

变循环发动机建模方法研究及验证

王 元¹, 张平平², 李秋红¹, 黄向华¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412000)

摘 要: 研究了变循环发动机(VCE)关键部件建模技术. 采用叶尖叶根分段建模技术建立了两段风扇的数学模型,使之更适用于 VCE. 基于流场分析,建立了活门开度、外涵道进口总压、动压与外涵道总压恢复系数之间的智能映射,完善了外涵道模型,建立了 VCE 部件共同工作方程,获得了 VCE 部件级数学模型. 基于欧洲空间与推进系统仿真数据库进行设计点计算,并开展了仿真验证. 仿真结果表明:建立的数学模型表现出的工作性能与实际发动机实验结果一致,在低马赫数下双外涵道模式推力更大、耗油率更低;相反在高马赫数下单外涵道模式推力及耗油率优于双外涵模式,验证了所采用建模方法的有效性.

关键词: 变循环发动机; 部件级模型; 外涵道; 核心机驱动风扇级; 建模
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Research and validation of variable cycle engine modeling method

WANG Yuan¹, ZHANG Ping-ping², LI Qiu-hong¹, HUANG Xiang-hua¹

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412000, China)

Abstract: The key components modeling techniques of variable cycle engine (VCE) were studied. Two fans of VCE were divided into tip and hup sections during modeling process to suit the characteristic of VCE. The relationship between the valve opening, the bypass inlet total pressure, the dynamic pressure and total pressure recovery coefficient of bypass was got based on flow field analysis, and modeled by intelligent network. The co-working equations between components of VCE were set up. Then the component-level model of VCE was got. The bypass model was improved. The design point calculations were completed based on the European Space and Propulsion System Simulation Database, and simulations were carried out. The results of simulations indicate that the mathematical model exhibits the same performance as the actual engine experiment. At low Mach number, the double bypass mode achieves higher thrust and lower specific fuel consumption, and at high Mach number, the single bypass mode shows higher thrust and lower specific fuel consumption. So the modeling method of VCE proposed is feasible.

Key words: variable cycle engine; component-level model; bypass;
core drive fan stage; modeling

收稿日期:2013-07-15

基金项目:航空科学基金(20110652003);江苏省优势学科;国家自然科学基金(61104067);
江苏省研究生培养创新工程(KYLX0302);中央高校基本科研业务费专项基金

作者简介:王元(1988-),男,江苏泰州人,博士生,主要从事航空发动机建模与控制律研究.

研究变循环发动机(VCE)的一个重要原因是来自战斗机的需求. VCE能够在超声速状态下提供足够的单位推力,在亚声速状态下降低耗油率,是应用于第4代多用途战斗机的理想动力装置. VCE通过调节可变几何部件的状态,改变VCE的循环参数,如流量、涵道比、增压比、涡轮前温度等,使VCE在不同飞行条件下均具有较高的性能^[1].

双外涵道VCE直接影响涵道比的状态可调活门有3个^[2]:模式选择活门(MSV),用来确定VCE以单外涵道或双外涵道模式工作;前可调面积涵道引射器(FVABI),用来改变通过主外涵道的气流流量;后可调面积涵道引射器(RVABI),用来改变外涵道气流马赫数,以保持外涵道气流与核心机出口气流掺混时的静压平衡. 这3个状态可调活门通过各自状态的变化完成内外涵道气流的重新分配,实现双外涵道VCE在不同飞行状态下的大涵道比变化,是影响VCE气动热力循环参数的重要部件.

对于VCE的仿真研究,国外早已经开展^[3-5],但对建模的描述较少,缺少VCE关键部件的建模方法介绍,如文献^[3]描述了革命性涡轮加速器(RTA)VCE的仿真,其在欧洲空间和推进系统仿真数据库(ESPSS)的基础上,开展模型建立及仿真研究工作,但没有给出具体的建模过程及部件间共同工作的考虑. 而国内在VCE建模的研究还刚刚起步^[6-8]:文献^[6-7]在涡扇发动机数学模型基础^[9]上添加了核心机驱动风扇级模型,但缺少外涵道模型,只能用于稳态设计点计算;文献^[8]中前段风扇采用了叶尖叶根分段建模方法,并通过部件平移法建立外涵道气流掺混模型,但模

型中不含FVABI,且不同截面处面积不等,静压也不相同,因而对外涵道模型描述不准确.

为此,本文对风扇、外涵道(包括MSV, FVABI和RVABI)进行气动热力学建模,并根据VCE内外涵道气流分配建立部件共同工作方程. 在分析过程中忽略部件燃烧滞后及热惯性的影响,并将气体在VCE中的流动按一元流动处理,建立了VCE模型,并与文献^[4]中基于ESPSS的软件EcosimPro的VCE仿真数据及美国NASA报告中给出的实验数据^[10]进行对比,验证了建模方法的有效性.

1 风扇模型

VCE结构如图1所示,其风扇由前段风扇级和后段核心机驱动风扇级(CDFS)两部分组成. 由于两段风扇出口处都有可变面积涵道,因此对两段风扇级均采用叶尖叶根分段建模技术. 本文以CDFS为例介绍建模方法.

