{21}$$

在采用 Newton-Raphson 迭代法求解该问题时,需要将 δ 的迭代初值取到数值较大的区域,由于 Newton-Raphson 迭代法属于局部寻优算法,该算法会优先求出 $T_{\text{bld,ext}}=T_{\text{bld,lim}}$ 对应的全局最优解,从而避免求得 $\psi=0.01$ 对应的解。

相似地,考虑到燃烧室喷油压力过低的情况,为保证燃油的雾化质量,假设燃油喷嘴出口面积可调,通过调节其开度使 $p_{3'} < 0.5\text{MPa}$ 。因此燃油喷嘴 N_F 的残差 E_F 为

$$E_F = \left(\frac{N_F - N_{F,K}}{N_{F,K}} \right) \times \left(\frac{p_{3'}}{500000} - 1 \right) \tag{22}$$

2.2.8 仿真计算模型验证

本文主要对空气-燃油换热器、涡轮叶片冷却及燃烧室的部件模型进行验证。不采用 CCA 技术的 VCTF 发动机的性能仿真模型的计算精度已在文献[20]中得到了验证,不再赘述。

对于空气-燃油换热器计算模型,本文根据文献[42]的 STHEX 计算模型和参数,计算了不同工况下 STHEX 的性能,结果如表 5 所示。可以看到,二者计

算结果的最大相对误差为 1.67%。产生计算误差的主要原因为本文计算中的部分参数与文献[42]中未公布的部分参数(如 $\Delta d, \lambda_{\text{tube}}$)和采用的部分换热计算公式(如管内 Nusselt 数)不同。

Table 5 Results comparison of STHEX simulation model

Condition ^[42]	Ref. [42]		Simulation		Error /%	
	T_{32}/K	$T_{3'}/\text{K}$	T_{32}/K	$T_{3'}/\text{K}$	T_{32}	$T_{3'}$
1	389.8	344.8	386.8	342.2	-0.77	-0.75
2	362.0	318.7	365.1	323.2	0.86	1.41
4	355.0	328.7	356.1	334.2	0.31	1.67
5	386.0	332.4	381.0	328.8	-1.30	-1.08

同时,进行了 STHEX 管外流阻的计算结果与文献[27]实验结果的对比,如图 11 所示。可以看到,本文的管外流阻计算结果略大于实验结果,但二者管外流阻随空气流量的变化趋势基本一致。

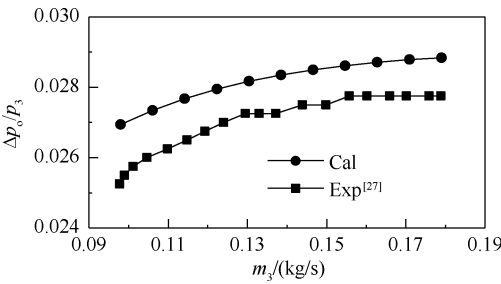


Fig. 11 Air side pressure loss comparison of the STHEX

对于涡轮叶片冷却计算模型,采用半经验方法^[33]对一维计算方法验证。以高压涡轮动叶为例,结合 2.2.5.1 节中的叶片参数选取范围和表 6 的 VCTF 发动机设计参数计算得到的高压涡轮动叶的冷却流因子 $f_{\text{cool}}=0.0426, \varepsilon_{\text{film}}=0.388, \varepsilon_{\text{int}}=0.600$ 及 $\psi=0.03240$,将 $f_{\text{cool}}, \varepsilon_{\text{film}}$ 及 ε_{int} 输入由半经验方法建立的涡轮叶片冷却计算模型,得到 $\psi=0.03244$ 。可见涡轮叶片冷却一维计算方法能够用于涡轮叶片冷却空气流量需求的计算。

对于燃烧室计算模型,由 2.2.7 节的 VCTF 发动机设计点迭代计算方法,给定燃烧室出口温度,计算得到了燃油温度变化对燃烧室油气比的影响,如图 12 所示。可以看到,在 298.15K,改进方法与燃油低热值计算得到燃烧室油气比几乎相同。随着初始燃油温度增大,改进方法计算得到的燃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,燃烧室计算模型在改进后能够合理地预测燃油温度变化对燃烧室油气比的影响规律。

Table 6 Design and overall performance parameters of the VCTF engine with CCA technology

