

文章编号:1000-6893(2004)02-0121-04

# 涡扇发动机炮式启动条件的理论与试验研究

陈玉春<sup>1</sup>, 陈宝延<sup>2</sup>, 陆尧<sup>1</sup>, 张金良<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

(2. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

## Theoretic and Experimental Research on Cartridge Starting Condition of Turbofan Engine

CHEN Yu-chun<sup>1</sup>, CHEN Bao-yan<sup>2</sup>, LU Yao<sup>1</sup>, ZHANG Jin-liang<sup>2</sup>

(1. Department of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi an 710072, China)

(2. The 31st Research Institute, Beijing 100074, China)

**摘要:** 在涡扇发动机炮式启动数学模型中考虑了埋入式进气道特性以及飞行条件对启动条件的影响因素, 对与埋入式进气道联合工作的某型涡扇发动机启动条件进行了理论和试验研究。研究了不同飞行马赫数和不同攻角对发动机启动可靠性的影响。通过理论计算结果与试验数据的对比表明, 存在着对涡扇发动机炮式启动可靠性起决定性的条件——临界马赫数和临界攻角。提出的启动条件成功地解决了某涡扇发动机的可靠启动问题。

**关键词:** 埋入式进气道; 涡扇发动机; 炮式启动; 启动条件

**中图分类号:** V235.113 **文献标识码:** A

**Abstract:** A model of cartridge starting of turbofan engines is developed by accounting for the effect of characteristics of the embedded inlet and flying condition. The theoretic and experimental investigation has been done for seeking the reliability condition of cartridge starting of turbofan engines, which is matched with the embedded inlet. The simulation results and testing data indicate that there are a critical Mach number and a critical attack angle, either of which has a decisive influence on the reliability of cartridge starting of turbofan engines.

**Key words:** embedded inlet; turbofan engine; cartridge starting; cartridge starting condition

在某些特定的飞行器中, 进气道的结构形式将是影响飞行器最大直径的主要因素, 由于埋入式进气道没有突出飞行器体外的部分, 故采用这种进气道是减小飞行器的最大直径的有效措施。另外, 采用埋入式进气道还可以减少飞行器的外部阻力和雷达反射面积, 从而达到增加航程和提高隐身性能的目的。但是, 埋入式进气道会带来一些较为严重的负面影响, 例如进气道出口流场总压畸变较为严重(使发动机稳定性和性能下降), 总压恢复系数较低(使发动机推力降低和耗油率升高)等。在试验中还发现, 由于进气道在小攻角的情况下无冲压效果, 这会严重影响采用火药启动器进行炮式启动的双转子涡扇发动机的启动可靠性。文献[1, 2]研究了非炮式启动的发动机启动特性, 但其分析方法并不能用于研究炮式启动特性。根据炮式启动的特点, 文献[3]通过在燃气轮发动机的通用启动模型<sup>[4, 5]</sup>的基础上引入“低压转子”跟随性概念而建立了炮式启动数学模

型, 揭示了影响发动机可靠启动的因素——“燃气回流”现象的机理, 并通过计算获得消除“燃气回流”而使发动机可靠启动的最低低压转子“跟随性”。但由于受到各种条件的限制, 文献[3]中的研究并不能够将低压转子“跟随性”与埋入式进气道特性以及飞行条件联系在一起加以考虑, 因而不能够明确提出可靠启动的飞行条件。

为了进一步从本质上弄清发动机可靠启动的条件, 本文利用飞行器/进气道/涡扇发动机一体化的思路来完善炮式启动涡扇发动机启动数学模型, 并利用该模型对影响发动机可靠启动的飞行马赫数和攻角进行研究。大量的飞行试验结果表明, 飞行马赫数和攻角对可靠启动起决定性作用, 而用本文计算结果所预测的发动机可靠启动条件——临界马赫数和临界攻角较为准确, 在所建议的可靠启动条件下, 发动机能够实现可靠启动。为此, 长时间困扰设计人员的某型号涡扇发动机可靠启动问题得到彻底解决。试验研究中获得的数据对于类似情况的发动机炮式启动研究具有极其宝贵的参考价值。

收稿日期:2003-02-27; 修订日期:2003-05-28  
基金项目:航空基础科学基金(00C53015)资助项目

### 1 埋入式进气道特性与发动机启动模型的耦合计算

埋入式进气道特性可以表示为

$$\begin{aligned} \sigma_i &= f_1(Ma, \alpha, \beta, \phi) \\ W &= f_2(Ma, \alpha, \beta, \phi) \end{aligned}$$

式中： $\sigma_i$ 为进气道总压恢复系数； $W$ 为进气道综合畸变指数； $Ma$ 为飞行马赫数； $\alpha$ 为攻角； $\beta$ 为侧滑角； $\phi$ 为流量系数。

