

一种航空发动机全状态性能模型

施 洋^{1,2}, 屠秋野^{1,2}, 严红明³, 蒋 平³, 蔡元虎^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 采用基于脊背特性的压气机和涡轮部件性能的参数表示方法建立了航空燃气涡轮发动机全状态性能仿真计算模型. 使用该模型对某单轴涡喷发动机的地面节流特性进行了计算模拟, 并且与传统的发动机性能模型的计算结果进行了对比. 结果表明: 主要截面参数的平均相对误差不超过 0.7%, 说明该模型在慢车以上转速与传统模型具有相同的计算精度. 使用该模型同时对该单轴涡喷发动机的空中风车状态、地面起动加速的全过程、以及减速全过程进行了数值模拟, 验证了该模型的全状态性能仿真能力, 计算结果定性地符合发动机在各个不同工作状态的物理特征及变化趋势.

关 键 词: 航空发动机; 全状态; 性能仿真; 部件特性扩展; 风车状态; 过渡态

中图分类号: V231

文献标志码: A

A full states performance model for aero engine

SHI Yang^{1,2}, TU Qiu-ye^{1,2}, YAN Hong-ming³,

JIANG Ping³, CAI Yuan-hu^{1,2}

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: A full states performance simulation model for aero engine was established by using the parametric representation based on the backbone characteristics of compressor and turbine. Part loading performance of a turbojet engine at sea level static condition was simulated through the model. Compared with the traditional model, results showed the average errors of the main parameters were no more than 0.7%, indicating the full states model had the same precision as the traditional model above idle speed. The simulations for windmill state, ground starting and acceleration to maximum power, and deceleration from maximum power to zero were performed respectively by using the full states model. The ability of simulating full states performance of engine was verified. The results are qualitatively consistent with the operative characteristics and physical laws of the engine.

Key words: aero engine; full states; performance simulation;
component characteristics extrapolation; windmill state; transient state

收稿日期: 2016-07-04

作者简介: 施洋(1988—), 男, 博士生, 主要从事发动机总体性能研究.

引用格式: 施洋, 屠秋野, 严红明, 等. 一种航空发动机全状态性能模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 373-381. SHI Yang, TU Qiu-ye, YAN Hongming, et al. A full states performance model for aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 373-381.

在航空发动机的研发、试验、制造以及后期维护等过程中,设计人员和用户经常使用数学模型对航空发动机性能进行模拟.国内外对航空发动机性能仿真计算模拟已经开展了大量的研究工作.从目前研究成果来看,航空涡轮发动机慢车转速以上的稳态和过渡态计算方法已经十分成熟,但要实现包括慢车以下转速的全状态整机性能模拟仍然较为困难,主要存在的难点是部件特性的范围限制.

在航空发动机性能仿真计算过程中,不同工作状态下各部件的性能通常以部件特性的形式表述,相关部件的特性一般由试验测量或计算机仿真提供.但是对于旋转部件的某些特殊工况,如压气机和涡轮的高转速(一般 110% 以上相对换算转速)或低转速(一般小于慢车转速),由于试验的风险过高、试验测量困难以及计算难以收敛等原因,使得获取部件上述范围内的特性十分困难.

本文在分析国外的旋转部件特性参数化表示方法的基础上,将其应用至航空发动机性能计算模型之中,建立了描述航空燃气涡轮发动机全状态的性能模型;并采用该模型对发动机风车状态以及全转速加减速等工况进行了数值模拟和分析.

1 旋转部件特性的参数化表示

1.1 旋转部件的全状态工作特点分析

在发动机全状态的工作过程中,压气机可能出现 3 种典型的工作状态.

1) 压气机态.这是压气机在发动机高转速工况的正常工作状态.此时压气机消耗功对气流进行压缩,压气机出口的总温和总压均高于进口,即

$$T_{out}^* > T_{in}^* \quad (1)$$

$$\pi_c = p_{out}^*/p_{in}^* > 1 \quad (2)$$

式中 T^* , p^* 分别为总温、总压,下标 in, out, c 分别表示部件的进口、出口以及压气机部件.

由于该状态下压气机的等熵功小于实际功,按照压气机效率定义有

$$\eta_c = \Delta h_{c,id}/\Delta h_c \in (0, 1) \quad (3)$$

式中 Δh 为焓增,下标 id 表示等熵.

2) 涡轮态.这是压气机在发动机风车工况的典型工作状态.此时压气机相当于一个涡轮,被来流的动能吹转并对外做功带动转子转动.压气机出口总温和总压均低于进口,即

$$T_{out}^* < T_{in}^* \quad (4)$$

$$\pi_c = p_{out}^*/p_{in}^* < 1 \quad (5)$$

由于该状态下压气机的等熵功大于实际功,按照压气机效率定义有

$$\eta_c = \Delta h_{c,id}/\Delta h_c \in (1, +\infty) \quad (6)$$

3) 搅拌机态.搅拌机态是压气机在发动机低转速工况的典型工作状态.搅拌机态的压气机 h - s 图如图 1 所示,图中 h 表示焓, s 表示熵.

