

基于典型飞行任务的 CCA 技术优势分析

庄来鹤^{1,2,4}, 徐国强^{1,2,3}, 闻洁^{2,3,4}, 董苯思^{2,3,4}, 肖翼⁵

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
4. 北京航空航天大学 杭州创新研究院(余杭), 杭州 311100;
5. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘 要: 基于典型飞行任务,在 F-119 发动机方案的循环参数基础上,对采用冷却冷却空气(CCA)技术的航空发动机性能开展研究,分析 CCA 技术对发动机总体性能及涡轮叶片温度的影响规律,评估采用 CCA 技术的涡扇发动机对其所装配飞机的飞行性能的影响。结果表明:针对仅预冷高压涡轮动叶冷却气方案,当保持冷却空气流量不变时,采用 CCA 技术可将涡轮冷气温度降低 16.98%~41.21%,使得高压涡轮动叶表面最高温度降低 8.89%~16.80%;当保持叶片表面最高温度不变时,采用 CCA 技术可减少高压涡轮动叶 48.61% 的冷却用气,且发动机的推力和耗油率等总体性能基本不变;针对同时预冷高压涡轮导叶和动叶冷却气方案,通过调整循环参数,在保持冷却空气流量和叶片温度不变的前提下,可使涡轮前最高温度提高 6.91%,从而提高典型飞行状态下的航发推进性能,进而有效提升所配装飞机的起飞载质量、最大爬升率、最大马赫数、使用升限及航程等飞行性能。

关 键 词: 典型飞行任务; 涡扇发动机; 冷却品质; 冷却冷却空气(CCA)技术; 叶片表面温度

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Superiority analysis of CCA technology under typical flight mission

ZHUANG Laihe^{1,2,4}, XU Guoqiang^{1,2,3}, WEN Jie^{2,3,4},
DONG Benshi^{2,3,4}, XIAO Yi⁵

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Research Institute of Aero-engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Hangzhou Innovation Institute (Yuhang), Beihang University, Hangzhou 311100, China;
5. Aero Engine Academy of China, Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: To improve the overall aero-engine performance under typical flight mission, superiority analysis of cooled cooling air (CCA) technology was proposed to upgrade the cooling quality of turbine blade cooling air. The effects of introducing CCA technology into the aero-engine performance and further the flight performance of the aircraft equipped with the engine with

收稿日期: 2021-05-27

基金项目: 国家基础研究重大项目基金(2017-III-0005-0029)

作者简介: 庄来鹤(1993—),男,博士生,主要研究方向为航空发动机综合热管理。

引用格式: 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.
ZHUANG Laihe, XU Guoqiang, WEN Jie, et al. Superiority analysis of CCA technology under typical flight mission[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1363-1378.

CCA were evaluated based on the reported cycle parameters of F-119. The following conclusion can be obtained: in the case of only cooling the cooling air for the turbine rotor blade, when the mass flow rate of the cooling air kept constant, its temperature can be reduced by about 16.98%—41.21%, which lowered the rotor blade temperature by about 8.89%—16.80%. When the turbine blade temperature kept constant, the cooling air for turbine rotor blade can be reduced by about 48.61% and aero-engine performance maintained at the same level; in the case of cooling the cooling air for both the turbine stator and rotor blade, when the mass flow rate of the cooling air and turbine blade temperature kept constant, the turbine inlet temperature can be increased by about 6.91%, which can improve the propulsion performance of aero-engine, and eventually improve the flight performance of the aircraft, such as takeoff load mass, maximum climb rate, maximum Mach number, service lift limit and range.

Key words: typical flight mission; turbofan engine; cooling quality;
cooled cooling air (CCA) technology; blade surface temperature

提高推力和热效率始终是航空发动机设计者所追求的目标,根据热力循环基本原理可知,提高增压比和涡轮前温度是提高推力和热效率的关键技术途径。目前现役的第三代航空发动机总压比约为 23,涡轮前温度约为 1 800 K^[1];而下一代发动机的总压比达 30,最高涡轮前温度约为 2 011 K^[2]。基于对跨速域、跨空域、长航程的追求,未来航空发动机的增压比和最高涡轮前温度必将进一步提高,航空发动机的热防护问题面临极大挑战:一方面涡轮前温度的提高使得热端部件的冷却需求加重;另一方面总压比的提高造成冷却空气温度升高,涡轮可用冷气冷却品质进一步降低,两者共同作用使得热端部件的工作环境更加恶劣,仅依靠材料耐温水平和冷却技术的发展已无法解决如此苛刻的热防护问题。因此,可大幅度提升冷却空气冷却品质并实现发动机能量综合利用的冷却冷却空气(CCA)技术成为了解决上述问题的关键途径之一,得到了学术界和工业界的广泛关注。

CCA 技术使用的热沉包括发动机外涵空气、航空煤油及冲压空气等,通过上述低温工质从高压压气机出口引气提取热量,从而提高冷却空气的冷却品质。根据此原理,前苏联 AL-31F 发动机在其外涵道安装有全环蛇形管式换热器(见图 1),换热管内为高压涡轮转子引气,管外为外涵空气,利用外涵空气将高压涡轮转子冷却空气冷却 150~170 K,其总质量不超过 10 kg,所造成的外涵损失不大于 3%。此外,美国 AETD(adaptive engine technology development)项目已公开的自适应变循环发动机中同样采用外涵道换热器及第三涵道换热器以提升发动机整机冷却能力,如图 2

所示。在 2005 年美国启动的超声速项目中,罗-罗、通用及普惠三家航空动力巨头均将 CCA 技术列为解决未来发动机突出热问题的关键技术^[3]。由此可见,CCA 技术在未来高性能航空发动机尤其是军用发动机中已不可或缺。

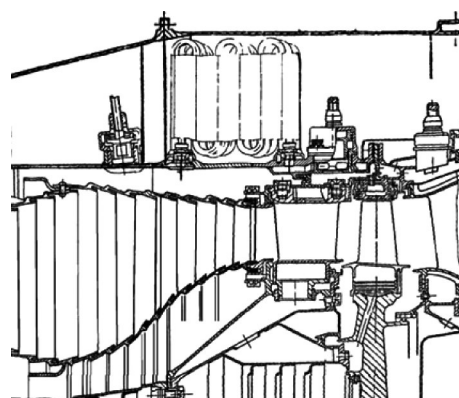


图 1 AL-31F 发动机中采用的 CCA 换热器

Fig.1 CCA heat exchanger applied in AL-31F engine

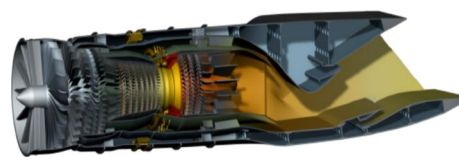


图 2 AETD 项目自适应变循环发动机^[4]

Fig.2 Adaptive variable cycle engine of AETD project^[4]

因此,国内外学者开展了大量关于 CCA 技术可行性和 CCA 外涵换热器设计及优化技术研究。对于技术可行性,Bruening 等^[5]论证了 CCA 技术对发动机总体性能的影响,结果表明 CCA 方案对发动机地面起飞状态的推力损失影响在 1.0% 以内。若将 CCA 冷却空气用于高压涡轮静子冷却,

必须引入空气循环以提高冷却空气压力。Kallath等^[6]利用数值方法研究了CCA换热器高压引气侧进出口集管流动均匀性对换热特性的影响,并采用优化设计方法提高流动均匀性,降低引气压力损失。Puterbaugh等^[7]对比分析了地面状态和亚声速巡航状态下CCA换热器外涵流阻及通流比例对整机推力和耗油率的影响,结果表明采用CCA技术若造成较大的外涵流动损失对推力损失影响较大,同时指出需针对更多飞行状态开展CCA技术的适用性分析,以更合理地设计及优化CCA换热器。总体来看,在满足一定的外涵压力损失条件下,CCA技术对发动机的整机性能影响较小,不过,上述研究结果仅针对少数飞行状态,在发动机完整的工作状态下CCA技术对整机性能及冷却性能的影响规律研究还比较匮乏,相较之下,国内关于CCA技术对发动机总体性能的影响规律研究还处于空白阶段。

应用在CCA技术中的换热器不同于常规地面设备,对质量、强度及传热效率等性能有着极为苛刻的要求,且空天用换热器的运行工况随飞行任务变化十分剧烈,各工况对冷热侧流体的温度及流阻均有不同的要求,这使得空天飞行器用换热器的设计及优化变得更加棘手,国内外学者从换热器热力模型、设计方法及结构强度等多方面开展大量研究。

