

文章编号:1674-8190(2013)04-450-08

# 民用涡扇发动机结构与建模分析研究

雷杰, 苏三买, 周顾庭, 李适

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

**摘要:** 数学模型是航空发动机性能仿真与控制系统设计的重要技术基础, 针对民用涡扇发动机建模需求, 以广泛使用的大涵道比涡扇发动机为研究对象, 参考国外经验并结合理论分析, 进行与整机建模相关的发动机主要部件结构特点和部件建模方法研究, 给出发动机大风扇特性分解方法, 分析空气引气系统、压气机稳定性控制系统、涡轮叶尖间隙控制系统、反推力装置等系统的结构和建模方法, 以为民用大涵道比涡扇发动机整机建模提供技术支持。

**关键词:** 大涵道比涡扇发动机; 结构特点与数学模型; 导叶与稳定性; 空气系统; 涡轮叶尖间隙; 反推力装置  
**中图分类号:** V235.13      **文献标识码:** A

## Investigation of Civil Turbofan Structure and Components Modeling

Lei Jie, Su Sanmai, Zhou Guting, Li Shi

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Mathematical model is an important technical foundation for aircraft engine performance simulation and control system design. In order to meeting the needs for civil turbofan modeling, a high bypass ratio turbofan engine is taken as the research object to investigate the structural features and component modeling methods of engine main components related to the whole engine modeling. Combining foreign experience with theoretical analysis, the big fan component characteristic decomposing methods, structure and modeling methods of engine air bleed system, compressor stability control system, turbine blade tip clearance control system and thrust reverser device are investigated in detail. Which is to provide technical support for high bypass ratio turbofan engine.

**Key words:** high bypass ratio turbofan engine; structural characteristics and mathematical model; guide vane and stability; air system; turbine blade tip clearance; thrust reverser

## 0 引言

大涵道比涡扇发动机具有耗油率低、污染低、噪声低、推力范围大等优点, 通常被选为民用飞机动力装置。国外 GE/SNECMA、PW/MTU、R·R、CI-AM/PERM 等公司系列化研制了多个型号的大涵道比涡扇发动机, 几乎垄断了民用飞机市场。为了

更好地满足民用飞机市场对发动机安全性、经济性、环保性等要求, 上述公司在民用飞机发动机上采用大量先进技术并投入工程应用, 如长尺寸抗震风扇叶片、复杂空气系统、压缩系统主动稳定性控制、涡轮叶尖主动间隙控制、先进反推力装置、低排放燃烧及噪声抑制等, 同时发动机采用全权限数字电子控制系统(FADEC), 更加高效、节能、环保。

要建立准确的发动机模型, 需要研究发动机与建模有关的结构及其特征。目前国内外发表了大量关于该类发动机结构分析的文献, 但大多侧重设计特点、材料、适航、制造等分析; 关于发动机部件特点分析方面, S. B. Lattime、K. J. Melcher 等<sup>[1-3]</sup>研究了涡轮间隙及其控制技术, W. P. J. Visser、J. Yin 等<sup>[4-5]</sup>

收稿日期: 2012-12-14; 修回日期: 2013-02-06

基金项目: 航空科学基金(2013ZB53019)

航空推进技术验证计划(APTD-2012-01)

通信作者: 苏三买, 8495472@sina.com

研究了大风扇设计与仿真、H. Y. Chang 等<sup>[6]</sup>、D. J. Strash 等<sup>[7]</sup>、Tashfeen Mahmood 等<sup>[8]</sup>、Luis Gustavo Trapp 等<sup>[9]</sup>研究了反推力装置的结构以及工作特点,采用不同方法对反推力装置进行了数值计算等,以上文献均没有系统地与建模相关的发动机结构特点进行分析。国内以往侧重军用小涵道比混合排气涡扇发动机建模,对民用飞机发动机建模和仿真技术积累较少,尤其是对直接影响民用飞机建模的发动机结构特点与计算方法分析甚少,钱德峰等<sup>[10]</sup>综合建立了民用涡扇发动机模型,仅考虑涡轮叶尖间隙变化影响,李刚团<sup>[11]</sup>给出民用涡扇发动机动态性能模拟,但未对与发动机具体结构有关的部件建模方法进行分析。目前,国内开展的大型飞机配套大涵道比涡扇发动机研发,缺乏比较通用的发动机性能仿真与控制系统设计所用模型。

本文不针对具体型号发动机,仅对与发动机整机建模相关的发动机部件结构特点及部件建模方法进行分析研究,重点分析大风扇、空气引气系统、压气机稳定性控制等关键部件,可为民用飞机发动机整机建模奠定技术基础。

