叶轮机械

文章编号:1001 - 2060(2024)04 - 0012 - 07

准定常假设条件下基于升转速率的起动过程仿真方法研究

周 磊
(沈阳发动机研究所,辽宁 沈阳 110000)

摘 要:为对高度非线性化的燃气轮机起动过程进行精确模拟,在准定常假设条件下通过给定升转速率,对起动方程右侧进行线性化处理,实现起动过程的类稳态仿真。给出了采用该方法进行起动仿真的设计流程,并进行了不同压气机角度调节规律、不同起动机功率的仿真优化分析。仿真结果与试验数据对比分析表明:升转速率、转速、工作线及起动时间等主要参数与试验数据具有较好的一致性,燃气轮机性能及各截面参数变化趋势符合工程实际。

关 键 词:燃气轮机;起动;升转速率

中图分类号:TK221 **文献标识码**:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.04.002

[**引用本文格式**]周 磊. 准定常假设条件下基于升转速率的起动过程仿真方法研究[J]. 热能动力工程,2024,39(4):12 - 18.
ZHOU Lei. Research on simulation method of starting process based on up-and-down rate under quasi-steady assumption[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2024,39(4):12 - 18.

Research on Simulation Method of Starting Process Based on Up-and-down Rate under Quasi-steady Assumption

ZHOU Lei
(Shenyang Engine Research Institute, Shenyang ,China, Post Code: 110000)

Abstract: In order to exactly perform the performance simulation of highly non-linear gas turbine starting process under quasi-steady assumption, by the method of given acceleration rate, the right side of the starting equation was linearized, realizing the quasi-steady-state simulation of the starting process. The design flow of starting simulation using this method was given, and the simulation and optimization analyses of different compressor angle adjustment rules and different starter power were carried out. The comparative analysis between the simulation results and the test data shows that the main parameters, such as the speed up, rotating speed, working line and starting time, are in good agreement with the test data, and the variation trend of the performance and cross-section parameters of the gas turbine conforms to the engineering practice.

Key words: gas turbine, starting, acceleration rate

收稿日期:2023 - 09 - 05; **修订日期**:2023 - 11 - 06
作者简介:周 磊(1984 -),男,沈阳发动机研究所高级工程师.

引　言

燃气轮机是一个复杂的气动热力学系统,其结构复杂,各部件所处工作条件苛刻,这也使其研制难度大、周期长、费用高。成功快速地起动对燃气轮机来说非常重要,是燃气轮机动力装置安全稳定工作的前提。计算机仿真技术是解决上述研制难题的有效途径[1]。利用所建立的燃气轮机起动仿真模型,研究大气条件、起动过程等因素及不同控制规律对起动性能的影响,能够有效避免盲目试验,大量减少发动机起动试验次数,从而极大程度上降低发动机研制的周期与成本。因此,在航空发动机的设计与性能优化阶段,起动模型的建立均具有重要的工程应用价值。

国外在 20 世纪 80 年代已开展发动机起动过程气动热力学建模研究。1980 年 Ziraksaz 等人[2]基于流量平衡,通过外推方法获得低转速部件特性,建立了单转子发动机的起动模型。90 年代的 Chappell 等人[3]建立了高空起动、风车起动及地面起动的 AVEST-V3 模型。国内学者在起动方面也开展了大量的研究工作:文献[4 - 7]基于大量发动机试车数据,使用系统辨识的方法建立了实时起动模型;文献[8 - 9]基于容积动力学和部件特性外推的方法建立了双轴混合排气的涡扇发动机的地面及空中起动模型;龚建政等人[10]通过面向对象的方法,应用动态仿真软件 Simulink 建立燃气轮机起动过程的非线性模型;敖晨阳等人[11]应用了准非线性建模方法研究某型三轴式燃气轮机仿真模型。