当FVABI完全打开时,CDFS叶尖气流完全进入FVABI涵道,叶根气流进入压气机进口;当FVABI完全关闭时,CDFS叶尖气流与叶根气流掺混后完全进入压气机进口. 假设已知CDFS进口气流流量 \dot{m}_{cd} 、叶根特性曲线 $\pi_{cdh}(n_{cdr}, \dot{m}_{cdhr})$ 、叶尖特性曲线 $\pi_{cdt}(n_{cdr}, \dot{m}_{cdtr})$ 、相对物理转速 n_{cdr} 、进口总温 T_{23} 、进口总压 p_{23} 、叶根与叶尖气流流量之比 X_{cd} 等,则CDFS相对换算转速 n_{cdr} 、叶根气流流量 \dot{m}_{cdh} 、叶根换算流量 \dot{m}_{cdhr} 、叶尖气流流量 \dot{m}_{cdt} 、叶尖换算流量 \dot{m}_{cdtr} 可由下列公式求出.

$$n_{cdr} = (n_{cd}/\sqrt{T_{23}})/ (100/\sqrt{T_{23d}}) \quad (1)$$

$$\dot{m}_{cdh} = \dot{m}_{cd} \cdot X_{cd}/(1 + X_{cd}) \quad (2)$$

$$\dot{m}_{cdhr} = \dot{m}_{cdh} \cdot \sqrt{T_{23}}/p_{23} \quad (3)$$

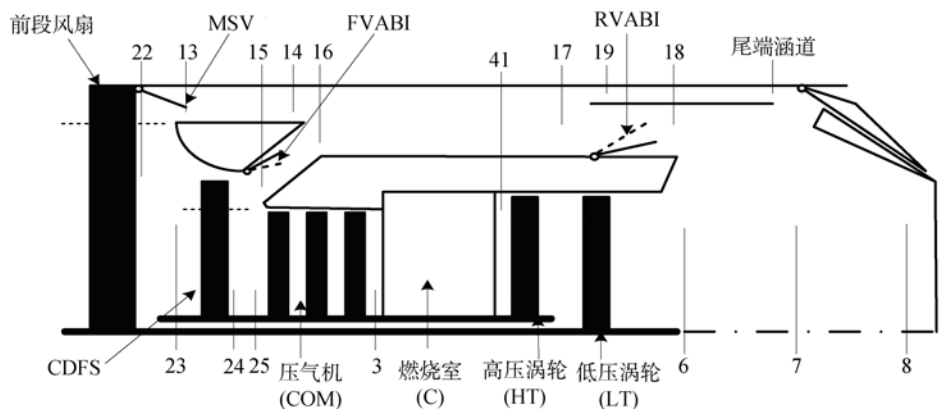


图1 VCE结构示意图

Fig. 1 Configuration of VCE

$$\dot{m}_{cdt} = \dot{m}_{cd} / (1 + X_{cd}) \quad (4)$$

$$\dot{m}_{cdtr} = \dot{m}_{cdt} \cdot \sqrt{T_{23}} / p_{23} \quad (5)$$

其中 X_{cd} 代表在 MSV 不同开度下实际进口面积 A_{msv} 与最大开度面积 A_{13} 之比, 而 T_{23d} 为设计点处 CDFS 进口总温。

由 \dot{m}_{cdhr} 和 n_{cdr} 通过三维插值可以从 CDFS 叶根特性曲线上得到叶根气流压比 π_{cdh} 和效率 η_{cdh} , 同理可得 CDFS 叶尖气流压比 π_{cdt} 和效率 η_{cdt} . 由 T_{23} 得到比热比 γ_{23} 和比定压热容 c_{p23} , 则 CDFS 叶根出口气流总压 p_{24h} 、总温 T_{24h} 及消耗功率 P_{cdh} 可由下列公式求出。

$$p_{24h} = p_{23} \cdot \pi_{cdh} \quad (6)$$

$$T_{24h} = T_{23} \cdot [1 + (\pi_{cdh}^{\gamma_{23}-1} / \gamma_{23} - 1) / \eta_{cdh}] \quad (7)$$

$$P_{cdh} = c_{p23} \cdot \dot{m}_{cdh} (T_{24h} - T_{23}) \quad (8)$$

同理可得 CDFS 叶尖出口气流总压 p_{24t} 、静压 p_{s24t} 、总温 T_{24t} 及消耗功率 P_{cdt} 。

2 变循环发动机外涵道模型

传统的涡扇发动机外涵道不含可调几何部件, 建模过程中通常采用常值总压恢复系数, 描述外涵道进出口间总压的变化。对于 VCE, 可变几何部件的存在使其外涵道总压恢复系数存在多种变化情况, 采用常值总压恢复系数的建模方法会存在较大的误差, 为此本文通过二维流场计算, 结合智能映射技术^[11], 对外涵道总压恢复系数进行计算, 进而完成外涵道建模。

VCE 外涵道由 MSV 涵道、FVABI 涵道、固定外涵道、RVABI 涵道及尾端涵道组成, 如图 1 所示。图中截面 13~截面 14 为 MSV 涵道; 截面 15~截面 16 为 FVABI 涵道; 截面 16~截面 17 为固定外涵; 截面 17~截面 18 为 RVABI 涵道。外涵道气流由 MSV 涵道与 FVABI 涵道流入并掺混, 掺混后的气流一部分通过 RVABI 涵道与低压涡轮出口气流掺混, 一部分通过尾端涵道排向大气。

2.1 MSV 涵道

MSV 涵道进口处于前段风扇之后, 其基于 GasTurb 软件简化结构图如图 2 所示。当 VCE 处于双外涵道模式时, MSV 完全打开, $\alpha_{msv} = 0^\circ$, 风扇叶尖气流全部进入 MSV 涵道; 当 VCE 处于单外涵道模式时, MSV 完全关闭, $\alpha_{msv} = 45^\circ$, 没有气流流入。

