

单外涵变循环发动机变几何特性仿真

牟园伟^{1,2}, 王奉明^{1,2}, 朱大明¹

(1. 中国航空发动机研究院, 2. 先进航空动力创新工作站: 北京 101304)

摘要: 为了研究单外涵变循环发动机变几何性能收益, 建立了一种单外涵变循环发动机总体性能仿真模型, 并通过算例验证了仿真模型的计算精度。根据不同飞行状态的发动机控制规律和最优控制目标, 模拟生成 3 种变几何方案最佳变几何参数以及最佳节流特性和高度-速度特性。结果表明: 在设定的控制规律下, 相对发动机常规变几何方案(方案 1), 尾喷管、混合器与低压涡轮导向器可调的变几何方案(方案 3)使发动机地面节流状态耗油率降低 1.7%~3.0%, 超声速巡航推力增大 14%~29%, 亚声速巡航耗油率降低 0.9%~3.1%, 在 3 种变几何方案中性能收益最大; 尾喷管与混合器可调的变几何方案(方案 2)使发动机地面节流状态耗油率降低 1.2%~2.2%, 超声速巡航推力增大 3%~17%, 亚声速巡航耗油率降低 0.9%~1.2%, 在 3 种变几何方案中性能收益居中。发动机变几何方案的选择应综合考虑结构复杂度、可靠性、质量等方面的代价与基于特定任务需求的总体性能收益的平衡。

关键词: 变循环发动机; 变几何; 单外涵; 仿真模型; 耗油率

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.006

Simulation of Variable Geometry Characteristics of Single Bypass Variable Cycle Engine

MU Yuan-wei^{1,2}, WANG Feng-ming^{1,2}, ZHU Da-ming¹

(1. Aero Engine Academy of China;

2. Advanced Jet Propulsion Innovation Center: Beijing 101304, China)

Abstract: To investigate the performance gain of the single bypass variable cycle engine, we established a simulation model and verified its computational accuracy through examples. The simulation and generation of the best variable geometry parameters, throttling characteristics, and altitude-velocity characteristics for the three variable geometry schemes are based on the engine control laws and optimal control objectives for different flight states. The study indicates that Scheme 3, which employs a variable geometry scheme with adjustable tail nozzle, mixer, and low-pressure turbine guide, outperforms Scheme 1, the conventional engine variable geometry scheme. Scheme 3 reduces fuel consumption rate by 1.7% to 3.0% in ground throttling state, increases supersonic cruise thrust by 14% to 29%, and reduces fuel consumption rate by 0.9% to 3.1% in subsonic cruise. This represents the largest performance gain among the three variable geometry schemes. Scheme 2, the variable geometry scheme with an adjustable tail nozzle and mixer, can reduce fuel consumption rate by 1.2% to 2.2% in ground throttling state, increase supersonic cruise thrust by 3% to 17%, and reduce subsonic cruise fuel consumption rate by 0.9% to 1.2%. Among the three variable geometry schemes, Scheme 2 exhibits intermediate performance gains. When selecting engine geometry options, it is important to consider the balance between the costs of structural complexity, reliability, and mass, and the overall performance gains based on specific mission requirements.

Key words: variable cycle engine; variable geometry; single bypass; simulation model; fuel consumption rate

0 引言

可变热力循环燃气涡轮发动机(Variable Cycle Engine, VCE)通过调节不同飞行状态热力循环参数能一定程度满足未来战斗机对高推力和低耗油率的

需求, 是目前最具发展潜力的航空发动机^[1-3]。20 世纪 60 年代以来, 多家公司研究了各种 VCE 概念, 但没有找到 1 个能够很好地兼顾热力循环和机械设计问题的方案。大部分 VCE 概念从热力循环角度是可行的, 但结构复杂、质量大和可操作性差的问题抵消了

收稿日期: 2022-07-29 基金项目: 先进航空动力创新工作站项目(HKCX2020-02-004)资助

作者简介: 牟园伟(1984), 男, 博士, 高级工程师。

引用格式: 牟园伟, 王奉明, 朱大明. 单外涵变循环发动机变几何特性仿真[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 52-57. MU Yuanwei, WANG Fengming, ZHU Daming. Simulation of variable geometry characteristics of single bypass variable cycle engine[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 52-57.