国内外燃气轮机起动过程的数值仿真都按时间顺序。首先由起动机驱动燃气轮机升转速,到达一定转速后开始点火、供油,燃气轮机点火成功后 ,燃气涡轮发出功率,与起动机共同驱动燃机使转速不断升高,到达设定的脱开转速后起动机脱开,之后燃机通过供油使转速继续升高到达慢车状态。然而,采用该仿真方法每次进行起动计算的起始点相对固定,大量的重复性计算,耗费时间且计算过程不聚焦。

根据燃气轮机工作原理,在准定常假设条件下,各部件的稳态特性和流量连续方程仍然适用,采用该方法进行燃气轮机起动过程的仿真分析可达到足够精度[12]。本文在准定常假设条件下,通过给定升转速率的方法,利用牛顿迭代算法进行起动过程仿真计算,实现起动过程任意初始转速到给定终点转速的计算,计算速度快的同时也能满足计算精度的要求。

1　起动仿真建模方法

燃气轮机起动包括 3 个阶段过程。第 1 阶段由起动机带动燃气发生器转子。第 2 阶段由起动机和燃气涡轮共同带动燃气发生器转子。因此,第 2 阶段起始点为燃气轮机点火成功的转速,此时燃气涡轮开始发出功率,共同带动燃气轮机转速升高。第 2 阶段结束的标志为起动机脱开,不对燃气发生器转子做功。第 3 阶段为起动机脱开后,由燃气涡轮独立带动燃气发生器转子至慢车状态,燃气发生器稳定运行,从而完成整个起动过程。慢车转速为 71% 燃气轮机设计转速。本文重点研究第 2 和第 3 阶段。

燃气轮机起动过程的第 2 和第 3 阶段所遵循的约束条件可以用 3 个平衡方程表示。第 2 和第 3 阶段的差别仅为起动机输出功率的变化,在公式(1)中起动机输出功率 $W_q = 0$ kW 时,可以表征第 3 阶段的功率平衡方程,其他两个平衡方程与第 2 阶段相同。

1.1　平衡方程与未知数求解

1.1.1　功率平衡方程

$$W_q + W_{ht}\eta_m = W_c + W_{ac} + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \cdot J \cdot n \cdot \frac{dn}{dt} \tag{1}$$

式中:W_q—起动机功率,kW;W_{ht}—燃气涡轮功率,kW;η_m—燃气发生器转子机械效率;W_c—压气机消耗功率,kW;W_{ac}—附件消耗功率,kW;$\frac{dn}{dt}$—转子转速对时间的导数,r/min·s^{-1};J—燃气发生器转子的转动惯量,kg·m^2;n—燃气发生器转子转速,r/min。

W_{ac}在实际工程应用中可结合 η_m一并考虑。上式可变换为:

$$W_q + W_{ht}\eta_m - W_c = \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \cdot J \cdot n \cdot \frac{dn}{dt} \tag{2}$$

如果 W_q 和$\frac{dn}{dt}$为给定,令 K 为$\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \cdot J \cdot \frac{dn}{dt}$,则:

$$W_{ht}\eta_m - W_c = K \cdot n - W_q \tag{3}$$

在慢车及以上稳态计算时,功率平衡方程为:

$$W_{ht}\eta_m - W_c = 0 \tag{4}$$

对比公式(3)、(4)得出,起动过程中的剩余功率为转速的线性函数。公式(3)为起动过程功率平衡方程,通过给定$\frac{dn}{dt}$,省去了公式中的导数项,摒弃了常规利用积分求解起动时间的方法,可以采用牛顿法实现快速求解。

1.1.2 流量平衡方程

流量平衡方程与稳态计算方法相同,为高压涡轮进口喉道处的流量平衡:

$$G_{1t-q} = G_t \tag{5}$$

式中:G_{1t-q}—通过压气机进口经燃烧室空气流量计算得出的换算流量,(换算流量指换算到标准大气条件下的流量)kg/s;G_t—通过求解涡轮工作点得到的燃气涡轮转子进口换算流量,kg/s。