假设已知前段风扇叶尖气流流量 \dot{m}_{ft} 、总压

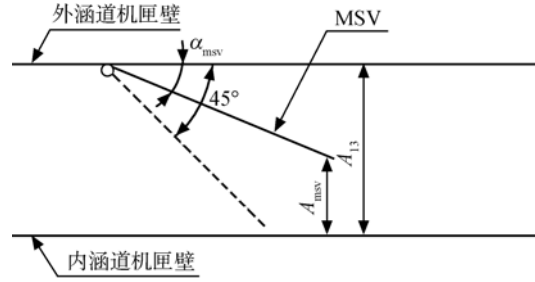


图 2 MSV 涵道结构示意图

Fig. 2 Configuration of MSV duct

p_{13} 、总温 T_{13} 、截面 13 面积 A_{13} 、MSV 实际开口面积 A_{msv} 、MSV 全开时涵道的总压恢复系数 σ_{14} 等, 由于忽略燃烧滞后及热惯性的影响, MSV 涵道出口气流总温不变, 则 MSV 涵道气流流量 \dot{m}_{13} 、出口总压 p_{14} 由下列公式求出。

$$\dot{m}_{13} = \dot{m}_{ft} \cdot (A_{msv} / A_{13}) \quad (9)$$

$$p_{14} = \sigma_{14} \cdot \sigma_{msv} \cdot p_{13} \quad (10)$$

其中 σ_{msv} 是与 MSV 开度 α_{msv} 相关的总压损失系数, 反映了 VCE 与传统涡扇发动机之间的差异。

本文利用作图软件 Gambit 建立了不同 MSV 开度下的 MSV 涵道二维流场图, 并运用流体力学计算软件 Fluent 计算不同边界条件下 MSV 涵道进出口总压之比, 即为 σ_{msv} 。为符合建模假设, 尽可能消除 Fluent 计算出口截面总压分布不均匀造成的影响, 适当加长 MSV 后涵道长度, 以便获得均匀的出口总压分布。

以 $\alpha_{msv} = 15^\circ$ 为例, 在 Fluent 中给定进口截面总压 $p_i = 320$ kPa, 静压 $p_{si} = 300$ kPa, 总温 $T_i = 427.8$ K; 出口截面静压 $p_{so} = 300$ kPa, 总温 $T_o = 427.8$ K。连续方程收敛因子为 10^{-3} , 能量方程收敛因子为 10^{-6} , 由此得到的二维流场总压分布如图 3 所示。此时出口截面总压平均值 $p_o = 309$ kPa, 总压损失系数 $\sigma_{msv} = p_o / p_i = 0.9655$ 。

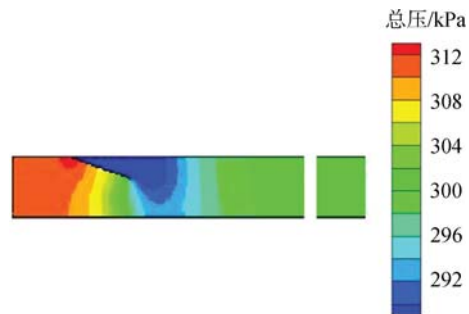


图 3 总压分布示意图

Fig. 3 Sketch of total pressure distribution

通过对比计算发现,在 VCE 正常工况内,总压损失系数 σ_{msv} 只与 MSV 开度 α_{msv} 、进口截面总压 p_i 和静压 p_{si} 有关,其他边界条件对 σ_{msv} 的影响可以忽略不计.图 4 为 $\alpha_{msv}=15^\circ$ 时, σ_{msv} 与 p_i 及动压 $p_{di}=p_i-p_{si}$ 的关系图;图 5 为 $p_i=320$ kPa 时, σ_{msv} 与 α_{msv} 及 p_{di} 的关系图.

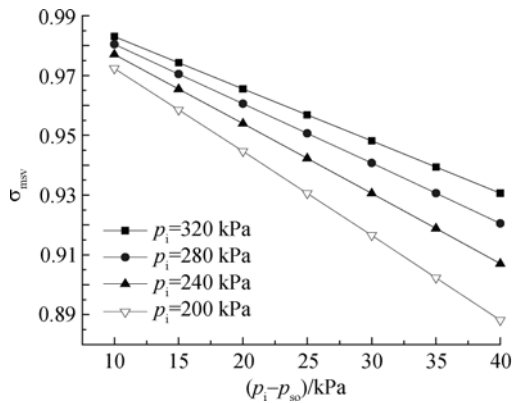


图 4 σ_{msv} 与 p_i 及 p_{di} 的关系图 ($\alpha_{msv}=15^\circ$)
Fig. 4 Sketch of σ_{msv} , p_i and p_{di} ($\alpha_{msv}=15^\circ$)

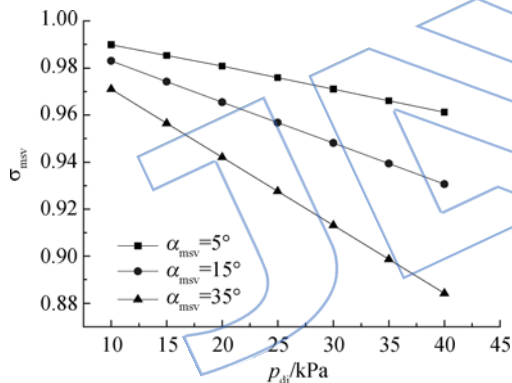


图 5 σ_{msv} 与 α_{msv} 及 p_{di} 的关系图 ($p_i=320$ kPa)
Fig. 5 Sketch of σ_{msv} , α_{msv} and p_{di} ($p_i=320$ kPa)

根据流场计算结果,以 α_{msv} , p_i 及 p_{si} 为输入, σ_{msv} 为输出,对其函数关系进行智能映射.在每个升度下分别选取 9 组 p_i 及 p_{si} ,以 $\alpha_{msv}=5 \times i$ ($i=1,2,\dots,8$) 8 个升度的数据为训练样本,以 $\alpha_{msv}=5 \times i + 2.5$ ($i=1,2,\dots,8$) 8 个升度数据为测试样本.由于样本数量较少,采用在小样本情况下也具有较好泛化能力的支持向量回归机(SVR)进行训练及测试,训练误差如图 6 所示,测试误差如图 7 所示,其中测试精度达到了 1.5×10^{-3} ,满足精度要求.

