

文章编号:1000-8055(2013)01-0104-08

变循环发动机部件级建模技术

苟学中, 周文祥, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 以双外涵变循环发动机为研究对象, 建立了其整机部件级稳态及动态数学模型, 建模过程中考虑了导叶角和导向器面积变化对压气机和涡轮部件特性的影响, 考虑了模式选择活门面积变化对副外涵进口空气流量的影响, 所建立的模型能够执行变循环发动机 2 种典型工作模式: 稳态及模式切换过渡态仿真。仿真结果表明: 随着模式选择活门逐渐关闭, 前段风扇喘振裕度显著减小; 双涵工作模式下发动机耗油率低, 适用于亚声速巡航飞行; 单涵工作模式下发动机单位推力高, 适用于超声速巡航飞行。

关 键 词: 变循环发动机; 部件级建模; 数学模型; 部件特性; 模式选择活门

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Component-level modeling technology for variable cycle engine

GOU Xue-zhong, ZHOU Wen-xiang, HUANG Jin-quan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A steady and transient component-level mathematical model of a double bypass variable cycle engine (DBVCE) was constructed considering the effects of variable inlet guide vane and variable turbine nozzle area on component characteristics of compressor and turbine. Besides, the effects of the mode selector valve area on deputy bypass inlet air flow were also considered during the modeling process of DBVCE; two typical operation modes such as steady state and mode switching transient process were simulated. Results show that as the mode selector valve closes down, the surge margin of front fan block decreases obviously. When working in double bypass mode, the specific fuel consumption of DBVCE is lower, which is fit for subsonic cruise flight; otherwise, the specific thrust is higher in single bypass mode, which is fit for supersonic cruise flight.

Key words: variable cycle engine (VCE); component-level modeling; mathematical model; component characteristics; mode selector valve

当前军事航空领域, 传统的几何固定或少数几何可调的航空发动机已经越来越难以满足多任务战斗机对动力装置高单位推力、低巡航油耗的双重性能需求。近年来, 一种集涡喷和涡扇发动机性能特点于一体的变循环发动机 (variable cycle

engine, VCE) 逐渐引起研究人员的关注, 国外许多国家已将变循环发动机列为下一代高推质比发动机的主要构型进行研究和工程设计, 美国在变循环发动机技术领域更是走在了世界的前列, 自 20 世纪 90 年代起, General Electric (GE) 公司已

收稿日期: 2012-01-12

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.104_015.html

基金项目: 南京航空航天大学基础科研业务费资助项目 (NS2010059)

作者简介: 苟学中 (1985—), 男, 四川广元人, 硕士生, 主要从事航空发动机建模与仿真技术研究。

开始着手研制第 4 代变循环发动机. 国外相关研究和试验充分表明:变循环发动机可以在更宽广的飞行包线内充分发挥发动机的性能潜力,兼具低速时燃油经济性好、高速时比推高的优点^[1-3].

国内关于变循环发动机的研究尚处于起步阶段,主要集中在发动机整机稳态性能模拟^[4-6]和总体结构初步设计方面^[7]. 在变循环发动机不同工作模式间相互切换过渡态仿真领域所开展的研究还比较欠缺,本文采用部件级建模方法,建立包含模式选择活门、副外涵与核心驱动风扇级(CDFS)涵道的气流掺混模型,实现 VCE 整机不同工作模式下的变几何稳态及模式切换过渡态仿真.

1 变循环发动机工作原理

变循环发动机是指通过改变发动机某些部件的几何形状、尺寸或位置来改变其热力循环的燃

气涡轮发动机^[8]. 通过变循环调节改变发动机的循环参数,如涵道比、空气流量或增压比,可使发动机在各种工作状态下都具有最优的性能. 对涡扇发动机而言,VCE 研究的重点是改变涵道比,如在加速、爬升和超声速飞行时,减小涵道比,以涡喷模式工作,使发动机具有高的单位推力;在起飞、下降和亚声速飞行时,增大涵道比,以涡扇模式工作,降低起飞噪声和巡航耗油率.

本文研究对象是 1 台双外涵变循环发动机,其结构简图如图 1 所示^[9],图中数字序号表示发动机各截面参数定义的下脚标(下同). 主要部件包括:前段风扇、后段风扇(又称为核心驱动风扇级(CDFS))、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、模式选择活门、副外涵、CDFS 涵道、主涵道、后 VABI、混合室、加力燃烧室、尾喷管.

