

文章编号: 1000-8055(2003)06-0777-06

航空燃气涡轮发动机起动性能分析

朴 英

(清华大学 热能工程系, 北京 100084)

摘要: 快速、可靠的起动能力是航空燃气涡轮发动机的最重要的特性之一, 影响其起动的因素多而复杂, 而航空燃气涡轮发动机宽广的工作范围又给起动控制系统的设计带来了困难。本文根据某型航空燃气涡轮发动机起动试验过程中的情况, 通过数字仿真和试验数据, 综合分析了影响起动性能的各种因素。

关键词: 航空、航天推进系统; 发动机起动; 数字仿真; 燃油调节器

中图分类号: V 235. 1

文献标识码: A

An Analysis of the Starting Characteristics of Aeroengine

PIAO Ying

(Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Fast, reliable starting capability is one of the most important characteristics of aeroengine. The starting characteristics are affected by many factors, and the wide operating range makes it difficult to design starting control system. By numerical simulation and analysis of experimental data, a variety of influence factors of aeroengine starting were studied.

Key words: aerospace propulsion system; the aeroengine starting; numerical simulation; fuel regulator

起动是航空燃气涡轮发动机的一个重要的过渡过程。对发动机起动系统基本要求是: 在压气机不喘振和涡轮前不超温的情况下, 在给定的时间内按照给定的起动和燃油控制程序点燃主燃烧室, 并将发动机加速到慢车。但是随着飞行高度和速度的变化, 燃烧室工作条件不同, 起动难易也有差异。特别是在飞机机动飞行过程中出现停车并再次起动发动机时, 对起动系统的要求更加苛刻。因此, 如何设计起动系统, 以使其能够在宽广的飞行包线内确保发动机稳定工作, 需要对发动机、起动装置以及起动控制系统进行综合分析研究。

根据发动机工作状态确定起动过程的供油计划一直是人们广泛研究的课题^[1, 2]。对不同发动机, 由于核心机结构和性能不同, 其起动控制计划

也不尽相同^[3], 但究其影响因素仍有许多共同之处。

本文根据某型航空燃气涡轮发动机起动过程中的情况, 通过计算机仿真计算, 分析和讨论了航空燃气涡轮发动机起动过程中各种可能的影响因素。

1 起动过程的影响因素分析

1.1 起动过程数字仿真模型的建立

航空燃气涡轮发动机起动过程由冷转动状态、自转状态和加速状态组成。由于试验和计算条件所限, 用数学模型准确地描述这些状态仍然相当困难。本文根据文献[4]的方法, 以某型航空燃气涡轮发动机的设计点参数和慢车以上的部件特

收稿日期: 2003- 01- 13; 修订日期: 2003- 05- 15

作者简介: 朴英(1959-), 女, 吉林长春人, 清华大学热能工程系教授, 主要从事航空宇航推进系统理论与科学研究

性为基础, 采用外推法得到起动范围内该发动机的部件特性, 按部件法建立发动机起动数学模型, 并在模型中综合了起动装置功率、发动机部件结构参数变化的算法。模型的结构框图见图1。仿真结果和试验数据的对比见图2。由图可见, 仿真模型的误差约为5%~6%。

