

文章编号:1000-8055(2011)06-1377-07

基于流量法的齿轮传动涡扇发动机 动态建模

童万军, 唐世建

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 从热力学、气体动力学和发动机基本原理出发,对基于流量法的齿轮传动涡扇发动机动态性能建模技术展开了研究,并推导出了基于流量法的齿轮传动涡扇发动机动态数学模型的求解方程组. 基于该模型方程组,利用 C++ 面向对象编程语言,建立起了某齿轮传动涡扇发动机的动态模型. 该发动机动态模型与著名的商业化发动机性能计算软件 Gasturb 10 进行的比对显示:该模型的运算结果与 Gasturb 10 的运算结果具有良好的一致性,最大误差不大于 1.5%. 证明了基于流量法的齿轮传动涡扇发动机动态数学模型求解方程组的正确性和适用性.

关 键 词: 流量法; 齿轮传动涡扇发动机; 涡扇发动机; 大涵道比发动机; 动态模型; 建模方法
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Geared turbofan engine transient modeling research based on CMF method

TONG Wan-jun, TANG Shi-jian

(Gas Turbine Establishment of China,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: On the basis of thermodynamics, gas dynamics and gas turbine principles, a detailed research on how to model the transient performance of a geared turbofan engine was performed, and the relevant solver equations were deduced simultaneously by employing constant mass flow (CMF) method in the paper. A geared turbofan engine transient model was successfully coded by means of employing the solver equations and C++ programming language. On the comparable basis, the calculation results have quite remarkable consistency with those results calculated by Gasturb 10, a famous commercial software in aero-engine performance simulation, with maximum errors within 1.5%. Hence, these consequences show the correctness and applicability of the solver equations.

Key words: constant mass flow (CMF) method; geared turbofan engine; turbofan engine; high bypass ratio engine; transient model; modeling method

符号表

A	面积(m^2)	f	比亥姆霍兹函数
C	常数	F_p	推力(daN)
c_p	比定压热容($\text{kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	g	比吉布斯函数
c_v	比定容热容($\text{kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	h	焓(kJ/kg)

收稿日期:2010-05-12; 修订日期:2010-10-17

作者简介:童万军(1977—),男,安徽肥东人,高级工程师,硕士,主要从事航空发动机燃油与控制方面研究.

H	高度(km)	s_{fc}	耗油率(kg/(s · daN))
I_2	高压转子转动惯量(kg · m ²)	T_s	静温(K)
I_1	低压转子转动惯量(kg · m ²)	T_t	总温(K)
κ	等熵指数	u	内能(kJ/kg)
N_1	低压转子物理转速(r/min)	v	单位容积(m ³ /kg)
N_2	高压转子物理转速(r/min)	V	气流速度(m/s)
p_s	静压(kPa)	W	空气流量(kg/s)
p_t	总压(kPa)	W_{fb}	燃油流量(kg/s)
P	功率(kW)	α	油气比
q	热量(kJ)	β	压气机进口导叶角度(°)
$q(\cdot)$	流量函数	ρ	密度(kg/m ³)
R	气体常数(kJ/(kg · K))	η	效率
R_{bp}	涵道比	σ	总压恢复系数
R_{gb}	齿轮传动比	τ	时间(s)
s	比熵(kJ/(kg · K))		

下角标

$0, 1, \dots, n$	发动机特征截面	f	风扇
b	增压级压气机	hpt	高压涡轮
bld	冷却气	lpt	低压涡轮
c	压气机	tbn	涡轮
cc	燃烧室		

航空发动机三大巨头企业:通用电气公司、罗尔斯·罗伊斯公司和普拉特·惠特尼公司(简称普惠公司)正致力于先进的涡轮风扇发动机、齿轮传动涡轮发动机和开式转子发动机的研发.这些正处于研究中的先进发动机将为下一代民用飞机用发动机提供解决方案.

齿轮传动涡轮发动机是在传统的民用大涵道比($R_{bp} = 4 \sim 7$)涡轮发动机的风扇和增压压气机间引入减速齿轮箱(见图1),使得增压压气机和低压涡轮工作在高转速下,效率高,级数少;而风扇却可工作在低转速下以获得超大涵道比($R_{bp} = 10 \sim 12$)的涡轮发动机^[1].