## 1 民用涡扇发动机结构和设计特点

大涵道比涡扇发动机是涵道比超过4的发动机,按结构类型主要分为双转子和三转子两种,其推力级可分为小推力(90~135 kN)、中等推力(170~190 kN)、稍大推力(230~260 kN)、大推力(310~320 kN)、特大推力(330~427 kN)<sup>[12]</sup>。在结构上,双转子发动机风扇和中压压气机同时由低压涡轮驱动,而三转子发动机比双转子发动机多了中压涡轮部件,并由三个涡轮分别驱动三个压气机。

民用涡扇发动机为了获得更高的循环效率和推进效率,并降低耗油率、噪声以及氮氧化物排放,其设计循环参数都向高涵道比、高增压比、高涡轮前温度的“三高”方向发展,例如目前最先进的A380飞机配备的TRENT 900发动机,其涵道比为8,总增压比为40,涡轮前温度达到1700 K左右,耗油率在0.55 kg/(daN·h)以下。同时,在结构与控制方面,民用涡扇发动机设计采用了大量先进技术,提高了发动机在非设计状态的稳定性和可靠性。

目前,主流飞机机型配备民用发动机型号、主要技术参数、结构特征等,如表1所示<sup>[12-17]</sup>。

表1 典型民用涡扇发动机参数及结构特点

Table 1 Typical civil turbofan parameters and structural characteristics

型号	涵道比	增压比	涡轮出口温度 $T_4/K$	巡航耗油率/( $\text{kg} \cdot \text{daN}^{-1} \cdot \text{h}^{-1}$ )	压气机 主动控制	涡轮叶尖 间隙控制	排气 方式	反推力 装置形式	装配飞机
CFM56-7B22	5.3	32.8	1559	—	中压出口可调放气活门;高压可调静子叶片和中间级放气	高低压涡轮均采用主动叶尖间隙控制	分开	叶栅式	B737
V2500-A1	5.4	29.4	1655	0.575	同上	同上	混合	叶栅式	A319/320/321
CFM56-5C	6.0	26.4	1637	0.604	同上	同上	混合	折流门式	A340
CF6-80C2	5.05	30.4	1583	0.578	中压出口可调放气活门;高压可调静子叶片	同上	分开	叶栅式	B747/767
PW4052	5.0	27.5	1574	0.602	中压出口可调放气活门;高压可调静子叶片、中间级放气、主动间隙控制	同上	分开	叶栅式	B767
GE90-115B	9.0	42.0	1775	—	同上	—	分开	叶栅式	B777
RB211-535E4	4.3	25.8	—	0.618	中压出口可调放气活门;中压可调静子叶片;高压中间级放气	被动间隙控制	混合	—	B757
TRENT700	4.4	30.2	—	0.579	中压出口可调放气活门;中压可调静子叶片;高压中间级放气和被动叶尖间隙控制	中低压涡轮采用主动叶尖间隙控制	混合	折流门式	A330
TRENT800	6.1	36.9	—	0.567	同上	—	混合	叶栅式	B777
TRENT900	8.0	40	—	0.538	同上	—	混合	叶栅式	A380

## 2 与建模相关的发动机结构与计算方法分析

### 2.1 大风扇及其特性

大涵道比涡扇发动机多数采用大尺寸抗震风扇叶片,叶片从叶根到叶尖的线速度差异较大。对整个风扇而言,其特性参数的差异随着半径的增大而增大。发动机建模时,风扇如果采用单一部件特性,则内外涵道进口与风扇出口参数计算将产生大约10%的误差<sup>[4]</sup>。在理论与工程上,合理的方法是将风扇特性拆分为叶根和叶尖两部分,在模型中等价于相同转速下两个子风扇。

风扇特性拆分的关键是如何计算叶根和叶尖两部分的有效空气流量<sup>[4]</sup>。假设风扇进口气流(速度、压力、密度)是均匀分布的,由气体动力学得到的风扇内部气流的流动状态,如图1所示。图中, $m_2$ 为风扇进口总空气流量, $m_{duct}$ 与 $m_{core}$ 分别为叶尖和叶根部分流量。