这里只考虑进气道总压恢复系数对发动机启动特性的影响。显然，飞行马赫数和攻角可以通过进气道特性中的 $\sigma_i$ 来影响发动机启动特性。根据试验数据，某型埋入式进气道总压恢复系数(相对值)与飞行马赫数和攻角之间的关系分别如图1和图2所示。

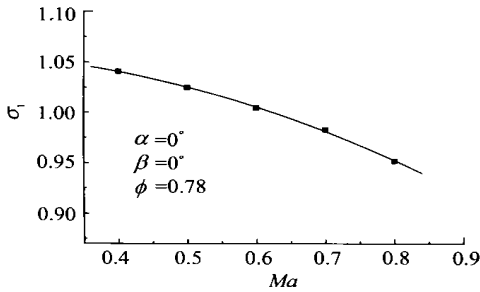


图1 埋入式进气道  $\sigma_i$  随  $Ma$  的变化

Fig. 1  $\sigma_i$  of embedded inlets vs  $Ma$

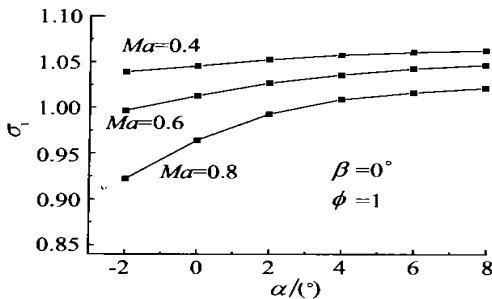


图2 埋入式进气道  $\sigma_i$  随  $\alpha$  的变化

Fig. 2  $\sigma_i$  of embedded inlets vs  $\alpha$

由图1、图2可见，大攻角下，埋入式进气道具有与S型进气道相当的总压恢复系数，而马赫数的增加以及攻角的减小，将使埋入式进气道总压恢复系数大幅度降低(降低幅度达到10%左右)，导致进气道冲压效果变差，因而使得风扇在一定的转速下提供空气流量的能力降低，这就是文献[3]所描述的“燃气回流”现象发生的根本原因。进气道/发动机联合试验数据还表明，在很低的流量系数下，马赫数和攻角对 $\sigma_i$ 的影响更严重，并可以进一步推断，当流量系数接近0时(对应发动机火药启动器吹转至点火转速的过程)，马

赫数和攻角对 $\sigma_i$ 的影响将会更加严重(进气道试验尚未获得这种条件下的进气道特性，但可以通过试验数据外插值得到)。

将埋入式进气道特性与炮式启动发动机启动模型耦合计算，便能够获得马赫数和攻角对低压转子“跟随性”的影响。耦合计算具体实现方法是：按照进气道总压恢复系数的大小对通用风扇特性(流量)以及低压转子“跟随性”进行修正(图3、图4)，极低转速下的风扇流量通过风扇进口总压、外涵道喷管出口静压以及外涵喷管出口面积计算得到，低压转子“跟随性”则通过试验数据直接进行修正得到。根据风扇/高压压气机流量平衡计算出发生“燃气回流”的条件<sup>[3]</sup>。低压转子“跟随性”和通用风扇特性定义如下：

低压转子“跟随性”： $n_L = f(n_H)$

式中： $n_L$ 为低压转子转速； $n_H$ 为高压转子转速。

通用风扇特性(流量)：

$$\frac{m_{cor}}{m_{cor-R}} = K_\phi \frac{n_{cor}}{n_{cor-R}}$$

式中： $m_{cor}$ 为风扇换算流量； $m_{cor-R}$ 为设计点风扇换算流量； $K_\phi$ 为风扇换算流量修正系数； $n_{cor}$ 为风扇换算转速； $n_{cor-R}$ 为设计点风扇换算转速。

图3表明，当进气道总压恢复系数 $\sigma_i$ 增加时，由于进气道冲压效果增加，风扇流量即使是在转速为零的情况下仍不为零(即风扇工作处于涡轮态)。图4则表明， $\sigma_i$ 的下降会使低压转子“跟随性”变差，其原因是当发动机开始炮式启动时，