在换热器热力模型方面,Bao等^[8]和Zhao等^[9]在研究高超声速发动机预冷时,均采用固定传热效率的换热器简化模型,该模型可大大提高计算效率,但仍需将考虑工况对流动换热性能影响的换热器热力模型嵌入至系统级热力分析研究中。在设计方法方面,Xu等^[10]采用改进的遗传算法,对用于轴承腔封严的压气机引气冷却的外涵道换热器进行多工况优化设计,其优化结果满足各个工况下压气机引气的冷却和流阻要求。除了换热器热力模型及设计方法研究,很多学者针对CCA换热器的结构强度及加工等特点开展研究。Gamble等^[11]开发了冲压发动机用换热器分析工具,用于系统地评估换热器的工质选择、几何结构和加工材料等因素对换热器性能及发动机整机性能的影响。南京航空航天大学的胡训尧^[12]针对不同结构空气换热器的流动和换热特性进行数值模拟。并在此基础上,利用ANSYS软件对典型结构换热器的热应力进行计算和分析,得出相关的应力分布。Kim等^[13]利用有限元方法对CCA换

热器疲劳强度开展研究,换热器材料为不锈钢625,疲劳强度研究进行了 10^4 个循环,结果表明主要部位的应力满足安全裕度条件。Chang等^[14]采用试验方法对CCA换热器用翅片管的制造及结构强度进行分析,结果表明在1 000 K的使用环境下,625不锈钢翅片管满足拉伸、屈服和疲劳强度要求。从结构强度和加工制造等角度,阐述了CCA技术换热器的可行性。

由上述分析可知,在系统分析层面,国内外仅对有限飞行任务开展可行性分析,未考虑CCA技术对循环参数的影响以及其对飞行性能的影响;在换热器部件层面,未考虑飞行任务对换热器性能的影响。针对以上问题,本文建立典型战斗机的飞行性能计算模型,并以F-119先进小涵道比军用发动机热力模型为基础,分析在典型飞行任务下,CCA技术对热端部件冷却性能、发动机总体性能及相应的飞行性能的影响规律。

1 计算模型简介

为分析CCA技术在不同飞行任务下对发动机循环参数可行域及飞行性能的影响,需要确定发动机在不同飞行任务下的工作状态。通过建立战斗机的质量估算模型、升阻特性模型和飞行受力平衡方程,计算分析不同飞行任务下发动机所装配的飞机的质量和飞行阻力,从而确定发动机所提供的推力约束;根据发动机特性计算模型,调节发动机控制规律,确定采用CCA技术和不采用CCA技术方案满足推力约束的发动机工作状态。从而获得发动机各截面热力参数及发动机性能参数,分析不同方案涡轮前温度、冷却空气温度及叶片冷却特性等参数变化规律,评估CCA技术应用于发动机热防护系统的技术优势。

1.1 战斗机特性计算模型

1.1.1 飞机质量计算

根据起飞状态下飞机受力平衡方程可知,飞机的起飞质量 W_{to} 与发动机提供的起飞推力 T_{to} 、起飞滑跑距离 S_{to} 及起飞速度 V_{to} 等因素有关。在给定起飞滑跑距离和起飞速度的条件下,起飞质量为发动机起飞推力的单值函数,因此可根据此平衡方程估算不同起飞推力条件下,飞机的起飞质量 W_{to} 。

$$T_{to} = W_{to} \frac{dV}{dt} + D, \quad \frac{dV}{dt} = \frac{2V_{to}^2}{S_{to}} \quad (1)$$

飞机的起飞质量 W_{to} 可分为零燃油空机质量

W_{nzf} 和燃油质量 W_{uf} ,其中燃油质量与起飞质量的比值定义为起飞燃油系数 K_{uf}

$$W_{to} = W_{uf} + W_{nzf} \tag{2}$$

$$K_{uf} = W_{uf}/W_{to} \tag{3}$$

其中,零燃油飞机质量包括机上乘员质量 W_{crw} 、发动机质量 W_{eng} 、飞机机体结构质量 W_{st} 和机内装载质量 W_{eqf} ,其中机体结构质量与零燃油飞机质量的比值定义为机体结构系数 K_{st}

$$W_{nzf} = W_{eqf} + W_{eng} + W_{crw} + W_{st} \tag{4}$$

$$K_{st} = W_{st}/W_{nzf} \tag{5}$$

发动机质量可由起飞推力和发动机的推质比估算

$$W_{eng} = \frac{T_{to}}{g} \bigg/ \left(\frac{T_{to}}{W_g} \right)_{eng} \tag{6}$$

推质比、起飞燃油系数和机体结构系数可根据如表 1 所示的 F-22 先进战斗机的经验参数作为基准^[15]。在计算任意起飞推力下战斗机起飞质量组成时,给定推质比、机体结构系数、机上乘员质量和机内装载质量,即可计算相应的燃油质量和零燃油结构质量等参数。

表 1 F-22 战斗机质量组成
Table 1 Mass composition of F-22 fighter

参数	数值
起飞质量/kg	27 216
燃油质量/kg	11 430
机上乘员质量/kg	90
发动机质量/kg	3 537
机体结构质量/kg	7 340
机内装载质量/kg	4 817
起飞燃油系数	0.42
机体结构系数	0.465
发动机推质比	9

1.1.2 升阻特性计算

飞机升阻特性模型建立了飞机升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 随飞行马赫数的关系,即升阻特性曲线。其中飞机升力系数和阻力系数的计算公式为

$$C_l = \frac{nW_i}{0.5\rho V^2S} \tag{7}$$

$$C_d = \frac{D}{0.5\rho V^2S} \tag{8}$$

式中 n 为过载系数; W_i 为飞行任务 i 状态下飞机载质量; S 为机翼面积, V 为飞行速度。

已知飞机质量 W_i 和过载系数 n , 根据升力公式计算升力系数, 并根据升阻特性曲线计算阻力系数, 从而获得相应飞行状态下的飞行阻力, 为后续计算所需推力提供支撑。考虑到战斗机的气动布局, 采用常用的工程方法预测飞机的升阻特性, 升阻特性曲线的表达式为

$$C_d = K_1C_l^2 + K_2C_l + C_{d0} \tag{9}$$

式中 C_{d0} 为零升力阻力系数; K_1 和 K_2 为升阻系数, 为飞机类型和飞行马赫数的函数; 上述 3 个参数可由文献[16]给出的数据确定, C_{d0} 随飞行马赫数变化的关系如图 3 所示, 对于目前先进的战斗机, K_2 可忽略不计, K_1 随马赫数的变化关系如图 4 所示^[16]。

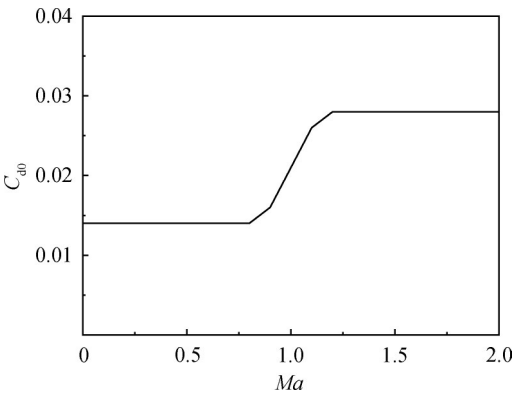


图 3 C_{d0} 随 Ma 变化规律
Fig.3 Variation law of C_{d0} with Ma

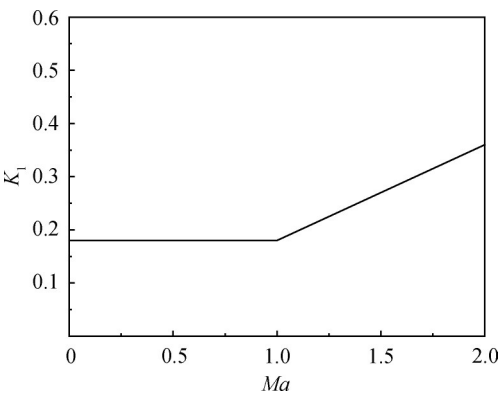


图 4 K_1 随 Ma 变化规律
Fig.4 Variation law of K_1 with Ma

1.1.3 典型飞机任务

战斗机飞行任务包括对发动机极限推力要求较高的起飞、最大平飞马赫数、最高升限、最大过载和最大爬升率状态, 同时包括对发动机油耗和推力综合性能要求较高的亚声速/超声速巡航状

态,针对上述飞行状态,建立飞机受力平衡方程,结合前文所述的飞机质量计算和升阻特性计算,确定不同飞行任务下的需求推力。

1) 巡航、平飞状态和最高升限状态下,飞机的升力等于飞机重力,同时飞行阻力等于发动机提供的推力,因此受力平衡方程为

$$\begin{aligned} T &= D \\ L &= W_i g \end{aligned} \quad (10)$$

2) 作战状态,参考文献[16]给出了作战状态下飞机需具有6.5g的过载,此时飞机升力大于飞机重力,此时的飞机受力平衡方程为

$$\begin{aligned} T &= D \\ L &= n W_i g \end{aligned} \quad (11)$$

3) 起飞状态下,发动机提供的推力除克服飞行阻力外,还需为飞机提供起飞加速度,因此受力平衡方程为

$$F = W \frac{dV}{dt} + D \quad (12)$$

其中起飞加速度由起飞滑跑距离和起飞速度决定。

4) 最大爬升状态下,飞机受力平衡方程为

$$F = \frac{Wg}{V} \cdot \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right) + D \quad (13)$$