循环性能上的优势。

GE公司在前期变循环技术验证的基础上研制了第 1 型用于美国空军先进战术战斗机动力选型的 F120 变循环发动机^[4-6]。F120 发动机采用带核心机驱动风扇的双外涵混合排气方案。该方案较前期变循环验证机 GE21, 去掉了可调低压涡轮导向器, 变循环特征包括被动模式选择阀和可调混合器。尽管 F120 发动机在质量、结构复杂度和控制特性等方面做了大量简化, 但综合优势相对常规单外涵混排涡扇发动机 F119 并不明显。中国对于变循环技术的研究主要集中在对 F120 式双外涵 VCE 的性能仿真研究。刘增文等^[7-9]编制了双外涵 VCE 总体性能仿真程序, 得到了双外涵 VCE 的高度-速度和节流特性; 周红等^[10]进一步实现了双外涵 VCE 与进气道流量匹配、双参数控制规律以及可变几何特性的数值模拟; 郝旺等^[11]在双外涵 VCE 动态数值仿真程序基础上, 针对模式选择阀和涵道引射器建立了高精度的气流突扩局部损失模型; 刘勤等^[12]在双外涵 VCE 性能仿真方法基础上, 构建了 3 外涵 VCE 数学模型与性能仿真模型, 分析了 3 外涵 VCE 稳态性能。上述研究发现, 多涵道 VCE 由于涵道比调节程度更大, 发动机与进气道匹配性更好, 发动机燃油经济性更明显, 但带来了结构、尺寸、质量和控制等方面诸多问题。

VCE 另一种具有潜力的发展方向是在单外涵混排涡扇发动机上应用变几何技术实现变循环。单外涵 VCE 在可调尾喷管基础上增加的变几何结构主要有可调混合器和可调低压涡轮导向器。可调混合器可在一定工作范围内平衡风扇出口和涡轮出口的静压, 在部分功率状态下, 当核心机转速降低时, 风扇仍然可以保持较大的流量, 从而提高涵道比, 并减小进气道溢流阻力; 可调低压涡轮导向器可以调节高低压涡轮的功率分配, 与可调混合器和尾喷管配合可进一步增强发动机变循环能力。单外涵 VCE 结构复杂度降低, 质量减轻, 其变几何特性及循环性能收益中国尚未开展研究。

本文针对单外涵 VCE 关键的变几何特征-可变面积混合器、低压涡轮导向器和尾喷管, 建立发动机总体性能仿真模型, 分析单外涵 VCE 在不同工作状态下的变几何控制规律和性能收益, 为 VCE 技术方案研究提供支撑。

1 仿真模型建模

以小涵道比混合排气单外涵 VCE 为参考对象, 建立一种单外涵 VCE 总体性能仿真模型^[13-15], 单外涵 VCE 基准截面如图 1 所示(图中标号表示不同位置的基准截面)。该模型假定:

- (1) 风扇/压气机导向叶片可调;
- (2) 在发动机主要工作状态点, 转子部件效率与静止部件总压恢复系数保持设计点值不变^[16];
- (3) 高、低压涡轮导向器和尾喷管喉道截面气流堵塞;
- (4) 引气和冷却气的百分比为常数, 功率提取也为常数;
- (5) 各主要部件空气或燃气在总焓计算中采用变比热模型, 即空气或燃气定压比热与温度相关;
- (6) 尾喷管喉道面积 A_8 和出口面积 A_9 可调, 尾喷管出口气体完全膨胀;
- (7) 低压涡轮导向器喉道面积 $A_{4.5}$ 和混合器进口外涵面积 A_{16} 可调;
- (8) 混合器进口内、外涵气流 $Ma \leq 1$ 。