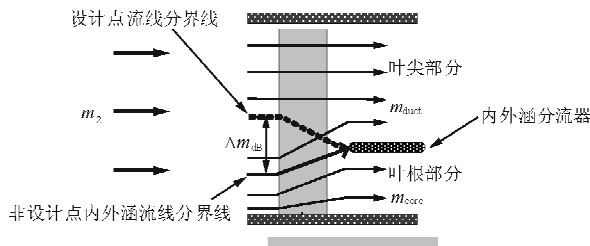


图1 风扇叶根到叶尖流线示意图

Fig.1 Streamlines distribution diagram from blade root to blade tip of turbofan

从图1可以看出,非设计状态时流线分界线向叶根方向移动,表明部分风扇进口空气流量 $\Delta m_{dB}$ 受到叶根和叶尖两部分的压缩,并穿过设计点状态的流线分界线,最终进入到了外涵道。

涵道比反映内外涵空气流量分配,因此根据设计点与非设计点涵道比 $B_{des}$ 和 $B$ 可以得出流量变化量 $\Delta m_{dB}$ :

$$\Delta m_{dB} = m_2 \left( \frac{B}{B+1} - \frac{B_{des}}{B_{des}+1} \right) \quad (1)$$

为了计算 $\Delta m_{dB}$ 的分配,引入流量修正系数 $CF$ ,表示风扇叶根和叶尖对 $\Delta m_{dB}$ 的压缩效应,通过式(2)可计算叶根和叶尖部分的有效流量,其中系数 $CF$ 可通过试验方法确定。

$$\begin{cases} m_{core} = m_2 \cdot \frac{B_{des}}{B_{des}+1} + CF \cdot \Delta m_{dB} \\ m_{duct} = m_2 \cdot \frac{B}{B+1} + CF \cdot \Delta m_{dB} \end{cases} \quad (2)$$

### 2.2 空气引气系统

大涵道比涡扇发动机带有复杂空气引气系统,主要用于涡轮与燃烧室外壁冷却,轴承部件密封,飞机系统引气(座舱增压与除冰),涡轮叶尖间隙控制及压气机主动稳定性控制。典型双转子民用涡扇发动机(CFM56)空气引气系统分布如图2所示。

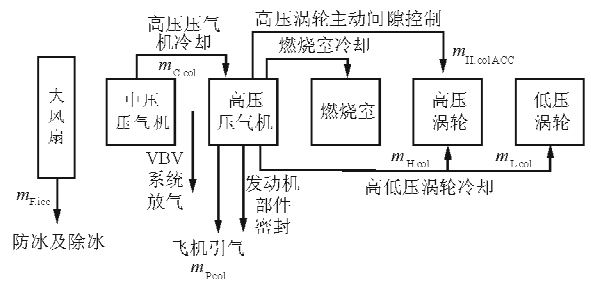


图2 典型双转子民用涡扇发动机空气引气系统分布简化图  
Fig.2 Diagram of typical dual-rotor civil turbofan air system distribution

不同引气位置气流温度与压力能够对发动机性能产生一定的影响,因此,根据压气机级工作匹配原理,采用逐级叠加方法计算引气位置的气流温度和压力。

以高压压气机为例,设总引气量为

$$m_{col} = k \cdot m_{a3} \quad (3)$$

式中: $m_{col}$ 为总引气量; $k$ 为引气比例系数; $m_{a3}$ 为压气机空气流量。

其中,引气量在各流路分配可通过式(4)计算:

$$\begin{cases} m_{H, col} = m_{col} \cdot k_H \\ m_{L, col} = m_{col} \cdot k_L \\ m_{P, col} = m_{col} \cdot k_P \\ m_{H, col, ACC} = m_{col} \cdot k_C \end{cases} \quad (4)$$

式中: $m_{H, col}$ 、 $m_{L, col}$ 、 $m_{P, col}$ 、 $m_{H, col, ACC}$ 分别为用于高压涡轮冷却、低压涡轮冷却、飞机系统引气、涡轮间隙控制的流量。

冷却涡轮的气流最终同涡轮内部高温燃气混合,不同的引入位置将决定冷却气流是否参与做功。以高压涡轮为例,根据能量平衡,涡轮出口参

数可通过式(5)修正。

$$\begin{cases} m_{g5} = m_{g4} + m_{H.col} \\ f_{ar5} = \frac{m_{g4} f_{ar4}}{m_{g4} + m_{H.col} (1 + f_{ar4})} \\ H_5 = \frac{m_{g4} H'_5 + m_{H.col} H_3}{m_{g5}} \\ T_5 = f(H_5, P_5, f_{ar5}) \\ S_5 = f(H_5, P_5, f_{ar5}) \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $m_{g4}$ 、 $m_{g5}$  分别为高压涡轮进、出口流量;  $f_{ar5}$  为高压涡轮出口燃气油气比;  $H'_5$ 、 $H_5$  分别为高压涡轮冷却前后燃气的总焓;  $S_5$  为高压涡轮出口燃气的熵。