1.2 推进系统特性计算模型

采用Matlab软件编制小涵道比涡扇发动机设计点/非设计点热力计算程序,并嵌入CCA技术换热器热力计算模型,其模型网络结构如图5所示。主要部件包括:进气道、风扇、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、混合室、加力燃烧室、尾喷管和CCA技术换热器,图中数字表示发动机各部件进出口截面编号。采用面向对象的建模方法,采用“部件-端口-部件”的方式传递热力参数数组。热力参数数组中包含总温、总压、流量、总焓、熵函数等热力参数。各个部件的热力分析模型的具体控制方程如下:

1) 进气道。输入飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma ,求得进气道出口的气体总温和总压。其中 γ 为空气比热比, σ_1 为进气道总压恢复系数。

$$T_0 = \begin{cases} 288.15 - 6.5H, & 0 \leq H \leq 11 \text{ km} \\ 216.5, & 11 < H \leq 20 \text{ km} \end{cases}$$

$$p_0 =$$

$$\begin{cases} 101325 \left(1 - \frac{H}{44.308} \right)^{5.2553}, & 0 \leq H \leq 11 \text{ km} \\ 0.227 e^{\frac{11-H}{6.338}} \times 10^5, & 11 < H \leq 20 \text{ km} \end{cases}$$

$$\begin{cases} T_{t1} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) \\ p_{t1} = p_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}; \begin{cases} T_{t2} = T_{t1} \\ p_{t2} = \sigma_1 p_{t1} \end{cases}$$

$$\sigma_1 = \begin{cases} 0.97, & Ma \leq 1 \\ 0.97 \left[1 - 0.075 (Ma - 1)^{1.35} \right], & Ma > 1 \end{cases}$$

(14)

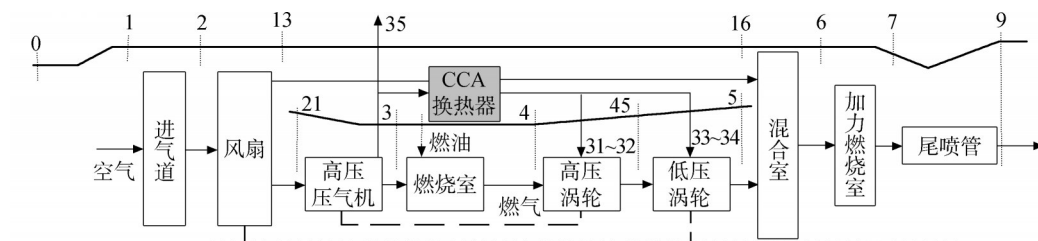
2) 风扇。进气道出口热力参数传递至风扇进口,根据风扇的增压比及热效率,求得风扇出口热力参数及风扇所需功率。在设计点计算时,增压比和热效率为输入参数;在非设计点计算时,输入参数为风扇转速及 β 函数,增压比和热效率由风扇特性线插值求得。控制方程如下,其中总焓和熵函数为温度的单值函数,具体函数关系见文献[17]。

等熵过程

$$\begin{aligned} S_{t21,i} &= S_{t2} + R \ln(\pi_{fan}) \\ T_{t21,i} &= f_{t-s}^{-1}(S_{t21,i}) \\ H_{t21,i} &= f_{t-h}(T_{t21,i}) \end{aligned} \quad (15)$$

实际过程

$$\begin{aligned} H_{t21} &= H_{t2} + \frac{H_{t21,i} - H_{t2}}{\eta_{fan}} \\ T_{t21} &= f_{t-h}^{-1}(H_{t21}) \end{aligned} \quad (16)$$



注: 数字表示发动机各部件进出口截面编号。

图5 采用CCA技术的发动机模型网络图

Fig.5 Model network diagram of the engine using CCA technology

风扇出口压力、流量及功率

$$\begin{aligned} p_{t21} &= \pi_{\text{fan}} p_{t2} \\ \dot{m}_2 &= W_{\text{cor, fan}} \sqrt{\frac{T_{\text{ref}}}{T_{t2}}} \cdot \frac{p_{t2}}{p_{\text{ref}}} \\ L_{\text{fan}} &= \dot{m}_2 (H_{t21} - H_{t2}) \end{aligned} \quad (17)$$

3) 高压压气机。高压压气机热力模型与风扇模型类似,故不做赘述。

4) 燃烧室。根据输入燃烧室的空气热力参数、燃油有效热值及燃烧室出口总温 T_{t4} , 迭代求得燃烧室出口热力参数及油气比。

$$\begin{aligned} H_{t4} &= f_{t-h}(T_{t4}) + \frac{\varphi}{1+\varphi} \theta_h, \\ \theta_h &= f_{\theta_h}(T_{t4}), \quad \varphi = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_3} \\ S_{t4} &= f_{t-s}(T_{t4}) + \frac{\varphi}{1+\varphi} \theta_\psi, \\ \theta_\psi &= f_{\theta_\psi}(T_{t4}) \\ \dot{m}_3 H_{t3} + \eta_{\text{cc}} \dot{m}_f \text{LHV} &= \dot{m}_4 H_{t4} \\ p_{t4} &= \sigma_{\text{cc}} p_{t3} \end{aligned} \quad (18)$$

5) 高压涡轮。高压涡轮的热力过程可分为 3 部分: 导叶掺混过程、动叶做功过程和动叶掺混过程; 对于掺混过程, 根据能量平衡方程, 计算冷却空气与主流燃气掺混后的热力参数; 对于做功过程, 根据涡轮落压比和热效率, 计算涡轮出口热力参数及涡轮功率。在设计点下, 高压涡轮功率和热效率为输入参数; 非设计下, 高压涡轮转速与高压涡轮 β 函数为输入参数, 根据涡轮特性曲线插值得得涡轮落压比、热效率及换算流量。根据如下控制方程, 计算涡轮各截面热力参数。

导叶掺混过程

$$\begin{aligned} \dot{m}_{42} &= \dot{m}_4 + \dot{m}_{31} \\ H_{t42} &= \frac{\dot{m}_4 H_{t4} + \dot{m}_{31} H_{t31}}{\dot{m}_{42}} \\ T_{t42} &= f_{t-h}^{-1}(H_{t42}) \\ p_{t42} &= p_{t4} \end{aligned} \quad (19)$$

动叶做功过程

$$\begin{aligned} S_{t43,i} &= S_{t42} + R \ln \pi_{\text{hpt}} \\ T_{t43,i} &= f_{t-s}^{-1}(S_{t43,i}) \\ H_{t43,i} &= f_{t-h}(T_{t43,i}) \\ H_{t43} &= H_{t42} - \eta_{\text{hpt}} (H_{t42} - H_{t43,i}) \\ T_{t43} &= f_{t-h}^{-1}(H_{t43}) \\ p_{43} &= p_{42} / \pi_{\text{hpt}} \\ L_{\text{hpt}} &= \dot{m}_{42} (H_{t42} - H_{t43}) \end{aligned} \quad (20)$$

动叶掺混过程

$$\begin{aligned} \dot{m}_{45} &= \dot{m}_{43} + \dot{m}_{32} \\ H_{t45} &= \frac{\dot{m}_{43} H_{t43} + \dot{m}_{32} H_{t32}}{\dot{m}_{45}} \\ T_{t45} &= f_{t-h}^{-1}(H_{t45}) \\ p_{t45} &= p_{t43} \end{aligned} \quad (21)$$

6) 低压涡轮。低压涡轮热力模型与高压涡轮模型类似,故不做赘述。

7) 混合室。根据低压涡轮出口燃气及外涵经 CCA 换热后的外涵空气热力参数, 计算掺混后的混合室出口热力参数。在设计点计算时, 假设混合室内外涵静压平衡, 求解内外涵流通面积; 在非设计点计算时, 流通面积作为已知变量, 计算内外涵静压, 此时内外涵静压平衡方程作为非设计点收敛的平衡方程之一。

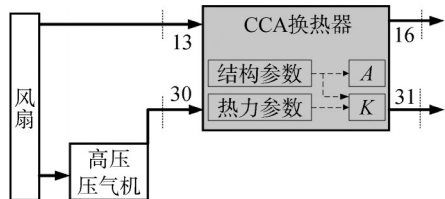
$$\begin{aligned} \dot{m}_5 &= K_5 \frac{p_{t5}}{\sqrt{T_{t5}}} A_5 q(\lambda_5) \\ \dot{m}_{16} &= K_{16} \frac{p_{t16}}{\sqrt{T_{t16}}} A_{16} q(\lambda_{16}) \\ \dot{m}_6 &= K_6 \frac{p_{t6}}{\sqrt{T_{t6}}} A_6 q(\lambda_6) \\ \dot{m}_5 + \dot{m}_{16} &= \dot{m}_6 \\ \dot{m}_5 H_{t5} + \dot{m}_{16} H_{t16} &= \dot{m}_6 H_{t6} \\ p_{t5} f(\lambda_5) A_5 + p_{t16} f(\lambda_{16}) A_{16} &= p_{t6} f(\lambda_6) A_6 \end{aligned} \quad (22)$$

