

文章编号: 1000-8055(2023)05-1114-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220171

双外涵组合排气变循环发动机性能 建模与仿真

牟园伟, 王奉明, 朱大明

(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: 通过气动热力学方法建立了一种双外涵组合排气变循环发动机总体性能仿真模型, 编制了相应总体性能仿真程序, 模拟生成两种构型模式下节流状态和最大状态最佳变几何方案。研究表明, 仅构型可变的条件下, 节流过程中双外涵模式较单外涵模式耗油率降低 0.7%~2.5%, 推力降低 3.1%~5.5%。仅部件几何可变的条件下, 主喷管、混合器和高压涡轮导向器的组合变几何方案(方案 4)性能收益相对最高。较主喷管几何单独可变方案(方案 1), 变几何方案 4 节流状态耗油率降低 2.7%~3.2%, 高空最大状态推力提高 4.2%~5.2%。采用双外涵变构型和变几何方案 4 组合的变循环方案性能收益可进一步提高。以主喷管单独可调的单外涵发动机性能参数为基准, 该变循环方案节流状态耗油率降低 4%, 高空最大状态推力提高 5.2%; 以主喷管单独可调的双外涵发动机性能参数为基准, 该变循环方案节流状态耗油率降低 3.2%, 高空最大状态推力提高 13.7%。

关 键 词: 变循环发动机; 变几何; 双外涵; 仿真模型; 耗油率

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Modeling and simulation on performance of dual-bypass combined exhaust variable cycle engine

MU Yuanwei, WANG Fengming, ZHU Daming

(Aero Engine Academy of China,

Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: A performance simulation model of dual-bypass combined exhaust VCE was established by means of aerothermodynamics, and the performance simulation program was compiled to simulate the optimal variable geometry scheme in throttling state and maximum state under two configuration modes. The results showed that the specific fuel consumption of dual-bypass mode was lower 0.7%—2.5% and the thrust was lower 3.1%—5.5% than that of single bypass mode when the configuration was only variable. Performance benefit of the combined variable geometry scheme (scheme 4) with main nozzle, mixer and high-pressure turbine guide was the highest when the components geometry was only variable. Compared with the variable geometry scheme (scheme 1) of only variable main nozzle geometry, the specific fuel consumption under throttling condition of scheme 4 was reduced by 2.7%—3.2%, and the maximum thrust at high altitude was increased by 4.2%—5.2%. Performance benefit of the variable cycle scheme with combination of dual-bypass variable configuration and variable geometry scheme 4 can be further

收稿日期: 2022-03-30

基金项目: 先进航空动力创新工作站(HKCX2020-02-004)

作者简介: 牟园伟(1984—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事航空发动机总体技术研究。

引用格式: 牟园伟, 王奉明, 朱大明. 双外涵组合排气变循环发动机性能建模与仿真[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1114-1122. MU Yuanwei, WANG Fengming, ZHU Daming. Modeling and simulation on performance of dual-bypass combined exhaust variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1114-1122.

improved. Based on the performance of single bypass engine with individually adjustable main nozzle, the specific fuel consumption under throttling condition of the variable cycle scheme was reduced by 4%, and the maximum thrust at high altitude was increased by 5.2%. Based on the performance of dual-bypass engine with individually adjustable main nozzle, the specific fuel consumption under throttling condition of the variable cycle scheme was reduced by 3.2%, and the maximum thrust at high altitude was increased by 13.7%.

Keywords: variable cycle engine; variable geometry; dual-bypass; simulation model; specific fuel consumption

未来战斗机正朝着超声速巡航、高机动性和远航程等方向发展,要求发动机具备高速大推力和低速低耗油率性能特征^[1]。目前装备的小涵道比混合排气涡扇发动机已不能满足未来战斗机发展需求。变循环发动机(VCE)通过变流路和变几何设计改变热力循环参数,能一定程度克服高单位推力和低耗油率的矛盾,是目前最具潜力的发动机^[2-3]。如何合理选择和设计变流路、变几何结构一直是VCE研究重点。

美国通用(GE)公司对多种VCE方案开展了技术验证^[4-6]。第一代VCE(YJ101)主要在常规单外涵涡扇发动机基础上采用了可调混合器结构。该结构能在一定程度影响风扇的共同工作线,可以小幅提高低功率状态发动机的进气质量流量(以下简称流量)和涵道比,从而降低耗油率。第二代VCE(GE21)采用了双外涵构型和核心机驱动风扇、外涵道进口模式选择活门、前可调面积涵道引射器、可调面积低压涡轮导向器、可调混合器等变几何结构,拓宽了发动机涵道比的变化范围,进一步降低了发动机耗油率。第三代VCE(F120)变循环特征基本与GE21相同,发动机仍然采用核心机驱动风扇结构和双外涵混合排气模式,但可调结构相对简化,取消了低压涡轮导向器。刘增文等^[7-9]对采用相同构型的VCE性能进行了数值模拟,初步得到了VCE的高度、速度和节流特性。第四代VCE提出了可控压比发动机(COPE)概念,通过可调面积高压涡轮导向器等变