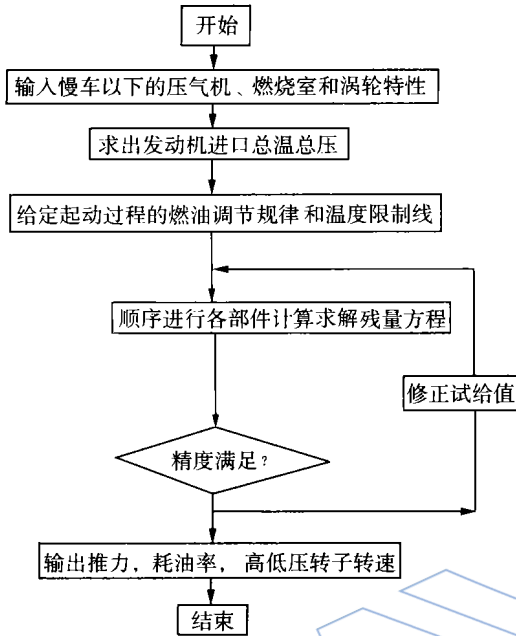


图1 起动过程模型程序框图

Fig 1 Scheme of starting model

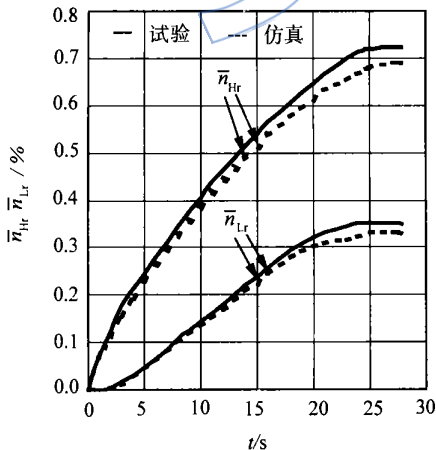


图2 起动过程仿真和试验结果

Fig 2 The results of simulation and experiment to starting process

1.2 起动装置参数对起动过程的影响

起动装置功率增加, 起动时间减少, 但起动装置功率增加受到其质量的限制。起动装置的功率

一般按照下式选择:

$$P_S = 2P_{Smax} \frac{n_S}{n_{Smax}} \left(1 - 0.5 \frac{n_S}{n_{Smax}} \right)$$

式中: P_S, P_{Smax} 分别为起动装置额定功率和最大功率; n_S, n_{Smax} 分别对应于起动装置输出额定功率和最大功率时的转速。

起动装置对传动轴的扭矩由下式确定:

$$M_S = M_{Scal} (2 - n_S/n_{Scal})$$

式中: M_S, M_{Scal} 分别为起动装置额定扭矩和对应于计算功率时的扭矩; n_{Scal} 为对应于计算功率时的转速。

图3给出了涡轮前温度 I_{4t} 和压气机喘振裕度 Δk_{yc} 与起动装置功率的关系。由图可见, 起动装置功率增加, 核心机转子轴的扭矩增加, 转速上升较快, 流过发动机的空气流量增加, 起动机断开瞬间的涡轮前温度和压气机喘振裕度下降。

1.3 发动机结构参数的影响

1.3.1 发动机转子惯性的影响

发动机转子惯性的影响可从下式看出:

$$\frac{dn_H}{dt} = \frac{P_S + P_T - \frac{P_H}{\eta_{HM}} - P_{AG}}{J_H \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 n_H}$$

式中: n_H 高压转子转速; η_{HM} 为高压转子机械效率; P_S, P_T 分别为起动过程中的起动机功率和涡轮功率; P_H, P_{AG} 分别为压气机功率和用于附件传动所提取的功率; J_H 为高压转子转动惯量。

由上式可见, 高压转子加速度与其转动惯量成反比。对于双转子发动机, 在起动状态, 考虑到高、低压涡轮间转差和功率分配, 风扇系统会对压气机转速造成一定的影响, 但压气机转子转动惯量的影响要比风扇转子转动惯量的影响大。因此, 压气机转子转动惯量愈小, 则在较小的剩余燃油流量下, 将获得较大的加速度, 而压气机的喘振裕度几乎不变。

1.3.2 发动机流道几何参数的影响

起动过程中发动机参数还受到流过发动机的空气流量的影响, 而空气流量取决于流道可调几何位置。起动时, 压气机转速低, 核心机部件工作在低效率特性区, 改变压气机流道的可调几何位置提高压气机在该区域的工作效率, 使发动机工作线沿最佳效率值分布, 不仅减少了压气机消耗的功率, 也提高了涡轮膨胀功。几种调节几何位置的利弊分析如下。