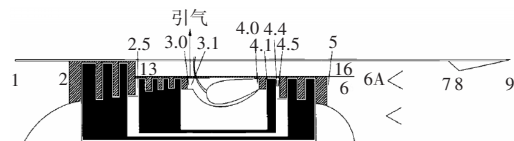


图 1 单外涵 VCE 基准截面^[16]

已知发动机在某高度、 Ma 、进气流量、涵道比、风扇压比、高压压气机压比、涡轮前燃气温度、高/低压涡轮膨胀比、混合器进口内/外涵 Ma 、各转子部件效率以及静止部件总压恢复系数等设计点性能参数。利用发动机共同工作条件, 即: 流路代表性截面流量守恒、风扇/压气机与涡轮功率平衡、混合器进口内外涵气流静压相等条件, 建立发动机非设计点流量、功率及静压平衡方程。其中, 高/低压转子功率平衡方程、高/低压涡轮效率方程、风扇/压气机效率方程、混合器进口内外涵静压平衡方程以及混合器出口能量守恒方程见文献[16]。在平衡方程中与可变面积参数 A_8 、 $A_{4.5}$ 和 A_{16} 直接相关的方程如下。

(1) 涵道比方程。

$$\alpha = \frac{q(\lambda_{16})\sigma_{16}A_{16}}{q(\lambda_{2.5})A_{2.5}} \quad (1)$$

式中: α 为外涵与内涵气流量比; q 为密流函数; λ_{16}

为混合器外涵进口速度系数; σ_{16} 为外涵道总压恢复系数; A_{16} 为混合器外涵进口面积; $\lambda_{2.5}$ 为高压压气机进口速度系数; $A_{2.5}$ 为高压压气机进口截面面积。

(2) 高、低压涡轮导向器临界截面流量守恒方程。

$$\frac{\pi_{tH}}{\sqrt{\tau_{tH}}} = \text{constant} \cdot \left(\frac{A_4}{A_{4.5}}\right) \quad (2)$$

式中: π_{tH} 为高压涡轮总压比; τ_{tH} 为高压涡轮总温比; A_4 为第 1 级高压涡轮导向器临界截面面积; $A_{4.5}$ 为第 1 级低压涡轮导向器临界截面面积。

(3) 第 1 级低压涡轮导向器临界截面与混合器内涵进口流量守恒方程。

$$\frac{\pi_{tL}}{\sqrt{\tau_{tL}}} = \text{constant} \cdot \left(\frac{A_{4.5}}{A_6}\right) / Ma_6 \cdot \left[\frac{2}{\gamma_r + 1} \left(1 + \frac{\gamma_r - 1}{2} \cdot Ma_6^2\right)\right]^{\frac{\gamma_r + 1}{2(\gamma_r - 1)}} \quad (3)$$

式中: π_{tL} 为低压涡轮总压比; τ_{tL} 为低压涡轮总温比; A_6 为混合器内涵进口面积; Ma_6 为混合器内涵进口 Ma ; γ_r 为燃气比热比。

(4) 混合器出口欧拉动量方程。

$$P_{6A} A_{6A} (1 + \gamma_r Ma_{6A}^2) = P_6 A_6 (1 + \gamma_r Ma_6^2) + P_{16} A_{16} (1 + \gamma_r Ma_{16}^2) \quad (4)$$

式中: P_{6A} 为混合器出口平均静压; A_{6A} 为混合器出口截面面积; Ma_{6A} 为混合器出口气流速度; P_6 为混合器内涵进口平均静压; P_{16} 为混合器外涵进口平均静压; Ma_{16} 为混合器外涵进口 Ma ; γ 为空气比热比。