1.1.3 核心机出口压力平衡方程

针对核心机的起动过程计算方法,采用给定高压涡轮出口压力方式进行整机匹配。对于航空发动机,意味着固定喷口面积随起动过程喷口前压力的变化;对于后面接动力涡轮的单转子双轴燃气轮机,给定的是动力涡轮进口压力在起动过程中的变化情况。压力平衡方程为:

$$p_{5q} = p_{5-gd} \tag{6}$$

式中:p_{5q}—根据燃气轮机流程参数计算出的核心机出口压力,kPa;p_{5-gd}—给定当前状态的核心机出口压力,kPa。

公式(4)、(5)、(6)为3个平衡方程,通过给定3个初始值进行迭代,并采用牛顿迭代法进行求解[13-15],得到起动过程的仿真结果。

1.2 各部件建模

1.2.1 压气机模型

根据压气机试验特性,通过给定换算转速(换算转速指换算到标准大气条件下的转速)和压气机压比,可插值得出压气机的换算流量 G_c 和压气机效率 η_c:

$$G_c = f(\mathrm{map}_c, N_{g_xr}, \pi_c) \tag{7}$$

$$\eta_c = f(\mathrm{map}_c, N_{g_xr}, \pi_c) \tag{8}$$

根据上述结果得出相关参数的表达公式如下:

$$p_{2c} = p_{1c} \cdot \pi_c \tag{9}$$

$$T_{2c} = f(T_{1c}, \pi_c, \eta_c) \tag{10}$$

$$W_c = G_{1c} \cdot c_p \cdot (T_{2c} - T_{1c}) \tag{11}$$

式中:$f(\cdot)$—输入参数的函数;G_{1c}—压气机进口流量,kg/s;map_c—压气机特性数据;N_{g_xr}—压气机换算转速;π_c—压气机压比;η_c—压气机效率;p_{1c}—压气机进口压力,kPa;p_{2c}—压气机出口压力,kPa;T_{1c}—压气机进口温度,K;T_{2c}—压气机出口温度,K;c_p—空气的比定压热容,J/(kg·K)。

1.2.2 燃烧室模型

燃烧室采用有效热值法进行计算。

$$Q_e = Q + H_{2b}/F_e - H_{2e}(1 + 1/F_e) + H_f \tag{12}$$

$$F_{2b} = \Delta H_b/(Q_e \cdot \eta_b) \tag{13}$$

$$G_f = G_{1b} \cdot F_{2b} \tag{14}$$

$$G_{2b} = G_{1b} + G_f \tag{15}$$

式中:Q_e—有效热值,J/kg;Q—热值,J/kg;H_{2b}—燃烧室出口焓值;F_e—有效油气比;F_{2b}—燃烧室出口油气比;H_{2e}—有效出口焓值;H_f—燃料焓值;ΔH_b—进出口焓差;η_b—燃烧效率;G_f—燃油流量,kg/s;G_{1b}—进口空气流量,kg/s;G_{2b}—出口燃气流量,kg/s。

1.2.3 燃气涡轮模型

$$G_t = f(\mathrm{map}_t, N_{gt_xy}, \pi_t \tag{16}$$

$$\eta_t = f(\mathrm{map}_t, N_{gt_xr}, \pi_t) \tag{17}$$

根据上述结果得出相关的表达公式如下:

$$p_{2t} = p_{1t}/\pi_t \tag{18}$$

$$T_{2t} = f(T_{1t}, \pi_t, \eta_t) \tag{19}$$

$$W_{ht} = G_{1t} \cdot c_{p_g} \cdot (T_{1t} - T_{2t}) \tag{20}$$

式中:G_{1t}—燃气涡轮转子进口流量,kg/s;map_t—燃气涡轮特性数据;N_{gt_xr}—燃气涡轮换算转速;π_t—燃气涡轮膨胀比;η_t—燃气涡轮效率;p_{1t}—燃气涡轮进口压力,kPa;p_{2t}—燃气涡轮出口压力,kPa;T_{1t}—燃气涡轮转子进口温度,K;T_{2t}—燃气涡轮出口温度,K;c_{p_g}—燃气的比定压热容,J/(kg·K)。