几何结构实现核心机流量和压比可控,降低耗油率。第五代VCE在COPE核心机布局基础上增加了一个flade级延伸出的第三外涵。发动机采用了内涵与第一、第二外涵混合排气,与第三外涵分开排气的组合排气模式。刘勤等^[10]对三外涵VCE性能模拟后认为其总涵道比调节程度更大,燃油经济性更好。同时该VCE存在总体结构复杂、变几何调节变量较多的问题。

文献[11]研究了一种双外涵组合排气VCE,该VCE既保留了传统混排涡扇发动机结构简单的特点又具备深度变循环的性能特征。本文通过气动热力学方法建立了双外涵组合排气VCE总体性能仿真模型,结合相应变几何结构调节方案,对发动机典型工况下的性能收益进行了评估,为VCE方案的性能评估和设计选择提供参考。

1 总体性能仿真模型建模

以图1中的双外涵组合排气VCE为研究对象,建立发动机总体性能仿真模型^[12-18](图1中各转子部件级数仅为示意,标号表示不同位置的基准截面)。模型假定:①前、后段风扇都由低压涡轮驱动,前段风扇后第一外涵道可以打开和关闭;②后段风扇进口导向叶片和高压压气机进口导向叶片可调,保证多状态下后段风扇和高压压气机进口动叶处于最佳攻角;③高压涡轮导向器喉道面积、主喷管喉道面积和混合器进口外涵面积可

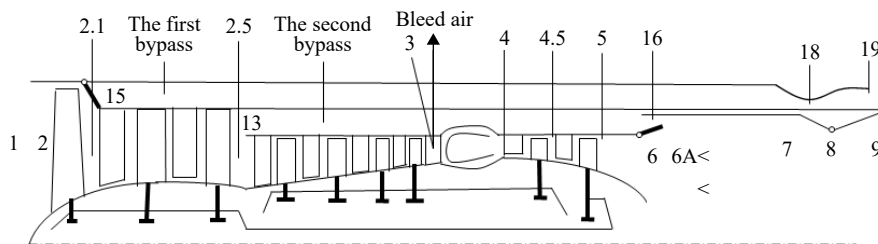


图1 双外涵组合排气涡扇发动机基准截面

Fig. 1 Reference section of dual-bypass combined exhaust turbofan engine

调;④高/低压涡轮导向器、主喷管和外涵喷管喉道截面气流堵塞;⑤混合器进口内/外涵气流马赫数不超过1;⑥主喷管和外涵喷管气体完全膨胀;⑦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^[14];⑧引气和冷却气的百分比为常数,功率提取也为常数;⑨各主要部件空气或燃气在总焓计算中采用变比热模型,即空气或燃气的比定压热容与温度相关。

已知发动机在某高度、马赫数、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/外涵马赫数、各转子部件效率以及静止部件总压恢复系数等设计点的性能参数,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、功率及静压平衡等方程。

当第一外涵模式转换阀处于打开状态,发动机处于双外涵、内/外涵混合排气与分开排气组合工作模式。

由前段风扇效率表达式可得

$$\eta_{\Pi} = \frac{\pi_{\Pi}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\tau_{\Pi} - 1} \quad (1)$$

根据第一外涵出口喉道堵塞条件,由非设计点和设计点流量方程可得

$$\frac{\dot{m}_{18} \sqrt{T_{18}^*}}{p_{18}^* A_{18}} = \frac{\dot{m}_{180} \sqrt{T_{180}^*}}{p_{180}^* A_{180}} \quad (2)$$

式(2)除以前段风扇非设计点进口总温、总压可得

$$\frac{\dot{m}_{18} \sqrt{\tau_{\Pi}}}{\pi_{\Pi} A_{18}} = \frac{\dot{m}_{180} \sqrt{T_{180}^*/T_2^*}}{(p_{180}^*/p_2^*) \cdot A_{180}} \quad (3)$$

由式(1)和式(3)联立可得到前段风扇非设计点总压比和总温比。

由风扇转子功率平衡条件得到

$$\begin{aligned} \dot{m}_{4.5} c_{p4.5} T_{4.5}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Pi}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_{\Pi} \eta_{mh} &= \dot{m}_2 c_{p2} T_2^* (\tau_{\Pi} - 1) + \\ \dot{m}_{2.1} c_{p2.1} T_{2.1}^* \left(\pi_{\Pi}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\Pi}} + P_{\Pi} \end{aligned} \quad (4)$$