(5) 尾喷管喉道截面流量方程。

$$A_8 = \text{constant} \cdot \frac{m_8 \sqrt{T_8^*}}{P_8^*} \quad (5)$$

式中: A_8 为尾喷管喉道截面面积; m_8 为尾喷管气流质量流量; T_8^* 为尾喷管喉道气流总温; P_8^* 为尾喷管喉道气流总压。

根据发动机设计点性能参数以及流量、功率、静压平衡方程, 结合发动机低压涡轮膨胀比控制规律, 采用 Microsoft Visual C++ 语言编程计算得到给定高度、 Ma 和涡轮前燃气温度条件下发动机非设计点性能参数。发动机非设计点性能计算流程如图 2 所示。将本文发动机总体性能仿真模型与文献[16]中的小涵道比混合排气涡轮发动机总体性能仿真模型算例进行对比验证。该算例中选定 11 km、 $Ma=1.451$ 为设计点工况, 2 种仿真模型在设计点性能参数相同, 计算得到 12.19 km、 $Ma=1.8$ 非设计点工况发动机各部件及

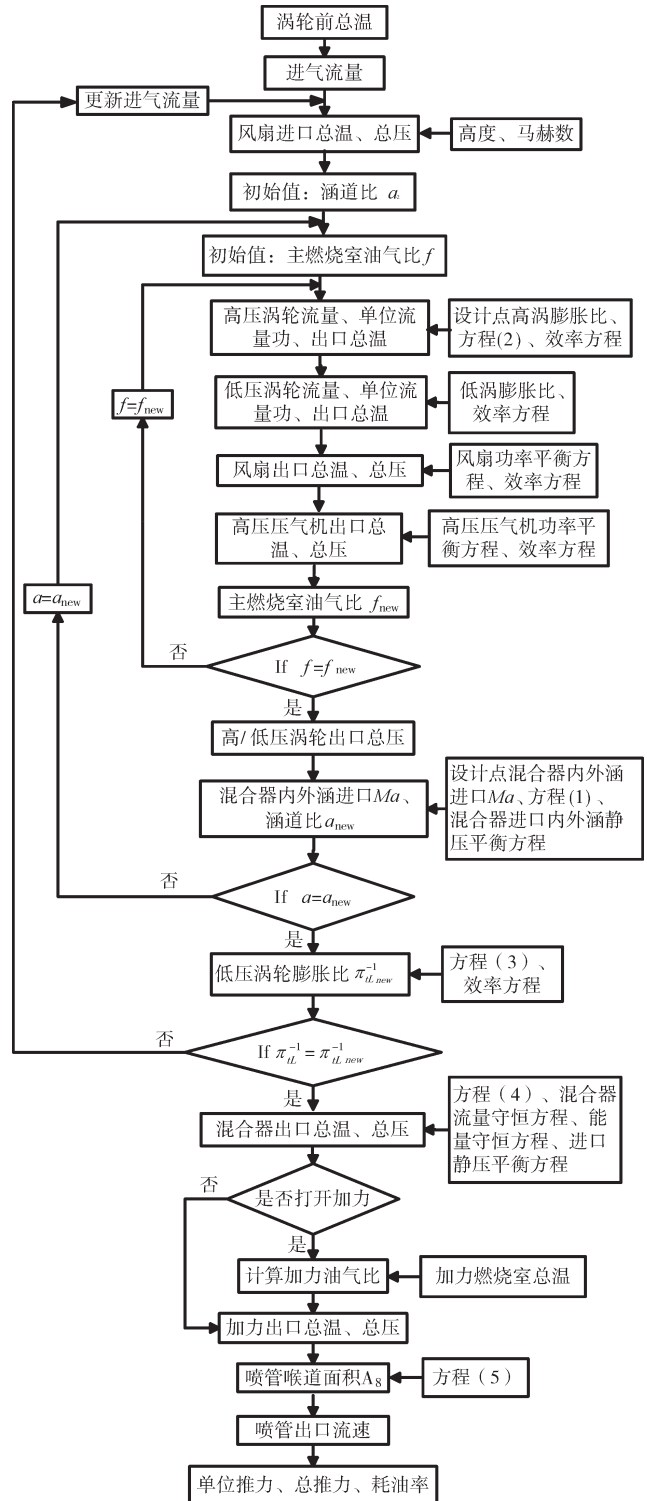


图 2 发动机非设计点性能计算流程

总体性能参数, 2 种发动机总体性能仿真模型计算结果见表 1。从表中可见, 在设计点参数相同条件下, 仿真模型计算所得发动机非设计点涵道比、风扇/高压压气机压比、混合器进口内外涵 Ma 、单位推力及耗油率等性能参数与文献[16]仿真模型计算结果基本一致。利用该仿真模型可以研究低压涡轮导向器以及

表 1 2种发动机总体性能仿真模型计算结果

参数	设计点	非设计点	
		文献值	本文值
高度/km	11.00	12.19	12.19
Ma	1.451	1.800	1.800
进气流量/(kg/s)	90.72	91.34	91.34
涡轮前燃气总温/K	1778	1778	1778
加力燃烧室总温/K		2000	2000
涵道比	0.449	0.530	0.539
风扇压比	3.9000	3.0054	2.9909