1.2.4 空气系统模型

采用焓升法确定引气位置,利用能量守恒方程确定掺混后的截面参数。

$$G_{out} = f(G_0, T_0, F_0, G_1, T_1) \tag{21}$$

$$T_{out} = f(G_0, T_0, F_0, G_1, T_1) \tag{22}$$

式中:G_0—主流道的流量,kg/s;T_0—主流道的温度,

K;F_0—主流道的油气比;G_1—引入气体的流量,kg/s;T_1—引入气体的温度,K;G_{out}—掺混后的流量,kg/s;T_{out}—掺混后的温度,K。

1.3　升转速率初始给定方法

本文的核心是通过给定升转速率,实现起动过程的仿真。因此,需给定初始的升转速率。初始升转速率可以借鉴其他类似型号燃气轮机得到。

结合初始升转速率得到整个起动过程的仿真结果,综合分析供油量、压气机喘振裕度及燃烧室出口温度等关键参数,优化初始给定的升转速率,进而得到最终的起动过程仿真结果。某型发动机转速对应升转速率及起动时间的计算结果如图 1 和图 2 所示。

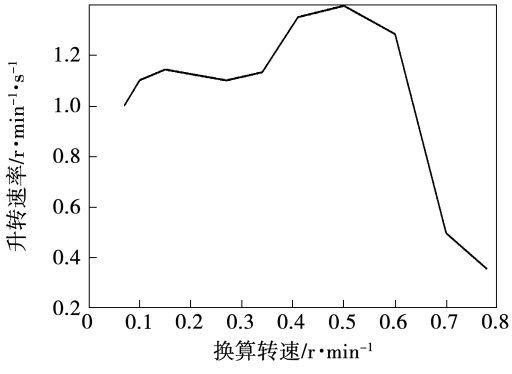

图 1　转速对应升转速率计算结果

Fig. 1 Calculation result of rotating speed corresponding to acceleration rate

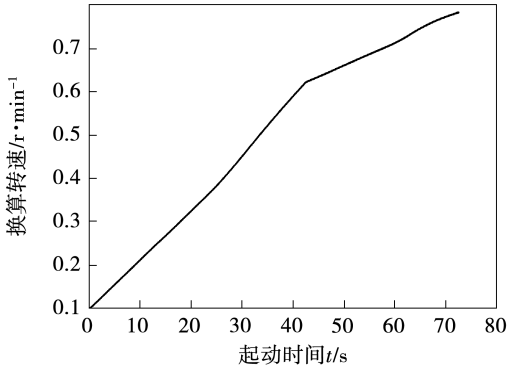

图 2　转速对应起动时间计算结果

Fig. 2 Calculation result of rotating speed corresponding to starting time

1.4　起动仿真流程

利用上述仿真方法得到基于升转速率的起动过程仿真流程见图 3。

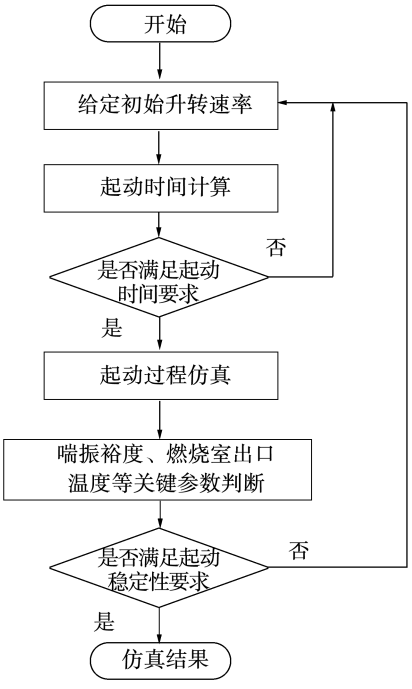

图 3　起动过程仿真流程

Fig. 3 Simulation flow of starting process