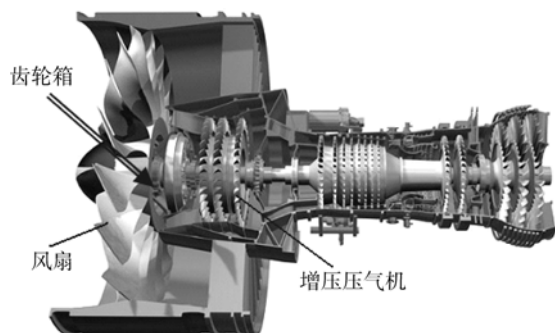


图1 典型的齿轮传动涡轮发动机剖视图

Fig.1 Typical geared turbofan engine profile

随着普惠公司的齿轮传动涡轮发动机地面和飞行验证试验的深入,齿轮传动涡轮发动机正不断地展示出其显著的低油耗、低噪声和低排放优

势.越来越多的航空发动机制造企业、飞机制造企业和航空运营公司也因此对齿轮传动涡轮发动机更加地关注与青睐.

在现代航空发动机的研制过程中,动态数学模型的广泛使用已成为研究发动机动态性能、制定发动机控制计划和研制发动机控制系统的先决条件和重要手段^[2].在国内,齿轮传动涡轮发动机研究工作尚处于起步阶段.为了能够详尽地研究齿轮传动涡轮发动机动态特性,预先开展齿轮传动涡轮发动机动态建模的研究工作是很有必要的.

本文从建模所必需的基本变量和求解方程组的角度出发,基于流量法开展了对齿轮传动涡轮发动机动态性能建模技术的详尽研究,并建立了某型齿轮传动涡轮发动机动态数学模型.该模型的运算结果与Gasturb 10的运算结果的良好一致性表明本文推导齿轮传动涡轮发动机动态数学模型的正确性和适用性.

1 基本变量选取

航空发动机动态数学模型实质上就是能够对慢车至最大状态之间的发动机稳态和过渡态工作过程中发动机主要特征截面上的全部气动热力参数进行计算的程序.因此,建立航空发动机动态数学模型首先要确定出发动机主要特征截面上的所有气动热力参数,然后建立气动热力学方程组来求解出这些参数.

但是从建模理论角度来看,可能会提问:“是否存在着这样的一组基本的热力学参数,当求解出这组基本参数后,其余的全部气动热力参数均可由这组基本参数推导而出?”若果真存在这样的基本参数组,那么基于这组基本参数建立的气动热力学求解方程组将是建模所必需的最简单且又完备的方程组。幸运的是,这个问题的答案是肯定的,下面将确定出这样的基本参数组。

根据热力学、气体动力学和发动机基本原理,可以得出如下气动热力学关系式^[3-4]:

理想气体的热力学关系式

$$p_s v = RT_s \quad \text{or} \quad p_s = \rho R T_s \quad (1)$$

$$g \stackrel{\text{def}}{=} h - T_s s \quad (2)$$

$$f \stackrel{\text{def}}{=} u - T_s s \quad (3)$$

$$c_v \stackrel{\text{def}}{=} \left(\frac{dq}{dT_s} \right)_v \Rightarrow \left(\frac{\partial c_v}{\partial p_s} \right)_{T_s} = \frac{\left(\frac{\partial c_v}{\partial v} \right)_{T_s}}{\left(\frac{\partial p_s}{\partial v} \right)_{T_s}} = 0 \quad (4)$$

$$c_p \stackrel{\text{def}}{=} \left(\frac{dq}{dT_s} \right)_{p_s} \Rightarrow \left(\frac{\partial c_p}{\partial v} \right)_{T_s} = \frac{\left(\frac{\partial c_p}{\partial p_s} \right)_{T_s}}{\left(\frac{\partial v}{\partial p_s} \right)_{T_s}} = 0 \quad (5)$$

$$du = c_v dT_s \quad (6)$$

$$dh = c_p dT_s \quad (7)$$

$$c_p - c_v = R \quad (8)$$

$$ds = c_p \frac{dT_s}{T_s} - R \frac{dp_s}{p_s} \quad (9)$$

$$\rho = \frac{1}{v} \quad (10)$$

$$\kappa = \frac{c_p}{c_v} = \frac{c_p}{c_p - R} \quad (11)$$

一维气体动力学关系式^[5]