高压压比	5.1282	4.7208	4.7236
高压涡轮膨胀比	2.3635	2.3635	2.3635
低压涡轮膨胀比	2.0700	1.9908	1.9908
混合器外涵进口 Ma	0.3940	0.4559	0.4646
混合器内涵进口 Ma	0.4000	0.3835	0.3862
混合器出口 Ma	0.419	0.419	0.435
单位推力/(N·s/kg)	62.493	104.690	102.060
耗油率/(kg/(N·h))	0.1108	0.1782	0.1746

混合器的变几何调节对发动机节流特性、高度-速度特性的影响。

2 节流特性分析

以设计点状态各结构流路面积(以角标 0 表示各变量设计点状态)为基准,假设低压涡轮导向器喉道面积比 $A_{4.5}/A_{4.50}=0.85 \sim 1.15$,混合器进口外涵面积比 $A_{16}/A_{160}=0.8 \sim 1.2$,尾喷管喉道面积比 $A_{16}/A_{160}=0.5 \sim 1.6$ 。已知地面静止状态为设计点工况,发动机在相同工况下由设计点状态向低功率状态节流过程中,对尾喷管、混合器、低压涡轮导向器采用 3 种不同的变几何方案:方案 1 为尾喷管喉道面积 A_8 可调;方案 2 为 A_8 和混合器进口外涵面积 A_{16} 可调;方案 3 为 A_8 、 A_{16} 和低压涡轮导向器喉道面积 $A_{4.5}$ 可调。

对于设计点状态参数已经确定的发动机,节流状态控制规律的选取决定了发动机共同工作线的走向,从而影响了发动机的性能。为简化控制规律设计,采用以涡轮前总温和低压涡轮膨胀比为控制参数的双参数控制规律。节流状态控制规律设定为低压涡轮膨胀比保持设计点值不变,沿共同工作线涡轮前总温改变。各变几何方案以相同推力条件下耗油率最低为变几何调节目标,对不同节流状态可调结构的最佳几何面积进行寻优,生成 3 种变几何控制方案。不同变几何方案发动机参数变化如图 3 所示。