2　起动仿真输入准备

设计输入重点分为三部分:一是燃气轮机核心部件特性,包括压气机特性、燃气涡轮特性及动力涡轮特性;二是起动机输出功率特性;三是燃烧效率。

2.1　部件特性

低转速部件试验特性对起动过程仿真尤为重要,直接决定起动过程仿真程序的收敛性及仿真精度。根据目前工程研究所的压气机及涡轮部件的试验能力,已经具备获得低转速部件试验特性的能力,通过低转速部件试验特性进行起动过程仿真模拟,仿真精度得到大幅提升。图 4 为压气机试验特性,图 5 为燃气涡轮试验特性。

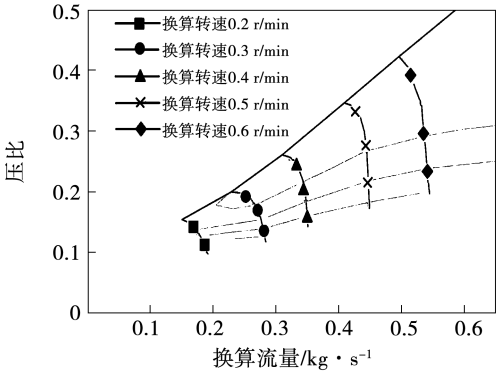

图 4　压气机试验特性

Fig. 4 Compressor test characteristic

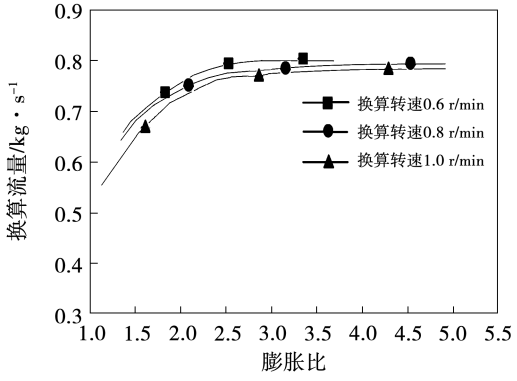

图 5　燃气涡轮试验特性

Fig. 5 Test characteristic of gas turbine

2.2　起动机输出功率特性

本文采用的是永磁电起动机,可通过相应的控制实现一定控制时序,提供满足燃气轮机起动要求的扭矩功率特性。某型起动机出厂试验输出功率特性见图 6。

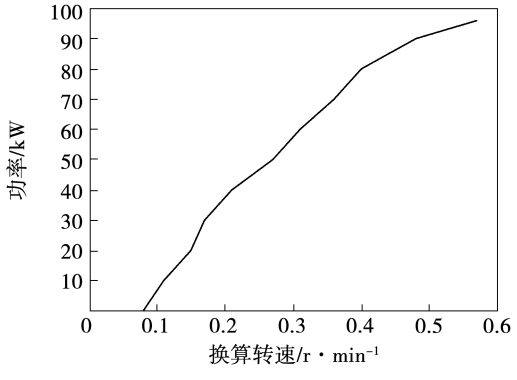

图 6　起动机输出功率特性

Fig. 6 Output power characteristic of starter

2.3　燃烧效率

本文升转速率的起动过程仿真,供油量通过升转速率反算得到,燃烧效率直接影响不同工作状态下对应的燃油流量。起动过程燃油流量是重要的测量参数,同时也是开环供油规律下的输入参数,因此对燃烧效率的评估非常重要。图 7 为达到相同的燃烧室出口温度,仿真得到的不同燃烧效率与供油曲线的关系。从图中看出,燃烧效率 70% 时供油曲线大幅高于燃烧效率 90% 供油曲线,在换算转速 0.1 r/min 时,燃烧效率 70% 时供油量达到燃烧效率 90% 供油的 3 倍,燃燃效率对起动有较大影响。