由高压转子功率平衡条件得到

$$\begin{aligned} \dot{m}_{4.1} c_{p4.1} T_{4.1}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Pi}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \eta_{\Pi} \eta_{mh} &= \\ \dot{m}_{2.5} c_{p2.5} T_{2.5}^* \left(\pi_{ch}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{ch}} + P_{th} \end{aligned} \quad (5)$$

由高压涡轮流量守恒及高/低压涡轮导向器堵塞条件得到

$$\frac{\pi_{th}}{\sqrt{\tau_{th}}} = C \cdot \left(\frac{A_4}{A_{4.5}} \right) \quad (6)$$

由高压涡轮效率表达式得到

$$\frac{1 - \tau_{th}}{1 - \pi_{th}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \eta_{th} \quad (7)$$

由流量守恒条件确定第一外涵涵道比为

$$\alpha_1 = \frac{\sigma_1 A_{18}}{q(\lambda_{2.1}) A_{2.1}} \quad (8)$$

第二外涵涵道比为

$$\alpha_2 = \frac{\sigma_2 q(\lambda_{16}) A_{16}}{q(\lambda_{2.5}) A_{2.5}} \quad (9)$$

由混合器进口处内/外涵静压相等得到

$$p_6^* \left(1 + \frac{\gamma_r - 1}{2 Ma_6^2} \right)^{\frac{\gamma_r}{1-\gamma_r}} = p_{16}^* \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2 Ma_{16}^2} \right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad (10)$$

由第一级低压涡轮导向器临界截面与后混合器内涵进口流量守恒得到

$$\begin{aligned} \frac{\pi_{\Pi}}{\sqrt{\tau_{\Pi}}} &= C \cdot \left(\frac{A_{4.5}}{A_6} \right) \cdot \frac{1}{Ma_6} \cdot \\ \left[\frac{2}{\gamma_r + 1} \left(1 + \frac{\gamma_r - 1}{2} \cdot Ma_6^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_r + 1}{2(\gamma_r - 1)}} \end{aligned} \quad (11)$$

由低压涡轮效率表达式得到

$$\frac{1 - \tau_{\Pi}}{1 - \pi_{\Pi}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \eta_{\Pi} \quad (12)$$

混合器出口总压、总温由流量方程、能量守恒方程和欧拉动量方程联立求解得到

$$\dot{m}_{6A} = \dot{m}_{16} + \dot{m}_6 \quad (13)$$

$$\dot{m}_{6A} c_{p6A} T_{6A}^* = \dot{m}_{16} c_{p16} T_{16}^* + \dot{m}_6 c_{p6} T_6^* \quad (14)$$

$$\begin{aligned} p_{6A} A_{6A} (1 + \gamma_r Ma_{6A}^2) &= p_6 A_6 (1 + \gamma_r Ma_6^2) + \\ p_{16} A_{16} (1 + \gamma Ma_{16}^2) \end{aligned} \quad (15)$$

主喷管气流速度由式(16)得到

$$V_9 = \sqrt{2c_{p9}T_9^* \left[1 - \left(\frac{p_h}{p_9^*} \right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}} \right]} \quad (16)$$

外涵喷管气流速度由式(17)得到

$$V_{19} = \sqrt{2c_{p19}T_{19}^* \left[1 - \left(\frac{p_h}{p_{19}^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (17)$$

当第一外涵模式转换阀处于关闭状态, 发动机处于单外涵、内/外涵混合排气工作模式。第一外涵涵道比为

$$\alpha_1 = 0 \quad (18)$$

外涵喷管气流速度为

$$V_{19} = 0 \quad (19)$$

由风扇转子功率平衡条件得到

$$\dot{m}_{4.5} c_{p4.5} T_{4.5}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{t1}^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}} \right) \eta_{t1} \eta_{mh} = \dot{m}_2 c_{p2} T_2^* \left(\pi_{f1}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_f} + P_{t1} \quad (20)$$

其余参数方程与模式转换阀打开状态相同。

式(1)~式(20)中, γ 表示空气比热比, γ_t 表示燃气比热比, α_1 、 α_2 表示第一、第二外涵涵道比, A 表示相应截面面积, p^* 表示总压, T^* 表示总温, p_h 表示环境压力, $q(\lambda)$ 表示无量纲密流, λ 表示无量纲速度系数, $\dot{m}$ 表示流量, Ma 表示马赫数, V 表示速度, σ_1 、 σ_2 表示第一、第二外涵总压恢复系数, C 表示一个常数, c_p 表示比定压热容, P 表示输出功率, η 表示效率, π 表示压比, τ 表示总温比。下标h表示高压转子, l表示低压转子, f表示风扇, f1前段风扇, f2表示后段风扇, m表示轴, t表示涡轮, c表示压气机, 下标数字0表示设计点状态, 除0外的其他数字下标以及下标A表示对应图1中基准截面的位置。