计算得出发动机推力从 100% 节流到 25% 的过

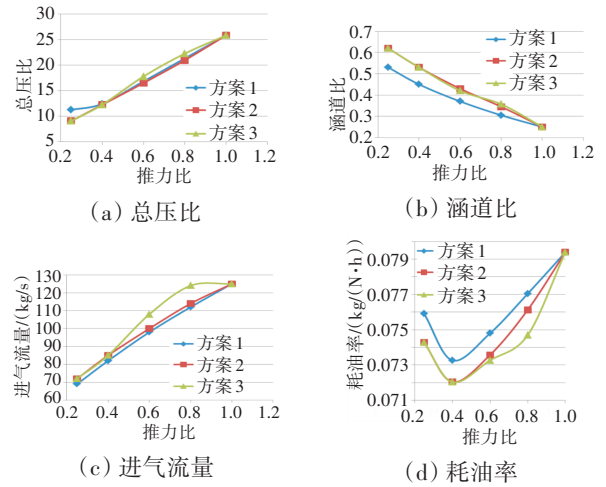


图 3 不同变几何方案发动机参数变化

程中,发动机总压比和进气流量呈下降趋势,而涵道比呈上升趋势。在节流到 40% 推力时耗油率达到最低,进一步节流耗油率升高。在 3 种变几何方案中,以尾喷管可调的控制方案 1 为基准,控制方案 2 通过放大混合器进口外涵面积 A_{16} ,提高了外涵道的流通能力,使发动机涵道比提高 13% ~ 18%,耗油率降低 1.2% ~ 2.2%。控制方案 3 在 A_{16} 放大的同时,在某些状态下通过放大低压涡轮导向器喉道面积 $A_{4.5}$ 提高核心机压比,使发动机耗油率降低 1.7% ~ 3.0%。研究表明,混合器进口外涵面积的调节对耗油率的改善起到主导作用,低压涡轮导向器的补充调节在深度节流过程中的效果不明显。

3 高度-速度特性分析

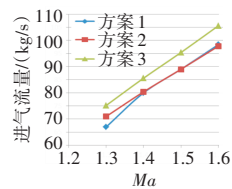
在 11 km、 $Ma=1.3 \sim 1.6$ 的超声速巡航工况,发动机处于中间状态。该飞行工况下中间状态控制规律设定为随着飞行速度变化,涡轮前总温保持最高值不变,低压涡轮膨胀比保持设计点值不变。以推力最大为变几何调节目标,对尾喷管、混合器和低压涡轮导向器采用以上 3 种变几何方案的最佳几何面积进行寻优。已知发动机参数控制限制为:最高涡轮前燃气温度为 2000 K,最高风扇压比为 4.2,最高高压压气机压比为 6.0。3 种变几何方案超声速巡航最佳变几何参数见表 2,不同变几何方案发动机参数变化如图 4 所示。

发动机在 11 km 高空, Ma 从 1.3 提高至 1.6 的过程中,涡轮前燃气温度保持不变,进气流量逐渐增大,导致发动机推力随之增大。3 种变几何方案中,方案 2 相对方案 1 进气流量变化较小,涵道比降低 17% ~

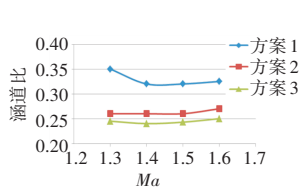
表2 超声速巡航最佳变几何参数

高度/km	Ma	A_{16}/A_{160}	A_4/A_{40}	A_8/A_{80}	变几何方案
11	1.3	1.0	1.00	1.08	1
11	1.4	1.0	1.00	1.05	1
11	1.5	1.0	1.00	1.05	1
11	1.6	1.0	1.00	1.05	1
11	1.3	0.8	1.00	1.02	2
11	1.4	0.8	1.00	1.01	2
11	1.5	0.8	1.00	1.01	2
11	1.6	0.8	1.00	1.01	2
11	1.3	0.8	1.02	1.03	3
11	1.4	0.8	1.03	1.03	3
11	1.5	0.8	1.04	1.04	3
11	1.6	0.8	1.05	1.05	3

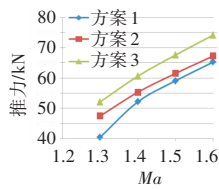
26%, 发动机推力增大3%~17%; 方案3相对方案1进气流量提高7%~12%, 涵道比降低23%~30%, 发动机推力增大14%~29%。研究表明, 变几何