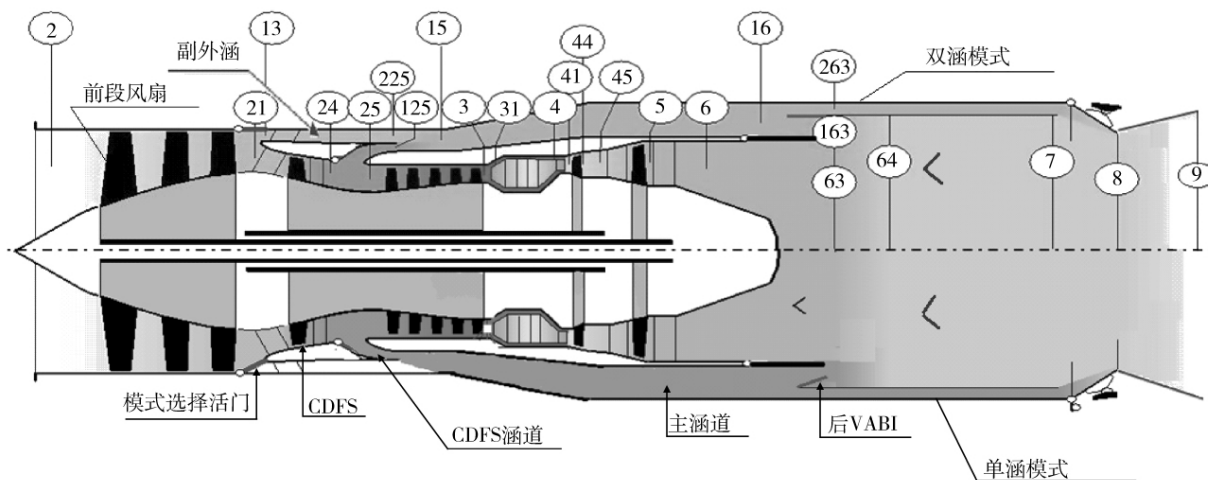


图 1 双外涵变循环发动机结构及工作模式示意图

Fig. 1 Configuration and operation modes of double bypass variable cycle engine

与常规涡扇发动机相比,风扇部件分为前后 2 段,前段风扇由低压涡轮驱动,后段风扇与压气机连接在一起,由高压涡轮驱动,这种独特的设计,可以实现各种工作模式下涡轮功的最佳分配. 每个风扇段出口均设有独立的涵道,且进口导流叶片可调,以便在宽广的范围内更好地调节空气流量,实现不同工作模式下发动机涵道比的大范围调节.

如前所述,双外涵变循环发动机有 2 种典型的工作模式:单涵模式与双涵模式.

1) 单涵模式:在飞机加速、爬升和超声速飞行时,发动机以此模式工作(见图 1 下半部分),关闭模式选择活门,关小后 VABI,仅允许少量空气

通过外涵道以冷却喷管. 前段风扇出口的空气流量几乎全部通过发动机核心机,此时产生高的单位推力,适用于高速巡航飞行.

2) 双涵模式:在起飞、下降和亚声速飞行时,发动机以此模式工作(见图 1 上半部分),增加前段风扇导流叶片角度,打开模式选择活门以及后 VABI,使前段风扇具有最大空气流量. 当核心机转子转速较低时,高压压气机不能通过所有空气流量,多余空气通过 CDFS 涵道流向主涵道;在 CDFS 涵道气流的引射作用下,副外涵涵道比增加. 此时,关小 CDFS 和压气机的可调导流叶片角度,使更多的空气流向副外涵和 CDFS 涵道,进一步增大涵道比,降低耗油率.

2 变循环发动机建模

2.1 构造 VCE 变几何部件特性

在建立双外涵变循环发动机部件级整机模型时,考虑以下几何可调因素对发动机性能的影响:前、后段风扇以及压气机导叶角度变化;模式选择活门开闭;后 VABI、尾喷管喉道及出口面积变化;低压涡轮导向器面积变化。

导叶角度变化或导向器面积变化将影响压气机或涡轮部件的流量、效率特性,由于缺乏详细的部件流道几何参数,无法采用经典的 HARIKA 算法^[10]、Ainley 方法以及叶型损失模型^[11]来近似计算变几何压气机特性、变几何涡轮特性,本文

采用文献^[12-13]提供的方法来构造压气机、涡轮部件的变几何流量、效率特性

$$\pi = (\pi_{\text{map}} - 1)[1 + \alpha \cdot k_{\pi}/100] + 1 \quad (1)$$

$$W = W_{\text{map}}[1 + \alpha \cdot k_w/100] \quad (2)$$

$$\eta = \eta_{\text{map}}(1 + \alpha \cdot k_{\eta}^2/100) \quad (3)$$

式中 α 表示的是导叶角度或导向器安装角; k_{π} , k_w , k_{η} 分别是压比影响系数、流量影响系数和效率影响系数, $k = g(\alpha, n_{\text{cor}})$, n_{cor} 为部件进口相对换算转速。

按式(1)~式(3)本文推导了 VCE 所有旋转部件的变几何流量、效率特性。篇幅所限,此处仅给出 CDFS 与低压涡轮的流量、效率变几何特性,如图 2、图 3 所示。