Parameter	Value
Air mass flow/(kg/s)	53.4
Fan pressure ratio	1.55
Fan bypass ratio	1.49
HPC pressure ratio	4.07
HPC exit total temperature/K	1033
Tank exit temperature/K	390
Tank exit pressure/MPa	0.03
Fuel pump flow rate/(kg/s)	0.744
Fuel pump head/m	435
Burner exit total temperature/K	2200
HEX total pressure recovery(air/fuel)	0.97/0.89
HEX exit total temperature(air/fuel)	852/573
Efficiency of air-fuel HEX	0.283
HEX bleeding air flow/%	8.56
HPT blade temperature limits/K	1530
HPT bleeding air flow of (stator/rotor)/%	3.34/2.97
LPT blade temperature limits/K	1338
LPT bleeding air flow of (stator/rotor)/%	2.25/2.86
Net thrust F_n /kN	16.55
Specific impulse I_{sp} /s	2269

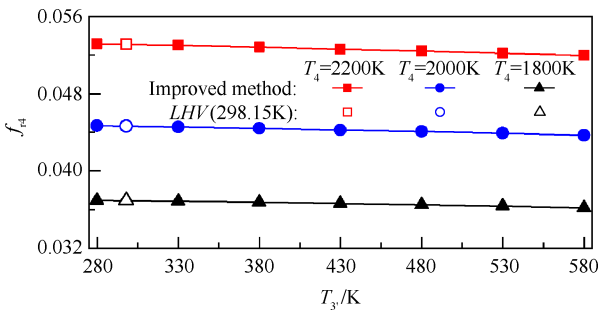


Fig. 12 Variation of fuel-air ratio vs fuel temperature at different burner exit total temperature

3 计算与分析

3.1 设计点性能计算

选择 $Ma3.0, 20.9\text{km}^{[43]}$ 为 VCTF 发动机的设计点,并认为是其最大热负荷状态,主要设计参数和性能参数如表 6 所示。表中燃油箱出口压力参考文献[10]选取,燃油箱出口温度在考虑了燃油对飞机或发动机附件的换热后选取,二者在非设计点计算时保持不变;燃油泵压头参考文献[10]和考虑燃油流路的压降选取;燃油-空气换热器的空气侧和燃油侧的总压恢复系数按照 STHEX 的实验结果^[27]选取;空气-燃油换热器燃油侧出口温度 573K 为本文假设的

RP-3 燃油的最大热稳定工作温度;高压涡轮的导叶和动叶采用陶瓷基复合材料的温度限制值^[44],低压涡轮的导叶和动叶采用镍基单晶合金的温度限制值^[9]。高、低压涡轮冷却空气相对引气量均以高压压气机进口空气流量为基准。由表 6 可知,空气-燃油换热器能够将 1033K 的涡轮冷却引气总温降低至 852K,即实现 181K 的温降。

根据设计点计算得到的空气-燃油换热器进出口条件和性能参数,对 STHEX 的结构进行优化设计,设计变量和约束参数分别如表 7、表 8 所示。优化目标为 STHEX 的体积 V 最小,优化算法采用全局优化能力较好的差分进化算法^[45-46],计算结果如表 9 所示。

Table 7 Design variables for STHEX structural optimization

Parameter	Lower bound	Upper bound
d_o/mm	1.5	4.0
s_t/d_o	1.5	3.0
s_l/d_o	1.5	3.0
H/mm	50	100
N_b	5	15
N_t	10	30

Table 8 Constraint parameters for STHEX structural optimization

Parameter	Value
B/mm	≤ 100
L/mm	≤ 100
T_3/K	573
$\sigma_{p,o}$	0.97
$\sigma_{p,i}$	0.89

Table 9 Optimization results for the STHEX structural parameters

Parameter	Value
d_o/mm	1.94
s_t/d_o	1.5
N_b	5
B/mm	95.4
V/m^3	6.70×10^{-4}
s_l/d_o	2.46
H/mm	99.3
N_t	21
L/mm	70.7
$A_{\text{hex},i}/\text{m}^2$	0.310

最后,本文还计算了不采用 CCA 技术的 VCTF 发动机的设计点性能,主要设计参数与表 6 中相同,计

算结果如表 10 所示。结合表 6 和表 10 可知,引入空气-燃油换热器后的高压压气机出口引气量降低 22.04%,推力和比冲分别提高 2.03%,0.66%。

Table 10 Cycle parameters of the VCTF engine without CCA technology	
Parameter	Value
Air-fuel HEX bleeding air flow/%	10.98
HPT bleeding air flow of (stator/rotor)/%	4.06/3.55
LPT bleeding air flow of (stator/rotor)/%	3.36/2.90
F_n /kN	16.22
I_{sp} /s	2254