$$Ma \stackrel{\text{def}}{=} \frac{V}{\sqrt{\kappa R T_s}} \quad (12)$$

$$\rho A V = \text{const} \stackrel{\text{def}}{=} W \Rightarrow$$

$$\frac{W \sqrt{T_t}}{p_t} = q(Ma) \cdot A \quad (13)$$

$$c_p T_s + \frac{V^2}{2} = \text{const} \stackrel{\text{def}}{=} c_p T_t \Rightarrow$$

$$\frac{T_t}{T_s} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \quad (14)$$

$$\frac{C \cdot \kappa}{\kappa - 1} p_s^{(1-\frac{1}{\kappa})} + \frac{V^2}{2} = \text{const} \stackrel{\text{def}}{=} \frac{C \cdot \kappa}{\kappa - 1} p_t^{(1-\frac{1}{\kappa})} \Rightarrow$$

$$\frac{p_t}{p_s} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (15)$$

压气机部件特性^[6]

$$\frac{W_c \sqrt{T_{tc}}}{p_{tc}} = f_{wc} \left(\frac{N_c}{\sqrt{T_{tc}}}, \pi_c, \beta_c \right) \quad (16)$$

$$\eta_c = f_{\eta_c} \left(\frac{N_c}{\sqrt{T_{tc}}}, \pi_c, \beta_c \right) \quad (17)$$

涡轮部件特性^[6]

$$\frac{W_{tbn} \sqrt{T_{tbn}}}{p_{tbn}} = f_{wtbn} \left(\frac{N_{tbn}}{\sqrt{T_{tbn}}}, \pi_{tbn} \right) \quad (18)$$

$$\eta_{tbn} = f_{\eta_{tbn}} \left(\frac{N_{tbn}}{\sqrt{T_{tbn}}}, \pi_{tbn} \right) \quad (19)$$

航空煤油的燃烧生成物^[7]

$$R(\alpha) = 287.05 - 0.01 \times \alpha + 10^{-7} \times \alpha^2 \quad (20)$$

$$c_p(TZ, \alpha) = \sum_{n=0}^8 (A_n \times TZ^n) + \frac{\alpha}{1 + \alpha} \sum_{n=0}^7 (B_n \times TZ^n) \quad (21)$$

式(21)中, $TZ = T_s/1000$, 常数 A_n 和 B_n 见表 1。

表 1 常数 A_n 和 B_n

Table 1 Data for constants A_n and B_n

常数	数值	常数	数值
A_0	0.992 313	B_0	-0.718 874
A_1	0.236 688	B_1	8.747 481
A_2	-1.852 148	B_2	-15.863 157
A_3	6.083 152	B_3	17.254 096
A_4	-8.893 933	B_4	-10.233 795
A_5	7.097 112	B_5	3.081 778
A_6	-3.234 725	B_6	-0.361 112
A_7	0.794 571	B_7	-0.003 919
A_8	-0.081 873		

航空发动机中的工作介质(空气或燃气)通常被当作理想气体来处理。燃料与空气燃烧产物的组成成份由油气比 α 确定, α 是燃油量 W_b 与空气量之比, W_b 为已知控制变量, 故 α 认为已知; 转子转速 N_1, N_2 和导叶角度 β 宜为已知控制变量; A 为已知结构参数。因此, 根据方程(1)~(21), 航空发动机建模的基本变量组可确定为 5 个变量: W, T_t, p_t, π, η 。

2 建模研究

流量(连续)法和容积(效应)法是航空发动机

动态建模的两种基本方法. 流量法的基本思想是假设流入和流出控制体的流体质量和能量均相等; 容积法的基本思想则认为流入和流出控制体的流体质量和能量不一定相等, 即控制体具有流体质量和能量储存能力(容积效应).