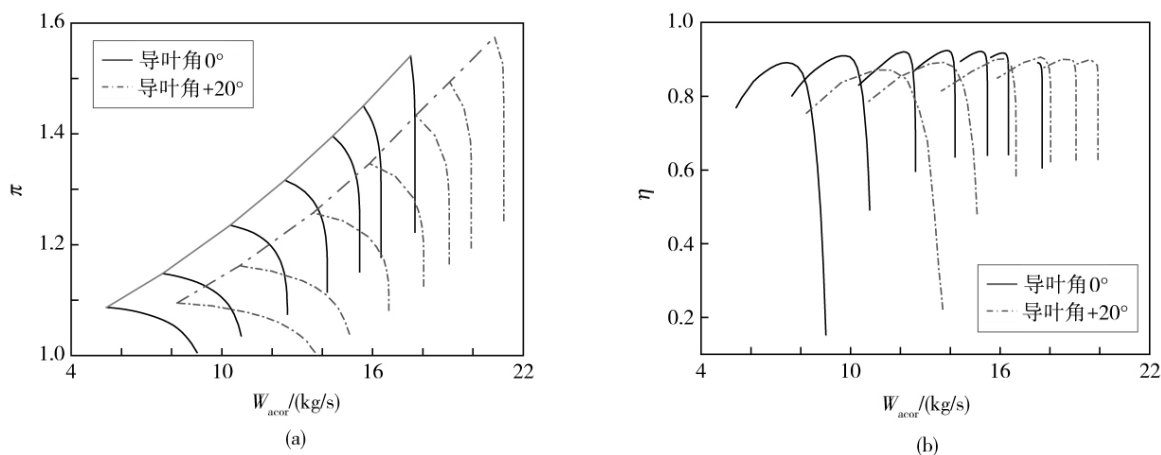


图 2 CDFS 变几何部件特性

Fig. 2 Variable geometry component characteristics of CDFS

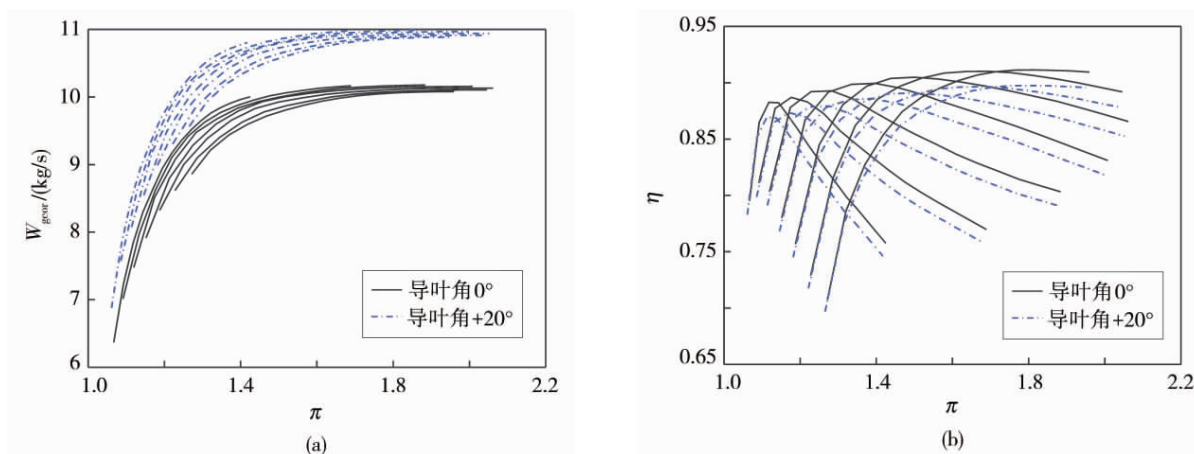


图 3 低压涡轮变几何部件特性

Fig. 3 Variable geometry component characteristics of low pressure turbine

2.2 模式选择活门及副外涵建模

与常规混合排气涡扇发动机不同的是,双外

涵变循环发动机在副外涵进口处安装了能主动改变发动机工作模式的选择活门,模式选择活门的

开闭,将显著改变 VCE 的稳态及动态工作点.为了准确描述 VCE 做模式切换时,模式选择活门位置(或面积)变化对发动机部件及整机流路参数的影响,本文建立了包含模式选择活门、副外涵及 CDFS 涵道的气流掺混模型,力求通过该模型估算模式切换过程中模式选择活门位置变化对发动机副外涵进口空气流量的影响.图 4 列出了包含模式选择活门、副涵道以及 CDFS 涵道的变循环发动机局部结构简图.