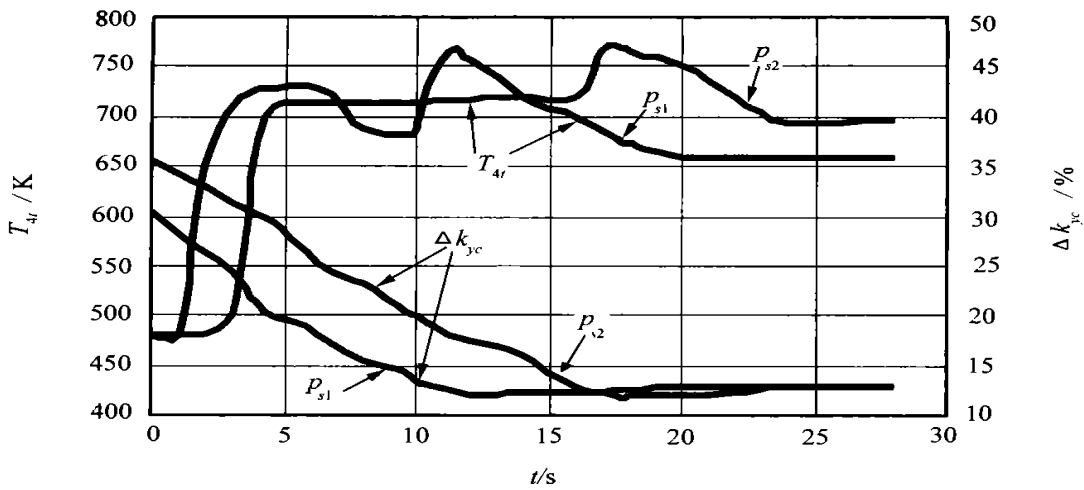


图3 起动装置功率对起动特性的影响 ($p_{s1} > p_{s2}$)

Fig 3 T_{4r} and Δk_{yc} Variations relative the power of starter ($p_{s1} > p_{s2}$)

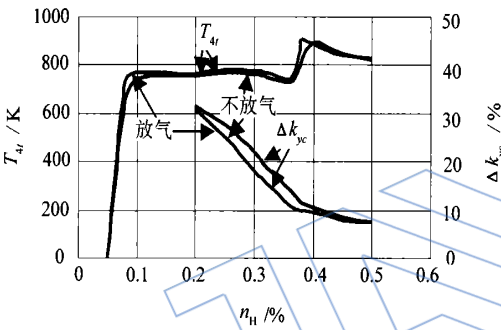


图4 放气对起动特性的影响

Fig 4 Effect of bleeding air on starting characteristics

(1) 压气机流道放气可以增加压气机的效率, 使压气机特性向空气流量和压比增加的方向移动, 导致燃油流量与空气流量成比例增加, 燃气温度下降。但同时造成压气机喘振裕度过早降低, 而起动时间几乎不变, 见图4。因此放气只适用于起动初始阶段。

(2) 仅靠放气难以保证在起动范围内压气机的工作稳定性, 改变压气机可调导向叶片角度则可以改善发动机起动过程后阶段的起动特性。图5给出了起动过程中可调导向叶片在不同位置时压气机喘振裕度和涡轮进口燃气温度的变化情况。由图可见, 打开可调导向叶片角度, 流过压气机的