3.2 发动机节流特性计算

为了验证 2.2.7 节中提出的基于 CCA 技术的 VCTF 发动机非设计点仿真计算方法的有效性,本文计算了 $Ma=3.0$, 20.9km 下的 VCTF 发动机节流特性。非设计点性能计算所需的压气机和涡轮的部件特性源于文献[20]。计算中考虑控制涡轮叶片温度 (with $T_{bld, lmt}$) 与不控制涡轮叶片温度 (with/o $T_{bld, lmt}$) 两种情况,不调节发动机变几何部件,控制高压压气机相对物理转速 $\bar{n}_{HP}$ 得到的计算结果如图 13~图 15 所示。

图 13 为节流状态下 VCTF 发动机的总体性能变化规律。可以看到,随着 $\bar{n}_{HP}$ 降低,控制涡轮叶片温度比不控制涡轮叶片温度的 VCTF 发动机推力和比冲性能下降速度更快。主要原因是在 $Ma=3.0$ 状态下控制 $\bar{n}_{HP}$ 不变,控制涡轮叶片温度使涡轮冷却引气量降

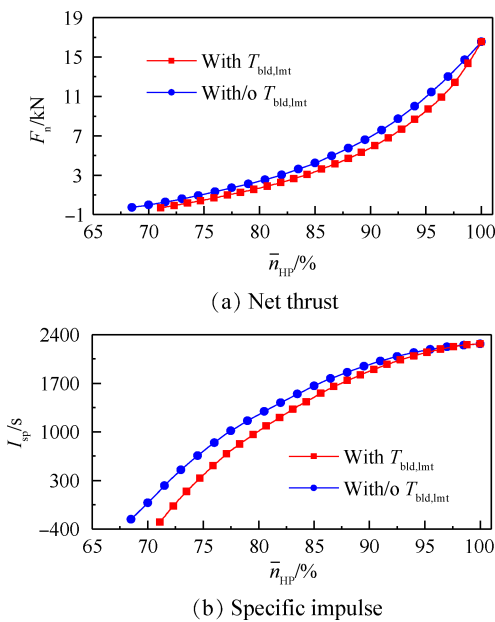


Fig. 13 Overall performance of the VCTF engine during throttling

低,进而进入燃烧室的空气流量增大,这意味着涡轮前温度降低,维持 $\bar{n}_{HP}$ 会使涡轮落压比增大,不利于推力和比冲的性能提升。但是,由图 14 所示的 STHEX 在节流状态下的参数变化规律可以看到,随着 $\bar{n}_{HP}$ 降低,控制涡轮叶片温度能够降低流经 STHEX 的冷却空气和燃油流量,进而降低 STHEX 管外(图 14(a))和管内(图 14(b))的总压损失,提高冷却空气进入涡轮叶片的回流裕度。

图 14(b)和(c)为降低燃油喷嘴开度前后 STHEX 管内的压力参数变化规律。可以看到,STHEX 管内的总压恢复系数和总压在减小 K_{inj} 后有所提高。根据式(16)可知,在燃烧室燃油流量需求不变的情况下,减小 K_{inj} 会使得燃油泵压比升高,从而提高燃油进入