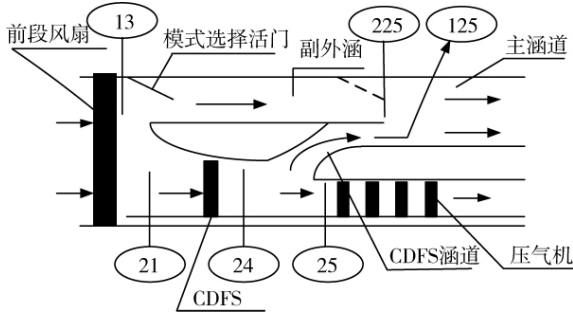


图 4 变循环发动机局部结构简图

Fig. 4 Simplified local structure of VCE

为了处理问题的方便,将模式选择活门由图 4 中副外涵进口(实线)移至副外涵出口(虚线),并假定移动前后,对应相同的模式选择活门位置(或面积),流经副外涵的空气流量不变,则有

1) 计算截面 125 处静压 p_{s125}

$$p_{s125} = f_1(T_{t125}, p_{t125}, W_{125}, A_{125}) \quad (4)$$

$$W_{125} = W_{21} - W_{25}$$

$$p_{t125} = p_{t24} \sigma_{cdfs}$$

$$T_{t125} = T_{t24} \quad (5)$$

式中 $W_{21} = f_2(n_{cdfs}, \pi_{cdfs}, \alpha_{cdfs})$ 为 CDFS 进口空气流量; $W_{25} = f_3(n_c, \pi_c, \alpha_c)$ 为压气机进口空气流量; α_{cdfs}, α_c 分别是 CDFS 和压气机进口导叶角度; A_{125} 为 CDFS 涵道出口面积; p_{t125}, T_{t125} 分别为 CDFS 涵道出口总压和总温; p_{t24}, T_{t24} 分别是 CDFS 出口总压和总温; σ_{cdfs} 为 CDFS 涵道总压恢复系数.

2) 副外涵进口空气流量 W_{13}

$$W_{13} = f_4(p_{t225}, T_{t225}, p_{s225}, A_{225}) \quad (6)$$

$$p_{t225} = p_{t13} \sigma_{bypass}$$

$$T_{t225} = T_{t13}$$

$$p_{s225} = p_{s125} \quad (7)$$

式中 p_{s225} 为截面 225 出口静压; p_{t13}, T_{t13} 分别为前段风扇叶尖出口总压和总温; p_{t225}, T_{t225} 分别为截面 225 的总压和总温; A_{225} 是副外涵出口面积

(即模式选择活门面积),是连续可调的; σ_{bypass} 为副外涵总压恢复系数,其将随着 A_{225} 的减小而减小.

2.3 初猜值及共同工作方程组选取

整机建模时选取以下 7 个初猜值:低压转子转速 n_l 、高压转子转速 n_h 、前段风扇增压比 π_f 、核心驱动风扇级增压比 π_{cdfs} 、压气机增压比 π_c 、高压涡轮落压比 π_{ht} 、低压涡轮落压比 π_{lt} , 对应 7 个共同工作方程:

1) 低压转子功率平衡方程

$$N_{lt} \eta_{ml} - N_f = 0 \quad (8)$$

式中 N_f 为前段风扇消耗功率, N_{lt} 为低压涡轮输出功率, η_{ml} 为低压转子轴机械效率.

2) 高压转子功率平衡方程

$$N_{ht} \eta_{mh} - N_{cdfs} - N_c - N_{ext} = 0 \quad (9)$$

式中 N_{cdfs} 为 CDFS 消耗功率, N_c 为压气机消耗功率, N_{ext} 为附件提取功率, N_{ht} 为高压涡轮输出功率, η_{mh} 为高压转子轴机械效率.

3) 高压涡轮进口截面流量平衡方程

$$W_{g41} - W_{a31} - W_f - W_{ht,coolngv} = 0 \quad (10)$$

式中 $W_{g41} = f_5(n_{ht,cor}, \pi_{ht})$ 为高压涡轮进口燃气流量, W_{a31} 为压气机出口截面空气流量, W_f 为主燃油流量, $W_{ht,coolngv}$ 为高压涡轮导向器冷气流量.

4) 低压涡轮进口截面流量平衡方程

$$W_{g45} - W_{g44} - W_{lt,coolngv} = 0 \quad (11)$$

式中 $W_{g45} = f_6(n_{lt,cor}, \pi_{lt}, \alpha_{lt})$ 为低压涡轮进口燃气流量, α_{lt} 为低压涡轮导向器叶片角度, W_{g44} 为高压涡轮出口燃气流量, $W_{lt,coolngv}$ 为低压涡轮导向器冷气流量.

5) 尾喷管进出口流量平衡

$$W_{g7} - W_{g9} = 0 \quad (12)$$

式中 $W_{g9} = f_7(p_{t7}, p_{s0}, A_8, T_{t7}, \sigma_{nz})$ 为按尾喷管喉道面积 A_8 计算出的燃气流量, W_{g7} 为尾喷管进口燃气流量.

6) 后混合室进口处内、外涵静压平衡

$$p_{s163} - p_{s63} = 0 \quad (13)$$

式中 $p_{s63} = f_8(T_{t63}, p_{t63}, W_{63}, A_{63})$ 为后混合室内涵进口静压, 本文假定在调节后 VABI 时, A_{63} 保持不变; $p_{s163} = f_9(T_{t163}, p_{t163}, W_{163}, A_{163})$ 为后混合室外涵进口静压, A_{163} 由后 VABI 控制.