### 2.3 压气机稳定性控制

大涵道比涡扇发动机的压气机稳定性控制机构包括可调放气活门(Variable Bleed Valve, 简称 VBV)、可调静子叶片(Variable Stator Vane, 简称 VSV)和中间级放气, 主要用于发动机防喘。

通常, VBV 位于中压压气机出口, 通过改变出口放气阀门开度增加流通面积, 减小出口气流速度, 避免高压压气机进口气流攻角到达临界。在结构上, VBV 主要有放气活门和放气环两种形式如图 3 所示。

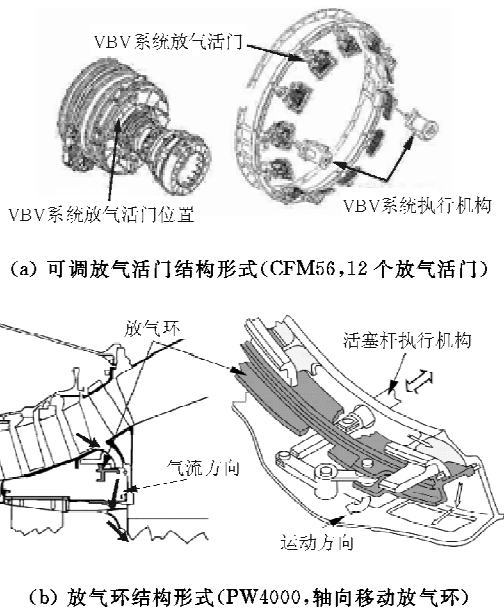


图 3 VBV 及其安装示意图

Fig. 3 VBV and its installation diagram

为了保证高压压气机在全工况下的气流攻角

处在最佳位置, 通常在压气机前几级采用 VSV 控制, 直接调节叶片角度。典型压气机 VSV 结构如图 4 所示, 当 VSV 工作时, 执行结构驱动操纵环周向移动, 进而通过摇臂连接的静子叶片旋转轴, 实现静子叶片角度调节。

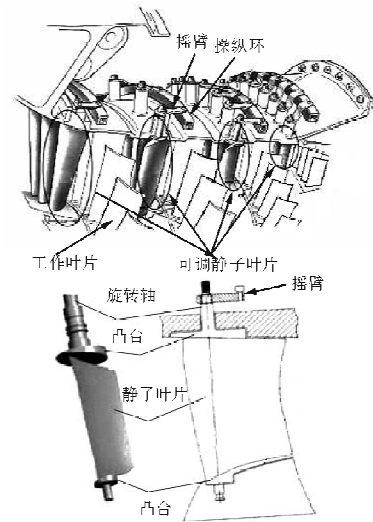


图 4 高压压气机 VSV 结构示意图

Fig. 4 Structural diagram of variable stator vane in typical high pressure compressor

为了防止发动机低转速条件下压气机发生喘振, 高压压气机中间级安装放气阀形式的放气系统, 不同型号发动机的放气系统主要区别在于放气阀的数量和安装位置不同。

VBV 与 VSV 调节将影响压气机流量、效率、增压比等参数, 发动机建模时应重点考虑 VSV 与 VBV 变化后的部件特性计算, 在工程上通常采用基准特性修正的方法。

VBV 控制系统工作时, 发动机电子控制器根据高压转子转速  $N_{TH}$  或低压转子转速  $N_{TL}$  进行控制 (CFM56 根据  $N_{TH}$  控制, PW4000 与 V2500 根据低  $N_{TL}$  控制), 则 VBV 控制后流量修正模型为

$$\Delta m_{a.cor.VBV} = f(N_{TH} \text{ or } N_{TL}) \quad (6)$$

VSV 控制系统工作时, 发动机电子控制器根据高压转子转速  $N_{TH}$ 、高压压气机进口温度  $T_{21}$  进行控制, 特性修正模型为

$$\begin{cases} \alpha = f(N_{TH}, T_{21}) \\ \Delta m_{a.cor.VSV} = f(N_{TH}, \alpha) \\ \Delta \eta_{a.cor.VSV} = f(N_{TH}, \alpha) \\ \Delta \pi_{a.cor.VSV} = f(N_{TH}, \alpha) \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\alpha$  为可调静子叶片转动的角度;  $\Delta m_{a, \text{cor. VSV}}$ 、 $\Delta \eta_{a, \text{cor. VSV}}$ 、 $\Delta \pi_{a, \text{cor. VSV}}$  分别为空气流量、效率和增压比的修正值。