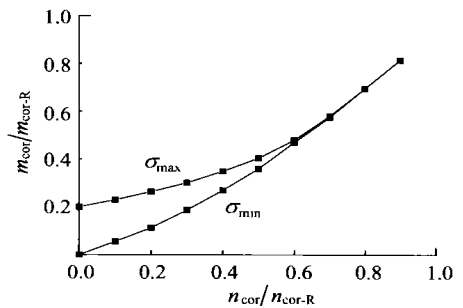


图3 埋入式进气道  $\sigma_i$  对风扇流量特性的影响

Fig. 3 Effect of  $\sigma_i$  on mass flow of fan

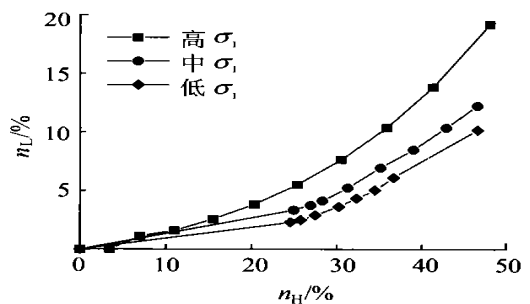


图4 埋入式进气道  $\sigma_i$  对低压转子“跟随性”的影响

Fig. 4 Effect of  $\sigma_i$  on “track” of LP spool

火药启动器产生的燃气直接喷向高压涡轮转子叶片而吹转高压转子,经高压涡轮做功后的火药燃气与内涵空气流量汇集一起,对低压涡轮做功,使得低压转子转动。按冲击式涡轮设计的火药燃气射流经过高压涡轮后,已经没有太多可用能,所以推动低压涡轮转动的能量主要取决于内涵空气流量的大小,低时的炮式启动,由于发动机进气条件不好,内涵空气流量相应地减小,推动低压涡轮转动的能量就小,所以火药启动器结束工作瞬间低压转子转速就低,而风扇转速低又给压气机进气带来困难,进而使得内涵空气流量减小,这就形成了恶性循环。反过来说,低压转子“跟随性”的降低也就说明了进气道 $\gamma$ 较小。联合图1、图2、图3和图4可知,针对被研究的进气道和发动机来说,“燃气回流”现象容易在高马赫数和低攻角下发生,这种条件下发动机不能够可靠地进行炮式启动。

风扇/高压压气机流量平衡判断准则是:

(1) 当风扇流量大于等于高压压气机流量时,流量匹配视为正常——风扇能够提供高压压气机所需空气流量,发动机启动可靠;

(2) 当风扇流量小于高压压气机流量时,流量匹配视为矛盾——这将导致“燃气回流”现象发生,由于风扇工作处于涡轮态(压比小于1),风扇后气流静压低于外界大气压,高压压气机将会把空气从外涵道倒吸进来,形成外涵流道中的气体“回流”现象,这意味着内涵喷管排出的废气(火药启动器燃气和燃烧室内产生的油气混合物)在一定条件下可能回流到高压压气机进口,形成“燃气回流”现象。当发生大量燃气回流时,进入燃烧室的气体极度贫氧,燃烧室是不可能被点着的,这将导致发动机启动失败,所以,只要发生“燃气回流”,则认为发动机启动不可靠。

利用上述的耦合计算结果表明,当飞行马赫数小于等于0.35时,由于进气道总压恢复系数较高,攻角在 $0^\circ \sim 8^\circ$ 之间变化时,低压转子“跟随性”满足流量平衡条件,发动机启动时将不会发生“燃气回流”现象,这时的飞行马赫数(0.35)就称为任何条件下不发生“燃气回流”的临界马赫数。而当飞行马赫数大于等于0.65时,攻角必须大于等于 $3.1^\circ$ ,才能保证不发生“燃气回流”现象,这时的攻角( $3.1^\circ$ )就称为高马赫数下发动机启动不发生“燃气回流”的临界马赫数。飞行马赫数在0.35~0.65之间时,临界攻角将随马赫数的增加而近似成线性增加(在 $0^\circ \sim 3.1^\circ$ 之间变化)。

飞行马赫数和攻角对进气道总压恢复系数、风扇流量特性、低压转子“跟随性”以及“燃气回流”的影响有规律性,但具体的数据是在具体的涡扇发动机和埋入式进气道上获得的,这些规律和数据可为类似情况的涡扇发动机炮式启动研究提供很好的参考价值。另外,上述耦合计算模型中并不考虑埋入式进气道总压恢复系数变化对发动机炮式启动特性——启动时间的影响,按理,总压恢复系数的变化会在尾喷管亚临界时影响涡轮落压比,进而影响发动机启动时间,但试验表明当采用埋入式进气道时这种影响是微小的。

## 2 试验验证

被研究对象为某型双转子分别排气涡扇发动机,验证试验在飞机挂飞试验和飞行器飞行试验中进行,飞机挂飞试验中通过调整飞行器的几何安装角来满足预定的启动攻角,而飞行器飞行试验中则通过合理选择发动机启动时机来保证预定的攻角。通过比较所测量的风扇后气流总温可以判断“燃气回流”现象是否发生:因为从外涵道倒吸进来的燃气温度远高于经过风扇压缩后的空气温度,所以,当风扇后总温比正常启动时的总温值有明显升高时,说明发生了“燃气回流”现象,而风扇后总温升高的量级则能够说明“燃气回流”现象发生的严重程度。