7) 风扇出口流量平衡

$$W_2 - W_{21} - W_{13} = 0 \quad (14)$$

式中 $W_2 = f_{10}(n_{fcor}, \pi_f, \alpha_f)$ 为风扇进口空气流量, α_f 为风扇进口导流叶片角度, W_{13} 为按式(4)~式(7)计算出来的副外涵进口流量.

2.4 确定 VCE 设计点参数

以海平面静止大气条件下 ($H=0\text{ km}$, $Ma=0$) 起飞状态作为设计状态, 首先选定双涵模式下的 VCE 设计点参数, 如表 1 所示. 接着参考双涵模式设计点数据, 保持核心机状态基本不变, 对部件几何参数进行微调, 得到单涵模式下 VCE 设计状态数据, 如表 1 所示.

表 1 双外涵变循环发动机设计点参数
($H=0\text{ km}$, $Ma=0$)

Table 1 Design point data of double bypass variable cycle engine ($H=0\text{ km}$, $Ma=0$)

设计点参数	双涵	单涵
低压转速/%	100	98.5
高压转速/%	100	100
前段风扇增压比	3.50	3.81
前段风扇效率	0.84	0.85
CDFS 增压比	1.30	1.38
CDFS 效率	0.85	0.90
压气机增压比	6.0	6.09
压气机效率	0.86	0.86
前涵道比	0.15	0
总涵道比	0.30	0.084
涡轮前温度/K	1700	1800
空气流量/(kg/s)	49.5	47.3
推力/kN	41.00	45.7
单位推力 F_s /(kN/(kg/s))	0.83	0.966
耗油率 S_{fc} /(kg/(daN·h))	0.775	0.872
模式选择活门面积/ m^2	0.01833	0
后可调涵道引射器出口面积/ m^2	0.03039	0.01
尾喷管喉道面积/ m^2	0.0958	0.0780
低压涡轮导向器导叶安装角/ $^\circ$	0	10
风扇进口导流叶片角度/ $^\circ$	0	-10
CDFS 进口导流叶片角度/ $^\circ$	0	4
压气机进口导流叶片角度/ $^\circ$	0	10

3 仿真结果与分析

3.1 稳态仿真

为了分析双外涵变循环发动机 2 种典型工作模式下的性能特点, 选取飞行包线内 2 个典型的工作点: 亚声速巡航 $H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$; 超声速巡航 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.6$, 基于已建立的 VCE 整机部件级模型, 分别执行双涵及单涵 2 种工作模式下的 VCE 稳态性能仿真, 结果如表 2 所示. 为便于性能分析及对比, 对应相同的包线内稳态工作点, 亚声速巡航时保持推力基本不变, 超声速巡航时保持低压转速基本不变.

从表 2 可见, 当飞机处于亚声速巡航时, 同等推力条件下, VCE 双涵模式单位耗油率优于单涵模式, 降幅达 11.7%, 这有利于增加飞行的航程及空中待机时间; 此外, 在双涵模式下, 风扇、CDFS 以及压气机有较大的喘振裕度, 且涡轮前温度略低, 这对于发动机稳定工作及延长使用寿命是有利的.

在超声速巡航工作点, 在相同的低压转速条件下, 单涵模式下 VCE 单位推力较双涵模式高 48.5%, 总推力提高 17.6%, 但单位油耗也增加了 16.4%; 单涵模式下高的单位推力得益于较小的涵道比(0.17)和高的涡轮前温度(1800 K); 与双涵模式相比, 单涵模式下风扇及 CDFS 的喘振裕度明显下降.

从仿真结果综合来看, 亚声速巡航飞行时, VCE 宜采用双涵模式, 超声速飞行时, VCE 宜采用单涵模式.

为了验证所建立的变循环发动机模式选择活门及副外涵模型的正确性, 在 $H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$, 且发动机处于双涵工作模式时, 改变模式选择活门面积, 而低压转子转速及其他可调部件几何参数保持不变, 开展多点稳态仿真计算, 研究模

表 2 发动机 2 种典型工作模式的性能参数比较

Table 2 Comparison of performance parameters in two typical operation modes

飞行 工况	工作 模式	发动机主要性能参数									
		n_1 / (r/min)	n_h / (r/min)	F_n / kN	T_{t4} /K	F_s /(kN/ (kg/s))	S_{fc} /(kg/ (daN·h))	B_{pr}	$S_{mf}/\%$	$S_{medfc}/\%$	$S_{mc}/\%$
亚声速	单涵	12839	21902	11.48	1512	0.680	0.950	0.12	12	9	27
	双涵	13522	22326	11.48	1501	0.597	0.883	0.38	32	15	29
超声速	双涵	11995	22985	13.57	1548	0.412	1.076	0.43	28	30	60
	单涵	11995	23387	18.61	1800	0.612	1.253	0.17	10	10	20