高压压气机中间级放气通常随转子转速变化, 放气量模型为

$$\Delta m_{a, \text{cor. Bleed}} = f(N_{\text{TH}}) \quad (8)$$

压气机通过上述稳定性控制后, 实际流量为

$$m_{a, \text{cor. 21}} = m'_{a, \text{cor. 21}} - \Delta m_{a, \text{cor. VBV}} - \Delta m_{a, \text{cor. VSV}} - \Delta m_{a, \text{cor. Bleed}} \quad (9)$$

式中:  $m_{a, \text{cor. 21}}$  和  $m'_{a, \text{cor. 21}}$  分别为调节前后空气量。

三转子发动机压气机稳定性控制系统的结构和计算方法与双转子发动机类似, 区别仅在于安装位置和控制规律不同。

## 2.4 涡轮叶尖间隙控制

由于涡轮叶片与机匣材料不同, 热膨胀系数也不同, 同时转速变化使离心力作用下的轮盘与叶片沿涡轮径向的蠕变量也不同。因此, 随着转速与涡轮进口温度变化, 涡轮叶尖与机匣之间的间隙会发生变化, 间隙太大, 涡轮效率下降; 间隙太小, 可能引起叶尖与机匣刮蹭而影响安全。

带叶尖间隙控制的涡轮局部截面示意图如图5所示。为了确保不同工况下合理的涡轮叶尖间隙, 现代民用涡扇发动机均采用涡轮叶尖间隙主动控制技术, 即根据发动机工况, 从压气机引入空气冷却涡轮机匣、轮盘、叶片, 人为控制机匣的热膨胀量, 从而改变涡轮叶尖间隙大小。

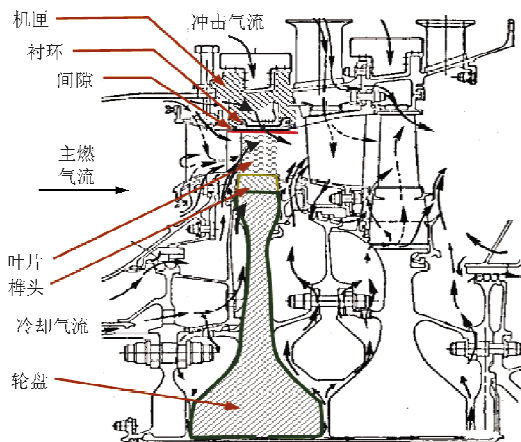


图5 带有叶尖间隙控制的高压涡轮局部结构图

Fig. 5 Structural diagram of high pressure turbine with clearance control of blade tip

根据工程经验, 叶尖间隙每减小 0.25 mm, 涡轮效率提高约 1%, 发动机耗油率降低约 1%<sup>[2]</sup>。

在发动机建模时, 核心是确定涡轮叶尖间隙的大小及涡轮效率随之变化关系。

涡轮叶尖间隙变化由涡轮机匣、轮盘、转子叶片(动叶)变形共同作用, 其中机匣变形主要受热效应和压力差影响, 转子叶片与轮盘变形主要受热效应和离心力影响, 涡轮机匣、轮盘、叶片位移模型<sup>[2]</sup>为

$$\begin{cases} d_{\text{blade}} = f(T_4, N_{\text{TH}}) \\ d_{\text{shroud}} = f(T_1, T_3, P_i, P_o) \\ d_{\text{rotor}} = f(T_3, N_{\text{TH}}) \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $d_{\text{blade}}$  为叶片径向位移;  $d_{\text{shroud}}$  为机匣径向位移;  $d_{\text{rotor}}$  为轮盘径向位移;  $T_3$  为冷却气流入口温度;  $P_i$  为衬环内表面压力;  $P_o$  为衬环外表面压力。

涡轮叶尖间隙总位移为

$$d_{\text{ACC}} = (r_a + d_{\text{shroud}}) - (r_0 + d_{\text{rotor}}) - (L + d_{\text{blade}}) \quad (11)$$

式中:  $r_a$ 、 $r_0$ 、 $L$  分别为机匣、转子、叶片初始半径。

考虑叶尖间隙变化, 修正后的涡轮效率为

$$\eta_{\text{TH}} = \eta'_{\text{TH}} + 0.04(d_0 - d_{\text{ACC}}) \quad (12)$$

式中:  $d_0$  与  $d_{\text{ACC}}$  分别为初始状态与控制作用后的叶尖间隙;  $\eta'_{\text{TH}}$  与  $\eta_{\text{TH}}$  为对应的涡轮效率。