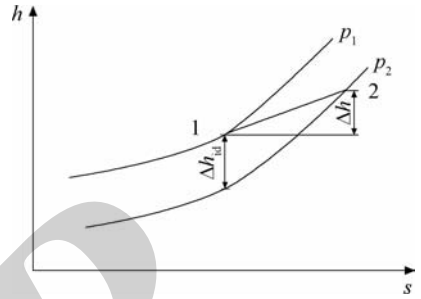


图 1 压气机搅拌机态焓-熵图

Fig. 1 h - s map of compressor mixer state

此时压气机各级的流动损失较大,气流的动能损失转化为热能导致出口总温增加.由于转速很低,压气机对气流的做功很小,不足以弥补压气机的总压损失,因此压气机出口总压降低.即

$$T_{out}^* > T_{in}^* \quad (7)$$

$$\pi_c = p_{out}^*/p_{in}^* < 1 \quad (8)$$

由于该状态下压气机的等熵功与实际功相反,按照压气机效率定义有

$$\eta_c = \Delta h_{c,id}/\Delta h_c \in (-\infty, 0] \quad (9)$$

根据上面的分析,可以完整地画出发动机全状态的工作过程中压气机级效率随流量系数 φ 的变化关系(图 2,图中 $W_{c,cor}$ 表示压气机换算流量).从图 2 可以看出,由于压气机效率定义为等熵功与实际功之比,所以在发动机全状态的工作过程中,压气机效率并不连续,存在奇点.

与压气机类似,涡轮同样也存在着 3 种典型

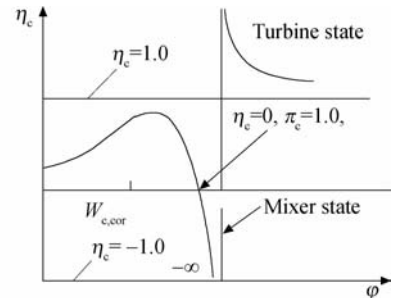


图 2 压气机的 3 种工作条件的效率变化示意图

Fig. 2 Sketch map of compressor efficiency in three operation conditions

的工作状态。

1) 涡轮态. 此时,有

$$T_{out}^* < T_{in}^* \quad (10)$$

$$\pi_t = p_{in}^* / p_{out}^* > 1 \quad (11)$$

$$\eta_t = \Delta h_t / \Delta h_{t,id} \in (0, 1) \quad (12)$$

式中下标 t 表示涡轮部件。

2) 搅拌机态. 此时,有

$$T_{out}^* > T_{in}^* \quad (13)$$

$$\pi_t = p_{in}^* / p_{out}^* > 1 \quad (14)$$

$$\eta_t = \Delta h_t / \Delta h_{t,id} \in (-\infty, 0] \quad (15)$$

3) 压气机态. 此时,有

$$T_{out}^* > T_{in}^* \quad (16)$$

$$\pi_t = p_{in}^* / p_{out}^* < 1 \quad (17)$$

$$\eta_t = \Delta h_t / \Delta h_{t,id} \in (1, +\infty) \quad (18)$$

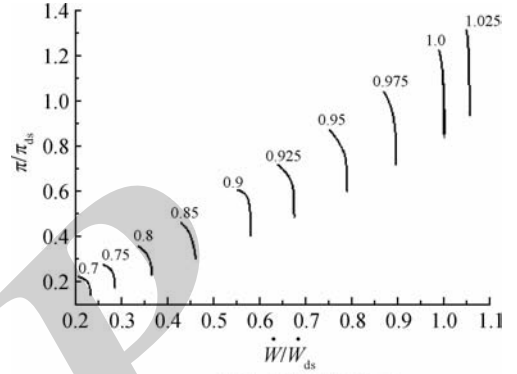
为了解决发动机转速过高或过低时缺少部件特性的问题,国内外对部件特性进行扩展进行了大量的研究^[1-12]. 这些方法一般是从数学的角度出发,并结合一定的物理规律,选取已知特性中转速最低或最高的若干条特性线作为参考数据对部件特性进行扩展. 由于传统效率的定义方法导致了奇点的存在,这些扩展方法都不能完整描述压气机和涡轮的所有工作状态。