式选择活门面积改变对前段风扇喘振裕度和前、后涵道比的影响,仿真结果如图 5、图 6 所示。

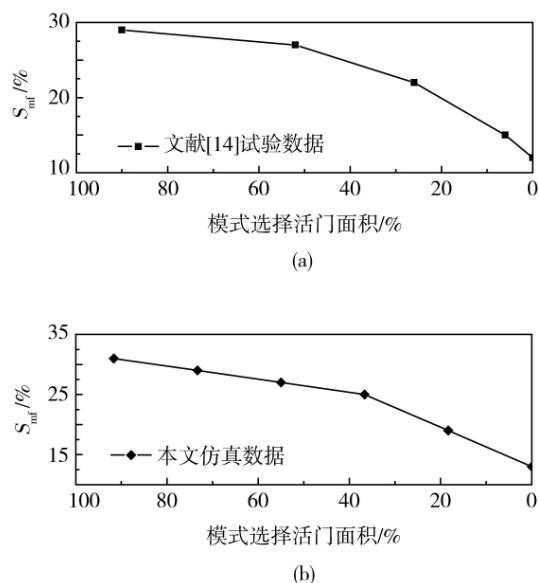


图 5 模式选择活门面积对前段风扇喘振裕度影响

Fig. 5 Effect of mode selector valve area on the surge margin of front fan block

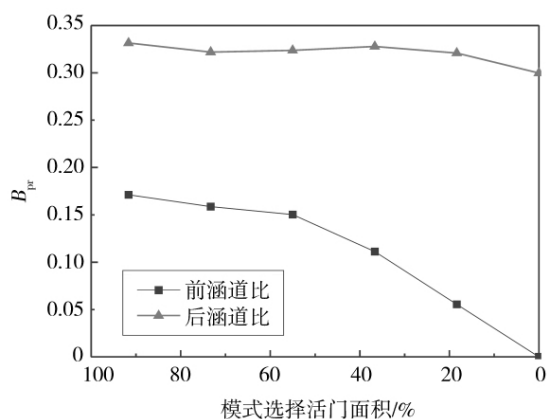


图 6 模式选择活门面积变化对涵道比影响

Fig. 6 Effect of mode selector valve on bypass ratios

由图 5(b)可知:当模式选择活门由全开过渡到全闭时,前段风扇喘振裕度从 30% 下降到 13%,仿真结果与文献[14]所给出试验结果(图 5(a))趋势基本一致。分析风扇喘振裕度下降的原因:当模式选择活门关小时,风扇流量将减小,单位质量流量的空气加功量增加,从而使风扇特性线上的工作点向着流量减小、压比增大的方向移动,风扇喘振裕度显著下降。

由图 6 可知:模式选择活门面积减小对前涵道比影响很大,对后涵道比的影响相对较小,这是

因为模式选择活门关小主动改变了副外涵的空气流通能力,迫使更多气流进入核心机,随着模式选择活门面积的逐渐关小直至完全关闭,VCE 前涵道比由 0.16 逐渐下降至 0。

综上所述,本文所建立的模式选择活门及副外涵模型能够正确模拟模式选择活门开闭前后部件流道及性能参数的渐变过程,这为 VCE 模式切换过渡态仿真奠定了基础。

3.2 过渡态仿真

为了验证所建立的双外涵变循环发动机过渡态模型的正确性,在 $H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$,执行发动机从双涵模式切换至单涵模式的动态仿真,为了防止发动机在切换过程中超转,选取 $\bar{n}_{l,cor}=95\%$ 作为切换点;切换过程中,开环调节发动机可调部件几何参数,以利于减小涵道比,同时防止压缩部件进喘;在整个切换过程中,采用增量型比例积分(PD)控制算法调节主燃油流量,维持低压转子相对换算转速不变。

在制定 VCE 模式切换开环调节方案时,需合理安排几何部件调节顺序,且模式选择活门与后涵道引射器应同步调节,经过几轮试选,本文最终选取的 VCE 模式切换开环调节方案如图 7 所示,具体为:

1) $t=0\text{ s}$,开始调节 $\alpha_f, \alpha_{cdfs}, \alpha_c$ 及 α_{lt} , $t=2\text{ s}$ 调节结束时, $\alpha_f=-10^\circ, \alpha_{cdfs}=4^\circ, \alpha_c=10^\circ, \alpha_{lt}=10^\circ$ 。