## 2.5 排气系统

民用涡扇发动机主要分为分开和混合两种排气方式, 具体采用哪一种主要取决于发动机制造商的习惯和用户的需求。

对于不同形式的排气系统建模, 根据发动机原理<sup>[18]</sup>, 对混合排气涡扇发动机, 内涵和外涵气流首先在混合器内混合, 然后通过尾喷管排出产生反推力, 与军用发动机类似, 发动机总推力计算方法如下:

$$F = (m_9 + m_{29})v_9 + A_9(p_{s9} - p_0) \quad (13)$$

对于分开排气涡扇发动机, 发动机总推力是内外涵推力之和, 计算方法如下:

$$\begin{cases} F_1 = m_9 v_9 + A_9(p_{s9} - p_0) \\ F_2 = m_{29} v_{29} + A_{29}(p_{s29} - p_0) \\ F = F_1 + F_2 \end{cases} \quad (14)$$

式中:  $F_1$ 、 $F_2$  分别为内外涵推力;  $m$  为气流流量;  $v$  为速度;  $A$  为面积; 下标 29、9、S 分别为外涵、内涵与静压。

### 2.6 反推力装置

反推力是民用飞机涡扇发动机的重要特征,主要用于飞机降落时产生反向推力,用以缩短滑行距离。

反推力装置主要有折流门式和叶栅式。其中,叶栅式应用广泛,结构上主要由导流叶栅、阻流门、平移套筒及相应执行机构组成。具体结构如图 6 所示。

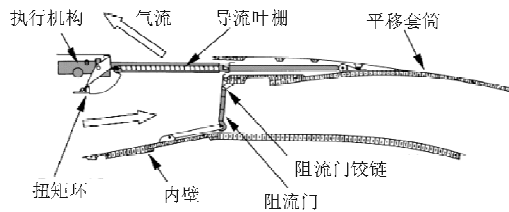


图 6 叶栅式反推力装置结构示意图

Fig. 6 Structural diagram of the cascade thrust reverser

从图 6 可以看出,反推力装置开启时,套筒后移展开导流叶栅,同时阻流门逐步将外涵堵塞,外涵气流打在阻流门上产生折转,通过导流叶栅按照一定角度反向排出,产生反推力。

根据气体动力学原理,得出的叶栅式反推力装置计算模型如图 7 所示,系统工作时气体为绝热不等熵流动,叶栅出口与外涵进口总温相等,气流经过阻流门和导流叶栅时存在总压损失,因此叶栅出口与外涵进口压力关系为

$$p_{39} = p_{24} \cdot \sigma_{39} \quad (15)$$

式中:  $p_{39}$  为反推力装置叶栅出口总压;  $p_{24}$  为外涵进口总压;  $\sigma_{39}$  为总压损失系数。

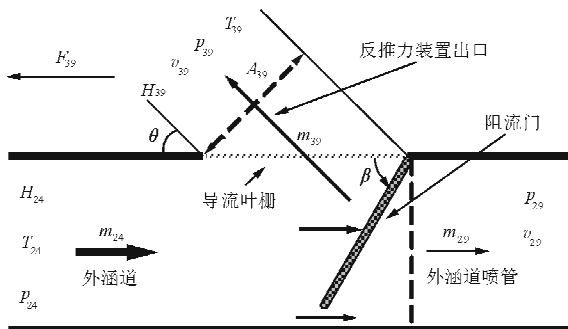


图 7 叶栅式反推力装置模型结构简图

Fig. 7 Structural diagram of the cascade thrust reverser model

由气体动力学,得出的叶栅出口参数关系为

$$\begin{cases} \frac{p_{39}}{p_{S39}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_{a39}^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \\ \frac{T_{39}}{T_{S39}} = 1 + \frac{k-1}{2} Ma_{a39}^2 \end{cases} \quad (16)$$

式中:  $Ma_{a39}$ 、 $p_{S39}$ 、 $T_{S39}$  分别为叶栅出口马赫数、大气静压与静温。

由能量守恒得出的叶栅出口气流速度  $v_{39}$  计算为

$$\begin{cases} H_{39} = H_{24} \\ H_{S39} = f(T_{S39}) \\ v_{39} = \sqrt{2(H_{39} - H_{S39})} \end{cases} \quad (17)$$

式中:  $H_{S39}$ 、 $H_{39}$  分别为叶栅出口静焓与总焓。

根据流量连续,建立叶栅出口流量平衡方程,可计算出叶栅出口气流密度  $\rho_{39}$  和出口面积  $A_{39}$ 。

$$\begin{cases} m_{39} = m_{24} \cdot \sin\beta \\ R_{39} = f(T_{S39}) \\ \rho_{39} = \frac{p_{39}}{R_{39} T_{S39}} \\ A_{39} = \frac{m_{39}}{\rho_{39} v_{39}} \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $\beta$  为阻流门打开角度;  $m_{39}$  为导流叶栅出口流量;  $m_{24}$  为外涵进口流量;  $R_{39}$  为气体常数。