研究人员使用上述方法在扩展了压气机和涡轮部件特性之后,开展了发动机起动过程和风车状态的性能计算和研究工作^[13-17]. 显然,只要继续沿用传统的效率定义方法,通常都只能描述出压气机的压气机态和搅拌机态,这可以使得发动机性能模拟涵盖一部分低转速工况. 但是,当计算模拟发动机风车状态时,压气机虽然能够进入压比小于 1.0 的情况,但效率不会进入大于 1.0 的情况,即无法处理涡轮态,所以使得现有的性能模拟方法无法实现真正意义上的发动机全状态的性能模拟。

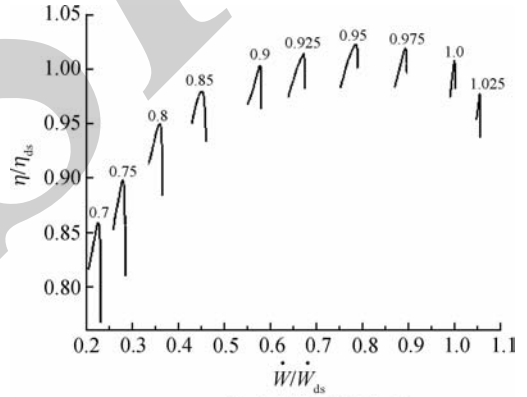
美国通用电气公司和美国国家航空航天局(NASA)的 Lewis 研究中心于 20 世纪 80 年代开发了一种压气机和涡轮特性的参数表示方法^[18-20]. 这种方法的基本思想是首先确定压气机和涡轮特性中脊背点的功系数、流量系数和损失的关系,再确定非脊背点相对于脊背点的流量和损失的偏差,从而实现对压气机和涡轮特性的参数化表达. 再以此为基础,通过分析压气机和涡轮在全转速范围内脊背点特性和非脊背点特性的变化趋势,建立起了压气机和涡轮特性的扩展方法。

1.2 压气机特性的参数化表示方法

传统的压气机特性表示方式如图 3 所示. 图 3 中压气机的压比、换算流量以及效率均进行了归一化处理. 图中 π, η, W 表示部件的压比、效率、流量,下标 ds 表示设计点,图中的曲线上的数据为换算转速 n_{cor} , (后文涡轮特性图中含义相同)。



(a) 压比-换算流量关系



(b) 效率-换算流量关系

图 3 压气机特性

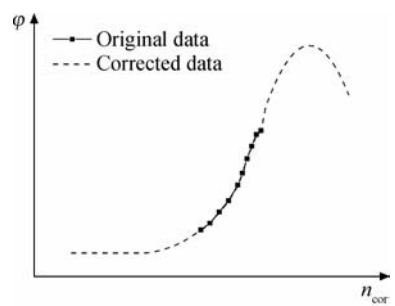
Fig. 3 Characteristics of compressor

压气机特性的参数表示方法是基于损失的概念提出的. 损失系数定义为实际功系数与等熵功系数之差,即

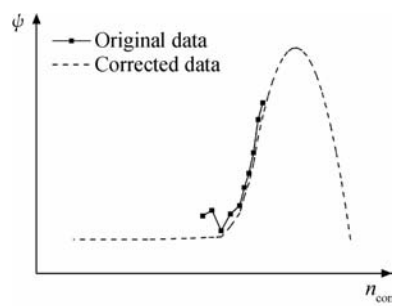
$$C_l = \phi - \phi_{id} \quad (19)$$

式中 ϕ 为功系数, C_l 为压气机损失系数。

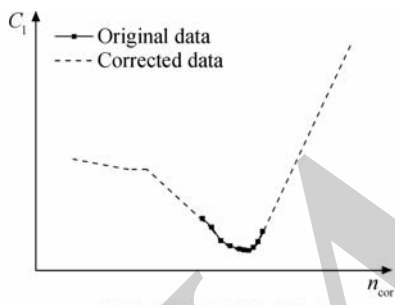
相比于效率的定义方法,在发动机全状态过程中,损失的变化是连续的,且没有奇点. 定义压气机特性每一条等换算转速线上的最小损失点为脊背点,其余点则称为非脊背点. 由此,可以给出压气机脊背点的流量系数 φ 、功系数 ϕ 和损失系数 C_l 随换算转速 n_{cor} 在全转速范围内的变化关系,如图 4 所示. 图中实线给出的是参数化方法表示的图 3 的压气机特性,虚线表示的是修正和扩展处理后得到的压气机特性。



(a) 流量系数-换算转速关系



(b) 功系数-换算转速关系



(c) 损失系数-换算转速关系

图 4 压气机的脊背点特性

Fig. 4 Backbone point characteristics of compressor

在确定了压气机脊背点特性后,非脊背点的特性可以用相对于脊背点特性的功系数偏移量来表示.定义功系数偏移量 $\Delta\psi$ 如下:

$$\Delta\psi = \psi - \psi_b \tag{20}$$

式中下标 b 代表脊背点.