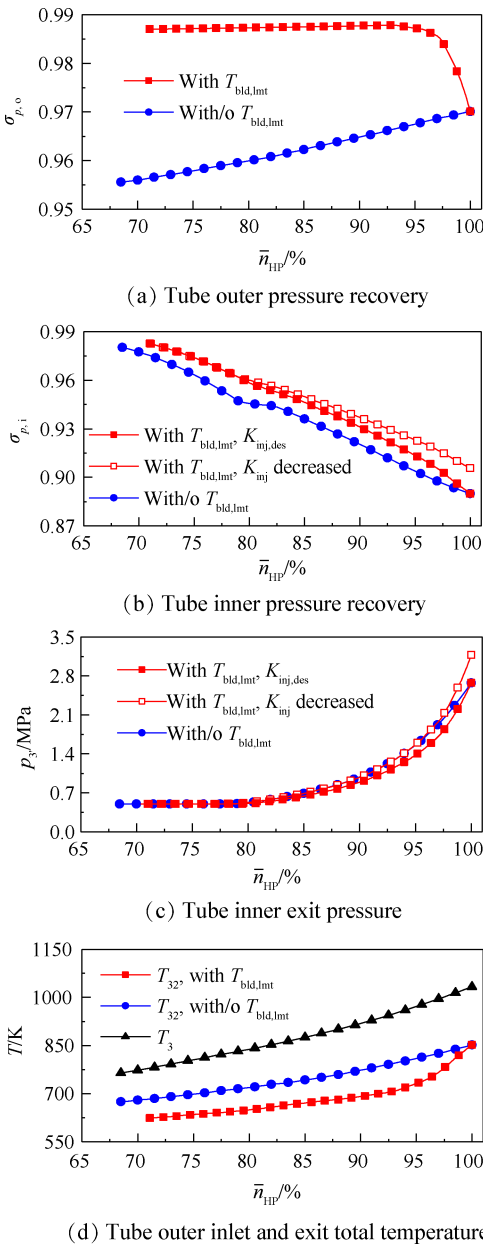


Fig. 14 Parameters of the STHEX during throttling

STHEX 的压力,并使 STHEX 管内的总压恢复系数提高。在 $\bar{n}_{HP}$ 降低至 80% 左右,进入燃烧室的燃油压力达到了式(22)中设定为 0.5MPa 的最小值。同时,由图 14(d) 可以看到,控制涡轮叶片温度能够通过降低冷却空气引气量进一步降低进入涡轮叶片的冷却空气温度,在 $\bar{n}_{HP} = 93\%$ 时冷却空气温度最大降低 240K。

图 15 为节流状态下高、低压涡轮叶片冷却参数的变化规律。可以看到,随着 $\bar{n}_{HP}$ 降低,控制涡轮叶片温度仅在较高的涡轮前温度状态下达到其温度限制值(图 15(a)),而后涡轮叶片的冷却流量比达到式(21)设定为 0.01 的最小值(图 15(b))。同时,由于低压涡轮动叶未采用预冷引气,控制其叶片温度使得低压涡轮动叶温度随着 $\bar{n}_{HP}$ 降低始终较低压涡轮动叶温度更高(图 15(a))。

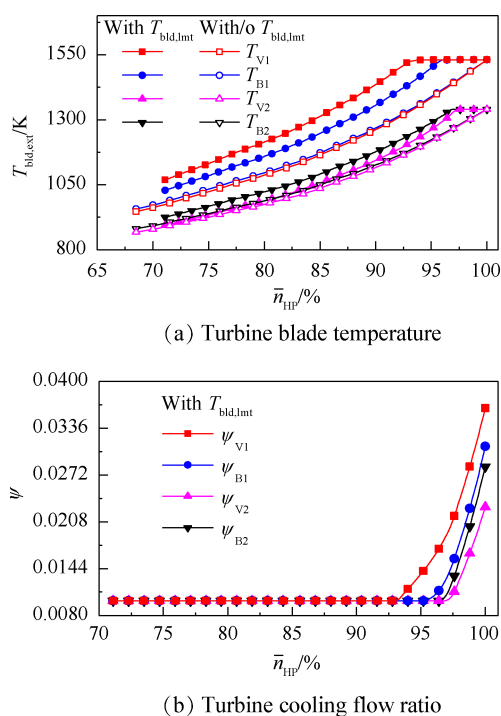


Fig. 15 Parameters for HPT and LPT blade cooling during throttling

3.3 沿飞行轨迹性能计算

为了解基于 CCA 技术的 VCTF 发动机沿飞行轨迹的性能变化,本文选择的飞行轨迹如图 16 所示。为最大限度地提高推力,发动机控制规律为:风扇相对物理转速 $\bar{n}_{LP} \geq 110\%$,相对换算转速 $\bar{n}_{LP,cor} \geq 100\%$,高压压气机出口总温 $\geq 1033K$,高压压气机相对物理转速 $\geq 110\%$ 及相对换算转速 $\geq 100\%$,涡轮前温度 $T_4 \geq 2200K$,不调节发动机变几何部件。计算中考虑控制涡轮叶片温度(with $T_{bld,limt}$),不控制涡轮叶片温度