因此, σ_{msv} 可由式(11)得到,其中 $f(\cdot)$ 为支持向量回归机函数.

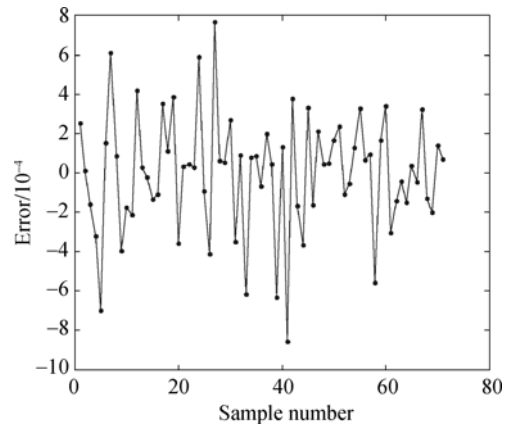


图 6 支持向量回归机训练误差
Fig. 6 Training error of SVR

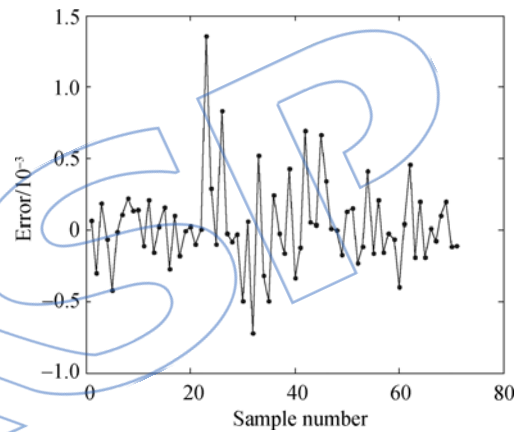


图 7 支持向量回归机测试误差
Fig. 7 Test error of SVR

$$\sigma_{msv} = f(\alpha_{msv}, p_{241t}, p_{s241t}) \quad (11)$$

2.2 FVABI 涵道

FVABI 涵道进口处于 CDFS 之后,当 FVA-BI 完全打开时, $\alpha_{fvabi}=0^\circ$, CDFS 叶尖气流全部进入 FVABI 涵道;当关小 FVABI 时,只有部分 CDFS 叶尖气流进入涵道,剩余气流进入压气机进口.

假设已知 CDFS 叶尖流量 \dot{m}_{cdt} ,总压 p_{15} ,总温 T_{15} ,截面 15 面积 A_{15} ,FVABI 实际开口面积 A_{fvabi} ,FVABI 全开时涵道的总压恢复系数 σ_{16} 等, FVABI 涵道出口气流总温不变,则气流流量 \dot{m}_{15} 、出口总压 p_{16} 由下列公式求出.

$$\dot{m}_{15} = \dot{m}_{cdt} \cdot (A_{fvabi}/A_{15}) \quad (12)$$

$$p_{16} = \sigma_{15} \cdot \sigma_{fvabi} \cdot p_{15} \quad (13)$$

其中 X_{fvabi} 代表在 FVABI 不同开度下实际进口面积 A_{fvabi} 与最大面积 A_{15} 之比,而 σ_{fvabi} 表征 FVABI 造成的涵道内总压损失系数,求取方法与 σ_{msv} 相同.

2.3 RVABI 涵道

截面 17 气流流量 \dot{m}_{17} 、总温 T_{17} 、总压 p_{17} 可由下列公式求出。

$$\dot{m}_{17} = \dot{m}_{13} + \dot{m}_{15} \quad (14)$$

$$T_{17} =$$

$$(c_{p14} \cdot \dot{m}_{13} \cdot T_{13} + c_{p16} \cdot \dot{m}_{15} \cdot T_{15}) / c_{p17} \cdot \dot{m}_{17} \quad (15)$$

$$p_{17} =$$

$$\sigma_{17} \cdot [p_{16} + (\dot{m}_{13} / \dot{m}_{15}) \cdot p_{14}] / [1 + (\dot{m}_{13} / \dot{m}_{15})] \quad (16)$$

其中 c_{p14} 、 c_{p16} 和 c_{p17} 为各截面气流的比定压热容； σ_{17} 为截面 17 总压恢复系数。

RVABI 涵道气流总温为 T_{17} ，进口总压为 p_{17} ，截面 19 面积 A_{19} ，RVABI 实际开口面积 A_{rvabi} ，则气流流量 \dot{m}_{18} 、出口总压 p_{18} 、静压 p_{s18} 可由下列公式求出。

$$\dot{m}_{18} = \dot{m}_{17} \cdot A_{rvabi} / (A_{rvabi} + A_{19}) \quad (17)$$

$$p_{18} = \sigma_{18} \cdot \sigma_{rvabi} \cdot p_{17} \quad (18)$$

$$p_{s18} = p_{18} \cdot \left[1 - \frac{\gamma_{18} - 1}{\gamma_{18} + 1} \cdot \lambda_{18}^2 \right]^{\frac{\gamma_{18}}{\gamma_{18} - 1}} \quad (19)$$

其中 γ 为比热比； λ 为速度系数； σ_{18} 为 RVABI 涵道总压恢复系数； σ_{rvabi} 表征 RVABI 造成的涵道内总压损失系数，求取方法与 σ_{msv} 相同。