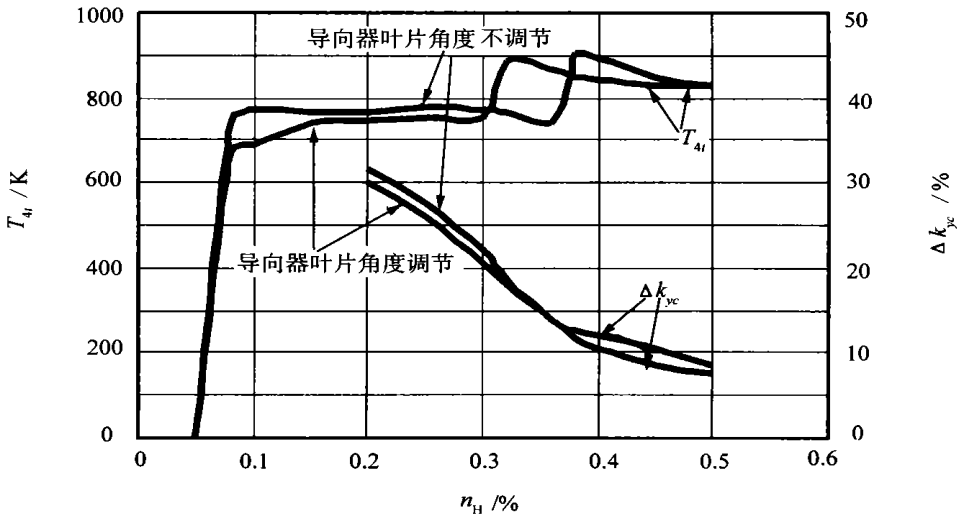


图5 压气机导向器叶片角度变化对起动特性的影响

Fig 5 Effect of compressor guide vane angle on starting characteristics

空气流量增加,对起动过程有利,但同时压气机的喘振裕度减少,燃气温度降低。当角度增大15°时,起动时间缩短5.6秒,而喘振裕度下降了约13%。

(3) 调节涡轮导向器临界截面面积对缩短发动机的起动时间也有影响,涡轮导向器临界截面面积的变化造成高、低压涡轮之间功的分配。由流量连续可知, $W_{TH} = W_{TL}$, 则有:

$$\pi_{TH} \sqrt{1 - l_{TH}} = \frac{A_{TH} q(\lambda_{TL})}{A_{TL} q(\lambda_{TH})}$$

式中: l_{TH} 为无量纲单位功; A_{TH} , A_{TL} 分别为高、低压涡轮导向器临界截面面积; $q(\lambda_{TH})$, $q(\lambda_{TL})$ 分别为高、低压涡轮导向器临界截面气流密度。增加低压涡轮导向器流通面积, 高压涡轮落压比和焓降增加, 低压涡轮落压比减少, 转差增大, 高压压气机喘振裕度减少。由仿真可知, A_{TL} 增加25%, 起动时间减少4.6%, 而高压压气机的喘振裕度减少3.8%。但如果在加速调节器投入工作的瞬间, 短时增加低压涡轮导向器的流通面积, 减少起动时间4.5%, 而高压压气机喘振裕度只减少2%。起动过程中转差也不会增加太多。文献[5]表明, 涡轮导向器临界截面面积变化, 不会导致叶栅损失明显增加, 因此压气机和涡轮的效率基本不变。

在点火转速附近, 增加高压涡轮导向器临界截面面积高压涡轮工作效率不会明显改善。因为在此阶段, 燃气温度仅取决于流过压气机-燃烧室的空气流量。而在第二总管接通的瞬间增加高压涡轮导向器临界截面面积, 会使高压涡轮效率增加, 但同时其落压比下降。因此, 控制低压涡轮导向器临界截面面积对改善发动机起动过程品质更为有效。

(4) 改变涵道比调节风扇增压比也可以改善发动机起动过程品质。减小外涵进口截面面积, 使流过内涵的空气流量增加。在这种情况下, 相应的燃油流量增加不会造成涡轮前温度增加, 而会使风扇增压比增加, 高压压气机增压比减小, 喘振裕度增加, 高压系统剩余功率增加, 核心机转子加速度增加。但涵道比调节的影响取决于调节时刻和调节量的选择。调节时刻应自5% n_c 起, 调节量的大小取决于风扇裕度允许下降值。外涵进口截面面积变化使起动时间减少约7%, 高压压气机效率增加8%, 而风扇效率下降。