(With/o $T_{bld,limt}$)以及不采用 CCA 技术但控制涡轮叶片温度(With/o CCA)三种情况,计算结果如图 17~图 20 所示。

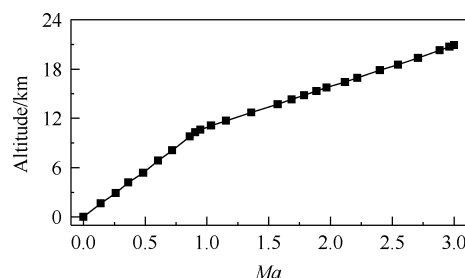


Fig. 16 Flight trajectory for the VCTF engine simulation

图 17 为 VCTF 发动机沿飞行轨迹的总体性能变化规律。由图 17(a) 可以看到,在 $Ma > 2.8$ 时,控制涡轮叶片温度具有最大的推力,在 $Ma = 2.9$ 时较不控制涡轮叶片温度的推力增大 0.9%;在 $1.8 \leq Ma \leq 2.8$ 时,不采用 CCA 技术但控制涡轮叶片温度具有最大的推力,在 $Ma = 1.9$ 时较不控制涡轮叶片温度的推力增大 24.5%;在 $Ma = 1.8$ 时,控制涡轮叶片温度的推力达到最大,较不控制涡轮叶片温度的推力增大 6.9%。在 $Ma < 1.8$ 时,不控制涡轮叶片温度具有最大的推力,不采用 CCA 技术但控制涡轮叶片温度在 $Ma = 1.3$ 时较不控制涡轮叶片温度的推力减小 10.1%,控制涡轮叶片温度在 $Ma = 1.0$ 时较不控制涡轮叶片温度的推力减小 3.2%。推力在不同情况下的变化解释如下:在 $Ma > 1.8$ 时,高压压气机出口引气量的调节使推力最大存在最佳值,即高/低压轴物理转速和涡轮前温度同时保持最大值,这一规律与 J58 发动机通过旁路放气使推力达到最大的调节原则类似。由图 18(a) 和 (b) 所示的 $\bar{n}_{LP}$ 和 T_4 在 $Ma > 1.8$ 的变化可以看到,三种情况下的控制规律均是 T_4 为最大值,而采用 CCA 技术但控制涡轮叶片温度的 $\bar{n}_{LP}$ 更高,这时高压压气机出口引气量更接近最佳值,从而推力更大。在 $Ma = 1.8$ 时,控制涡轮叶片温度的 $\bar{n}_{LP}$ 和 T_4 同时达到最大值,且高压压气机出口引气量更接近其最佳值,因此推力最大。在 $Ma < 1.8$ 时,由于发动机控制参数变为低压轴转速(图 18(a)),高压压气机出口引气量更大, T_4 更高(图 18(b)),因而不控制涡轮叶片温度情况下的推力更大。同时,在 $Ma \geq 1.8$ 时,三种情况下的比冲相差不大,与推力变化规律类似。在 $Ma < 1.8$ 时,由于三种情况具有相同的低压轴转速, T_4 越低(图 18(b))意味着更多的空气流量进入燃烧室,进而燃烧室出口油气比越低,因此不采用 CCA 技术但控制涡轮叶片温度的比冲最高,控制涡