美国航空航天局(NASA)刘易斯研究中心在1972年和1980年后率先运用流量法和容积法成功建立了发动机数学模型, 通常情况下, 流量法用于非实时建模, 容积法则用于实时建模. 但对于超大涵道比的齿轮传动风扇发动机而言, 由于 I_1 和 I_2 差别悬殊 ($I_1 \approx (40 \sim 90) I_2$), 应用容积法建模时, 积分步长的选取应十分谨慎, 否则模型收敛时间加长甚至会轻度振荡, 且模型稳态过程模拟时, 耗用时间长, 甚至会超过流量法模型. 鉴于此, 本文采用流量法对齿轮传动风扇发动机进行建模.

2.1 建模基本假设

某齿轮传动涡扇发动机结构原理图如图2, 图中的截面命名符合 ARP 755A 的规定^[8].

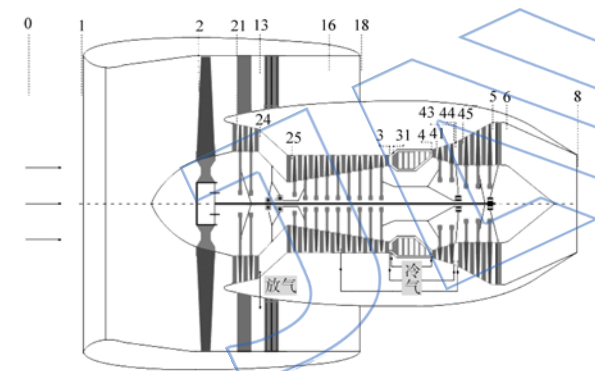


图2 某齿轮传动涡扇发动机结构原理图

Fig. 2 Geared turbofan engine structural drawing

建立该齿轮传动涡扇发动机动态模型所采用的建模基本假设如下^[9-10]:

- 1) 发动机工作介质当作一维理想气体处理;
- 2) 忽略所有的二次影响, 例如, 湿度、热传导、比热容、雷诺数以及叶片间隙变化等;
- 3) 当马赫数小于0.4时, 气体的热力学参数当作是总温和油气比的函数处理.

2.2 模型求解变量

基于5个基本变量: W , T_t , p_t , π , η , 表2列出了建立某齿轮传动涡扇发动机动态模型所需求解的基本变量.

表2 动态模型求解变量

Table 2 Solving variables of the transient model

截面	T_t	p_t	W	π	η
0	✓	✓			
1	✓	✓			
2	✓	✓	✓	✓	✓
13	✓	✓	✓		
16	✓	✓	✓		
18	✓	✓	✓		
21	✓	✓	✓	✓	✓
24	✓	✓	✓		
25	✓	✓	✓	✓	✓
3	✓	✓	✓		
31	✓	✓	✓		
4	✓	✓	✓		
41	✓	✓	✓	✓	✓
43	✓	✓	✓		
44	✓	✓	✓		
45	✓	✓	✓	✓	✓
5	✓	✓	✓		
6	✓	✓	✓		
8	✓	✓	✓		

2.3 模型求解方程组

从表2, 可以计算出动态模型所需求解的基本变量的数目是65个. 因此, 至少需要65个模型求解方程来求解这65个变量.

图3是某齿轮传动涡扇发动机动态建模原理框图. 整个模型方程组可由三部分组成: 部件方程组、流道方程组和动态性能方程组.

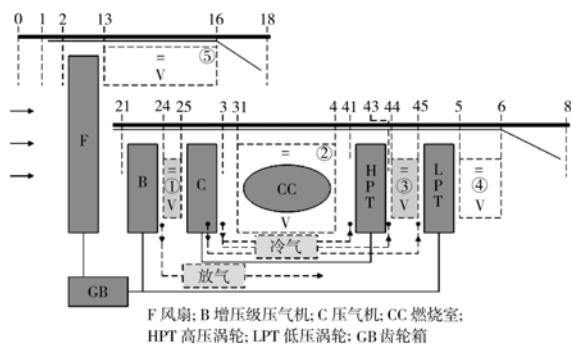


图3 某齿轮传动涡扇发动机动态建模原理框图

Fig. 3 Geared turbofan engine transient model block diagram

2.3.1 部件方程组

部件方程组主要由部件的特性方程确定,与建模方法无关.发动机部件已在图 3 中用红线指示.部件方程组共 32 个方程,限于篇幅,仅列出部分部件方程如下:

风扇

$$\frac{W_{21}\sqrt{T_{t2}}}{p_{t2}} = f_{wf}\left[\frac{N_1}{\sqrt{T_{t2}}}, \pi_{t1}\right] \quad (22)$$

$$\eta_f = f_{\eta_f}\left[\frac{N_1}{\sqrt{T_{t2}}}, \pi_{t1}\right] \quad (23)$$

$$\pi_{t1} = \frac{p_{t13}}{p_{t2}} \quad (24)$$

$$\frac{T_{t13}}{T_{t2}} = 1 + \frac{\pi_{t1}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1}{\eta_f} \quad (25)$$

增压压气机

$$\frac{W_{21}\sqrt{T_{t21}}}{p_{t21}} = f_{wb}\left[\frac{R_{gb}N_1}{\sqrt{T_{t21}}}, \pi_b, \beta_b\right] \quad (26)$$

$$\eta_b = f_{\eta_b}\left[\frac{R_{gb}N_1}{\sqrt{T_{t21}}}, \pi_b, \beta_b\right] \quad (27)$$

$$\pi_b = \frac{p_{t24}}{p_{t21}} \quad (28)$$

$$\frac{T_{t24}}{T_{t21}} = 1 + \frac{\pi_b^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1}{\eta_b} \quad (29)$$

$$W_{24} = W_{22} \quad (30)$$

高压压气机

$$\frac{W_{25}\sqrt{T_{t25}}}{p_{t25}} = f_{wc}\left[\frac{N_2}{\sqrt{T_{t25}}}, \pi_c, \beta_c\right] \quad (31)$$

$$\eta_c = f_{\eta_c}\left[\frac{N_2}{\sqrt{T_{t25}}}, \pi_c, \beta_c\right] \quad (32)$$

$$\pi_c = \frac{p_{t3}}{p_{t25}} \quad (33)$$

$$\frac{T_{t3}}{T_{t25}} = 1 + \frac{\pi_c^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1}{\eta_c} \quad (34)$$

$$W_3 = W_{25} - W_{bld1} \quad (35)$$

高压涡轮

$$\frac{W_{41}\sqrt{T_{t41}}}{p_{t41}} = f_{whpt}\left[\frac{N_2}{\sqrt{T_{t41}}}, \pi_{hpt}\right] \quad (36)$$

$$\eta_{hpt} = f_{\eta_{hpt}}\left[\frac{N_2}{\sqrt{T_{t41}}}, \pi_{hpt}\right] \quad (37)$$

$$\pi_{hpt} = \frac{p_{t43}}{p_{t41}} \quad (38)$$

$$\frac{T_{t43}}{T_{t41}} = 1 - \eta_{hpt}\left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{hpt}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right] \quad (39)$$

$$W_{43} = W_{41} \quad (40)$$

低压涡轮

$$\frac{W_{45}\sqrt{T_{t45}}}{p_{t45}} = f_{w1pt}\left[\frac{R_{gb}N_1}{\sqrt{T_{t45}}}, \pi_{1pt}\right] \quad (41)$$

$$\eta_{1pt} = f_{\eta_{1pt}}\left[\frac{R_{gb}N_1}{\sqrt{T_{t45}}}, \pi_{1pt}\right] \quad (42)$$

$$\pi_{1pt} = \frac{p_{t5}}{p_{t45}} \quad (43)$$

$$\frac{T_{t5}}{T_{t45}} = 1 - \eta_{1pt}\left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{1pt}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right] \quad (44)$$

$$W_5 = W_{45} \quad (45)$$

核心喷口

若

$$\frac{p_{t8}}{p_{s0}} > \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

则

$$\frac{T_{t8}}{T_{s8}} = \frac{\kappa+1}{2}, \quad \frac{p_{t8}}{p_{s8}} = \left(\frac{T_{t8}}{T_{s8}}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, \quad Ma_8 = 1.0$$

否则

$$\begin{aligned} p_{s8} &= p_{s0}, \quad \frac{T_{t8}}{T_{s8}} = \left(\frac{p_{t8}}{p_{s8}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}, \\ Ma_8 &= \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \times \left[\frac{T_{t8}}{T_{s8}} - 1\right]}, \\ V_8 &= \sqrt{2c_p(T_{t8} - T_{s8})}, \\ W_8 &= \frac{p_{t8}}{\sqrt{T_{t8}}} \cdot q(Ma_8) \cdot A_8 \end{aligned} \quad (46)$$