根据发动机设计点性能参数以及流量、功率、静压平衡方程, 结合发动机高/低压涡轮膨胀比控制规律, 采用 Microsoft Visual C++语言编程仿真得到给定高度、马赫数和涡轮前燃气温度条件下发动机非设计点性能参数。发动机单外涵模式性能仿真程序流程如图2所示, 双外涵模式性能仿真程序流程如图3所示。假设某发动机以地面静止状态、双外涵模式最大状态点为设计点, 利用该仿真模型计算得到了相同涡轮前燃气温度和高/低压涡轮膨胀比条件下, 发动机两种模式性能参数, 见表1。

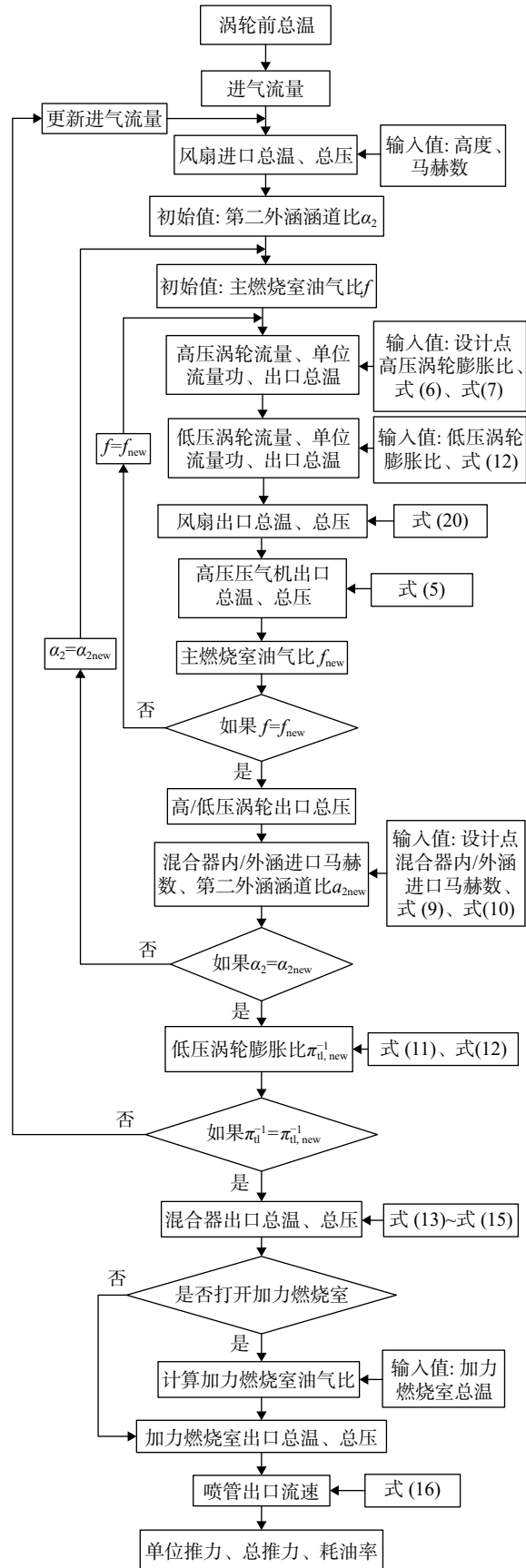


图2 发动机单外涵模式总体性能计算流程图

Fig. 2 Flow chart of numerical simulation for engine single bypass mode

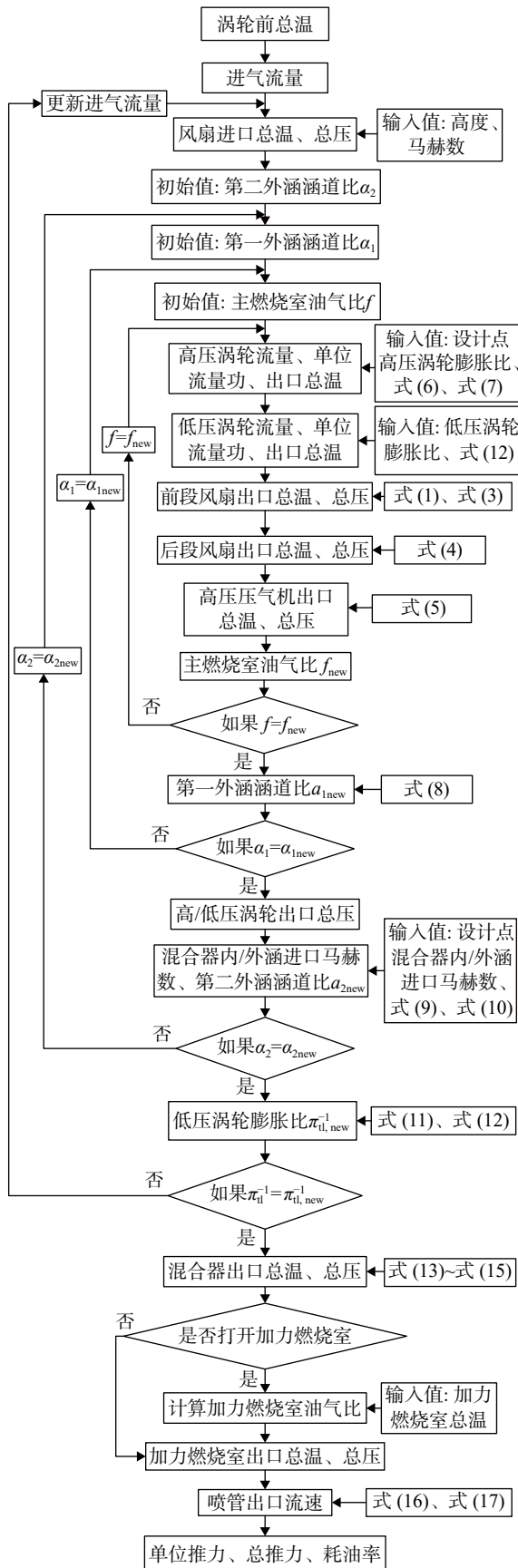


图 3 发动机双外涵模式总体性能计算流程图

Fig. 3 Flow chart of numerical simulation for engine dual-bypass mode

表 1 两种构型模式最大状态性能参数