1.4 发动机部件效率的影响

在发动机使用过程中, 由于压气机和涡轮叶片的腐蚀和磨损, 叶尖和机匣间径向间隙及部件间轴向间隙增加导致部件效率下降, 燃油泵和调

节器元件的磨损也会严重影响发动机的起动。

从起动第二阶段开始, 涡轮发出的功率即用于发动机转子的加速, 涡轮效率降低将导致压气机转子加速度下降, 由下式可见:

$$\pi^2 J_H d n_H / (30^3 W_{ac} d t) = c_{pc} T_{4t} (1 - \pi_{TH}^{(1-k)/k}) \eta_{TH} + P_s / W_{ac} - c_{pc} T_{3t} (\pi_{TL}^{(1-k)/k} - 1) / \eta_c \eta_{HM}$$

式中: W_{ac} 为空气流量; T_{4t} , T_{3t} 分别为涡轮前和压气机后总温; π_{TH} , π_{TL} , η_{TH} , η_c , η_{HM} 分别为涡轮和压气机的压比、效率以及高压轴的机械效率。

压气机效率对起动品质的影响更为复杂, 如果在计算中采用下式估算压气机的效率:

$$\eta_c = \eta_{c0} + k \eta (1 - \overline{n_H} / \overline{n_{Hidl}}) / \eta_{c0}$$

式中: 参数上有横线者为其相对值, 以下同。 n_{Hidl} 为核心机慢车转速相对值。

按照文献[4], 压气机和涡轮效率的影响可采用下式估算:

$$\tau = a_0 + a_1 (1.38 \Delta \eta_t + \Delta \eta_c)$$

式中: a_0 , a_1 为常数; $\Delta \eta_t$, $\Delta \eta_c$ 为涡轮和压气机效率的变化量。

当压气机效率下降5%时, 起动时间增加7%, 而当压气机效率增加5%时, 起动时间减少4%。

1.5 燃油控制系统的影响

发动机起动过程特性在很大程度上取决于其起动过程中主燃烧室的供油规律, 在燃烧室设计时, 已考虑了富/贫油熄火边界、压气机气动稳定裕度、涡轮进口最高温度限制和起动时间等因素。起动燃油控制规律实现在自动起动器和自动加速器的控制程序中。调节器向主燃烧室提供的燃油可用下式表示:

$$W_{fa3} = k_{a3} \sqrt{p_f - p_{3t}}$$

$$p_f = p_{f0} + k_{Ta3} (p_{3t} - p_H)$$

式中: p_f 为燃油总管喷嘴前总压; p_{f0} 为其初始压力; p_{3t} 为压气机出口压力; p_H 为发动机进口压力。

由上式可见, 燃烧室点火后的供油量与系数 k_{a3} 有关。在自动起动器工作期间, 由于压气机出口压力低, 压气机喘振裕度较大, 供油量大小只受到涡轮进口温度的限制, 而燃油流量大小直接影响到涡轮输出功率大小和起动时间的长短。当燃油流量值达到第二总管接通时, 第二总管开始填充燃油, 然后激增燃油到最小燃油流量并保持该值到自动加速器投入工作。自动加速器供油规律通常为:

$$W_{\text{faccel}} = f(k_{\text{accel}}, n_H, p_{3t}, T_{Ht})$$

式中: W_{faccel} 为加速燃油流量。在自动加速器投入工作后, 压气机喘振裕度急剧下降, 压气机和涡轮的共同工作线向喘振边界靠近。但由于压气机压比的提高和空气流量的增加, 涡轮冷却状况有所改善, 允许的涡轮前温度值也有所增加。