外涵喷口

若

$$\frac{p_{t18}}{p_{s0}} > \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

则

$$\frac{T_{t18}}{T_{s18}} = \frac{\kappa+1}{2}, \quad \frac{p_{t18}}{p_{s18}} = \left(\frac{T_{t18}}{T_{s18}}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, \quad Ma_{18} = 1.0$$

否则

$$\begin{aligned} p_{s18} &= p_{s0}, \quad \frac{T_{t18}}{T_{s18}} = \left(\frac{p_{t18}}{p_{s18}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}, \\ Ma_{18} &= \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \times \left[\frac{T_{t18}}{T_{s18}} - 1\right]}, \\ V_{18} &= \sqrt{2c_p(T_{t18} - T_{s18})}, \\ W_{18} &= \frac{p_{t18}}{\sqrt{T_{t18}}} \cdot q(Ma_{18}) \cdot A_{18} \end{aligned} \quad (47)$$

2.3.2 流道方程组

流道方程组与采用的建模方法息息相关,流道在图 3 中已用灰线指示,基于流量法的流道方程组共 33 个方程,限于篇幅,仅列出部分流道方程如下:

截面 3 到截面 45 的流道方程

$$W_{31} = W_3 - W_{\text{bld},2} \quad (48)$$

$$W_4 = W_{31} + W_{\text{fb}} \quad (49)$$

$$W_4 c_p T_{t4} = W_{32} c_p T_{t31} + \eta_{\text{ec}} \cdot W_{\text{fb}} \cdot FHV \quad (50)$$

$$W_{41} c_p T_{t41} = W_4 c_p T_{t4} + W_{\text{bld},21} c_p T_{t8} \quad (51)$$

$$W_{44} = W_{43} + W_{\text{bld},22} \quad (52)$$

$$W_{44} c_p T_{t44} = W_{43} c_p T_{t43} + W_{\text{bld},22} c_p T_{t8} \quad (53)$$

$$W_{45} c_p T_{t45} = W_{44} c_p T_{t44} + W_{\text{bld},1} c_p \frac{T_{t13}}{2} \quad (54)$$

流量连续方程

$$W_{24} - W_{\text{bld},b} - W_{25} =$$

$$f_1(p_{t24}, p_{t3}, p_{t43}, p_{t5}, p_{t13}) = 0 \quad (55)$$

$$W_4 + W_{\text{bld},21} - W_{41} =$$

$$f_2(p_{t24}, p_{t3}, p_{t43}, p_{t5}, p_{t13}) = 0 \quad (56)$$

$$W_{44} + W_{\text{bld},22} - W_{45} =$$

$$f_3(p_{t24}, p_{t3}, p_{t43}, p_{t5}, p_{t13}) = 0 \quad (57)$$

$$W_5 - W_6 =$$

$$f_4(p_{t24}, p_{t3}, p_{t43}, p_{t5}, p_{t13}) = 0 \quad (58)$$

$$W_{13} - W_{16} =$$

$$f_5(p_{t24}, p_{t3}, p_{t43}, p_{t5}, p_{t13}) = 0 \quad (59)$$

方程(82)~(86)的推导基于假设5个容腔(见图3中的容腔①~⑤)的进出口流量连续. 这5个绝对的非线性方程组通常采用Newton-Raphson算法求解.

2.3.3 动态性能方程

部件方程和流道方程组成了表2中所示的65个变量的求解方程. 当该65个变量求解出来后, 其余与动态建模有关的参数均可求出.