Table 1 Maximum state parameters of two configuration modes

参数	数值	
	双外涵(设计点)	单外涵
高度/km	0	0
马赫数	0	0
涡轮前总温比	1	1
进气流量比	1	0.976
第一外涵涵道比	0.09	
第二外涵涵道比	0.15	0.154
前段风扇压比	1.62	
后段风扇压比	2.63	4.52
高压压比	6.05	6.02
高涡轮膨胀比	2.84	2.84
低涡轮膨胀比	1.89	1.89
混合器进口内涵马赫数	0.500	0.500
混合器进口外涵马赫数	0.316	0.325
混合器出口马赫数	0.496	0.499
推力/N	106 065	111 906
耗油率/(kg/(N·h))	0.081	0.082

2 构型可变对节流特性影响

发动机沿着共同工作线从高功率状态向低功率状态节流过程中, 风扇共同工作线因构型模式的变化而移动(见图 4), 因此发动机推力、耗油率等性能与构型的选择相关。节流过程中, 发动机两种构型模式推力、涵道比、总压比、涡轮前总温和耗油率的变化见图 5~图 10。

结果表明, 相同涡轮前总温条件下, 发动机单外涵模式具有相对较高的推力。发动机推力主要与进气流量和单位推力相关。单位推力主要由涡轮前总温和风扇压比决定。双外涵模式下, 流经