在脊背点的左侧,功系数偏移量为正;而在脊背点右侧,功系数偏移量为负.功系数偏移量的绝对值越大,表明非脊背点偏离脊背点越远.

图 5 描述了图 3 所示的压气机的非脊背点虚拟马赫数 Ma_v 随功系数偏移量和换算转速的变化关系.关于虚拟马赫数的定义参见文献[18-20].在已知脊背点的流量系数之后,这个关系可以用来确定不同换算转速下的非脊背点换算流量.

图 6 描述了图 3 所示的压气机的非脊背点损失系数偏移量随功系数偏移量和换算转速的变化关系.在已知脊背点的功系数和损失系数之后,这

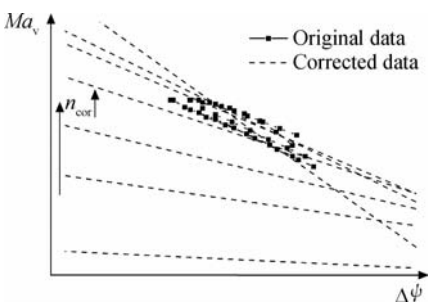


图 5 虚拟马赫数随功系数偏移量的变化关系

Fig. 5 Relationship of virtual Mach number with work coefficient offset

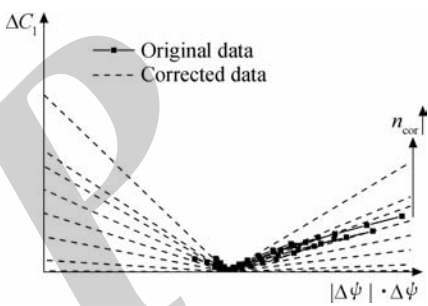


图 6 损失系数偏移量随 $|\Delta\psi| \cdot \Delta\psi$ 的变化关系

Fig. 6 Relationship of loss coefficient offset with $|\Delta\psi| \cdot \Delta\psi$

个关系可以用来由不同换算转速下的非脊背点的功系数确定其损失系数.其中,损失系数偏移量定义如下:

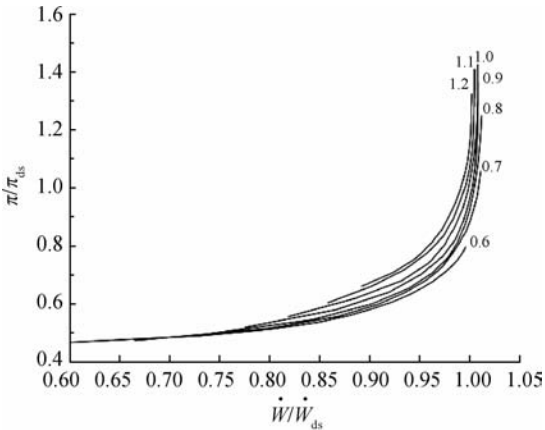
$$\Delta C_l = C_l - C_{l,b} \tag{21}$$

式中 ΔC_l 为损失系数偏移量, $C_{l,b}$ 为脊背点损失系数.

如果已知传统的压气机特性,可以转换为上文介绍的参数化表示,并按照压气机自身的物理规律进行扩展,从而获得全状态的压气机性能.

1.3 涡轮特性的参数化表示方法

图 7 给出的是传统表示方式的涡轮特性.图



(a) 落压比-换算流量关系

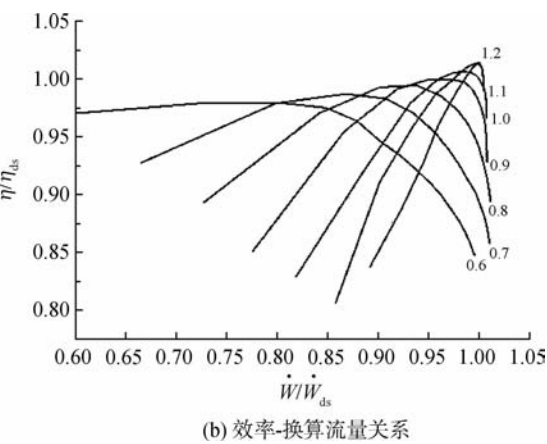


图 7 涡轮特性

Fig. 7 Characteristics of turbine

7 中的涡轮的压比、换算流量以及效率同样进行了归一化处理。

涡轮流量的参数化表示是以等相似功线上的换算流量为基准定义的。图 8 描述了图 7 所示的涡轮的滞止马赫数随相似功和换算转速的全转速范围内的变化关系。滞止马赫数可以根据总温计算如下：

$$Ma^* = \frac{v}{\sqrt{\gamma RT^*}} \quad (22)$$

式中 Ma^* 为滞止马赫数， v 为气流速度， γ 为气体比热比， R 为气体常数。

根据图 8 可以用来确定不同相似功和换算转速条件下的换算流量。图中下标 cor 表示换算。当涡轮导向器喉部堵塞，气流马赫数为 1.0，对应的滞止马赫数为 0.9258。