综合上述计算,反推力为

$$F_{39} = m_{39} v_{39} \cos\theta \quad (19)$$

式中:  $\theta$  为叶栅安装角。

### 3 仿真与结果分析

综合上述部件建模技术,建立大涵道比涡扇发动机数学模型,以国外 GSP (Gas turbine Simulation Program) 软件<sup>[4]</sup>算例提供的 CF6-80 发动机为对象进行性能仿真,在相同仿真条件下,高压转速为 90% 时的稳态工作点计算结果对比如表 2 所示。

表 2 典型稳态工作点计算结果对比( $N_H = 90\%$ )

Table 2 Comparison of typical steady state operation point calculating results( $N_H = 90\%$ )

项 目	$FN/kN$	$sfc/(kg \cdot daN^{-1} \cdot h^{-1})$	$N_H/rpm$	$N_L/rpm$
GSP 计算	148.214 32	0.343 1	9 265	2 668
模型计算	149.24	0.341	9 202	2 693
误差/%	0.69	0.61	0.68	0.92

发动机节流特性的对比如图 8~图 11 所示。

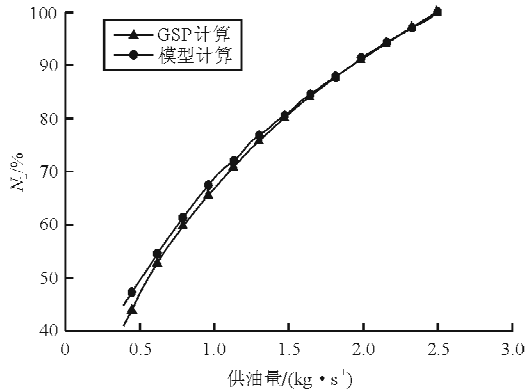


图 8 低压转子转速变化曲线

Fig. 8 Low pressure rotor speed curve

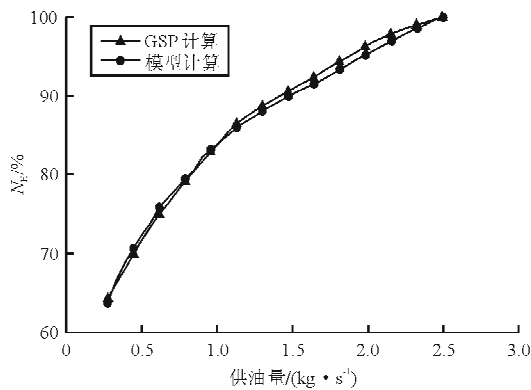


图 9 高压转子转速变化曲线

Fig. 9 High pressure rotor speed curve

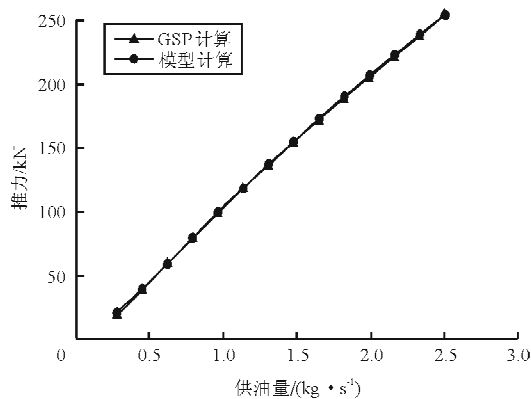


图 10 推力变化曲线

Fig. 10 Thrust curve

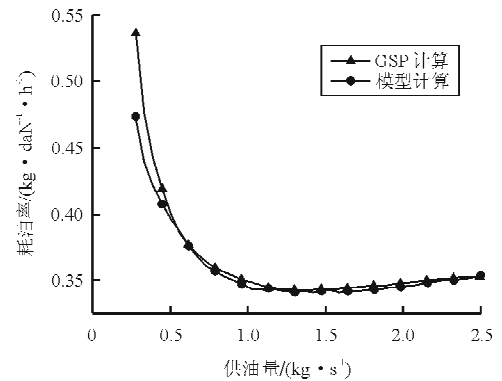


图 11 耗油率变化曲线

Fig. 11 Specific fuel consumption curve

从表 2 可以看出,所建模型的计算误差小于 1%。从图 8~图 11 可以看出,发动机节流特性对比的主要性能参数误差不超过 3%。

## 4 结 论

(1) 发动机大风扇由于叶片从叶根到叶尖的线速度差异大,建模与特性计算时合理的方法是根据内部流线将风扇特性等价拆分为叶根和叶尖两个独立的子风扇处理。

(2) 发动机压气机稳定性控制与空气系统包括 VBV、VSV、中间级放气等变几何机构和引气分布,对于引气,应根据引出与输入的发动机截面位置进行能量平衡处理;对于稳定性控制机构,应结合调节规律进行特性修正。