(a) 进气流量



(b) 涵道比



(c) 推力

图4 不同变几何方案发动机参数变化

方案2通过关小混合器外涵面积, 降低发动机涵道比, 增大了发动机推力; 变几何方案3放大低压涡轮导向器喉道面积, 导致涵道比降低。同时, 在低压涡轮膨胀比恒定的控制规律下, 尾喷管喉道面积也要进一步放大, 进而增大了发动机进气流量和发动机推力。

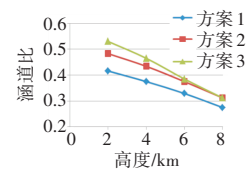
在0~8 km、 $Ma=0.9$ 的亚声速巡航工况下, 发动机处于节流状态。该飞行工况控制规律设定为随着飞行高度变化, 低压涡轮膨胀比保持设计点值不变, 涡轮前总温保证发动机保持某推力值不变。以相同推力条件下发动机耗油率最低为变几何调节目标, 对不同可调结构的最佳几何面积进行寻优。发动机控制限制同上。3种变几何方案亚声速巡航最佳变几何参数见表3, 不同变几何方案发动机性能参数如图5所示。

发动机在 $Ma=0.9$ 、从2 km 爬升至8 km 的过程

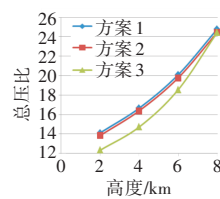
表3 亚声速巡航最佳变几何参数

高度/km	Ma	A_{16}/A_{160}	$A_{4.5}/A_{4.50}$	A_8/A_{80}	变几何方案
2	0.9	1.0	1.00	1.08	1
2	0.9	1.2	1.00	1.12	2
2	0.9	1.2	0.85	0.98	3
4	0.9	1.0	1.00	1.07	1
4	0.9	1.2	1.00	1.11	2
4	0.9	1.2	0.85	0.95	3
6	0.9	1.0	1.00	1.05	1
6	0.9	1.2	1.00	1.08	2
6	0.9	1.2	0.90	0.98	3
8	0.9	1.0	1.00	1.03	1
8	0.9	1.2	1.00	1.06	2
8	0.9	1.2	1.00	1.06	3

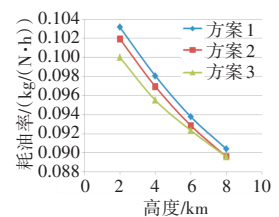
中, 推力保持不变, 涵道比缓慢降低, 总压比大幅提高, 导致发动机耗油率随之降低。在3种变几何方案中, 方案2相对方案1总压比变化较小, 涵道比提高13%~16%, 发动机耗油率降低0.9%~1.2%; 方案3相对方案1总压比降低1%



(a) 涵道比



(b) 总压比



(c) 耗油率

图5 不同变几何方案发动机参数变化

~13%, 涵道比提高13%~27%, 发动机耗油率降低0.9%~3.1%。变几何方案2通过放大混合器外涵面积, 提高了发动机涵道比; 变几何方案3在方案2的基础上, 通过关小低压涡轮导向器喉道面积, 降低核心机增压比和流量, 提高了涵道比, 使发动机耗油率进一步降低。

4 结论

(1) 单外涵混排涡扇发动机增加可变混合器结构(变几何方案2)可提高涵道比调节能力, 地面节流状态耗油率降低1.2%~2.2%, 低空亚声速巡航耗油率降低0.9%~1.2%, 高空超声速巡航推力增大3%~17%。