涡轮的效率特性的基于涡轮脊背点的损失特性来表示的。首先定义涡轮的损失系数 C_l 如下：

$$C_l = \frac{\Delta h_{id}}{T_{in}^*} - \frac{\Delta h}{T_{in}^*} \quad (23)$$

由此，可以给出图 7 所示的涡轮的脊背点的功系数和损失系数随相似功的全转速范围内的变化关系，如图 9 所示。

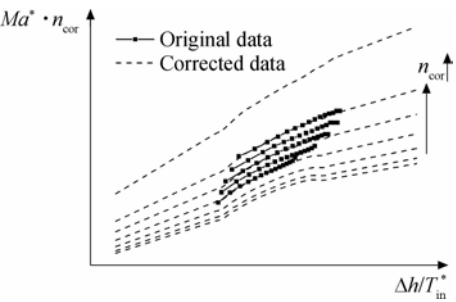
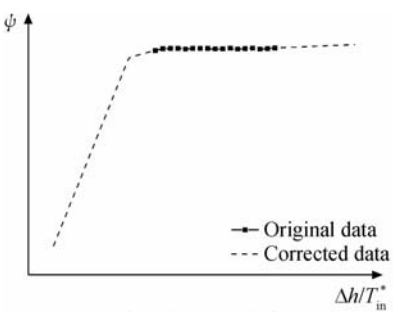
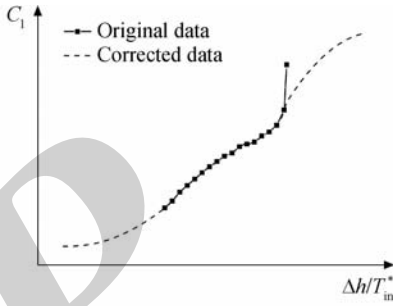


图 8 涡轮流量的参数化表示

Fig. 8 Parametric representation of turbine mass flow



(a) 功系数-相似功关系



(b) 损失系数-相似功关系

图 9 涡轮的脊背点特性

Fig. 9 Backbone points characteristics of turbine

定义涡轮非脊背点的功系数偏移量 $\Delta\psi$ 和损失系数偏移量 ΔC_l 如下：

$$\Delta\psi = \psi - \psi_b \quad (24)$$

$$\Delta C_l = \psi/\psi_b (1/\eta - 1/\eta_b) \quad (25)$$

图 10 描述了图 7 所示的涡轮的非脊背点的损失系数偏移量随功系数偏移量和相似功的变化关系。在已知脊背点的功系数和损失系数之后，这个关系可以用来由非脊背点的功系数确定其损失系数。

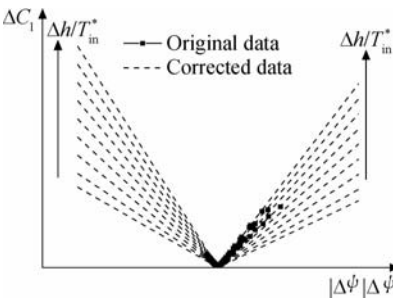


图 10 涡轮非脊背点损失系数偏移量随 $|\Delta\psi| \cdot \Delta\psi$ 的变化关系

Fig. 10 Relationship of loss coefficient offset of off-backbone points with $|\Delta\psi| \cdot \Delta\psi$

同样如果已知传统方式表示的涡轮特性，则可以转换为的参数化方式表示的特性，并按照涡轮自身的物理规律进行扩展，从而获得全状态的涡轮性能。

2 发动机全状态性能模型

在本文建立的发动机全状态性能模型中采用前文介绍的参数化表示方法的压气机和涡轮特性. 同时, 要实现发动机全状态的性能模拟, 还需要重新设定发动机计算模型中压气机和涡轮的初猜值: 在给定发动机转速的条件下, 压气机初猜值设定为功系数偏移量 $\Delta\psi_c$; 涡轮初猜值设定为相似功 $\Delta h/T_{in}^*$. 这样就确定了压气机和涡轮工作点位置. 描述发动机共同工作的非线性方程组的其他初猜值和残差保持不变.

2.1 慢车以上稳态性能模拟及验证

发动机全状态性能仿真模型是以传统发动机性能仿真模型为基础建立的, 因此本文建立的全状态仿真模型同样具有传统发动机性能模型的发动机慢车以上转速性能的仿真能力. 由于对于压气机以及涡轮并未采用传统的特性图描述其工作状态, 所以有必要对其进行验证.