8) 加力燃烧室。加力燃烧室热力模型与燃烧室类似,故不做赘述。

9) 尾喷管。采用拉瓦尔喷管, 根据加力燃烧室出口热力参数, 计算尾喷管喉道面积及出口的热力参数及排气速度等参数。假设喉道位置马赫数为 1, 尾喷管出口完全膨胀, 计算喉道及尾喷管出口面积, 若为设计点计算, 则此喉道面积即为尾喷管设计状态喉道面积。

$$\begin{aligned} A_8 &= \dot{m}_8 \frac{\sqrt{T_{t8}}}{K_8 p_{t8}} \\ H_{t9} &= H_{t8}; \quad \dot{m}_9 = \dot{m}_8 \\ p_{t9} &= \sigma_{\text{nozzle}} p_{t8}; \quad p_9 = p_0 \\ Ma_9 &= \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_{t9}}{p_9} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}; \\ v_9 &= Ma_9 \sqrt{k_9 R_9 T_9} \\ A_9 &= A_8 \frac{1}{\sigma_{\text{nozzle}} q(Ma_9)} \end{aligned} \quad (23)$$

10) CCA 技术换热器。其热力计算过程如图6所示,输入参数为换热器冷热侧流体的进口热力参数,分别为风扇出口热力参数和高压压气机引气热力参数,通过将CCA换热器模型与风扇和压气机引气模型关联,实现部件间的热力参数实时传递;控制参数为换热器的结构参数,根据控制参数计算换热面积 A ,根据输入参数和控制参数计算冷热侧流速 V 和传热系数 K ,从而根据对数温差法计算求得换热器冷热侧出口温度,根据管内流阻及管排流阻公式,计算换热器冷热侧出口压力损失。最终,将换热器热侧出口的热力参数传递至涡轮计算模型中,计算冷却空气与主流燃气的掺混与做功过程;将冷侧出口的热力参数传递至混合室模型中,计算换热后的外涵空气与主流燃气的混合过程。



注:数字表示换热器各进出口截面编号。

图6 CCA换热器热力计算过程

Fig.6 Thermodynamic process of the CCA heat exchanger

在进行设计点计算时,自变量包括:进气流量、涵道比、风扇压比、高压压气机压比、涡轮前温度、部件热效率、压力恢复系数、引气参数及换热器结构参数,根据发动机共同工作原理,可求解设计点下各个部件进出口截面的热力参数。在进行非设计点计算时,自变量包括:风扇转速 n_1 、高压压气机转速 n_h 、风扇 β 函数 β_{fan} 、高压压气机 β 函数 β_{hpc} 、高压涡轮 β 函数 β_{hpt} 、低压涡轮 β 函数 β_{lpt} 和涡轮前温度 T_{t4} ,根据发动机共同工作原理,可确定如下6个平衡方程,为使方程组封闭,则将自变量中的涡轮前温度 T_{t4} 作为控制规律,最终采用Newton-Raphson法求解控制方程组。

$$\epsilon_1 = \frac{N_{th}\eta_{mh} - N_{ch}}{N_{ch}} = f_1(n_1, n_h, \beta_{fan}, \beta_{hpc}, \beta_{hpt}, \beta_{lpt})$$

$$\epsilon_2 = \frac{N_{tl}\eta_{ml} - N_{cl}}{N_{cl}} = f_2(n_1, n_h, \beta_{fan}, \beta_{hpc}, \beta_{hpt}, \beta_{lpt})$$

$$\epsilon_3 = \frac{\dot{m}_{hp} - \dot{m}_{hc}}{\dot{m}_{hc}} = f_3(n_1, n_h, \beta_{fan}, \beta_{hpc}, \beta_{hpt}, \beta_{lpt})$$

$$\epsilon_4 = \frac{\dot{m}_{lp} - \dot{m}_{lc}}{\dot{m}_{lc}} = f_4(n_1, n_h, \beta_{fan}, \beta_{hpc}, \beta_{hpt}, \beta_{lpt})$$

$$\epsilon_5 = \frac{p_5 - p_{16}}{p_{16}} = f_5(n_1, n_h, \beta_{fan}, \beta_{hpc}, \beta_{hpt}, \beta_{lpt})$$

$$\epsilon_6 = \frac{A_8 - A_{8d}}{A_{8d}} = f_6(n_1, n_h, \beta_{fan}, \beta_{hpc}, \beta_{hpt}, \beta_{lpt})$$

$$(24)$$

本研究采用的程序可同时实现采用CCA和不采用CCA技术两种方案的热力参数计算。计算满足不同飞行任务的推力需求时,采用CCA技术和不采用CCA技术两种方案下发动机工作状态,获得发动机的各个截面热力参数、推力和耗油率等信息;并根据嵌入的涡轮叶片表面温度评估子程序,计算分析涡轮叶片表面温度。对比两种方案的计算结果,分析采用CCA技术后,涡轮冷却空气温度降低后发动机各截面热力参数、推力、耗油率以及各涡轮叶片的表面温度变化。

在此基础上可分析CCA技术对发动机循环参数的影响,具体步骤如图7所示。

1) 针对任一飞行任务,调节程序,计算出满足该任务需求推力时的发动机状态,求得叶片表面温度,并将该值作为叶片表面温度约束。

2) 以(1)中计算结果的涡轮前温度或冷气流量为初值,计算采用CCA技术时发动机在该飞行任务下的工作状态,获得此时的涡轮叶片表面温度。

3) 若(2)中的涡轮叶片表面温度达到基准方案(1)中的涡轮叶片表面温度约束值,则确定该任务下采用CCA技术时发动机最大涡轮前温度或最小冷气流量,若未达到约束值,则返回(2)中,调整涡轮前温度或最小冷气流量初值,直至收敛。

1.3 换热器热力参数计算模型

在CCA技术中,换热器是最为关键的热力部件,重点关注其换热性能、流动损失及质量,且3种性能间存在较强的关联性,常用的功质比、传热因子等换热器评价指标无法完备地评价CCA换热器的性能。从对发动机性能影响的角度考虑,要求换热器具备较强的单位质量和单位流动损失下换热能力,以保证满足换热条件的同时,对外涵道流动损失及发动机整体质量的影响较小。本文重点分析有无CCA技术时发动机性能的变化,故未对CCA换热器的性能优化开展详细研究。

本文采用对数温差(LMTD)法建立CCA技术换热器热力计算模型,该模型可精确计算外涵空气和高压引气经换热器后的温度变化及流动损失,并可计算换热器质量,将这些参数实时传递至

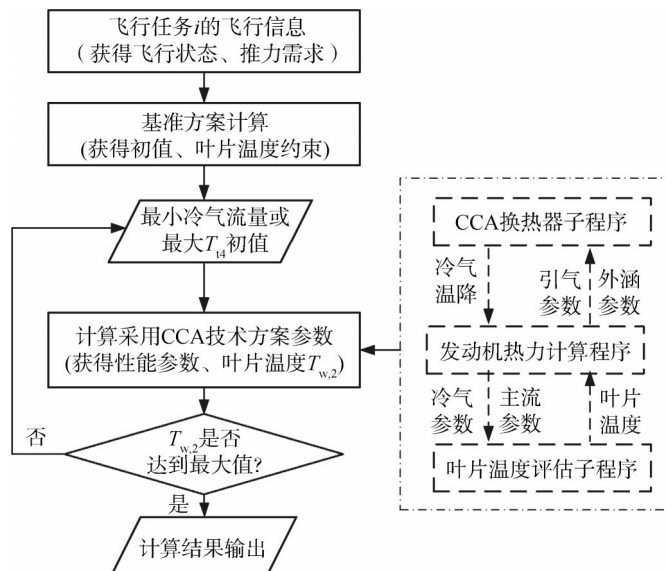


图7 CCA技术对循环参数影响分析流程图

Fig.7 Flowchart of the effect of the CCA technology on the cycle parameters

发动机热力计算程序,既考虑CCA技术提高冷却空气品质对发动机性能的影响,同时考虑CCA技术的流阻及换热器质量增大对发动机性能的负面影响,使得CCA技术优势评估结果更具有合理性。该模型将作为子程序,嵌入发动机热力参数计算程序中,以发动机高压压气机末级引气作为热侧输入参数,发动机外涵空气作为冷侧输入参数,输出经外涵空气冷却后,压气机末级引气的温度和压力,以及吸热后外涵空气的温度和压力。参考AL-31F中装备的CCA换热器结构形式^[12],本研究亦采用蛇形管式换热器,其结构如图8所示。换热器结构自变量包括:管外径、管壁厚、纵向管间距、单排进气管数、换热器高度、弯头个数和横向排数。根据以上结构自变量参数,采用参考文献[10]中给出的计算方法,可计算出换热器冷热侧流通面积及换热面积等其他结构参数。