轮叶片温度的比冲次之,不控制涡轮叶片温度的比冲最低。

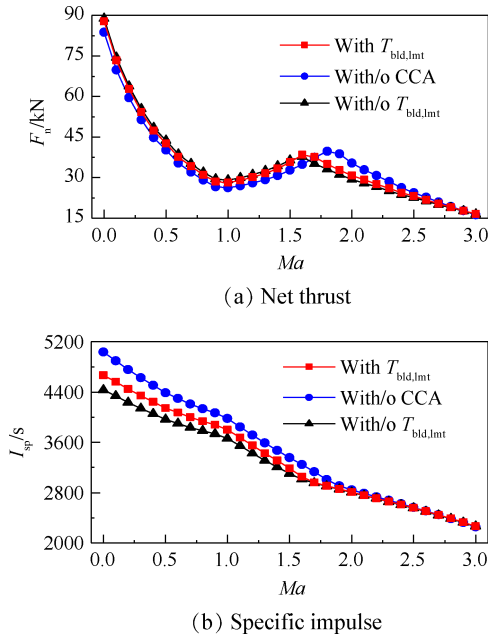


Fig. 17 Overall performance of the VCTF engine along the flight trajectory

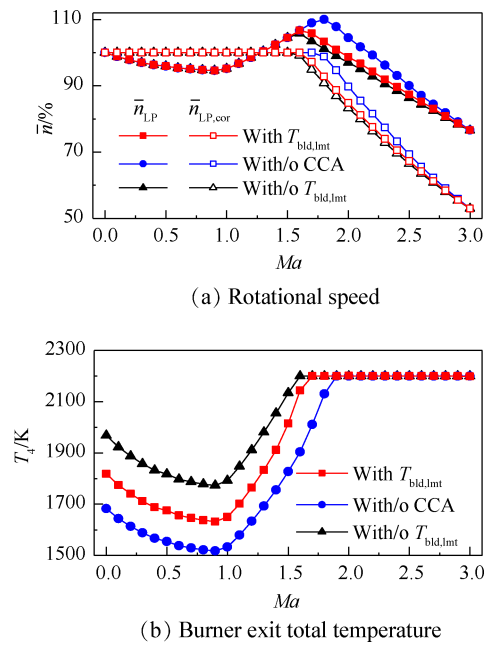


Fig. 18 Control law of the VCTF engine along the flight trajectory

图 19 为 STHEX 参数沿飞行轨迹的变化规律。由图 19(a)可以看到,随着 Ma 降低,控制涡轮叶片温度通过降低流经 STHEX 的冷却空气流量以进一步降低 STHEX 管外的总压损失。图 19(b)和(c)给出了增大 K_{inj} 前后 STHEX 管内的压力参数变化规律。由于燃烧室喷油压力和燃油流量之间的二次关系,如果

要降低较低 Ma 下的喷油压力,那么需要增大 K_{inj} (图 19(c)),而 STHEX 管内总压损失相应地增大(图 19(b))。由图 19(d)可以看到,在 $Ma=3.0$ 时的 STHEX 管外出口温度最大。在 $Ma<1.8$ 时,控制涡轮叶片温度较不控制涡轮叶片温度能够进一步降低涡轮叶片冷却引气的温度。