分别使用全状态性能模型(旋转部件特性使用参数化表示方法描述, 部件原始特性和参数化表示的特性为第 1.2 节和第 1.3 节中的特性)和传统模型(使用传统压气机和涡轮特性)计算了某单轴涡喷发动机在 SLS(sea level static, 即高度为 0 km, 马赫数为 0)状态及 ISA(international standard atmosphere)条件下, 相对物理转速为 100%~70% 的节流特性, 计算步长取 5%, 共计计算 7 个不同转速的发动机性能. 对比两种模型计算得到的主要参数的平均相对误差如表 1 所示.

表 1 全状态模型稳态性能计算结果验证

Table 1 Variation of steady state performance results of full states model

变量名称	平均相对误差/%
涡轮前温度 T_4^*	-0.53
压气机压比 π_c	0.25
压气机换算转速 $W_{c,cor}$	-0.16
压气机效率 η_c	0.41
涡轮压比 π_t	0.56
涡轮换算转速 $W_{t,cor}$	-0.69
涡轮效率 η_t	-0.11

表 1 中主要参数的平均相对误差均在 0.7% 以下. 误差主要是由于对慢车以上转速的参数化表示的特性进行了微调以及线性拟合造成的. 显

然, 全状态性能模型计算得到的压气机和涡轮的工作点与传统模型的计算结果吻合程度较高.

2.2 全转速的过渡态仿真

对于发动机全状态模型而言, 难点主要集中在发动机慢车以下转速性能的计算模拟. 下面以某型涡喷发动机为例, 对其风车过程以及地面的加减速过程进行计算模拟以验证全状态模型的发动机全状态性能模拟能力.

使用发动机全状态性能模型模拟第 2.1 节中的单轴涡喷发动机在 SLS 状态及 ISA 条件下相对物理转速为 0-100%-0 的过渡态过程. 整个模拟过程涵盖了传统模型能够仿真模拟的慢车以上转速范围, 也包括了慢车以下的转速范围. 发动机的供油规律如图 11 所示(图中 W_f 为百分比燃油流量, t 为时间), 计算得到的过渡态转速响应如图 12 所示(图中 n 为相对物理转速).

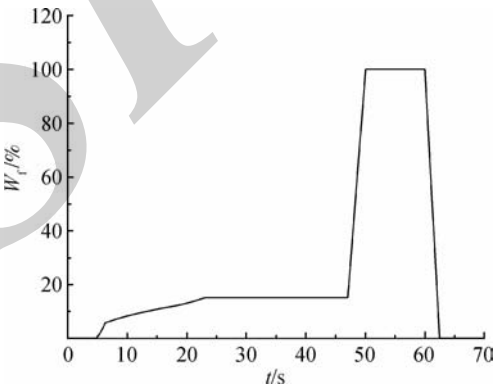


图 11 发动机过渡态的供油规律
Fig. 11 Fuel law of engine transient process

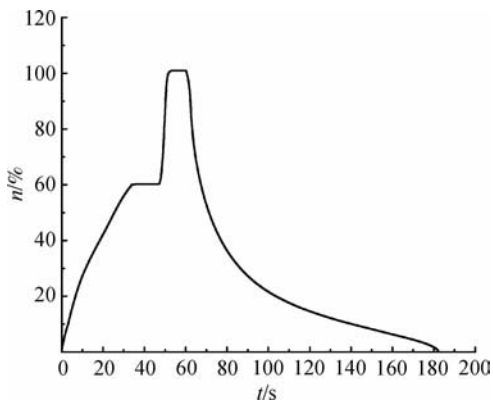


图 12 发动机过渡态的转速响应
Fig. 12 Engine Speed response of engine transient process

整个过渡态模拟分为以下过程: ① 起动带转阶段(0~5 s), 发动机由起动机带动; ② 第 5 s 到达

点火转速后,燃烧室点火;③燃油流量继续增加至慢车供油量,期间起动机脱开,发动机从点火转速逐渐加速至慢车转速(5~35 s);④保持慢车转速 10 s 后,燃油流量迅速增加到最大状态供油量,发动机从慢车加速至最大转速(48~52 s);⑤最大转速维持 10 s 后,燃烧室熄火,燃油流量减至零,发动机在自身转子惯性和液压系统阻尼^[21](图 13)作用下逐渐减速至停车(62~182 s).从数值模拟结果来看,发动机过渡态转速响应符合基本的物理规律.

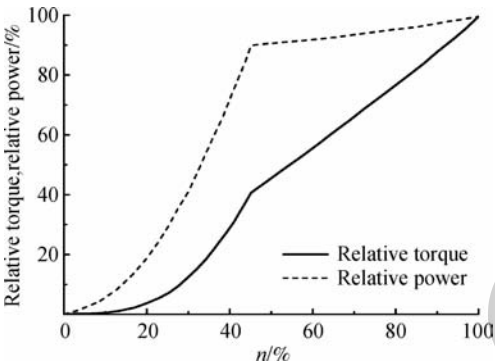


图 13 发动机部件阻力矩/阻力功率随转速的变化关系^[21]

Fig. 13 Relationships of engine components' torque/power of drag with speed^[21]

2.3 稳态和过渡态的风车性能仿真

使用发动机全状态性能模型计算了不同高度 H 和马赫数条件下的发动机的风车转速(图 14).