3 VCE 部件共同工作方程

传统的涡扇发动机在部件共同工作分析中^[12]，通常考虑 4 个转动部件、1 个可调几何部件及内外涵道的共同工作，稳态一般选用 6 个共同工作方程。相比于传统双轴涡扇发动机，VCE 不仅增加了 1 个转动部件 (CDFs)，而且为了适应 VCE 对气流分配的需求，将前后两段风扇分为了叶尖以及叶根两部分进行建模，因此本文对其稳态选择了 9 个共同工作方程。3 个可变活门的状态变化还使得内外涵道气流分配更为复杂，直接影响部件间的共同工作。根据 VCE 的工作特点，选定共同工作方程对应的 9 个猜值如下。

3.1 猜值选取

在设计点处，已知飞行条件、主燃油流量、尾喷口面积，选取 VCE 稳态共同工作方程的 9 个猜值为： n_l 为低压转子相对转速； n_h 为高压转子相对转速； \dot{m}_{fan} 为风扇进口气流流量； X_{fan} 为风扇叶根与叶尖气流流量之比； \dot{m}_{cd} 为 CDFS 进口气流流量； X_{cd} 为 CDFS 叶根与叶尖气流流量之比； π_{com} 为

压气机增压比； π_{ht} 为高压涡轮落压比； π_l 为低压涡轮落压比。

在动态模型中，除去 n'_l 、 n'_h 外的其他 7 个猜值即为 VCE 动态共同工作方程猜值， n'_l 、 n'_h 则通过转子动力学计算获得。

3.2 稳态共同工作方程

根据 VCE 工作过程中需满足的流量连续、压力平衡及功率平衡条件进行分析，选择如下 9 个稳态共同工作方程。

1) 风扇叶根与叶尖出口压力平衡方程

$$(p_{s22h} - p_{s22t}) / p_{s22t} = \epsilon_1 \quad (20)$$

其中 p_{s22h} 与 p_{s22t} 分别代表风扇叶根与叶尖出口 22 截面气流静压； ϵ_1 为方程残差。

2) CDFS 进口流量连续方程

$$(\dot{m}_{fh} + \dot{m}_{ft} - \dot{m}_{13} - \dot{m}_{cd}) / \dot{m}_{cd} = \epsilon_2 \quad (21)$$

其中 \dot{m}_{fh} 与 \dot{m}_{ft} 分别代表前段叶根与叶尖气流流量。

3) 压气机进口流量连续方程

$$(\dot{m}_{cdh} + \dot{m}_{cdt} - \dot{m}_{15} - \dot{m}_{com}) / \dot{m}_{com} = \epsilon_3 \quad (22)$$

4) 高压涡轮进口流量连续方程

$$(\dot{m}_{41rc} - \dot{m}_{41r}) / \dot{m}_{41r} = \epsilon_4 \quad (23)$$

其中 \dot{m}_{41rc} 代表由高压涡轮特性曲线 $\pi_{41}(n_{ht}, \dot{m}_{41rc})$ 计算出的高压涡轮进口换算流量； n_{ht} 代表高压涡轮换算转速； \dot{m}_{41r} 代表从高压涡轮导向器进入高压涡轮转子的实际换算流量。

5) 低压涡轮进口流量连续方程

$$(\dot{m}_{45rc} - \dot{m}_{45r}) / \dot{m}_{45r} = \epsilon_5 \quad (24)$$

其中 \dot{m}_{45rc} 代表由低压涡轮特性曲线 $\pi_{45}(n_{lr}, \dot{m}_{45rc})$ 计算出的低压涡轮进口换算流量； n_{lr} 代表低压涡轮换算转速； \dot{m}_{45r} 代表从低压涡轮导向器进入低压涡轮转子的换算流量。

6) 低压涡轮出口与 RVABI 涵道出口静压平衡方程

$$(p_{s18} - p_{s6}) / p_{s6} = \epsilon_6 \quad (25)$$

其中 p_{s18} 代表 RVABI 涵道出口静压， p_{s6} 代表低压涡轮出口静压。

7) 尾喷管喉道总压平衡方程

$$(p_{c8} - p_8) / p_8 = \epsilon_7 \quad (26)$$

其中 p_{c8} 代表由加力燃烧室出口气流总压； p_8 代表喷口背压。

8) CDFS、压气机与高压涡轮功率平衡方程

$$(P_{ex} + P_{cdh} + P_{cdt} + P_{com} - P_{ht} \cdot \eta_{ht}) / (P_{ht} \cdot \eta_{ht}) = \epsilon_8 \quad (27)$$

其中 P_{ht} 代表高压涡轮功率； η_{ht} 代表高压涡轮效率； P_{ex} 代表高压涡轮抽功量； P_{com} 代表压气机消

耗功率.

9) 低压涡轮与风扇功率平衡方程

$$(P_{fh} + P_{ft} - P_{lt} \cdot \eta_{lt}) / (P_{lt} \cdot \eta_{lt}) = \epsilon_{l1} \quad (28)$$

其中 P_{lt} 代表低压涡轮功率; η_{lt} 代表低压涡轮效率.

因此稳态共同工作方程由式(20)~式(28)9个平衡方程构成,稳态模型计算流程如图8所示.

3.3 动态共同工作方程

在动态工作过程中 VCE 偏差功率产生角加速度,角加速度的大小由下列转子动力学计算公式得出.

$$\frac{dN_1}{dt} = \frac{(P_{lt} \cdot \eta_{lt} - P_{fh} - P_{ft})}{\left[N_1 \cdot J_1 \cdot \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right]} \quad (29)$$

$$\frac{dN_2}{dt} = \frac{P_{ht} \cdot \eta_{ht} - P_{ex} - P_{cdh} - P_{cdt} - P_{com}}{N_2 \cdot J_2 \cdot \left(\frac{\pi}{30} \right)^2} \quad (30)$$

其中 J_1 和 J_2 分别代表低压轴和高压轴的转动惯量.同时各截面的流量连续和压力平衡仍然满足,因此动态共同工作方程由式(20)~式(26)共7个平衡方程及式(29)和式(30)两个转子动力学方程构成.