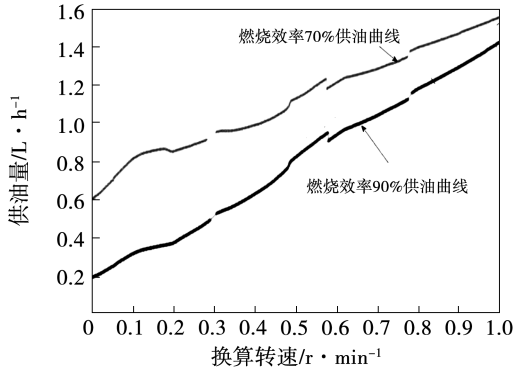

图 7　不同燃烧效率与供油曲线的关系

Fig. 7 Relation curve of different combustion efficiencies vs. fuel supply

3　仿真结果分析

3.1　优化后的仿真结果

根据本文提出的建模方法搭建基于升转速率的起动过程仿真模型,输入参数并进行起动过程仿真计算,得到起动过程燃气轮机性能参数见图 8 ~ 图 10。根据图 8 可以看出,燃机顺利达到慢车状态,压气机喘振裕度满足要求,可以正常完成起动过程。在压气机工作线换算在转速 0.5 r/min 以上有一个台阶式的突增,主要原因为起动机脱开,造成剩余功率的突减,为保证前一时刻的升转速率,需大幅提升供油量,造成工作线的突增。从图 9 中可以看出,在 45 s 时起动机脱开,燃气轮机转速上升速率在起动机脱开后略有下降。

仿真结果表明,在给定的升转速率条件下,燃气轮机可在规定时间内完成整个起动过程。

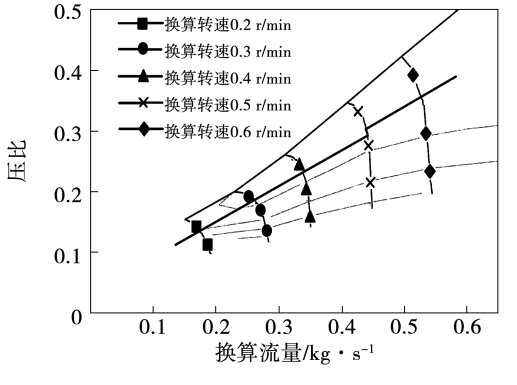

图 8　仿真得到的压气机工作线

Fig. 8 Compressor working line obtained by simulation

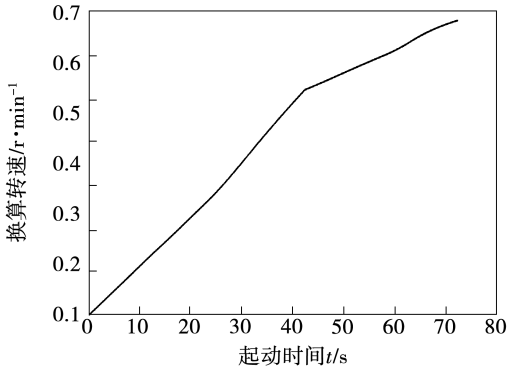

图 9　起动时间随转速的关系

Fig. 9 Relation of starting time and rotating speed

图 10 为起动过程中换算转速和剩余功率的关系,压气机与高压涡轮功率平衡的换算转速在 0.5 r/min 附近,此前的剩余功率完全由起动机提供,转速平衡之后,起动机的作用逐渐降低。起动机脱开后,剩余功率瞬时降低,为保证按既定的升转速率继续升转,控制系统根据起动闭环算法控制燃料调节系统喷出更多的燃油。