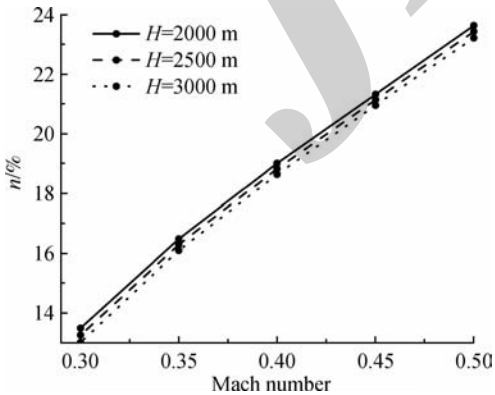


图 14 不同飞行条件下的风车转速

Fig. 14 Windmill speed of different flight conditions

当发动机燃烧室熄火时,压气机被来流吹转而进入涡轮态,涡轮被压气机带转而进入搅拌机态或压气机态.在高度不变的情况下,随着马赫数的增加,来流的动压增加,来流对处于涡轮态的压

气机的做功能力增强,发动机的风车转速随之增加.在马赫数不变的情况下,随着高度的增加,一方面大气密度减小,另一方面飞行速度由于声速的降低而减小,来流的动压减小,来流对处于压气机的做功能力减弱,发动机的风车转速降低.

最后对发动机空中熄火的过渡状态过程进行了数值模拟.飞行状态高度为 2 500 m,马赫数为 0.4,发动机初始稳态的相对物理转速设定为 70%.计算模拟燃烧室突然熄火后的转速响应曲线如图 15 所示.发动机熄火后转速下降,并最终稳定在 18% 左右的风车转速.图 16 给出了空中熄火减速过程中压气机效率的变化情况.在 87~88 s 的时段,压气机的效率跨过奇点迅速从负值变化至正值,表明了压气机从搅拌机态逐渐进入涡轮态的过程.压气机效率的变化趋势与第 1.1 节中分析的压气机全状态工作特点相符合.

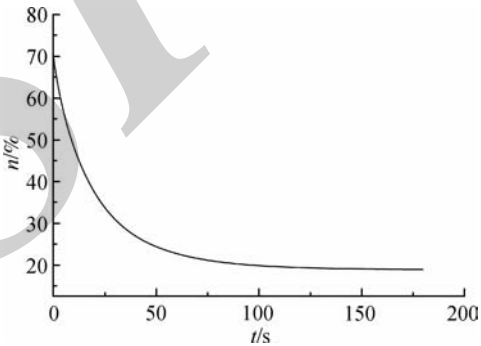


图 15 发动机空中减速过程的转速响应

Fig. 15 Response of engine speed in aerial deceleration

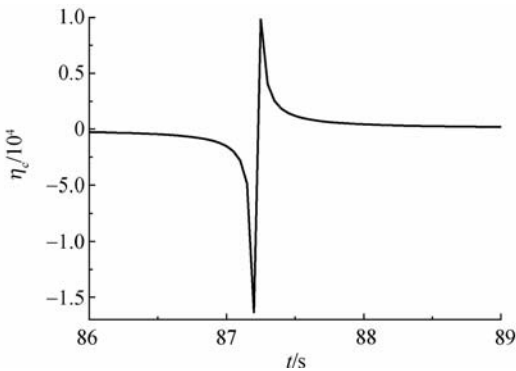


图 16 发动机空中减速过程中压气机效率的变化

Fig. 16 Variation of compressor efficiency in aerial deceleration process

地面全转速范围加减速过程以及风车状态的模拟表明:本文所建立的模型具备了计算模拟航空涡轮发动机全转速范围内各种状态的性能能力.

3 结 论

在发动机全状态过程中,旋转部件涵盖了压气机、搅拌机和涡轮3种工作状态.传统的部件特性表示方法中存在着奇点,而采用参数化表示方法可以完整描述这3种工作状态的部件特性.

本文在分析国外的旋转部件特性参数化表示方法的基础上,将其应用至航空发动机性能计算模型之中,建立了描述航空燃气涡轮发动机全状态的性能模型.

地面节流状态计算结果表明,本文发展的全状态性能模型其慢车以上稳态工况与传统性能模型相比,主要参数的平均相对误差不超过0.7%.采用全状态性能模型分别对地面0-100%-0的启动加速再熄火减速的过渡态过程、不同飞行条件下的稳态风车、发动机空中熄火的过渡过程进行了数值模拟.结果表明,该模型能够对发动机全状态的性能进行计算模拟,计算结果较好地反映出了各种不同工况下发动机的工作特点和物理规律.