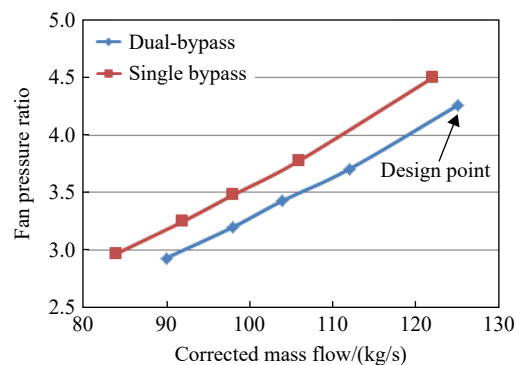


图 4 两种构型模式风扇共同工作线

Fig. 4 Operating line of fan in two configuration modes

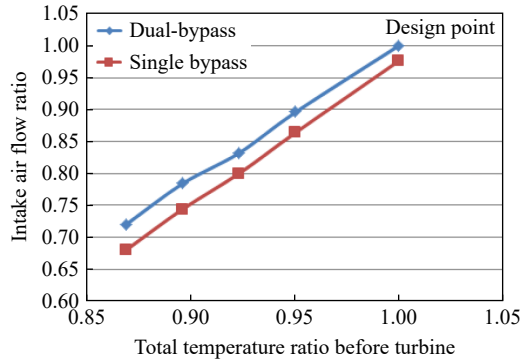


图5 两种构型模式节流状态进气流量比

Fig. 5 Intake air flow ratio in throttling state of two configuration modes

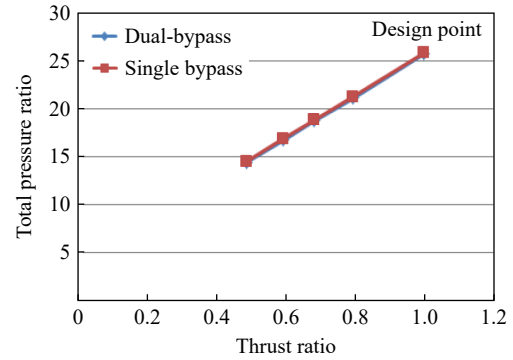


图8 两种构型模式节流状态总压比

Fig. 8 Total pressure ratio in throttling state of two configuration modes

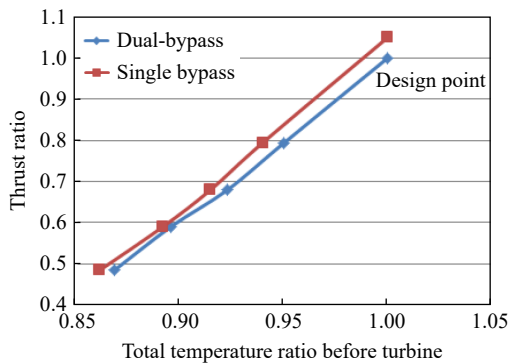


图6 两种构型模式节流状态推力比

Fig. 6 Thrust ratio in throttling state of two configuration modes

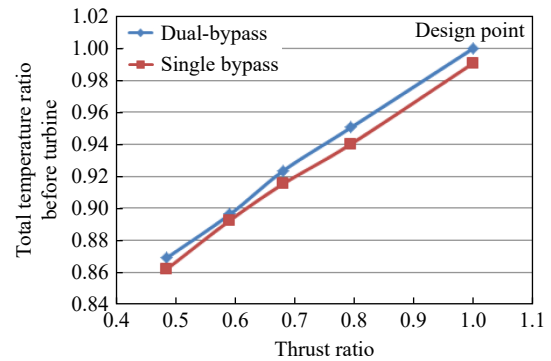


图9 两种构型模式节流状态涡轮前总温比

Fig. 9 Total temperature ratio before turbine in throttling state of two configuration modes

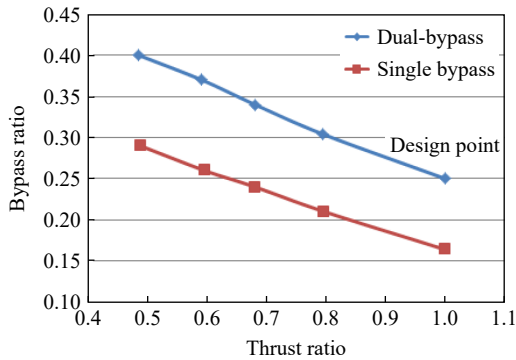


图7 两种构型模式节流状态涵道比

Fig. 7 Bypass ratio in throttling state of two configuration modes

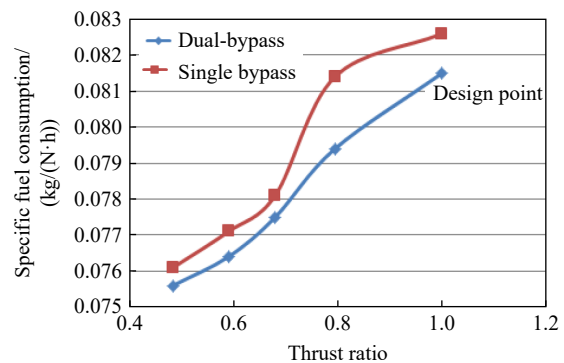


图10 两种构型模式节流状态耗油率

Fig. 10 Fuel consumption rate in throttling state of two configuration modes

第一外涵的气流只经过前段风扇增压就排出,造成部分推力损失。同时,节流过程中单外涵模式较双外涵模式进气流量降低 2.4%~5.6%,风扇压比提高 2.8%~5.7%,导致推力提高 3.1%~5.5%。

相同推力条件下,双外涵模式具有相对较低的耗油率。热效率和推进效率是影响发动机耗油率的关键因素。节流过程中,双外涵模式较单外涵模式总压比相当,涡轮前总温相差 0.4%~1.1%,

因此两种模式热效率基本相当。双外涵模式较单外涵模式涵道比提高 38%~52%,推进效率显著提升,导致耗油率降低 0.7%~2.5%。

3 几何可变对节流状态耗油率影响

发动机节流状态以追求低耗油率为目标。以设计点状态各结构流路面积为基准,假设高压涡

轮导向器喉道面积比 A_4/A_{40} 、混合器进口外涵面积比 A_{16}/A_{160} 和主喷管喉道面积比 A_8/A_{80} 的变化范围为 0.85~1.15。已知发动机设计点状态性能参数见表 1, 在节流至 60% 设计点推力状态下, 对主喷管、混合器和高压涡轮导向器采用 4 种不同的变几何方案。方案 1: 主喷管喉道面积 A_8 可调; 方案 2: 主喷管喉道面积 A_8 和混合器进口外涵面积 A_{16} 可调; 方案 3: 主喷管喉道面积 A_8 和高压涡轮