功率方程

$$P_f = W_2 c_p (T_{t13} - T_{t2}) \quad (60)$$

$$P_b = W_{24} c_p T_{t24} - W_{21} c_p T_{t21} \quad (61)$$

$$P_c = W_8 c_p T_{t3} + W_{\text{bld},1} c_p \frac{T_{t13}}{2} - W_{25} c_p T_{t25} \quad (62)$$

$$P_{\text{hpt}} = W_{43} c_p T_{t43} - W_{41} c_p T_{t41} \quad (63)$$

$$P_{\text{lpt}} = W_5 c_p T_{t5} - W_{45} c_p T_{t45} \quad (64)$$

转子动态方程

$$\frac{dn_1}{d\tau} = \frac{900}{\pi^2 \cdot I_1 \cdot n_1} \cdot (\eta_{h1} \cdot P_{\text{lpt}} - P_f - P_b) \quad (65)$$

$$n_1 = n_1 + \frac{dn_1}{d\tau} \cdot d\tau \quad (66)$$

$$\frac{dn_2}{d\tau} = \frac{900}{\pi^2 \cdot I_2 \cdot n_2} \cdot (\eta_{h2} \cdot P_{\text{hpt}} - P_c) \quad (67)$$

$$n_2 = n_2 + \frac{dn_2}{d\tau} \cdot d\tau \quad (68)$$

3 仿真结果

基于模型求解变量和求解方程组, 本文利用C++程序语言和面向对象编程技术, 建立了某齿轮传动涡扇发动机的动态数学模型. 为了校验该模型的计算精度水平, 将该模型在非设计点和加/减速过程的仿真计算结果与著名的商业化发动机性能计算软件Gasturb 10的仿真计算结果进行比对. Gasturb 10采用流量法进行建模(代码未公开), 仿真计算结果的对比基于下列条件^[11-12]:

1) 相同的发动机设计参数, 包括设计点循环参数和结构参数等;

2) 相同的发动机部件特性, 包括风扇、增压级、高压压气机、高压涡轮和低压涡轮特性等;

3) 加减速过程采用相同的控制规律, 包括导叶角度、放气、引气、供油控制规律等.

对比表明该模型的运算结果与Gasturb 10的运算结果具有良好的一致性, 最大误差 $\leq 1.5\%$. 结果比较参见图4~图9.