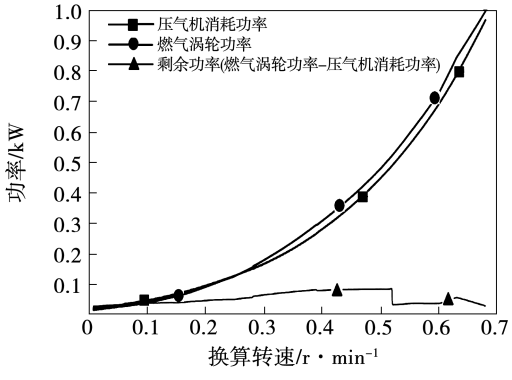

图 10　起动过程剩余功率变化

Fig. 10 Residual power change during starting

根据图 11 可以看出,仿真工作线与试验工作线吻合较好,基本可以反映燃气轮机的工作过程,可以使用该模型开展起动过程分析工作。

3.2　不同压气机进口导叶调节规律仿真分析

压气机进口导叶角度偏关,意味着相同的压气机转速,空气流量减小。如果保证一定的油气比,需进行供油量的调整。在不同的压气机角度下,都采用相同的升转速率,反向匹配出各转速的供油量,仿真得出不同压气机进口导叶角度对起动的影响如图 12 所示。

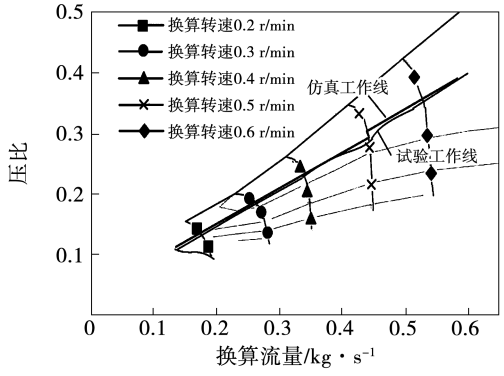

图 11　仿真结果与试验结果的对比

Fig. 11 Comparison between simulation result and test result

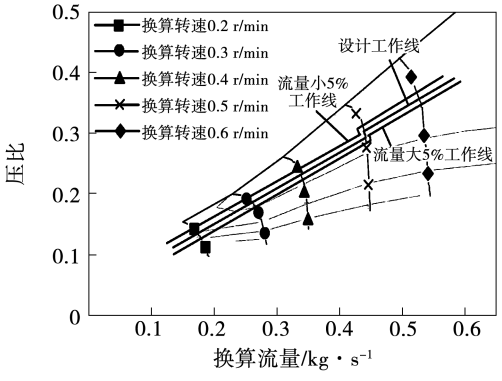

图 12　压气机进口导叶角度对工作线影响

Fig. 12 Influence of compressor inlet guide vane angle on working line

由图 12 可知,压气机进口导叶角度偏关后,保持相同的升转速率,低转速的喘振裕度有所提高,但伴随的是供油量大幅降低,对点火不利。同时,从图中可以看出,进口导叶角度偏关后整体工作线上移,因此喘振裕度的变化与不同角度特性的喘振边界相关。根据目前的角度偏关特性,起动性能提升不明显,且会导致燃烧室出口温度升高。

压气机进口导叶改变表征压气机特性的变化。通常压气机进口导叶改变的压气机特性由部件试验得到。如无部件试验结果,可根据压气机研制经验对原始特性进行平移(关进口导叶为压气机特性左移),得到压气机进口导叶改变压气机特性的变化趋势,进而进行起动仿真并确定最优起动方案。调

整压气机进口导叶,一方面要对供油曲线进行相应调整,另一方面也可能需要对点火及供油转速进行相应调整。

3.3　不同起动机功率的仿真分析

燃气轮机研制过程中,需要对起动机功率进行优化。起动机功率的选取应综合满足起动时间、起动成功率、起动过程稳定性的需要。起动机在燃气轮机起动的前两个阶段全程介入,在点火前及点火成功初期涡轮做功能力不足阶段至关重要。提高起动机功率,可大幅提升起动成功率,减少起动时间,降低起动过程排气温度。图 13 为相同升转速率下,不同起动机功率工作线对比结果。可以看出,在相同的升转速率下起动机功率的提高会造成整体工作线的下移,且转速越低起动机功率的作用越明显,越有利于提高压气机喘振裕度的降低压比和排气温度。