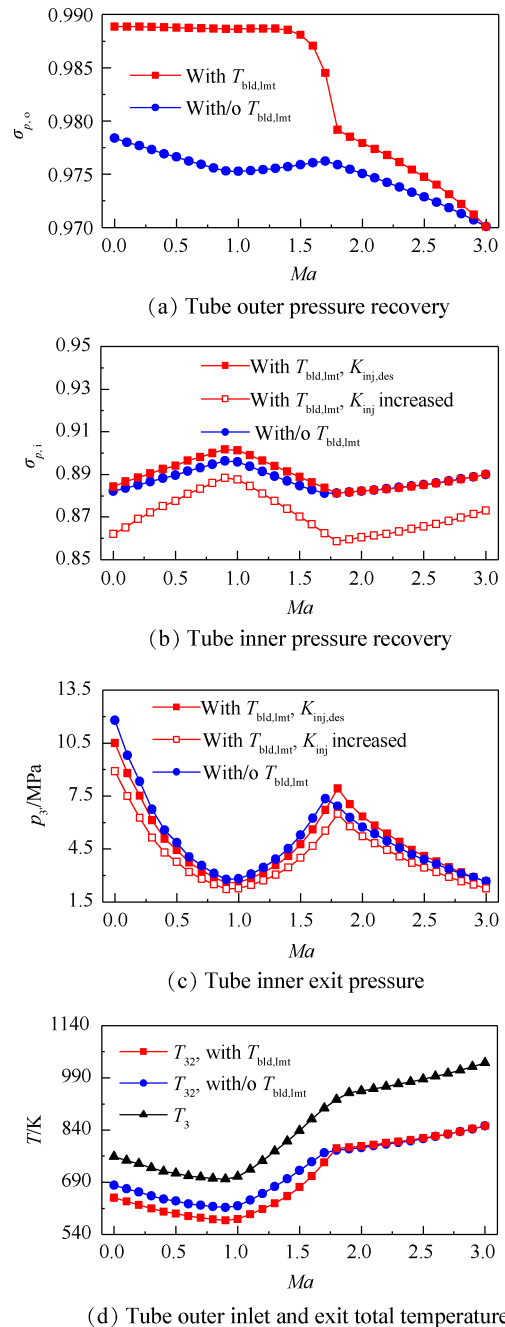


Fig. 19 Parameters of the STHEX along the flight trajectory

图 20 为高、低压涡轮叶片冷却参数沿飞行轨迹的变化规律。由图 20(a)和(b)可以看到,控制涡轮叶片温度和不采用 CCA 技术但控制涡轮叶片温度在

涡轮前温度最高时达到其温度限制值,而后随着 Ma 降低,涡轮叶片的冷却流量比达到最小值(图 20(c) 和(d))。

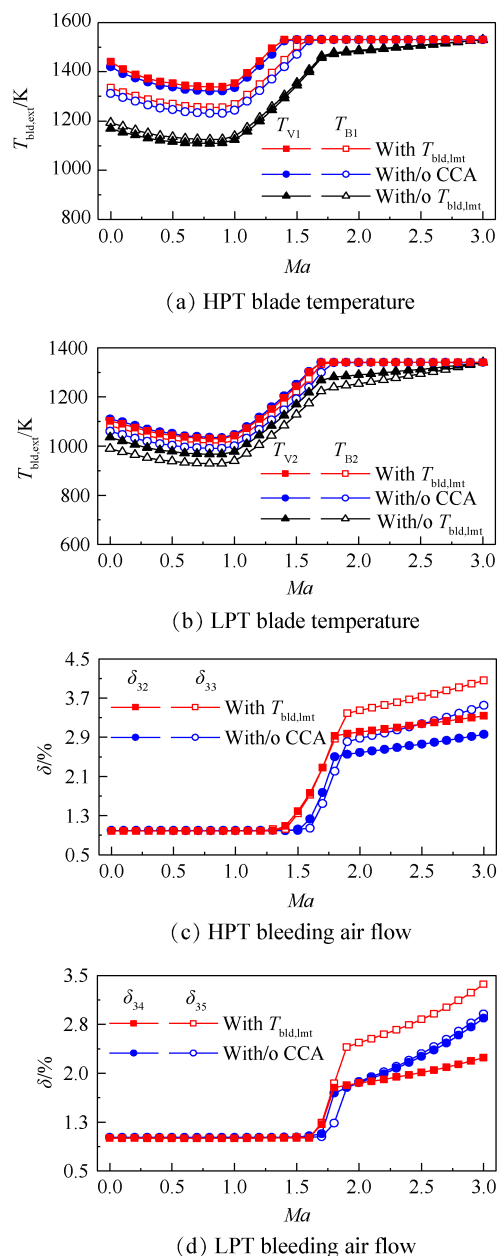


Fig. 20 Parameters for HPT and LPT blade cooling along the flight trajectory

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)引入 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机在总体性能仿真中需要考虑燃油的热物性参数变化,建立电动燃油泵和空气-燃油换热器计算模型,改进燃烧室和涡轮部件的计算模型。同时,结合整机性能共同工作条件,引入控制涡轮叶片温度的变引气量

整机性能仿真模型。

(2)采用 CCA 技术能够将设计状态为飞行马赫数 3.0,高度 20.9km 的涡轮引气温度降低 181K,相对引气量降低 22.04%,并使推力和比冲分别提高 2.03%,0.66%。

(3)飞行马赫数 3.0,高度 20.9km 下的节流特性计算表明,本文提出的基于 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机的非设计点仿真方法是有效的。控制涡轮叶片温度使得推力随转速降低而减小的速度更快,但空气-燃油换热器空气侧的总压损失明显降低。

(4)沿飞行轨迹计算表明,控制涡轮叶片温度的发动机在飞行马赫数大于 1.8 具有更大的推力和比冲,在飞行马赫数小于 1.8 推力减小,比冲提高。空气-燃油换热器在最大热负荷状态的性能设计是影响压气机出口引气温降和引气进入涡轮叶片的回流裕度的关键。

本文主要对采用 CCA 技术的高马赫数涡轮发动机的主要部件建模方法开展了研究,后续研究将进一步分析飞行包线内的部件变几何调节对发动机和空气-燃油换热器性能的影响,并开展采用 CCA 技术的发动机性能优化研究。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

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 Zhan-xue, ZHANG Ming-yang, ZHANG Xiao-bo, et al. Development Status and Key Technologies of Variable Cycle Turbofan-Ramjet Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 1921-1934.)
- [2] Marley C D, Driscoll J F. Modeling an Active and Passive Thermal Protection System for a Hypersonic Vehicle [R]. AIAA 2017-0118.
- [3] Murthy N B, Curran E T. Developments in High-Speed Vehicle Propulsion Systems [M]. Virginia: AIAA Press, 1996.
- [4] Bergholz F R, Hitch B D. Thermal Management Systems for High Mach Airbreathing Propulsion [R]. AIAA 92-0515.
- [5] Rued K, Ebenhoch G, Mark H. Thermal Management of Propulsion Systems in Hypersonic Vehicles [R]. AIAA 92-0516.
- [6] Kishi K, Kuno N, Kashiwagi T, et al. Exhaust Nozzle Research in Japanese HYPR Program [R]. AIAA 95-2606.

- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] Bruening G B, Chang W S. Cooled Cooling Air Systems for Turbine Thermal Management[R]. *ASME* 99-GT-014.
- [10] Stepka F S. Considerations of Turbine Cooling Systems for Mach 3 Flight[R]. *NASA/TN-D-4491*, 1968.
- [11] Snyder E L, Escher D W. Turbine Based Combination Cycle (TBCC) Propulsion Subsystem Integration [R]. *AIAA* 2004-3649.
- [12] Gamble E J, Haid D A, D'Alessandro S, et al. Dual-Mode Scramjet Performance Model for TBCC Simulation [R]. *AIAA* 2009-5298.
- [13] Gamble E J, Haid D A. Thermal Management and Fuel System Model for TBCC Dynamic Simulation[R]. *AIAA* 2010-6642.
- [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 You-hong, LI Jia-shan, TANG Shi-jian, et al. Simulation of Fuel System Temperature Rise in Turbine Based Combined Cycle Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 984-991.)
- [16] 庄来鹤, 徐国强, 闻洁, 等. 基于典型飞行任务的CCA技术优势分析[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(7): 1363-1378.
- [17] Itahara H, Kohara S, Takagi S, et al. Turbo Engine Research in Japanese HYPR Project for HST Combined Cycle Engine[R]. *AIAA* 94-3358.
- [18] Morioka N, Oyori H. Fuel System Design for the More Electric Engine[R]. *ASME GT* 2012-68374.
- [19] Herring N R. On the Development of Compact, High Performance Heat Exchangers for Gas Turbine Applications [D]. *West Lafayette: Purdue University*, 2007.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] Huber M L. NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) [M]. *Gaithersburg: National Institute of Standards and Technology*, 2003.
- [23] 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.
- [24] 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.
- [25] Fox J A. Hydraulic Analysis of Unsteady Flow in Pipe Networks [M]. *London: Macmillan International Higher Education*, 1977.
- [26] Pellegrino G, Vagati A, Boazzo B, et al. Comparison of Induction and PM Synchronous Motor Drives for EV Application Including Design Examples [J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2012, 48(6): 2322-2332.
- [27] 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]. 洛阳: 中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第一届空天动力联合会议, 2018.
- [28] Xu G, Zhuang L, Dong B, et al. Optimization Design with an Advanced Genetic Algorithm for a Compact Air-Air Heat Exchanger Applied in Aero Engine [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 158(2): 119952.
- [29] Special Metals Corporation. Inconel Alloy 625 [EB/OL]. <http://www.specialmetals.com/assets/documents/alloys/inconel/inconel-alloy-625.pdf>, 2022-06-23.
- [30] 史美中, 王中铮. 热交换器原理与设计 [M]. 南京: 东南大学出版社, 2009.
- [31] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
- [32] Gordon S, McBride B J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications [R]. *NASA/RP-1994-1311*.
- [33] 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.
- [34] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T, et al. Aircraft Engine Design [M]. *Virginia: AIAA Press*, 2018.
- [35] Schneider S J. Analysis of Turbine Blade Relative Cooling Flow Factor Used in the Subroutine Coolit Based on Film Cooling Correlations [R]. *NASA/TM-2015-218738*.
- [36] Goldstein R J. Film Cooling [J]. *Advances in Heat Transfer*, 1971, 7: 321-379.
- [37] Gauntner J W. Algorithm for Calculating Turbine Cooling Flow and the Resulting Decrease in Turbine Efficiency [R]. *NASA/TM-1980-81453*.
- [38] Walsh P P, Fletcher P. Gas Turbine Performance [M].

- Oxford: Blackwell Science Limited*, 2004.
- [39] 王涛, 杨抒衡. 变流量燃油喷嘴动态模拟装置及控制方法[J]. 现代制造技术与装备, 2021, 57(5): 64-68.
- [40] Maser A C. Optimal Allocation of Thermodynamic Irreversibility for the Integrated Design of Propulsion and Thermal Management Systems[D]. *Atlanta: Georgia Institute of Technology*, 2012.
- [41] Lallini V, Janikovic J, Pilidis P, et al. A Calculation Tool of a Turbine Cooling Air Schedule for General Gas Turbine Simulation Algorithms[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(4): 041003.
- [42] Liu Q, Zhuang L, Fu Y, et al. A Novel Approach of Designing Aircraft Heat Exchanger for Continuous Working Conditions Using Modified Genetic Algorithm [R]. *ASME HT* 2019-3546.
- [43] 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.
- [44] 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 Hua-lei, SU Zhi-min, HUANG Xing, et al. Thermal Cycle Analysis of Turbo-prop with Ceramic Matrix Composite Based on Multiple Design Points Approach[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 1-9.)
- [45] Storn R, Price K. Differential Evolution—a Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces[J]. *Journal of Global Optimization*, 1997, 11(4): 341-359.
- [46] 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.

(编辑:梅瑛)