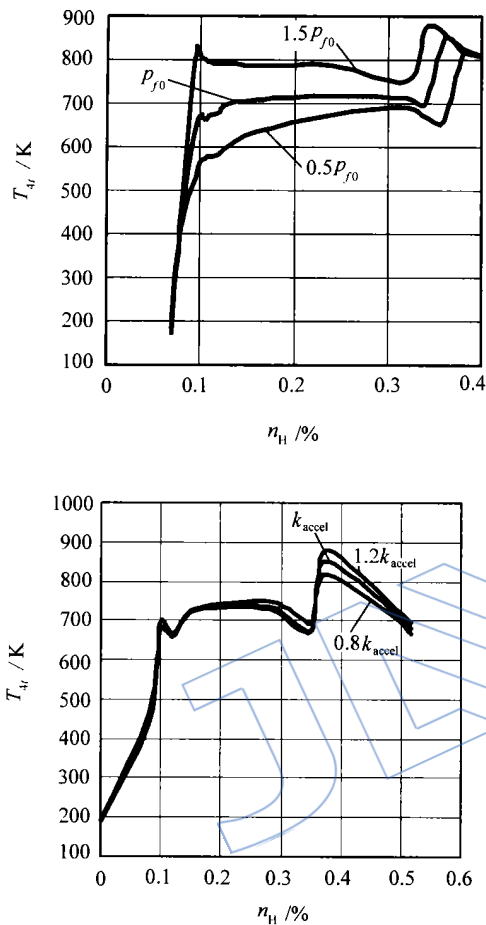


图6 燃油系统参数 p_{f0} and k_{accel} 对起动特性的影响
Fig 6 Effect of fuel system parameter p_{f0} and k_{accel} on starting characteristics

仿真结果表明, 参数 p_{f0} 只影响40%转速前段的起动特性, 减少起动时间不明显, 而 k_{accel} 影响40%转速后至慢车段, 对起动时间影响较大, 见图6。

1.6 使用条件和发动机热状态对起动特性的影响

在发动机使用中, 影响起动性能的参数主要有环境温度、压力和空气湿度。受这些参数的影响, 压气机和起动装置的特性发生变化。图7给出了随着进口温度变化发动机起动特性的变化情

况。高度增加, 流过发动机的空气流量减少, 压气机出口压力下降, 自动加速器投入工作晚, 导致涡轮前温度增加, 起动时间增加。虽然环境温度对压气机喘振裕度影响不大, 但在负温度时的“压缩”作用下, 压气机喘振裕度减少。湿度的影响是造成空气的热物理性质如空气的单位热容 c_p 、焓 i 、绝热指数 k 和气体常数 R 变化。文献[5]指出, 湿度对绝热指数的影响小于1%, 主要是通过改变气体常数改变单位热容 $c_p = [k/(k-1)]R_0$ 。干空气和湿空气的混合物的气体常数用下式计算:

$$R_{\text{moist}} = (1 + \alpha_{\text{ap}})R_{\text{dry}} + \alpha_{\text{ap}}R_{\text{water}}$$

$$\alpha_{\text{ap}} = 0.622\xi p_{\text{vap}}/(p_H - p_{\text{vap}})$$

式中: ξ 为相对湿度; p_{vap} 为饱和蒸气压力; p_H 为大气压力; α_{ap} 为相对含水量。

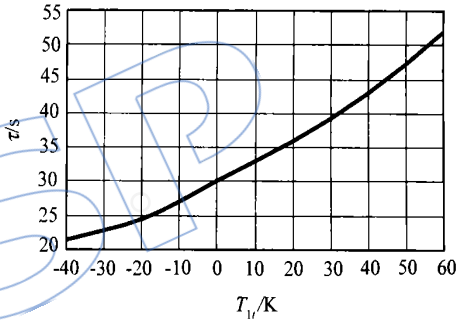


图7 起动时间随发动机进口温度变化
Fig 7 Variation of starting time relative engine inlet temperature

而换算转速应按下式修正:

$$n_H(L)_{\text{cor}} = n_H(L) \sqrt{288R_{\text{dry}}/R_{\text{moist}}T_H}$$

即, 随着湿度增加, 气体常数 R 增加, 换算转速下降, 压气机特性向压比和流量减少的方向移动。由此也造成燃烧室余气系数减小。发动机进口温度增加造成燃气温度上升约20 K 时, 起动时间增加约4%。