4 VCE 模型仿真研究

4.1 设计点计算

对于大多数航空发动机的数学模型,首先是在设计点对其进行初始化的,因而设计点对于模型非常重要.本文基于实验室原有的某型涡扇发

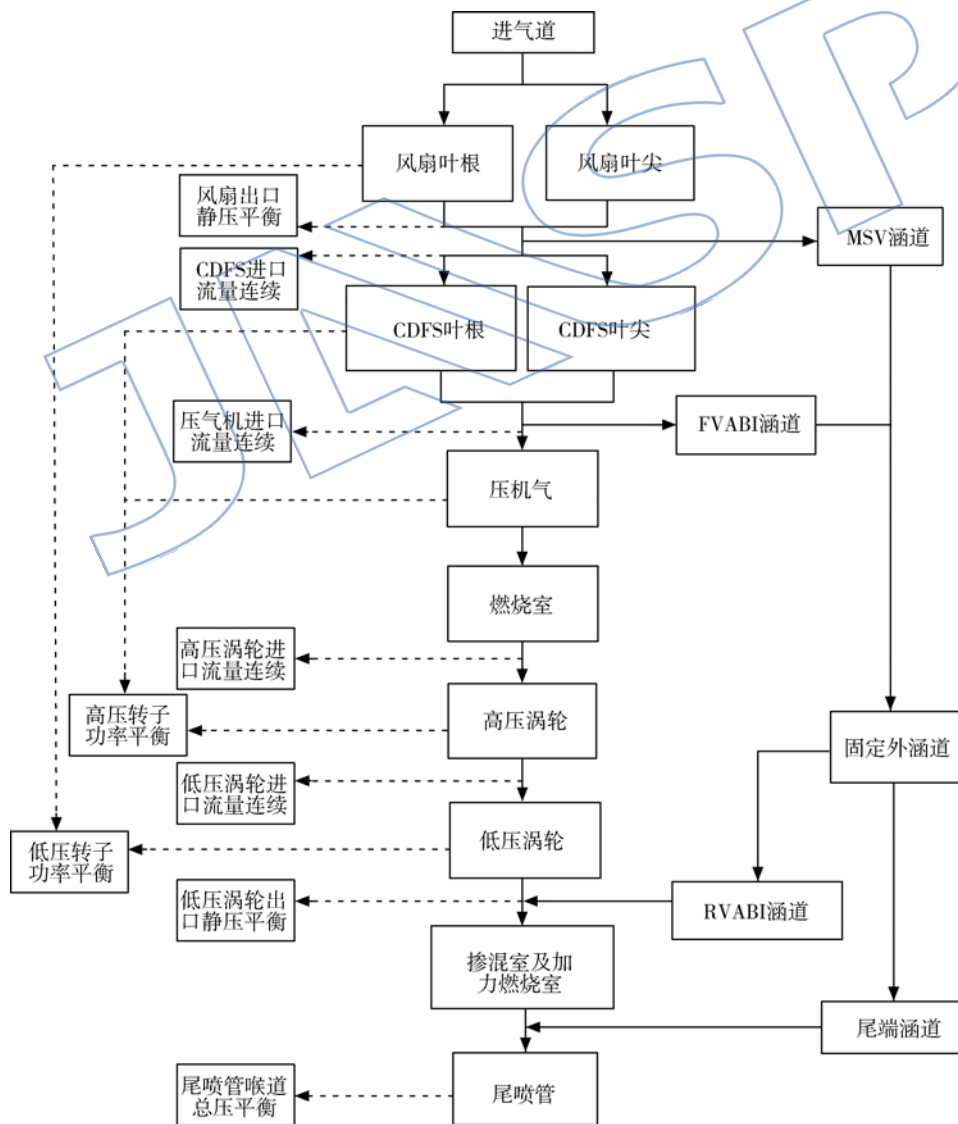


图 8 VCE 稳态模型计算流程图

Fig. 8 Flow chart of steady state calculation for VCE

动机部件级数学模型,首先在双外涵道模式下选取设计点参数.由于缺少真实涡扇发动机各部件特性及设计点数据,本文参考文献[4]给出的基于 ESPSS 的仿真软件 EcosimPro 的 VCE 数值仿真结果,以原模型中的设计点数据为参考点,应用相似原理对原部件特性进行修正^[13],使得 VCE 模型设计点处数据与 EcosimPro 的 VCE 设计点仿真数据尽量一致.为保证模型收敛,选择模型前段风扇设计点压比为 3,没有采用 EcosimPro 的仿真数据,所选压比与 NASA 报告中的结果相一致^[14].模型收敛后,得到的设计点数据与 EcosimPro 的仿真数据对比如表 1 所示.

表 1 双外涵道模式下设计点参数

Table 1 Design point parameters of double bypass

参数	VCE 模型数值	EcosimPro 仿真数值
$\dot{m}_{fan}/(\text{kg/s})$	100	100
$\dot{m}_{13}/\dot{m}_{23}$	0.3	0.3
π_{fan}	3	5
η_{fan}	0.8	0.8
$\dot{m}_{15}/\dot{m}_{25}$	0.3	0.3
π_{cd}	1.3	1.3
η_{cd}	0.88	0.88
π_{com}	6	6
η_{com}	0.88	0.88
π_{ht}	3.01	2.82
η_{ht}	0.9	0.9
π_t	2.14	2.36
η_t	0.9	0.9
$\dot{m}_{wd}/\dot{m}_{18}$	0.2	
$\dot{m}_{tb}/(\text{kg/s})$	1.763	1.763
A_8/m^2	0.2207	0.1769

在单外涵道模式设计点下,假设转子转速与风扇进口气流流量不变,MSV 全关而 FVABI 不变,CDFS 通过进口导叶角度的调节使设计点压比保持不变.