本研究采用的CCA换热器主要结构参数如表2所示,其中换热管外径为3 mm,换热面积为

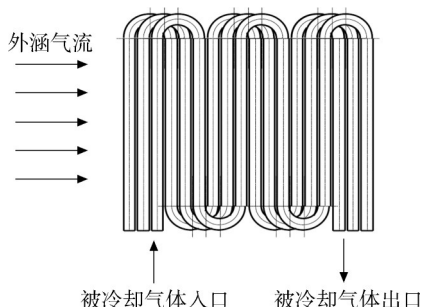


图8 CCA换热器结构示意图

Fig.8 Structure sketch of the CCA heat exchanger

表2 换热器结构参数

Table 2 Structural parameters of the heat exchanger

参数	数值
管外径/mm	5
管壁厚/mm	0.3
纵向管间距/mm	7.3
单排进气管数	4
换热器高度/mm	90
弯头个数	3
横向管排数	240
换热面积/m ²	4.79

4.79 m², 质量为12 kg。

根据LMTD法,换热器传热量为

$$Q = c_{p,hot} m_{hot} (T_{hot,in} - T_{hot,out}) = KA_{h,out} \Delta T \quad (25)$$

其中传热系数K为

$$\frac{1}{K} = \frac{1}{h_{inner}} \cdot \frac{d_{outer}}{d_{inner}} + \frac{d_{outer}}{2\lambda} \ln \left(\frac{d_{outer}}{d_{inner}} \right) + \frac{1}{h_{outer}} \quad (26)$$

对于管内,其对流换热关系式为^[18]

$$Nu_{stand} = 0.021 Re_{inner}^{0.8} Pr_{inner}^{0.45} \quad (27)$$

对于管外,其对流换热关系式为

$$Nu_{outer} = 0.27 Re_{outer}^{0.63} Pr_{outer}^{0.36} (Pr_{outer}/Pr_{w,outer})^{0.25} \quad (28)$$

管内压力损失为

$$\Delta p_{\text{inner,d}} = \frac{0.3164}{Re_{\text{inner}}^{0.25}} \cdot \frac{L}{d_{\text{inner}}} \cdot \frac{\rho u_{\text{inner}}^2}{2} \phi_{\text{inner}} \quad (29)$$

$$\phi_{\text{inner}} = \begin{cases} (\mu_{\text{inner}}/\mu_w)^{-0.25}, & 100 < Re_{\text{inner}} < 2100 \\ (\mu_{\text{inner}}/\mu_w)^{-0.14}, & 2100 < Re_{\text{inner}} < 50000 \end{cases} \quad (30)$$

管外压力损失为

$$\Delta p_{\text{outer}} = 0.66 Re_{\text{outer}}^{-0.2} (\rho u_{\text{outer}}^2) (\mu_{\text{outer}}/\mu_w)^{0.14} N_1 \quad (31)$$

1.4 涡轮叶片表面温度计算模型

采用 Wilcock 和 Young 等的涡轮叶片表面温度评估模型^[19], 计算不同主流燃气参数和冷却空气参数条件下, 叶片表面温度。该模型将涡轮叶片简化成如图 9 所示, 其中 $\dot{m}_g$ 代表主流燃气流量, $\dot{m}_c$ 代表冷却空气流量, T_{og} 代表燃气温度, $T_{\text{oc,i}}$ 代表冷却空气进口温度, $T_{\text{oc,ex}}$ 代表冷却空气出口温度, T_w 代表叶片涂层外表面温度, $T_{\text{m,ext}}$ 代表叶片金属层外表面温度, $T_{\text{m,int}}$ 代表叶片金属层内表面温度, TBC 表示叶片表面热防护图层。

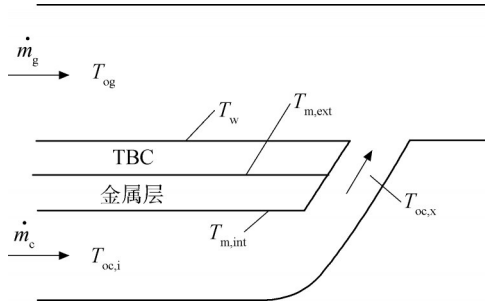


图 9 Wilcock 和 Young 简化涡轮叶片模型

Fig.9 Turbine blade simplified model proposed by Wilcock and Young

针对上述简化的叶片模型, 列出在稳态情况下的传热量方程如下:

冷却气体的吸热量

$$Q_1 = \dot{m}_c c_{p,c} (T_{\text{oc,x}} - T_{\text{oc,i}}) \quad (32)$$

主流气体的对流换热量

$$Q_2 = h_g A_{\text{surf}} (T_{\text{aw}} - T_w) \quad (33)$$

热障涂层对涡轮叶片的导热热量

$$Q_3 = \frac{\lambda_{\text{tbc}}}{\delta_{\text{tbc}}} A_{\text{surf}} (T_w - T_{\text{m,ext}}) \quad (34)$$

涡轮叶片内外壁的导热热量

$$Q_4 = \frac{\lambda_{\text{metal}}}{\delta_{\text{metal}}} A_{\text{surf}} (T_{\text{m,ext}} - T_{\text{m,int}}) \quad (35)$$

将 Q_2 分别与 Q_1 、 Q_3 和 Q_4 作比可得

$$m_{c+} = \frac{\dot{m}_c c_{p,c}}{h_g A_{\text{surf}}} = \frac{T_{\text{aw}} - T_w}{T_{\text{oc,x}} - T_{\text{oc,i}}} \quad (36)$$

$$Bi_{\text{matel}} = \frac{h_g \delta_{\text{matel}}}{\lambda_{\text{matel}}} = \frac{T_{\text{m,ext}} - T_{\text{m,int}}}{T_{\text{aw}} - T_w} \quad (37)$$

$$Bi_{\text{tbc}} = \frac{h_g \delta_{\text{tbc}}}{\lambda_{\text{tbc}}} = \frac{T_w - T_{\text{m,ext}}}{T_{\text{aw}} - T_w} \quad (38)$$

其中无量纲冷气流量与燃气与冷却空气的流量比之间的关系为

$$\phi = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_g} = K_{\text{cool}} m_{c+}, \quad K_{\text{cool}} = \frac{A_{\text{surf}} c_{p,g} St_g}{A_g c_{p,c}} \quad (39)$$

引入内部冷却效率和气膜冷却效率, 经整理, 可得叶片综合冷却效果表达式

$$\epsilon_0 = \frac{\phi \eta_{\text{int}} (1 + Bi_{\text{tbc}} + Bi_{\text{matel}} \epsilon_f) + \epsilon_f K_{\text{cool}} (1 - \eta_{\text{int}})}{K_{\text{cool}} - K_{\text{cool}} \eta_{\text{int}} \epsilon_f + \phi \eta_{\text{int}} (1 + Bi_{\text{tbc}} + Bi_{\text{matel}})} \quad (40)$$

式中流量比由发动机热力参数计算程序获得, 内冷效率 η_{int} 、气膜效率 ϵ_f 、绝热层毕渥数 Bi_{tbc} 及金属层毕渥数 Bi_{matel} 由当前冷却技术水平决定, 根据参考文献^[19], 由表 3 给出。

表 3 冷却性能参数

Table 3 Cooling performance parameters

参数	数值(目前水平)
K_{cool}	0.045
η_{int}	0.70
ϵ_f	0.40
Bi_{matel}	0.15
Bi_{tbc}	0.30

最终根据综合冷却效率的定义, 获得计算涡轮叶片表面温度的表达式

$$T_w = T_g - \epsilon_0 (T_g - T_{\text{c,in}})$$

其中, 燃气温度和冷却空气进口温度由发动机热力参数计算程序获得。

2 算例与结果分析

2.1 计算模型验证

将文献^[20]中提及的 F-119 发动机公开的设计点及非设计点循环参数作为输入参数, 利用 GASTURB 软件及本研究采用的热力计算程序计算该发动机性能, 以验证本研究所采用的热力计算程序的计算精度。其中设计点和非设计点的计算输入参数如表 4 所示, 计算结果如表 5、表 6 所示。

表 4 F-119 发动机设计点循环参数^[20]
Table 4 Cycle parameters of F-119 engine design point^[20]

参数	飞行状态	
	$H=0$, $Ma=0$	$H=11$, $Ma=1.5$
换算空气流量/(kg/s)	126	125.52
涵道比	0.3	0.298
风扇压比	4.5	4.5
风扇效率	0.85	0.854 9
压气机压比	5.8	5.786
压气机效率	0.86	0.861 3
涡轮前温度/K	1 860	2 011
高压涡轮效率	0.87	0.875
低压涡轮效率	0.88	0.884 5
高压导叶引气比例/%	12	12
高压动叶引气比例/%	7.2	7.2
低压导叶引气比例/%	5.5	5.5
飞机系统引气比例/%	1	1