(3) 涡轮叶尖间隙变化是由离心力与气压差引起的机械变形和热变形综合作用的结果,建模时根据间隙变化量修正涡轮效率。

(4) 反推力装置主要采用叶栅式,气流折返存在压力损失,根据阻流门打开角度与压力损失计算反推力大小。

## 参考文献

- [1] Lattime S B, Steinetz B M. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions[R]. NASA TM-2002-211794, 2002.
- [2] Melcher K J, Kypuros J A. Toward a fast-response active turbine tip clearance control[R]. NASA TM-2003-212627-REV1, 2003.
- [3] Kypuros J A, Melcher K J. A reduced model for prediction

- of thermal and rotational effects on turbine tip clearance [R]. NASA TM-2003-21226, 2003.
- [4] Visser W P J. Gas turbine engine simulation at NLR[D]. CEAS Symposium on Simulation Technology, Delft, Netherlands, 1995.
- [5] Yin J, Pilidis P. High-bypass turbofan model using a fan radial-profile performance map[J]. Aircraft Design, 2001, 4(2): 115-126.
- [6] Chang H Y, Waidelich J P. A mathematical model for the behavior of thrust reversers[R]. Journal of Aircraft, 1969, 7(2): 164-168.
- [7] Strash D J, Summa J M, Frank J H. Aerodynamic analysis of an installed thrust reverser[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(1): 10-15.
- [8] Tashfeen Mahmood, Anthony Jackson, Vishal Sethi. Thrust reverser for a separate exhaust high bypass ratio turbofan engine and its effect on aircraft and engine performance [R]. ASME GT-2011-46397, 2011.
- [9] Luis Gustavo Trapp, Guilherme L, Oliveira. Aircraft thrust reverser cascade configuration evaluation through CFD [R]. AIAA-2003-723, 2003.
- [10] 钱德峰, 周文祥. 大涵道比民用涡扇发动机建模技术研究[J]. 江苏航空, 2010(增刊): 13-19.  
Qian Defeng, Zhou Wenxiang. Modeling technology study of civil high bypass ratio turbofan engine[J]. Jiangsu Aviation, 2010(S1): 13-19. (in Chinese)
- [11] 李刚团. 民用大涵道比涡扇发动机动态性能模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 8-14.  
Li Gangtuan. Transient performance study of a civil high bypass ratio turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1): 8-14. (in Chinese)
- [12] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.  
Chen Guang. Structural design analysis of aeroengine[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [13] Andreas Linke-Diesinger. Systems of commercial turbofan engines[M]. Germany: Springer Berlin Heidelberg, 2008.
- [14] Philip Walsh, Paul Fletcher. Gas turbine performance[M]. UK: Blackwell Publishing Company, 2004.
- [15] 张恩和. 大涵道比涡扇发动机的研制与设计特点[J]. 航空发动机, 2007, 33(3): 1-6.  
Zhang Enhe. Development and design features of high bypass ratio turbofan engine[J]. Aeroengine, 2007, 33(3): 1-6. (in Chinese)
- [16] 黄红超, 李美金, 王为丽. 民用大涵道比涡扇发动机总体性能设计分析[J]. 航空制造技术, 2008(13): 61-63.  
Huang Hongchao, Li Meijin, Wang Weili. Analysis of overall performance design for civil high-bypass ratio turbofan aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(13): 61-63. (in Chinese)
- [17] 李数明, 林兆福. 民用航空燃气涡轮发动机构造与系统[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2005.  
Li Shuming, Lin Zhaofu. Civil aviation gas turbine engine structure and system[M]. Beijing: The Publishing House of Ordnance Industry, 2005. (in Chinese)
- [18] 廉小纯. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.  
Lian Xiaochun. Aviation gas turbine principle[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001. (in Chinese)

#### 作者简介:

雷杰(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机建模与仿真。

苏三买(1968—),男,博士,副教授。主要研究方向:航空发动机建模与仿真。

周顾庭(1991—),女,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机机载自适应建模。

李适(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机起动系统匹配设计。

(编辑:张杰)