发动机起动特性还与起动前发动机的热状态有关, 如冷起动和重复起动时发动机的热状态不同, 金属中的焓也不同, 造成压气机和涡轮转子叶片与静子机匣间的间隙值不同。考虑热交换和不考虑热交换的起动时间变化约20%。热交换还导致发动机慢车状态参数差别很大, 在发动机冷起动结束瞬间记录参数, 再记录进入慢车后5~6分钟时刻发动机的参数。研究发现, 为了保持转速不变, 在该时间间隔内, 燃油流量增加了约5%, 涡轮消耗其功率的约7%用于加热其结构部件。涡轮间

隙最大时导致其效率下降4%,而在起动结束后经过1.6分钟涡轮间隙显著缩小,在起动过程的各个阶段,最多约有25%的热气流用于加热结构部件,因此,在设计起动供油规律时应充分考虑这个因素。

1.7 空中起动的影响因素分析

空中起动时发动机一般都处于风车状态,在喷管未临界时,发动机风车状态转速仅取决于飞行马赫数,随着飞行马赫数的增加,风车转速增加,喷口达到临界后,发动机换算转速保持不变,而物理转速却随着发动机进口温度的增加而增加,风车转速一般为50~70%,因此空中起动不需要起动机带转。

空中点火受到飞行高度和速度的限制。点火随着高度的增加变得愈加困难,随着高度的增加,发动机进口温度和压力降低,空气密度减小,涡轮剩余扭矩减小,而燃烧室进口气流速度增加,给点火造成了很大困难。空中起动时间随着高度的增加而增加。燃烧室点燃后,燃气温度急剧增加,可能会由于油气比过大导致燃烧室再次熄火。这会导致点火条件的进一步恶化。因此,空中起动时,对喷入燃烧室燃油进行精确控制是必要的。

通过对发动机台架起动调整试验数据的分析和处理,考虑到发动机进口条件和燃油系统调整元件位置的变化,拟合出台架状态影响起动特性的各种因素关系式如下:

$$\bar{\tau} = -0.195p_{T0} - 0.33k_{a3} - 0.36k_{accel} - 0.29m_{k0} + 0.37\bar{n}_{H1} - 0.8p_s + 0.01k_{OT} - 0.079\bar{n}_{OT} + 0.114\Delta\bar{T}_H - 0.013\Delta\bar{p}_H$$

式中: p_{T0} 为燃油总管喷嘴前初始压力; $\Delta\bar{p}_H$ 为大气压力变化量相对值; $\Delta\bar{T}_H$ 为大气温度变化量相对值; k_{a3} 为自动起动机放大系数; k_{accel} 为自动加速器放大系数; m_{k0} 为计量开关的最小开度; $\bar{n}_{OT}$ 为起动装置断开瞬间的转速; $\bar{\tau}$ 为相对起动时间; $\bar{n}_{H1}$ 为开始供油瞬间的转速。

2 结 论

通过以上分析,可得出如下结论:

(1) 发动机的快速、可靠起动受到一系列复杂因素影响,起动装置输出功率的影响占主要地位,燃油系统次之。

(2) 在设计发动机起动状态的控制计划时,应将试验和仿真计算相结合,充分研究发动机部件性能和结构的特点,综合燃油控制系统的性能,得出准确的起动燃油控制计划。

参考文献

- [1] Kimball J Rumford. Control of Fuel Starting of a Gas Turbine Fuel Controls and Accessions[A]. Avco Lycoming Div[C]. 1984
- [2] Graham J Dadd, Kin K Chan. Gas Turbine Mach Number Control with Simplified Fuel System[A]. ASME TURBOEXPO[C]. 2000
- [3] Шевяков А А Системы Автоматического управления Авиационными воздушно-реактивными двигателями [М]. Машиностроение 1992
- [4] Шляхтенко С М Теория воздушно-реактивных двигателей [М]. Машиностроение 1987.
- [5] Копеев С З Тихонов Н Д Расчет Турбин Авиационных двигателей [М]. Машиностроение 1974