表 5 F-119 发动机设计点验证 ($H=0$ km, $Ma=0$)
Table 5 Verification of F-119 engine design point
($H=0$ km, $Ma=0$)

参数	文献[20]	计算值	GASTURB 软件
推力/kN	105.5	105.08	105.9
耗油率/ (kg/(N·h))	0.083 7	0.083 3	0.082 6
高压涡轮 膨胀比	2.66	2.72	2.622
低压涡轮 膨胀比	2.11	2.13	2.079
喉道面积/m ²	0.244 8	0.243 7	0.249 9

从计算结果可以看出,对于设计点计算结果,本研究采用的热力计算程序计算结果与公开数据以及 GASTURB 软件的计算值相对误差均在 1% 以内。对于非设计点计算结果,热力计算程序与 GASTURB 软件的计算结果相比,推力及耗油率误差在 1% 以内。因此,本研究采用的发动机热力计算程序可很好地计算小涵道比双轴涡扇发动机在设计点和非设计点的热力参数。

表 6 F-119 发动机非设计点验证 ($H=11$ km, $Ma=1.5$)
Table 6 Verification of F-119 engine off design point
($H=11$ km, $Ma=1.5$)

参数	文献[20]	计算值	GASTURB 软件
推力/kN	62.5	59.16	60.11
耗油率/(kg/(N·h))	0.118 3	0.128	0.119 3
换算流量/(kg/s)	126	125.5	1 125.52
风扇增压比	4.5	4.5	4.5
高压压气机增压比	5.8	5.786	5.786

2.2 常规 CCA 技术优势分析

常规 CCA 技术仅对高压涡轮动叶冷却空气进行冷却。现基于 F-22 战斗机典型飞行任务需求,计算不采用 CCA 技术时发动机的总体性能参数及热端部件工作热环境,并以此作为基准,在不改变发动机循环参数的前提下,引入 CCA 技术,考虑 CCA 技术导致的外涵压力损失变化和主流做功能力损失等不利因素,分析采用 CCA 技术提高冷却空气品质对发动机总体性能参数及热端部件工作热环境的影响规律。

现役先进的战斗机需要同时具备对空作战的中高空性能以及对地攻击的低空性能,因而要求发动机在低空和中高空均可提供较强的推进能力。如表 7 所示,给出了 F-22 战斗机对地攻击和中高空巡航任务中对发动机的要求,其中起飞滑跑、最大爬升率、作战盘旋、最大飞行马赫数及使用升限等航段,均需发动机提供最大或最大加力推力,据此可以确定发动机在不同飞行条件下所需具备的极限性能。除上述飞行任务,表 7 给出了亚声速巡航和超声速巡航状态的飞行条件,在这两个飞行状态下,要求航空发动机可提供适当的推力以克服飞行阻力,还要求发动机具备较好的油耗特性,以追求更远的巡航距离。

综上所述,表 7 中给出的飞行任务约束可较完备地分析发动机在多个飞行任务下的性能需求,其中 ξ 表示战斗机瞬时质量系数, S_0 表示起飞滑跑距离, n 表示过载系数。确定发动机工作状态,从而获得考虑 CCA 技术和不考虑 CCA 技术的发动机总体方案的各个截面的关键热力参数,分析 CCA 技术在不同飞行任务时对各截面热力参数的影响,从而阐明 CCA 技术的优势所在。

根据 F-22 战斗机的最大起飞质量(27 216 kg),

表 7 F-22 先进战斗机飞行任务约束^[21]

Table 7 Flight mission constraints of F-22 advanced fighter aircraft^[21]

状态	编号	航段	条件	说明
性能极限状态	1	起飞滑跑	$H=0\text{ km}, Ma=0\sim 0.13, S_{to}\leq 400\text{ m}, \xi=1.0$	最大加力状态
	2	最大爬升	$H=0\text{ km}, Ma=0.8, dh/dt\geq 160\text{ m/s}, \xi=1.0$	最大状态
	3	作战盘旋	$H=9.144\text{ km}, Ma=1.6, n=6.5, \xi=0.78$	最大加力状态
	4	最大飞行马赫数	$H=10\text{ km}, Ma=2.25, \xi=0.7$	最大加力状态
	5	使用升限	$H=19\text{ km}, Ma=1.6, \xi=0.7$	最大加力状态
巡航状态	6	亚声速巡航	$H=11\text{ km}, Ma=0.7, \xi=0.95$	评估最大航程
	7	超声速巡航	$H=11\text{ km}, Ma=1.5, \xi=0.95$	评估最大超声速巡航航程

计算分析不同航段下发动机所需提供的推力,其结果如表 8 所示。

表 8 不同航段下飞机载质量及推力需求

Table 8 Mass and thrust of aircraft for each route segment

航段编号	飞机载质量/kg	单发推力需求/kN
1	27 216.0	153.49
2	27 216.0	106.88
3	21 391.7	122.22
4	19 051.2	109.5
5	19 051.2	18.04
6	24 494.4	15.10
7	24 494.4	60.02

针对上述推力需求,拟采用以下 3 种总体方案进行各个航段的热力计算:

- 1) 方案一。不采用 CCA 技术的基准方案。
- 2) 方案二。采用 CCA 且冷却空气引气比例不变方案。

3) 方案三。采用 CCA 且减少冷却空气引气比例方案。

分别对这 3 种总体方案进行各个航段的热力计算,确定不同方案发动机在不同飞行任务下的推力和耗油率参数,以及高压涡轮冷却空气和叶片表面温度,对比分析采用 CCA 技术的优劣。CCA 换热器的进口热力参数如表 9~表 10 所示,不同方案的性能计算结果如图 10~图 13 所示,可以看出方案二的推力略低于基准方案的推力,推力相对损失最大为 1.34%;耗油率的变化规律与推力变化相似,方案二的耗油率略大于基准方案的耗油率,耗油率相对增量最大值为 1.36%。上述计算结果的原因为:外涵换热器造成外涵道压力损失增大且冷却空气温度降低使得涡轮做功能力降低。相比于方案二存在推力损失的问题,方案三推力略高于基准方案,推力相对增量的最大值为 2.98%,其原因是减少冷却冷气流量,有更多经压气机压缩后的空气进入燃烧室参与燃烧,从而有更多流量的高温高压燃气参与做功;与基准方案相比,方案三的耗油率略有增大,其相对增量的最大值为 1.90%。

表 9 方案二下 CCA 换热器冷热侧进口参数

Table 9 Inlet parameters of CCA heat exchanger of hot and cold sides for the second schema

位置	参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7
热侧	温度/K	803	841	884	849	796	593	865
	压力/MPa	2.62	3.35	2.64	2.23	0.43	0.54	2.10
	流量/(kg/s)	6.9	8.7	6.7	6.0	1.2	1.7	5.3
冷侧	温度/K	469	499	527	541	478	352	509
	压力/MPa	0.45	0.60	0.47	0.50	0.08	0.10	0.36
	流量/(kg/s)	28.8	40.7	31.2	51.9	6.5	10.6	22.0

表 10 方案三冷却空气引气流量

Table 10 Cooling air mass flow for the third schema

工况	流量/(kg/s)
1	3.4
2	4.2
3	3.2
4	2.9
5	0.6
6	0.8
7	2.6

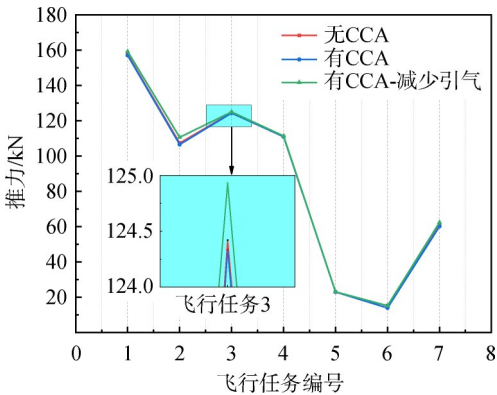


图 10 不同方案下发动机总推力变化
Fig.10 Variation of engine overall thrust for different schemes

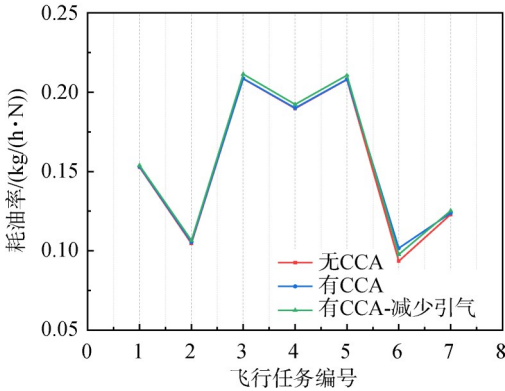


图 11 不同方案下发动机耗油率变化
Fig.11 Variation of the specific fuel consumption for different schemes