轮导向器喉道面积 A_4 可调; 方案 4: 主喷管喉道面积 A_8 、混合器进口外涵面积 A_{16} 和高压涡轮导向器喉道面积 A_4 可调。各变几何方案以相同推力下耗油率最低为目标, 以保持低压涡轮膨胀比不变为约束, 对不同可调结构的最佳几何面积进行寻优。发动机两种构型模式节流状态最佳变几何参数及发动机性能参数见表 2、表 3, 表中 h 为高度, Ma 为马赫数。

表 2 发动机双外涵模式不同变几何方案性能参数 ($h=0$ km、 $Ma=0$, 60% 设计点推力状态)

Table 2 Engine parameters of different variable geometry schemes for dual-bypass mode
($h=0$ km, $Ma=0$, 60% design point thrust state)

流量/ (kg/s)	涡轮前 总温/K	风扇 压比	高压压气机 压比	高压涡轮 膨胀比	低压涡轮 膨胀比	总涵 道比	耗油率/ (kg/(N·h))	A_4/A_{40}	A_{16}/A_{160}	A_8/A_{80}	变几何 方案
98	1 650	3.20	5.22	2.84	1.89	0.37	0.075 9	1	1	1.08	1
99	1 656	3.14	5.27	2.84	1.89	0.40	0.075 3	1	1.15	1.09	2
98	1 653	3.15	6.40	3.42	1.89	0.35	0.074 5	0.85	1	1.07	3
99	1 659	3.10	6.48	3.42	1.89	0.38	0.073 5	0.85	1.15	1.08	4

表 3 发动机单外涵模式不同变几何方案性能参数 ($h=0$ km、 $Ma=0$, 60% 设计点推力状态)

Table 3 Engine parameters of different variable geometry schemes for single bypass mode
($h=0$ km, $Ma=0$, 60% design point thrust state)

流量/ (kg/s)	涡轮前 总温/K	风扇 压比	高压压气机 压比	高压涡轮 膨胀比	低压涡轮 膨胀比	总涵 道比	耗油率/ (kg/(N·h))	A_4/A_{40}	A_{16}/A_{160}	A_8/A_{80}	变几何 方案
91	1 641	3.23	5.18	2.84	1.89	0.264	0.076 5	1	1	1.07	1
93	1 646	3.16	5.25	2.84	1.89	0.29	0.076 0	1	1.15	1.10	2
92	1 644	3.19	6.37	3.42	1.89	0.25	0.075 2	0.85	1	1.07	3
93	1 647	3.12	6.43	3.42	1.89	0.28	0.074 5	0.85	1.15	1.09	4

结果表明, 两种构型模式下变几何方案 4 能实现最佳的耗油率性能。相对变几何方案 1, 双外涵模式下, 方案 4 的耗油率降低 3.2%; 单外涵模式下, 方案 4 的耗油率降低 2.7%。

在相同推力条件下, 对可变结构最佳变几何调节应该同时实现较高的总压比和涵道比。在双外涵模式下, 相较只调节主喷管喉道面积 A_8 的变几何方案 1, 方案 2 通过放大混合器进口外涵面积 A_{16} , 发动机涵道比提高 8.1%, 耗油率降低 0.8%; 方案 3 通过关小高压涡轮导向器喉道面积 A_4 , 发动机总压比提高 21%, 涵道比降低 5.4%, 耗油率降低 1.9%; 方案 4 通过混合器、高压涡轮导向器和主喷管喉道面积的组合调节, 使发动机总压比提高 20.3%, 涵道比提高 2.7%, 耗油率降低 3.2%。在单外涵模式下, 不同变几何方案对发动机关键循环参数和耗油率性能的影响规律与双外涵模式基本相同。

4 几何可变对最大状态推力影响

发动机高空高速状态以追求高推力为目标。在 $h=11$ km、 $Ma=1.5$ 的巡航最大状态下, 对主喷管、混合器和高压涡轮导向器同样采用以上 4 种变几何方案, 各变几何方案以推力最大为目标, 以保持极限涡轮前燃气温度和低压涡轮膨胀比不变为约束, 对不同可调结构的最佳几何面积进行寻优。发动机两种构型模式最大状态最佳变几何参数及发动机性能参数见表 4、表 5。

结果表明, 两种构型模式下变几何方案 4 能实现最佳的推力性能。相对变几何方案 1, 双外涵模式下, 方案 4 推力提高 4.2%; 单外涵模式下, 方案 4 推力提高 5.2%。

在涡轮前总温和进气流量相当条件下, 低涵道比和高风扇压比决定了较高的单位推力。在单外涵模式下, 相对变几何方案 1, 方案 2 通过关

表 4 发动机双外涵模式不同变几何方案性能参数 ($h=11\text{ km}$ 、 $Ma=1.5$ ，最大状态)

Table 4 Engine parameters of different variable geometry schemes for dual-bypass mode

($h=11\text{ km}$, $Ma=1.5$, maximum state)