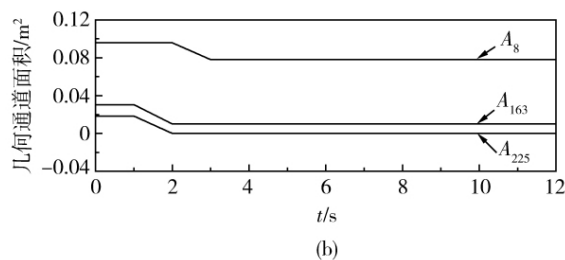
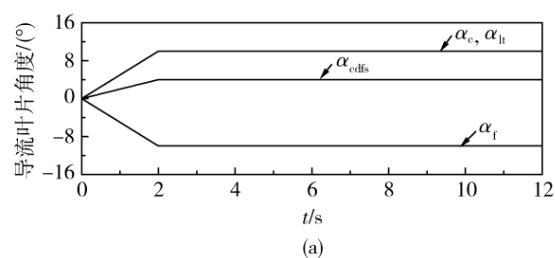


图 7 双涵到单涵模式切换方案

($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$)

Fig. 7 VCE adjustment scheme from double bypass mode to single bypass mode

($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$)

2) $t=1\text{ s}$, 开始调节 A_{163} 和 A_{225} , $t=2\text{ s}$ 调节结束; 后可调涵道引射器出口面积 A_{163} 从 0.03039 m^2 减小至 0.01 m^2 , 模式选择活门面积从 0.01833 m^2 关小至 0.

3) $t=2\text{ s}$, 开始调节 A_8 , $t=3\text{ s}$ 调节结束, 尾喷管喉道面积 A_8 从 0.0958 m^2 减小到 0.078 m^2 , 出口面积 A_9 按设计点的 A_9/A_8 面积比同步减小.

VCE 模式切换过渡态仿真结果如图 8 所示, 从图中可见, VCE 在该方案下可以从双涵模式平稳切换到单涵模式, 在切换过程中没有出现超转、超温或进喘现象, 转换前后发动机整机推力增加 12.6%, 单位推力增加 20.2%, 这有利于飞机从亚声速状态加速到超声速状态; 相应地发动机耗

油率上升了 15.3%, 涡轮前温度上升了 100 K; 模式切换结束后, 前段风扇、CDFs、压气机喘振裕度出现了较大的下降, 但仍处在安全范围以内.

低压转速、涡轮前温度在 $t=2\text{ s}$ 出现 1 个拐点, 这是因为过了该点之后, 低压转子转速将出现超调, 系统主控制回路增量型 PI 控制器的输出为负, 发动机主燃油量减小, 从而涡轮前温度减小; 发动机整机推力在 $t=2\text{ s}$ 处出现拐点的原因是此时风扇导叶角 α_f 刚调节到位, 风扇进口流量大幅下降, 而由图中可见发动机单位推力几乎不变, 故整机推力显著下降. 在整个切换过程中, 低压转子转速最大下垂量不超过 1%, 高压转速波动量小于 1.2%, 满足预期的方案设计要求.