除了总体性能参数变化之外,采用CCA技术直接影响涡轮冷却空气温度及叶片表面温度。从图12可以看出,采用CCA后可使高压涡轮(HPT)动叶冷却空气温度降低约160 K,且当高压涡轮导叶冷却空气比例 β_1 不变,高压涡轮动叶冷却空

气引气比例 β_2 降低至3.5%时,该温降达200 K,这说明CCA技术可明显改善冷却空气的冷却能力。图13给出了不同方案下高压涡轮导叶和动叶表面温度变化,可以看出有无CCA对高压涡轮导叶表面温度影响不大,因为高压涡轮导叶的冷却空气不经过CCA换热器,但高压动叶的表面温度受CCA技术影响明显,当不降低动叶冷却空气引气比例,且采用CCA后,高压动叶的表面温度比基准方案大大下降,降低约100 K;对于方案三,虽然其冷却空气流量降低,但由于冷却空气热沉品质的提高,使得高压涡轮动叶表面温度变化不大,与基准方案基本保持一致,该结果说明采用CCA技术后,可用较少的冷却空气保证高压涡轮动叶的工作热环境。

由此可见,对于F-119发动机,若不改变冷却

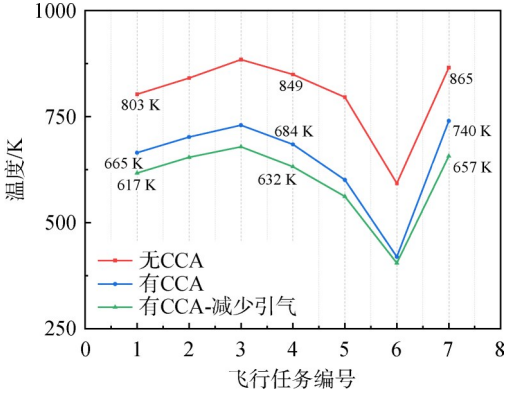


图 12 不同方案下高压涡轮动叶冷却空气温度变化
Fig.12 Variation of the cooling air for the HPT rotor for different schemes

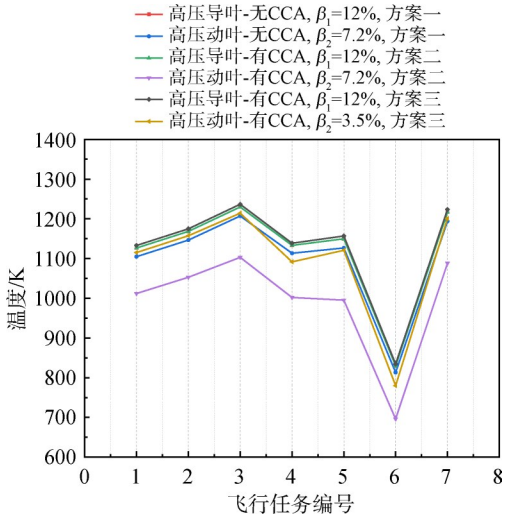


图 13 不同方案下涡轮叶片表面温度变化
Fig.13 Variation of the temperature of the turbine blade surface for different schemes

空气引气比例,CCA 技术可在保证总体性能参数变化不大的前提下,大幅度提高冷却空气热沉品质,从而明显改善涡轮叶片的表面温度;另一方面,引入 CCA 技术可降低冷却空气引气比例,在保证涡轮叶片表面温度基本不变的前提下,提高发动机总推力,但由于并未改变发动机循环参数,故推力相对增量低于 5%。

2.3 改进 CCA 技术优势分析

由温-熵(T-S)循环图可知,提高涡轮前温度是增大航空发动机总推力的有效途径之一,但由于受制于材料耐温水平和冷却技术的限制,目前先进航空发动机涡轮前温度依旧远低于燃烧火焰最高温度,仍存在较大的提升空间。对于现役战斗机装配的航空发动机,常规的 CCA 技术只应用于提高高压涡轮动叶冷却空气的冷却品质,并未改善高压涡轮导叶的工作热环境,其原因是经过 CCA 换热器的冷却空气存在一定的压力损失,无法直接应用于高压涡轮导叶气膜冷却,而高压涡轮导叶表面温度往往是限制涡轮前温度无法提高

的主要因素之一,因此对于现役发动机无法采用 CCA 技术进一步提升涡轮前温度。对于下一代发动机,可采用 ACM(air cycle machine)等技术,提高 CCA 换热器冷却空气出口压力,使其可用于提高高压涡轮导叶冷却空气品质,从而改善高压涡轮导叶的工作热环境,进一步提高涡轮前温度。

以表 4 不采用 CCA 的循环参数为基准,引入图 8 所示的 CCA 换热器,冷侧工质仍为外涵空气,热侧工质为高压涡轮导叶和动叶冷却空气之和,计算分析各个航段内经 CCA 换热器后冷却空气冷却品质的变化,在保证涡轮叶片表面温度不超温的条件下,计算涡轮前温度可达到的最大值;并从飞行任务的角度,分析该发动机所装配战斗机在性能极限状态和巡航状态下的飞行参数变化。表 11 给出了各航段下 CCA 换热器冷热侧进口热力参数,相比于表 9~表 10 中的热侧流量增大,其原因是高压涡轮导叶冷却空气进入 CCA 换热器。

表 11 改进 CCA 技术换热器冷热侧进口参数
Table 11 Inlet parameters of the modified CCA heat exchanger of cold and hot sides

位置	参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7
热侧 (冷却空气引气热力参数)	温度/K	849	875	929	959	869	612	877
	压力/MPa	2.86	3.80	3.06	3.17	0.40	0.61	2.15
	流量/(kg/s)	19.7	25.6	20.0	20.8	2.5	4.9	14.4
冷侧 (外涵空气热力参数)	温度/K	495	517	548	588	513	361	515
	压力/MPa	0.49	0.67	0.53	0.61	0.07	0.11	0.37
	流量/(kg/s)	22.0	26.8	41.4	31.9	44.5	4.9	10.9

如图 14 所示,对于每个飞行任务,CCA 技术均可提高冷却空气的冷却品质,并给高压涡轮导叶和动叶的冷却空气带来近 100 K 的温降。在航段 1~5,发动机涡轮前温度增幅明显,最大提升幅度为 10.25%,且由于冷却空气冷却品质的提高,涡轮叶片表面温度仍能维持在同等水平(如图 15 所示),航段 6~7 为巡航状态,其中 Ma_{cm} 表示巡航马赫数,其涡轮前温度由巡航需求推力决定,不管有无 CCA 方案,巡航状态的飞行参数不变,因此巡航状态下发动机的涡轮前温度变化不大,但由于 CCA 方案降低了冷却空气温度,所以发动机在巡航状态下的涡轮叶片温度低于无 CCA 方案时的叶片温度。当飞机处于 $H=11\text{ km}$, $Ma=$

1.75 的超声速巡航点时,保持高压涡轮叶片表面温度不变,则允许更多的燃油进入燃烧室参与燃烧,使得涡轮前温度提高。将带 CCA 的方案与无 CCA 的方案相比,冷却空气温度降低 6.24%,涡轮前温度提高 4.67%。

从表 12 可以看出,采用 CCA 技术后,发动机的起飞推力从 312 kN 提高至 335.6 kN,在起飞滑跑距离和起飞马赫数不变时,起飞质量从 27 216 kg 提升至 30 000 kg,假设机身结构质量系数不变,且增大的其他质量均用于载油,采用 CCA 方案的飞机的燃油质量和零燃油空机质量分别为 13 650 kg 和 16 350 kg。

从图 16 可以看出,有 CCA 方案在航段 1~4

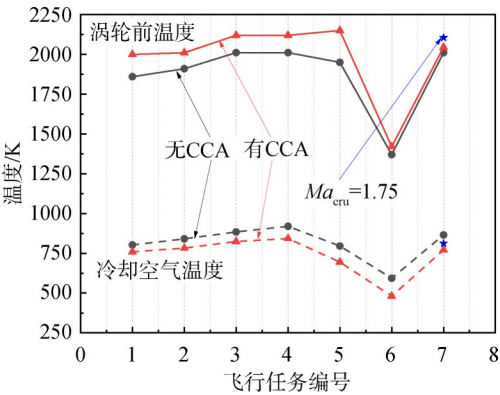


图 14 CCA 对冷却空气及涡轮前温度的影响
Fig.14 Effect of the CCA technology on the cooling air and turbine inlet temperature