由于缺少涡轮进口导向器面积对涡轮特性影响的详细数据,本文根据 Williamson 提出的涡轮设计理论^[15-16],使单外涵道模式设计点处的高低压涡轮进口燃气换算流量与双外涵道模式一致.在风扇至压气机设计点参数确定的前提下,为获

得其他设计点参数,同时满足式(23)~式(28)共 6 个平衡方程,以 $W_{fb}, A_8, \sigma_{rvabi}$ 及压气机与高低压涡轮压比修正系数 $k_{\pi_{sc}}, k_{\pi_{shf}}, k_{\pi_{slf}}$ 为初猜参数,用 Newton-Raphson 迭代算法求解模型,模型平衡后的猜值即为单外涵道模式下的设计点参数值,如表 2 所示,表中 \dot{m}_{tb} 为燃烧室燃油流量.

表 2 单外涵道模式下设计点参数

Table 2 Design point parameters of single bypass

参数	数值
$\dot{m}_{fan}/(\text{kg/s})$	100
$\dot{m}_{13}/\dot{m}_{23}$	0
π_{fan}	3
η_{fan}	0.8
$\dot{m}_{15}/\dot{m}_{25}$	0.393
π_{cd}	1.3
η_{cd}	0.88
π_{com}	6
η_{com}	0.88
π_{ht}	3.01
η_{ht}	0.9
π_t	1.91
η_t	0.9
$\dot{m}_{wd}/\dot{m}_{18}$	1.228
$\dot{m}_{tb}/(\text{kg/s})$	2.0341
A_8/m^2	0.2051

4.2 数值仿真

为验证建模方法的有效性,便于与国外的研究结果进行对比,以所建 VCE 部件级模型为对象,设计了推力控制器,在不同工作点处,保持推力恒定,对 VCE 模型的特性进行分析.控制结构图如图 9 所示,输入指令为油门杆角度(PLA),采用主燃油闭环控制推力的方式,其他可调变量如 $\alpha_{msv}, \alpha_{rvabi}, \alpha_{rvabi}$ 和尾喷管面积(A_8)等开环控制.

在地面状态,推力恒定情况下,分别在双外涵道模式和单外涵道模式下单变量调节 A_8 ,VCE 模型耗油率随 A_8 的变化趋势与 NASA 地面实验数据对比分别如图 10、图 11 所示.而当其他可调变量一定时,单独调节推力指令值,此时两种工作模式下的 VCE 模型耗油率(S_c)变化趋势与文献[10]给出的 NASA 实验数据对比如图 12 所示.由对比可以看出,VCE 模型性能随 A_8 和推力变

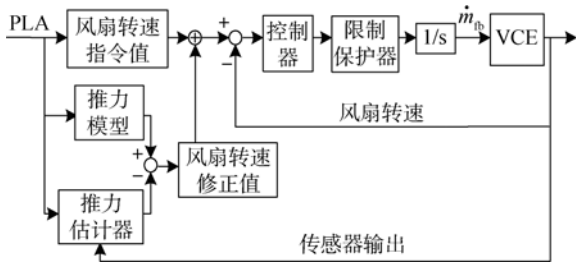


图 9 控制系统结构图

Fig. 9 Structure diagram of control system

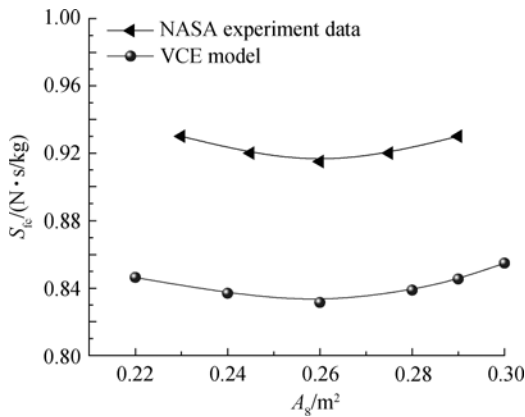


图 10 双外涵道模式耗油率随 A_8 的变化

Fig. 10 SFC of double bypass mode varying with A_8

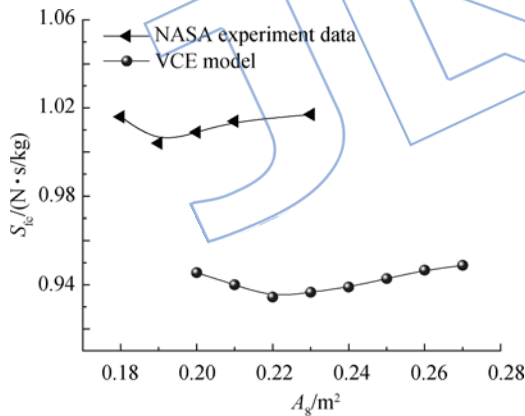


图 11 单外涵道模式耗油率随 A_8 的变化

Fig. 11 SFC of single bypass mode varying with A_8

化的趋势与 NASA 的实验数据变化趋势一致。

在飞行高度为 6 km, 马赫数由 0.9 至 1.6 变化过程中, 推力恒定时两种工作模式的耗油率对比如图 13 所示. 图 14 为 SBVCE(selected bleed VCE)的两种工作模式在同高度马赫数恒定推力下的耗油率对比^[17]. 对比图 13 和图 14 可以看出, 本文所建 VCE 模型的两种工作模式在高空高马赫数下表现出的性能与实际 VCE 实验数据变化趋势一致^[18]; 低马赫数下双外涵道模式耗油