(2) 单外涵混排涡扇发动机增加可变混合器与可

涵道比和总压比,发动机地面节流状态耗油率降低 1.7%~3.0%,低空亚声速巡航耗油率降低 0.9%~3.1%,高空超声速巡航推力增大 14%~29%。

(3)单外涵 VCE 随着可变几何变量的增加总体性能收益也随之增大。从工程设计角度来看,VCE 可变几何方案的选择应同时考虑结构的复杂度、质量及可靠性等方面的代价与基于特定任务需求的总体性能收益的平衡。此外,单外涵 VCE 与多外涵 VCE 之间的性能差异还需要进一步研究。

参考文献:

- [1] 刘永泉. 自适应发动机技术发展[J]. 航空动力, 2017, 1(1): 40-44.
LIU Yongquan. Development of adaptive engine technology[J]. Aerospace Power, 2017, 1(1): 40-44. (in Chinese)
- [2] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
LIU Daxiang, Cheng Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)
- [3] 梁春华. 未来的航空涡扇发动机技术[J]. 航空发动机, 2005, 31(4): 54-58.
LIANG Chunhua. Future aircraft turbofan engine technologies[J]. Aeroengine, 2005, 31(4): 54-58. (in Chinese)
- [4] 梁春华, 索德军, 孙明霞. 美国第 6 代战斗机发动机关键技术综述[J]. 航空发动机, 2016, 42(2): 738-740.
LIANG Chunhua, SUO Dejun, SUN Mingxia. A review on the key technologies of the sixth generation fighter engines in the US[J]. Aeroengine, 2016, 42(2): 738-740. (in Chinese)
- [5] 刘红霞. GE 公司变循环发动机的发展[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 93-98.
LIU Hongxia. Development of variable cycle engine in GE[J]. Aeroengine, 2015, 41(2): 93-98. (in Chinese)
- [6] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3): 1-5.
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [7] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, HUANG Hongchao, et al. Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1310-1315. (in Chinese)
- [8] 王洪东. 双外涵变循环发动机性能模型研究与性能分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.
WANG Hongdong. Investigation of general structure and mode transition mechanism of variable cycle engine[D]. Beijing: Beihang University, 1999. (in Chinese)
- [9] 苏桂英. 涡扇发动机实现变循环功能的循环参数设计[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(2): 20-23.
SU Guiying. Design of cycle parameters for actualizing VCE on the turbofan engine[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31(2): 20-23. (in Chinese)
- [10] 周红, 王占学, 刘增文, 等. 双外涵变循环发动机可变几何特性研究[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2126-2135.
ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Variable geometry characteristics research of double bypass variable cycle engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2126-2135. (in Chinese)
- [11] 郝旺, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模态转换建模及控制规律设计方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 1-10.
HAO Wang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Mode transition modeling and control law design method of variable cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 1-10. (in Chinese)
- [12] 刘勤, 周人治, 王占学, 等. 三外涵变循环发动机性能数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(5): 1-4.
LIU Qin, ZHOU Renzhi, WANG Zhanxue, et al. Numerical simulation on performance of triple bypass variable cycle engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(5): 1-4. (in Chinese)
- [13] 唐海龙. 面向对象的航空发动机性能仿真系统及其应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000.
TANG Hailong. Object-oriented aeroengine performance simulation system and its application[D]. Beijing: Beihang University, 2000. (in Chinese)
- [14] 王元, 李秋红, 黄向华. 变循环发动机建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 954-960.
WANG Yuan, LI QiuHong, HUANG Xianghua. Research of variable cycle engine modeling techniques[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 954-960. (in Chinese)
- [15] Michael W C. Large-scale transient loading of a three stream variable cycle engine[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Atlanta: AIAA, 2012: 1-22.
- [16] 杰克·马丁利, 威廉姆·赫瑟, 戴夫·普拉特. 飞机发动机设计[M]. 方昌德, 胡晓煜, 胡松岩, 等译. 北京: 航空工业出版社, 2012: 116-190.
Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. Translated by FANG Changde, HU Xiaoyu, HU Songyan, et al. Beijing: Aviation Industry Press, 2012: 116-190. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)