流量/ (kg/s)	涡轮前 总温/K	风扇 压比	高压压气机 压比	高压涡轮 膨胀比	低压涡轮 膨胀比	总涵 道比	推力/N	A_4/A_{40}	A_{16}/A_{160}	A_8/A_{80}	变几何 方案
77	1 900	3.19	5.09	2.84	1.89	0.27	40 347	1	1	1.10	1
77	1 900	3.34	5.08	2.84	1.89	0.23	41 846	1	0.85	1.07	2
77	1 900	3.20	4.96	2.77	1.89	0.27	40 396	1.02	1	1.10	3
77	1 900	3.36	4.71	2.66	1.89	0.24	42 022	1.06	0.85	1.07	4

表 5 发动机单外涵模式不同变几何方案性能参数 ($h=11\text{ km}$ 、 $Ma=1.5$ ，最大状态)

Table 5 Engine parameters of different variable geometry schemes for single bypass mode

($h=11\text{ km}$, $Ma=1.5$, maximum state)

流量/ (kg/s)	涡轮前 总温/K	风扇 压比	高压压气机 压比	高压涡轮 膨胀比	低压涡轮 膨胀比	总涵 道比	推力/N	A_4/A_{40}	A_{16}/A_{160}	A_8/A_{80}	变几何 方案
74	1 900	3.35	5.15	2.84	1.89	0.27	43 571	1	1	1.09	1
74	1 900	3.49	5.14	2.84	1.89	0.23	44 992	1	0.85	1.06	2
75	1 900	3.35	5.76	3.12	1.89	0.25	44 208	0.92	1	1.08	3
75	1 900	3.51	5.30	2.90	1.89	0.22	45 854	0.98	0.85	1.06	4

小混合器进口外涵面积 A_{16} ，发动机涵道比降低 14.8%，风扇压比提高 4.2%，推力提高 3.3%；方案 3 通过关小高压涡轮导向器喉道面积 A_4 ，发动机涵道比降低 7.4%，推力提高 1.5%；方案 4 通过混合器、高压涡轮导向器和主喷管喉道面积的组合调节，使发动机涵道比降低 18.5%，风扇压比提高 4.8%，推力提高 5.2%。在双外涵模式下，不同变几何方案对发动机关键循环参数和推力性能的影响规律与单外涵模式基本相同。

5 结 论

本文建立的双外涵组合排气变循环发动机总体性能仿真模型，可以模拟构型变化和关键结构几何变化对发动机总体性能的影响。对于本文研究的变循环发动机方案，在不考虑非设计点部件效率变化的条件下：

- 1) 发动机构型改变对耗油率影响较小，对推力影响较大。节流过程中，双外涵模式较单外涵模式耗油率降低 0.7%~2.5%，推力降低 3.1%~5.5%。
- 2) 主喷管、混合器和高压涡轮导向器的组合调节对发动机两种构型模式的耗油率和推力都产生较大增益。三种可变几何结构的组合调节相较主喷管单独调节，地面节流状态耗油率降低 2.7%~3.2%，高空最大状态推力提高 4.2%~5.2%。

- 3) 采用变构型和变几何组合调节的设计方案综合收益最高。以主喷管单独可调的单外涵模式性能参数为基准，该变循环发动机节流状态耗油率可降低 4%，高空最大状态推力可提高 5.2%；以主喷管单独可调的双外涵模式性能参数为基准，该变循环发动机节流状态耗油率降低 3.2%，高空最大状态推力提高 13.7%。
- 4) 节流状态发动机安装耗油率性能增益可进一步增加。节流状态通过构型改变和变几何结构组合调节，可使进气流量较主喷管单独可调的单外涵模式增加 8.8%，降低了进气道溢流阻力，可进一步降低发动机安装耗油率。

参考文献：

[1] 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)

[2] 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)

[3] 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)

[4] 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)
- [5] 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): 93-97.
- 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): 93-97. (in Chinese)
- [6] 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)
- [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] 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)
- [9] 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: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999. (in Chinese)
- [10] 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 Zhanxu, 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)
- [11] MICHAEL W C. Large-scale transient loading of a three stream variable cycle engine[R]. Atlanta, US: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012.
- [12] 张鑫, 刘宝杰. 核心机驱动风扇级的气动设计特点分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 434-442.
- ZHANG Xin, LIU Baojie. Analysis of aerodynamic design characteristics of core driven fan stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 434-442. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 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.
- [15] 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)
- [16] 王元, 张平平, 李秋红, 等. 变循环发动机建模方法及验证[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2643-2651.
- WANG Yuan, ZHANG Pingping, LI QiuHong, et al. Research and validation of variable cycle engine modeling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2643-2651. (in Chinese)
- [17] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
- GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [18] 周红, 王占学, 张晓博, 等. 变循环发动机模态转换的几何调节规律[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2160-2166.
- ZHOU Hong, WANG Zhanxue, ZHANG Xiabo, et al. Geometry regulating law of variable cycle engine during mode transition[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2160-2166. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)