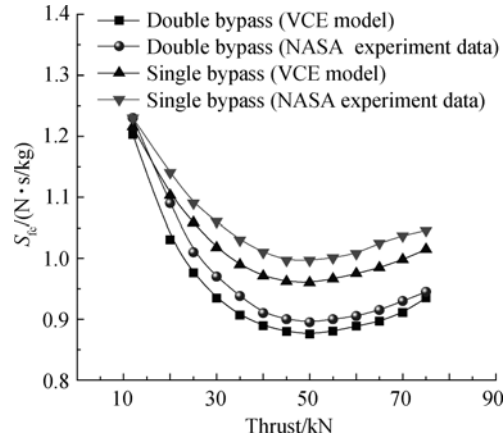


图 12 耗油率随推力的变化

Fig. 12 SFC varying with thrust

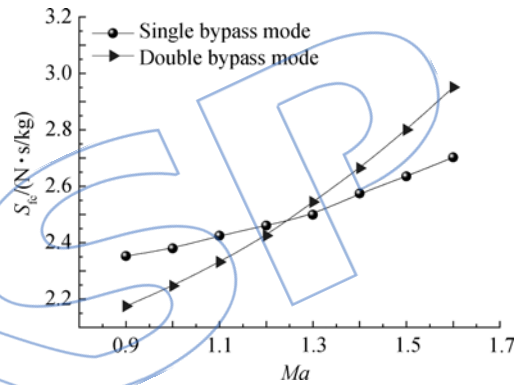


图 13 VCE 模型耗油率随马赫数的变化

Fig. 13 SFC of VCE model varying with Ma

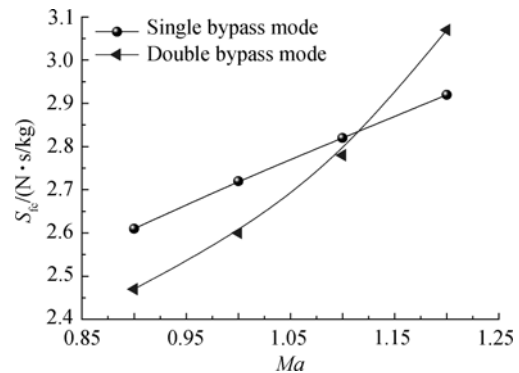


图 14 SBVCE 模型耗油率随马赫数的变化

Fig. 14 SFC of SBVCE model varying with Ma

率更低, 而在高马赫数下单外涵道模式的耗油率比双外涵道模式更低。

5 结 论

采用叶尖、叶根分别建模技术建立 VCE 前后两段风扇的数学模型, 便于在两种工作模型下对 VCE 的气流在内外涵道之间进行分配. 基于

流场分析对外涵道各段的总压恢复系数进行计算,与真实 VCE 的工作状态更接近。稳态采用 9 个平衡方程,动态采用 7 个平衡方程及 2 个转子动力学方程,能更好地描述 VCE 各部件间共同工作的需求。所建模型与国外的研究结论的对比分析表明,模型的输出与国外研究结果的变化趋势一致,验证了本文所采用的 VCE 建模方法的有效性。

参考文献:

- [1] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [2] Michael E B, Randy E P. Variable cycle engine concept [R]. International Society of Airbreathing Engines (ISA-BE) 93-7065,1993.
- [3] Jelle G, Wim V, Guillermo P, et al. Modelling and simulation of the revolutionary turbine accelerator[D]. Brugge-Oostende, Belgium: Katholieke Hoger School, 2009.
- [4] Peter V, Walter B, Victor F V, et al. Study of an airbreathing variable cycle engine[R]. AIAA 2011-5758, 2011.
- [5] Victor F V, Guillermo P. Numerical model of a variable-combined-cycle engine for dual subsonic and supersonic cruise[J]. Energies, 2013, 6(2): 839-870.
- [6] 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)
- [7] 刘增文,王占学,蔡元虎.变循环发动机模态转换数值模拟[J].航空动力学报,2011,26(9):2128-2132.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. Numerical simulation on bypass transition of variable cycle engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2128-2132. (in Chinese)
- [8] 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 Jinqian. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [9] John R. Real-time simulation of F100-PW-100 turbofan engine using the hybrid computer[R]. NASA TMX-3261, 1975.
- [10] French M W, Allen G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA 1981-1594, 1981.
- [11] 赵永平.支持向量回归机及其在智能航空发动机参数估计中的应用[D].南京:南京航空航天大学,2009.
ZHAO Yongping. Support vector regressions and their applications to parameter estimation for intelligent aero-engines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [12] 李秋红.航空发动机多变量鲁棒控制[D].南京:南京航空航天大学,2011.
LI QiuHong. Multivariable robust control of aircraft engines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [13] 刘智刚,方祥军,刘思永,等.某变循环发动机超声涡轮设计与分析[J].航空动力学报,2010,25(9):2103-2110.
LIU Zhigang, FANG Xiangjun, LIU Siyong, et al. Design and analysis of HP-turbine for variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2103-2110. (in Chinese)
- [14] Vdoviak J W, Ebacher J A. VCE test bed engine for supersonic cruise research[R]. [S. l.]: NASA Conference Publication 2108, 1979.
- [15] Wilson J R, Wright B R. Airframe/engine integration with variable cycle engine[R]. AIAA 1977-0798, 1977.
- [16] Willis E A, Welliver A D. Variable cycle engines for supersonic cruising aircraft[R]. AIAA 1976-0759, 1976.
- [17] Nascimento M A R, Pilidis P. The selective bleed variable cycle engine[R]. ASME Paper 91-GT-388, 1991.
- [18] Gronstedt U T J, Pilidis P. Control optimization of the transient performance of the selective bleed variable cycle engine during mode transition[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124(1): 75-81.