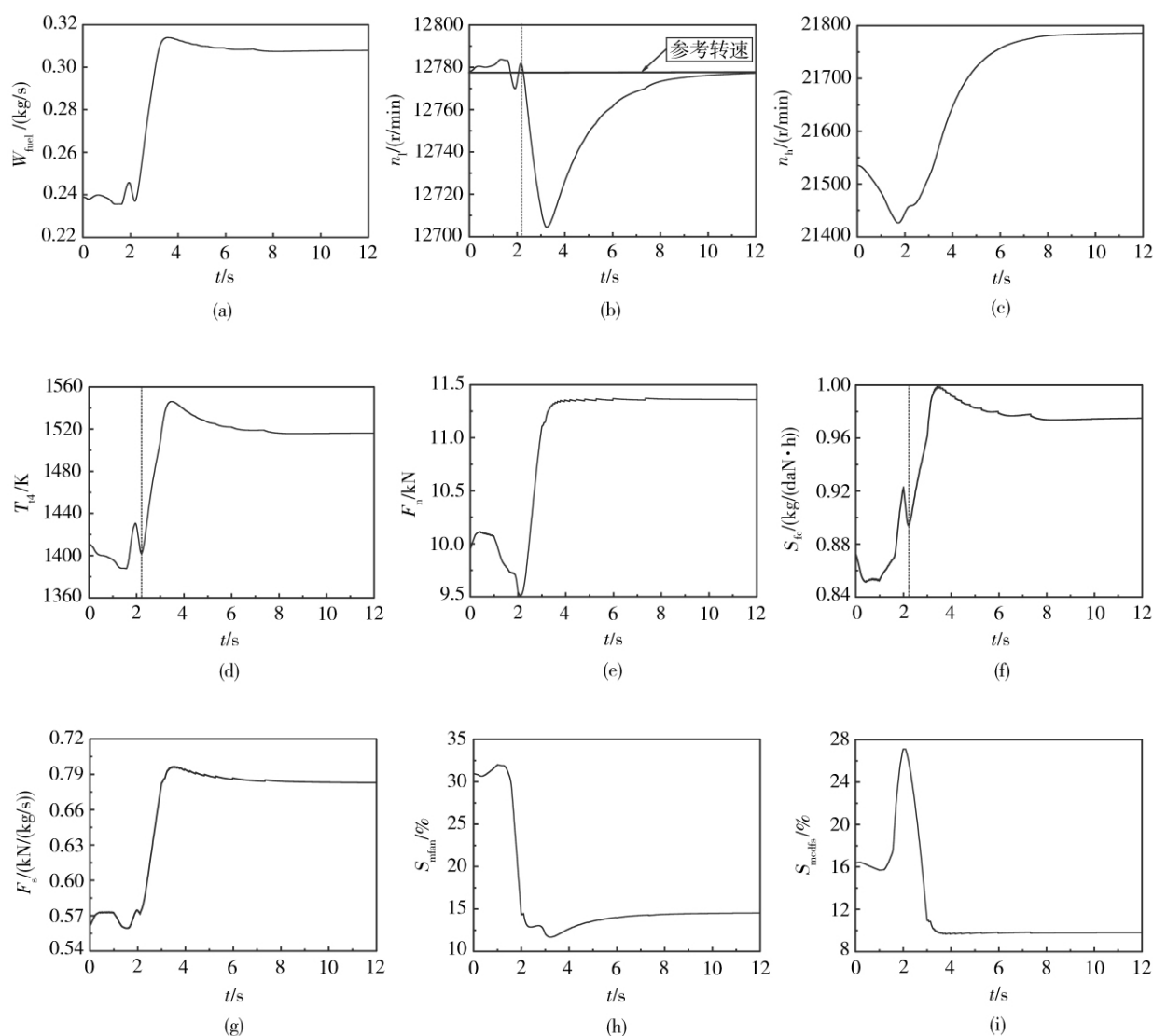


图 8 模式转换过程中发动机性能参数变化 ($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$)

Fig. 8 Engine performance parameters change in mode transition ($H=11\text{ km}$, $Ma=0.8$)

4 结 论

通过本文的 VCE 建模及仿真研究,得出结论如下:

1) 基于部件流量、压比、效率影响系数构建的压气机、涡轮等部件的变几何特性,基本能够满足变循环发动机部件级建模的需求;仿真结果表明:基于该组变几何特性所建立的发动机稳态、过渡态仿真模型能够定性地仿真出地面及空中典型工作点处变循环发动机单涵及双涵模式的性能特点。

2) 本文所建立的模式选择活门、副外涵简化模型能够计算出模式选择活门全开、全闭以及模式切换过渡过程中流经发动机副外涵的空气流量,基于该模型实现了 VCE 从双涵模式向单涵模式的切换过渡态仿真,从仿真结果来看:所制定的初步的 VCE 模式切换开环调节方案能够保证模式切换过程中,发动机不超温、不超转、不进喘,且切换前后发动机低压转速、空气流量基本保持不变,切换全过程中高、低压转子转速波动量小于 1.2%。

下一步的工作是基于现有的模型进一步研究在全飞行包线范围内变循环发动机的性能特点,对包线进行区域划分,并针对不同的区域制定最佳的变几何部件调节方案,充分发挥变循环发动机的性能潜力。

参考文献:

- [1] Laurence K, Loftin Jr. Toward a second generation supersonic transport[J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(1): 3-9.
- [2] Czysz P, Glaser F C, LaFavor S A. Potential payoffs of variable geometry engines in fighter aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(6): 342-349.
- [3] Willis E A, Welliver A D. Variable cycle engines for supersonic cruising aircraft[R]. Palo Alto, California: AIAA/SAE 12th Joint Propulsion Conference, 1981.
- [4] 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)
- [5] 王洪东. 双外涵变循环发动机性能模型研究及性能分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996.
- WANG Hongdong. Investigation of performance model and performance analysis for double-bypass variable cycle engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996. (in Chinese)
- [6] 张荣. 变循环发动机建模技术及仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- ZHANG Rong. The research on modeling technology and simulation of variable cycle engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [7] 刘洪波, 王荣桥. 变循环发动机总体结构和模式转换机构研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(3): 1-5.
- LIU Hongbo, WANG Rongqiao. Investigation of general structure and mode transition mechanism of variable cycle engine[J]. Aeroengine, 2008, 34(3): 1-5. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] Kurzke J. Gasturb 10 technical reference [M]. Dachau, Germany: Gasturb Company, 2004.
- [10] Howell A R, Calvert W J. A new stage stacking technique for axial-flow compressor performance prediction [R]. ASME 78-GT-139, 1979.
- [11] Ainley D G, Mathieson G C R. A method of performance estimation for axial-flow turbines[R]. London, UK: Her Majesty's Stationery, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, No. 2974, 1959.
- [12] Sirinoglou A. Implementation of variable geometry for gas turbomachinery improvement [D]. Cranfield, Bedfordshire, UK: Cranfield Institute of Technology, 1992.
- [13] Muir D E, Saravanamuttoo H I H, Marshall D J. Health monitoring of variable geometry gas turbines for the Canadian navy[R]. ASME Paper 88-GT-77, 1988.
- [14] French M W, Allen G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA-81-1594, 1981.