参考文献:

- [1] 郭秉衡,许彪,张登洲.双转子涡喷发动机风车特性的计算与分析[J].航空学报,1995,16(5):528-533.
GUO Bingheng, XU Biao, ZHANG Dengzhou. Calculation and analysis of windmilling characteristics of twin-spool turbojet engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(5): 528-533. (in Chinese)
- [2] 彭靖波,谢寿生.基于RBF神经网络的压气机特性仿真[J].推进技术,2006,27(1):30-32.
PENG Jingbo, XIE Shousheng. Compressor characteristics simulation based on RBF neural network[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 30-32. (in Chinese)
- [3] 周文祥,黄金泉,窦建平.涡扇发动机部件级启动模型[J].航空动力学报,2006,21(2):248-253.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping. Development of component-level startup model for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 248-253. (in Chinese)
- [4] 周文祥,黄金泉.涡扇发动机高空启动模型研究[J].航空动力学报,2007,22(8):1384-1390.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Research on the startup model of turbofan engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1384-1390. (in Chinese)
- [5] Bretschneider S, John R. Method of extrapolating low speed compressor curves based on improved similarity laws [R]. Montreal: ASME Turbo Expo, 2015.
- [6] Saxton W R. A new method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed [D]. Blacksburg, Virginia, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [7] Chappel M A, McLaughlin P W. Approach to modeling continuous turbine engine operation from startup to shut-down[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 466-471.
- [8] Agrawal R K, Yunis M. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1982, 104(1): 194-201.
- [9] ZHAO Qishou. Calculation of windmilling characteristics of turbojet engines[J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103(1): 1-12.
- [10] Jones G, Pilides P, Curnock B. Compressor extrapolation of compressor characteristics to the low-speed region for subidle performance Modeling [R]. Amsterdam: ASME Turbo Expo, 2002.
- [11] Choi M S, Kang I S, Lim J S, et al. Analysis of windmilling characteristics for a twin-spool turbofan engine [R]. Singapore City: ASME Aisa Congress and Exhibition, 1997.
- [12] 王占学,王永杰,乔渭阳,等.涡扇发动机低转速部件特性扩展和风车状态性能模拟[J].推进技术,2006,27(2): 146-149.
WANG Zhanxue, WANG Yongjie, QIAO Weiyang, et al. Extrapolating component maps into the low speed and simulation of windmilling performance of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 146-149. (in Chinese)
- [13] 杨欣毅,沈伟,刘海峰,等.一种弹用涡喷发动机风车启动数值仿真方法[J].航空动力学报.2010,25(8):1776-1782.
YANG Xinyi, SHEN Wei, LIU Haifeng, et al. Numerical method for modeling missile turbojet engine windmill start process[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1776-1782. (in Chinese)
- [14] 黄向华,郑绪生.基于逐级叠加法的航空发动机启动模型研究[J].航空学报,2005,26(5):540-544.
HUANG Xianghua, ZHENG Xusheng. Research on startup model of aircraft engine based on stage-stacking method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 540-544.
- [15] 陈玉春,王朝莲,黄兴鲁,等.功率提取法在涡喷发动机启动特性模拟及控制规律设计中的应用[J].航空动力学报,2010,25(6):1277-1283.
CHEN Yuchun, WANG Zhaopeng, HUANG Xinglu, et al. Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1277-1283. (in Chinese)
- [16] 雷积红,陈策,李军,等.基于BP神经网络的涡扇发动机部件特性研究[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(4):15-17.
LEI Jihong, CHEN Ce, LI Jun, et al. A study of turbofan

component characteristic based on back propagation network[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16 (4): 15-17. (in Chinese)

[17] 时瑞军, 周剑波, 张秋贵, 等. 单轴涡喷发动机起动过程数学建模研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(3): 1-4. SHI Ruijun, ZHOU Jianbo, ZHANG Qiugui, et al. Analysis on the modeling method of single spool turbojet engine startup process [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(3): 1-4. (in Chinese)

[18] Converse G L, Giffin R G. Extended parametric representation of compressor fans and turbines : Volume I CM-GEN user's manual[R]. NASA-CR-174645, 1984.

[19] Converse G L. Extended parametric representation of compressor fans and turbines; Volume II PART user's manual [R]. NASA-CR-174646, 1984.

[20] Converse G L. Extended parametric representation of compressor fans and turbines; Volume III MODFAN user's manual[R]. NASA-CR-174647, 1984.

[21] Jones G B. Performance modeling of windmilling gas turbines[D]. Cranfield, Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2001.

(编辑:王碧珺)