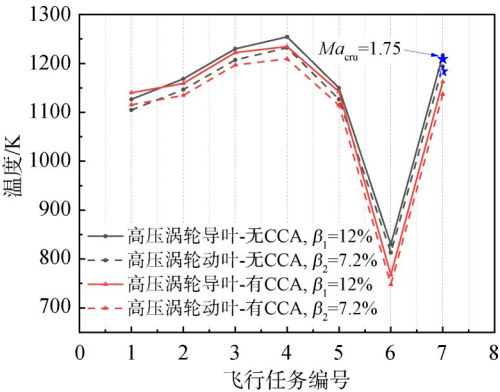


图 15 CCA 对高压涡轮叶片温度的影响
Fig.15 Effect of the CCA technology on the HPT blade

表 12 有无 CCA 方案时起飞质量组成
Table 12 Takeoff mass composition with or without CCA technology

参数	无 CCA 方案	有 CCA 方案
起飞推力/kN	312	335.6
起飞质量/kg	27 216	30 000
燃油质量/kg	11 430	13 650
机上乘员质量/kg	90	90
发动机质量/kg	3 537	3 804
机体结构质量/kg	7 340	7 643
机内装载质量/kg	4 817	4 817
起飞燃油系数	0.42	0.455
机体结构系数	0.465	0.465
发动机推质比	9	9

内的推力提升明显,使得发动机配装的飞机具备更优异的极限性能。如图 17 所示,图中 δ 表示飞

行性能相对变化率,有 CCA 方案的起飞质量变化率 ΔW_{to} 、最大爬升率变化率 ΔP_s 和最大马赫数变化率 ΔMa_{max} 约为 10%,对于航段 5,有 CCA 方案提供的推力可满足理论升限 21.5 km 时所需推力,理论升限变化率 ΔH_{max} 约为 7.5%;此外,起飞质量的提高,使得飞机的整体载油量增大,可用于巡航的燃油量提高,因此有 CCA 方案的亚声速或超声速航程变化率 ΔL_{sub} 和 ΔL_{sup} 均可提高 10% 左右,最终使装配有采用 CCA 技术的发动机的战斗机具备“更高、更快和更远”的飞行性能。

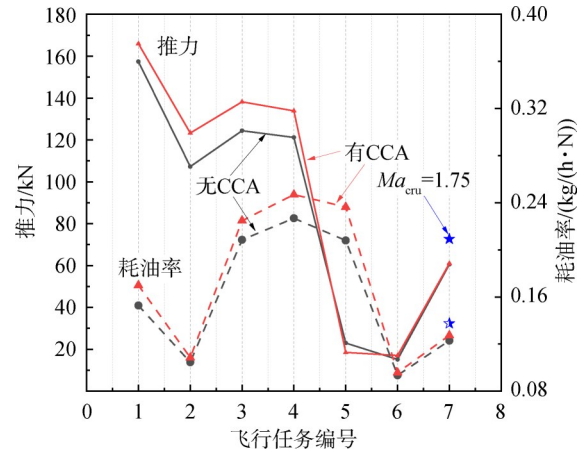


图 16 CCA 对推力及耗油率的影响
Fig.16 Effect of the CCA technology on the thrust and specific fuel consumption

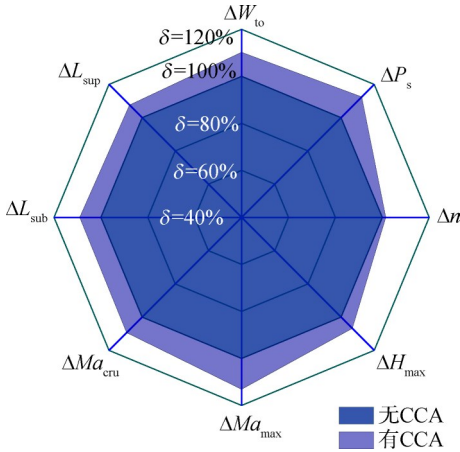


图 17 CCA 技术对不同飞行任务的影响
Fig.17 Effect of the CCA technology on different flight mission

3 结 论

针对传统 CCA 技术优势分析研究存在的不足,本文提出了基于典型飞行任务的 CCA 技术优势分析方法,并建立了嵌入换热器多工况热力计

算模型的发动机热力分析模型,在仅对高压动叶冷却气冷却和对高压导叶/动叶冷却气同时冷却两种条件下,对比分析采用CCA技术总体方案和基准方案间的性能优劣,结论如下:

1) 当仅对高压动叶冷却气冷却时,若不减少引气比例,则CCA技术可使动叶冷却气温度降低150 K以上,从而大幅度降低高压涡轮动叶表面温度,但由于外涵压损及涡轮掺混做功损失等因素,会给发动机带来1.34%左右推力损失。

2) 当仅对高压动叶冷却气冷却时,若保证叶片表面温度不变,则可通过降低动叶引气比例,使推力有一定提高,但幅度较小,仅为2.98%。

3) 当对高压涡轮导叶和动叶冷却气同时冷却时,在保证涡轮叶片表面温度不变的条件下,可使涡轮前温度提高4.67%,从而提高发动机在起飞、最大爬升、最大马赫数等多个状态的极限性能,且可提高起飞载油量,从而增大航程。

通过上述分析可以得出,CCA技术可通过提高冷却空气品质而拓宽发动机循环参数可行域,最终提升发动机综合性能,为未来航空发动机CCA技术发展提供支撑。

参考文献:

- [1] CONNORS J. The engines of Pratt and Whitney: a technical history[M]. Reston, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporation, 2009: 321-333.
- [2] SUHLER P A. From rainbow to gusto: stealth and the design of the Lockheed blackbird[M]. Reston, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporation, 2009: 217-230.
- [3] COEN P. NASA Fundamental aeronautics program: supersonics project[R]. Washington: NASA, 2009: 1-38.
- [4] SIMMONS R. Design and control of a variable geometry turbofan with an independently modulated third stream[D]. Columbus, US: Ohio State University, 2009.
- [5] BRUENING G B, CHANG W S. Cooled cooling air systems for turbine thermal management[R]. Indianapolis, Indiana: the International Gas Turbine and Aero engine Congress and Exhibition, 1999.
- [6] KALLATH H, KHOLI F K, JIN Q, et al. Numerical study of the flow uniformity inside the high-pressure side manifolds of a cooled cooling air heat exchanger[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 189(4): 116645.1-116645.14.
- [7] PUTERBAUGH R, BROWN J, BATTELLE R. Impact of heat exchanger location on engine performance[R]. SAE Technical Paper 2012-01-2168, 2012.
- [8] BAO W, QIN J, ZHOU W, et al. Performance limit analysis of Re-cooled cycle for regenerative cooling systems[J]. Energy Conversion and Management, 2009, 50(8): 1908-1914.
- [9] ZHAO W, HUANG C, ZHAO Q, et al. Performance analysis of a pre-cooled and fuel-rich pre-burned mixed-flow turbofan cycle for high speed vehicles[J]. Energy, 2018, 154(1): 96-109.
- [10] XU Guoqiang, ZHUANG Laihe, DONG Benshi, 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: 119952.1-119952.13.
- [11] GAMBLE E, GUTIERREZ J, GIEL D, et al. Development of a scramjet/ramjet heat exchanger analysis tool (SRHEAT) [R]. Hartford, US: the 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.
- [12] 胡训尧. 航空发动机外涵空气换热器性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
HU Xun Yao. Study on performance of heat exchanger in bypass stream of aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [13] KIM N H, CHO J R, RA Y J. Structural integrity analysis and evaluation of cooled cooling air heat exchanger for aero engine[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2018, 19(4): 529-535.
- [14] KIM C S, KIM H J, CHO J R, et al. Manufacturing and mechanical evaluation of cooled cooling air (CCA) heat exchanger for aero engine[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2016, 17(9): 1195-1200.
- [15] 沙正平. 飞机设计手册: 第4册 军用飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [16] MATTINGLY J D. Aircraft engine design[M]. 2nd. ed. Reston, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporation, 2015.
- [17] WALSH P. Gas turbine performance[M]. 2nd. ed. Oxford, UK: Blackwell Science Limited, 2008.
- [18] LI Haiwang, HUANG Haoran, XU Guoqiang, et al. Performance analysis of a novel compact air-air heat exchanger for aircraft gas turbine engine using LMTD method[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 116: 445-455.
- [19] WILCOCK R C, YOUNG J B, HORLOCK J H. The effect of turbine blade cooling on the cycle efficiency of gas turbine power cycles[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127(1): 109-120.
- [20] 陈仲光, 张志舒, 李德旺, 等. F119发动机总体性能特点分

- 析与评估[J].航空科学技术,2013(3):43-46.
- CHEN Zhongguang, ZHANG Zhishu, LI Dewang, et al. Analysis and evaluation of F119 engine overall performance [J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(3):43-46. (in Chinese)
- [21] 陈玉春,王晓锋,屠秋野,等.多用途战斗机/涡扇发动机—体化循环参数优化[J].航空学报,2008,29(3):554-561.
- CHEN Yuchun, WANG Xiaofeng, TU Qiuye, et al. Integrated design optimization of turbofan engines cycle for multi-role fighters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3):554-561. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)