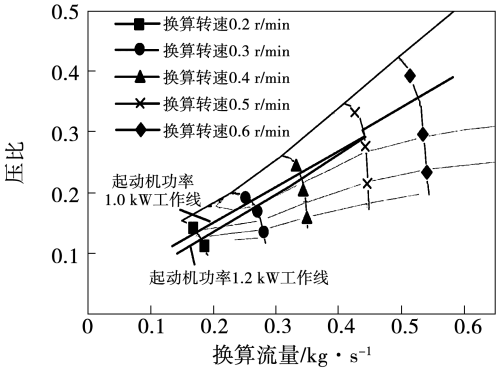

图 13　不同起动机功率工作线对比

Fig. 13 Comparison of working lines of different starter power

4　结　论

(1) 通过本文提出的起动过程计算方法,实现了基于升转速率的起动正向设计,用起动离散点形成整个起动过程,保证设计的可实现性及仿真精度;

(2) 通过部件特性及起动过程相关参数,得到起动过程的仿真结果,整体工作线与试验结果吻合性较好,通过适当修正,升转速率、转速、工作线及起动时间等主要参数精度较高,可以满足工程使用需要;

(3) 不同压气机角度调节规律、起动机功率等的仿真结果表明,该仿真方法可以准确模拟不同参数规律对起动过程影响,指导工程实际应用。

参考文献:

[1] 刘大响. 航空发动机技术的发展和建议[J]. 中国工程科学, 1999,1(2):24 - 29.
LIU Da-xiang. The development and proposals of the aeroengine technology[J]. Strategic Study of CAE,1999,1(2):24 - 29.

[2] ZIRAKSAZ M. Mini-turbojet engine test stand for starting test[R]. AIAA - 2002 - 4052.

[3] CHAPPELL M A,MCLAUGHLIN P W. Approach of modeling continuous turbine engine operation from startup to shut down [J]. Journal of Propulsion and Power,2015,9(3):466 - 471.

[4] 于达仁,郭钰锋,牛　军,等. 涡喷发动机风车启动工况的神经网络建模[J]. 推进技术,2001,22(3):183 - 186.
YU Da-ren, GUO Yu-feng, NIU Jun, et al. Turbojet modeling in windmilling based on radial basis function networks [J]. Journal of Propulsion Technology,2001,22(3):183 - 186.

[5] 卓　刚. 航空发动机智能建模与故障诊断研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2004.
ZHUO Gang. The research on aeroengine intelligent modeling and fault diagnosis[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautice,2004.

[6] 刘建勋,王剑影,李应红,等. 某型发动机起动模型的支持向量机辨识及应用[J]. 推进技术,2004,25(5):401 - 404.
LIU Jian-xun,WANG Jian-ying,LI Ying-hong,et al. An identification model of aeroengine starting based on support vector machine and its application [J]. Journal of Propulsion Technology,2004,25(5):401 - 404.

[7] 李永进,张海波,张天宏. 一种考虑非线性余项的机载发动机自适应模型建立及其在寻优控制中的应用[J]. 推进技术,2016,37(1):172 - 180.
LI Yong-jin, ZHANG Hai-bo, ZHANG Tian-hong. Establishment and application in performance seeking control of an on-board adaptive aero-engine model considering nonlinear remainders [J]. Journal of Propulsion Technology,2016,37(1):172 - 180.

[8] 周文祥,黄金泉,窦建平. 涡扇发动机部件级起动模型[J]. 航空动力学报,2006,21(2):248 - 253.
ZHOU Wen-xiang, HUANG Jin-quan, DOU Jian-ping. Development of component-level startup model for a turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(2):248 - 253.

(下转第 40 页)