图5是当攻角为 $0^\circ$ 时发动机在不同的飞行马赫数下进行炮式启动过程中风扇后气流总温 $T_{t2}$ 随时间的变化历程。在地面试验和低马赫数时(图中的 $Ma = 0.0$ 和 $Ma = 0.33$ 曲线)时发动机不发生“燃气回流”,风扇后总温随时间而单调上升,发动机启动成功。而在较高的马赫数时(图中的 $Ma = 0.45$ 和 $Ma = 0.66$ 曲线),风扇后总温存在先升高后下降的过程,而且随马赫数增加,其程度越厉害, $Ma = 0.45$ 时发动机启动失败。正如文献[1]所述,虽然 $Ma = 0.66$ 时发动机启动成功,但仍被视为不可靠启动。图6则是当飞行马赫数为0.65左右时发动机在不同的攻角下进行炮式启动过程中风扇后气流总温随时间的变化历程。不难看出,当攻角小于 $2.7^\circ$ 时“燃气回流”现象随攻角的减小而越严重,当攻角较大时则不发生“燃气回流”现象。试验后的发动机分解检查也证明了“燃气回流”现象的发生,当发生“燃气回流”时,外涵道以及高压压气机的气流通道中有明显的油烟熏染痕迹,“燃气回流”越严重,熏染程度就越明显。

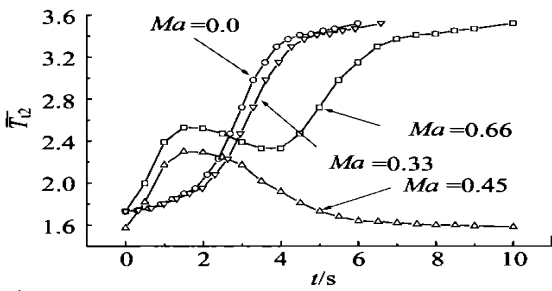


图5 马赫数对“燃气回流”现象的影响

Fig. 5 The influence of Mach number on “gas backward”

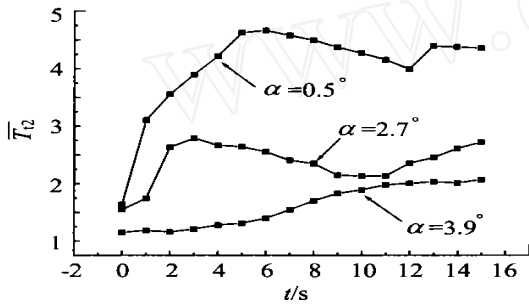


图6 攻角对“燃气回流”现象的影响

Fig. 6 The influence of attack angle on “gas backward”

至此,在与埋入式进气道联合工作时涡扇发动机炮式启动过程中,导致“燃气回流”现象发生(炮式启动不可靠的关键因素)的临界攻角和临界马赫数的存在被证实,其量级也通过试验获得,并且理论计算结果与试验数据吻合得很好。在低于临界马赫数或高于临界攻角的启动条件下,某型涡扇发动机炮式启动可靠性问题得到彻底的解决。

### 3 结论

(1) 针对某型涡扇发动机发展的炮式启动数学模型,由于增加了对具体埋入式进气道特性的考虑,计算结果能够揭示飞行马赫数和攻角对发

动机可靠启动影响的机理。通过与试验对比,证明了模型的正确性和准确性。

(2) 对于与埋入式进气道联合工作的某型涡扇发动机炮式启动来说,存在对启动可靠性具有决定性影响的临界马赫数和临界攻角,采用低于临界马赫数或高于临界攻角的启动条件进行炮式启动是发动机可靠启动的必要条件之一。

### 参考文献

- [1] Morita M, Sasaki M. Restart characteristics of turbofan engines [R]. ISABE 89-7127, 1989.
- [2] 于达仁,郭玉锋,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 D R, Guo Y F. Turbojet modeling in windmilling based on radial basis function networks[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 183 - 186.)
- [3] 陈玉春,陆尧,等. 涡扇发动机炮式启动数学模型及启动特性研究[J]. 航空学报, 2002, 23(6): 568 - 570.  
(Chen Y C, Lu Y. Research on cartridge starting characteristics of turbofan engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 668 - 570.)
- [4] 屠秋野,唐狄毅. 涡扇发动机启动模型及启动控制规律研究[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 21 - 24.  
(Tu Q Y, Tang D Y. Study on startup model and startup control law of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 21 - 24.)
- [5] Agrawal R K. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics [R]. ASME 81-GT-102, 1981.

作者简介:



陈玉春(1967-) 男(布依族),贵州惠水县人,西北工业大学航空动力与热力工程系副教授,硕士,1992年毕业于西北工业大学航空动力与热力工程系,主要从事航空发动机总体性能设计方面的理论与工程研究工作。联系电话:029-8494205,13572261772。

(责任编辑:李铁柏)