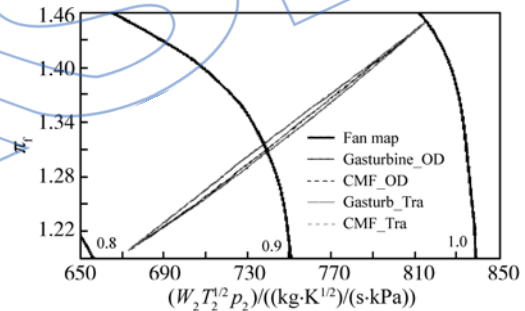


图4 风扇特性图上计算结果对比

Fig. 4 Results comparison on the fan characteristic map

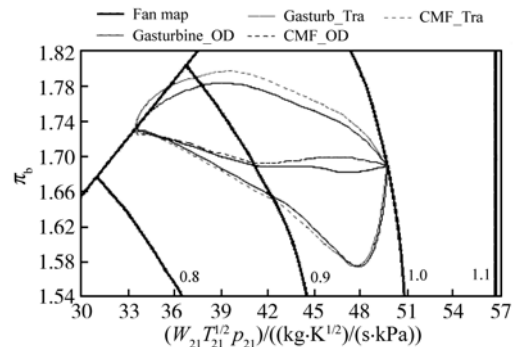


图5 增压压气机特性图上计算结果对比

Fig. 5 Results comparison on the booster characteristic map

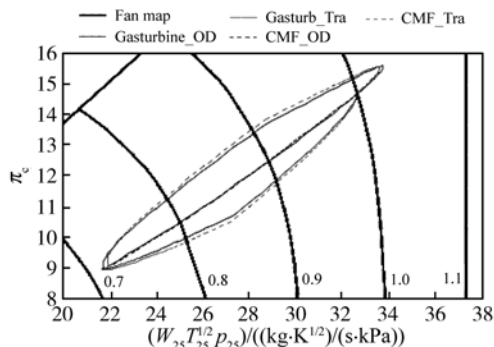
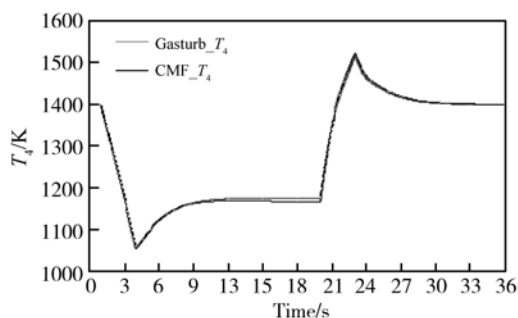
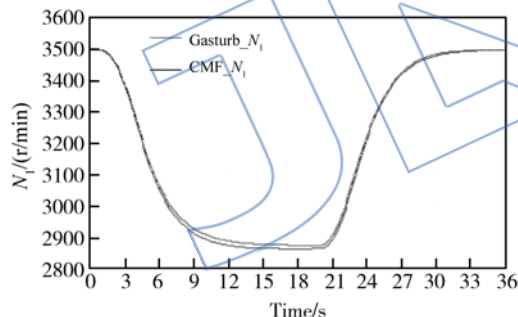
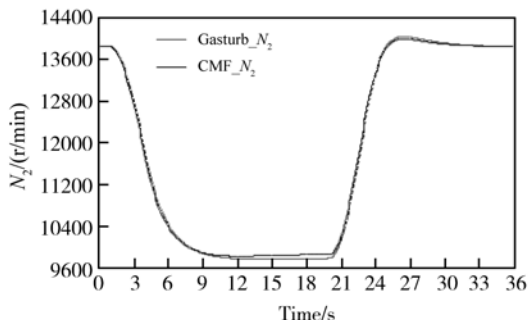


图6 高压压气机特性图上计算结果对比

Fig. 6 Results comparison on the compressor characteristic map

图7 燃烧室出口温度 T_4 温度计算结果对比Fig. 7 Results comparison of T_4 temperature图8 风扇转速 N_1 计算结果对比Fig. 8 Results comparison of N_1 speed图9 压气机转速 N_2 计算结果对比Fig. 9 Results comparison of N_2 speed

4 结论

根据仿真结果,可以得出下列结论:

1) 航空发动机建模的基本变量选取为5个变量: W, T_t, p_t, π, η 是正确和适用的。

2) 基于流量法推导出的模型求解方程组是正确和适用的。

3) 基于求解方程组建立的动态数学模型可以用于齿轮传动涡扇发动机动态特性分析和控制计划制定等研究领域。

参考文献:

- [1] 李杰. 齿轮传动涡轮风扇(GTF)发动机先进技术综述[J]. 航空发动机, 2009, 35(4): 54-57.
LI Jie. Overview of advanced technology for geared turbofan engine(GTF)[J]. Aeroengine, 2009, 35(4): 54-57. (in Chinese)
- [2] 戈尔别格. 航空燃气涡轮发动机的控制方法与动态特性的数学模拟[M]. 程心健, 译. 无锡: 中国航空动力控制系统研究所, 1996.
- [3] Holman J P. Thermodynamics[M]. 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 1980.
- [4] Cambel A B, Jennings B H. Gas dynamics[M]. New York: McGraw-Hill, 1958.
- [5] White F M. Fluid mechanics[M]. 5th ed. New York: McGraw-Hill Education ISE Editions, 2003.
- [6] Saravanamuttoo H I H. Gas turbine theory[M]. 5th ed. Harlow: Prentice Hall, 2001.
- [7] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. Oxford: Blackwell Science, 2004.
- [8] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine performance station identification and nomenclature[M]. Warrendale, PA: Aerospace Recommended Practice, ARP 755A, SAE, 1974.
- [9] 唐世建, 童万军, 钟小红, 等. 航空发动机核心机建模技术研究与应用[J]. 航空发动机, 2007, 33(3): 41-44.
TANG Shijian, TONG Wanjun, ZHONG Xiaohong, et al. Research and application of modeling technology on core engine[J]. Aeroengine, 2007, 33(3): 41-44. (in Chinese)
- [10] 唐世建, 李健民, 王戈一, 等. 涡扇发动机模型计算程序[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(1): 45-52.
- [11] 华清. 某型涡扇发动机全包线实时仿真模型[J]. 航空发动机, 2002, 28(1): 47-52.
HUA Qing. A realtime simulation model of a typical turbofan engine in full flight envelope[J]. Aeroengine, 2002, 28(1): 47-52. (in Chinese)
- [12] 聂恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 程振海, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999.