

弹用涡喷发动机飞行试验启动加速性能仿真^{*}

于 军, 于守志

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 结合导弹飞行的应用实际, 利用有限的部件特性, 建立了弹用涡喷发动机启动加速至巡航状态全过程的动态性能仿真模型。对仿真模型计算结果进行了分析, 模型计算结果与飞行试验数据吻合较好。该模型的建立对导弹发射过程发动机性能的分析具有重要的现实意义。

关键词: 导弹推进; 涡轮喷气发动机; 飞行试验; 空中启动; 加速过程; 数学模型

中图分类号: V235. 11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2001) 06-0454-04

Starting and accelerating model of missile turbojet engine in flight test

YU Jun, YU Shou-zhi

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: A mathematical model of missile turbojet engine from starting and accelerating to cruising state was established combining with the missile flight test. The results of model simulation were well in accord with the flight test data. The model was important for engine performance analysis in the period of missile launch and cruise conditions.

Key words: Missile propulsion; Turbojet engine; Flight test; Air starting; Acceleration performance, Mathematical model

1 引 言

导弹用涡喷发动机的启动、加速过程有其特殊性和复杂性。在导弹发射过程中, 启动和加速过程(其间助推器分离, 发动机成为导弹飞行的唯一动力)持续的时间很短(一般为 6 s~ 8 s), 之后发动机达到巡航转速。发动机由启动加速至额定状态的过程中发生故障在整个发动机故障中占相当高的比例, 战斧导弹 17 次故障中, 有 16 次发生在发射后不久, 仅 1 次出现在飞行后期^[1]。在研制中虽可由试验直接获取发动机启动加速过程的基本特性^[2], 但模拟的试验状态与实际飞行试验情况存在较大差异, 而且飞行试验的次数有限, 因此研究、建立发动机飞行试验条件下启动加速的动态性能仿真模型具有重要的现实意义。虽然对弹用涡喷发动机过渡态已有一些仿真研究^[3], 但在点火启动段尚未模拟。本文在有限的部件特性条件下建立了发动机在导弹飞行试验条件下启动、加

速至巡航状态全程的动态性能仿真模型。

2 仿真模型

2.1 基本运动方程及算法

在对应的飞行马赫数 Ma 、飞行高度 H 和尾喷管喉道面积 A_5 , 燃油流量 W_{mf} , 计算单轴涡喷发动机的稳态性能时, 可试取下列变量 x_i ($i=1, 3$): 压气机辅助线值 r , 发动机转速 n , 涡轮进口相似流量的相对值 t_{ff} 。

为寻求满足发动机共同工作条件下各部件的工作状态, 即转速平衡、流量连续、功率平衡、压力平衡等, 对单轴涡喷发动机的上述三个试取变量, 用下面三个平衡方程进行检验:

(1) 转子运动微分方程

$$P_T = P_C + P_{EXT} + \left| \frac{\pi}{30} \right|^2 J n \frac{dn}{dt} \quad (1)$$

(2) 由试取变量算出的涡轮进口相似流量与涡轮特性图上查出的相似流量相等

* 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-14。

作者简介: 于 军 (1969—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为航空推进理论与工程。

$$\left| \frac{q_{mg} \sqrt{T_3^*}}{p_3^*} \right|_{com} - \left| \frac{q_{mg} \sqrt{T_3^*}}{p_3^*} \right|_{chara} = 0 \quad (2)$$

(3) 计算尾喷管喉道面积 A_{5com} 与给定的 A_5 相等

$$A_{5com} - A_5 = 0 \quad (3)$$

式(1)中, P_{EXT} 为功率提取值, 右边最后一项为转子加速项。

满足上述检验方程即确定了满足发动机共同工作条件的发动机各部件的工作状态, 即可求出要求状态发动机的性能参数。如果检验方程不满足就得到残量 z_i ($i=1, 3$), 残量为试取变量的函数, 这样求解残量趋近于0的过程即转化为多元非线性方程组求解的过程。

发动机过渡态工作过程, 是一个低频非稳定的动力学过程。气流处于非定常流动情况, 因此在流量连续方程及能量方程中应增加考虑过渡态项^[4], 即在性能计算流程中, 发动机各主要部件(压气机、燃烧室、涡轮等)后面紧跟一个控制容积来考虑质量积聚和能量积聚的影响。假想将部件分为两个部分, 假设第一部分与气流只有能量交换的作用而没有容积效应, 部件特性用稳态流动时同样方法处理; 第二部分为容积室, 假设它是无叶片的空腔, 在此气流与部件之间无能量交换而具有容积效应, 气体在容积室作非定常流动, 容积室内气体密度将有所变化。由质量守恒有

$$q_{m2} = q'_{m2} - \frac{V_c}{kRT_2} \frac{dp_2}{dt} \quad (4)$$

式中, V_c 为容积室的容积, 右边最后一项为动态项。对于能量方程, 有

$$q_{m2} h_2^* = q'_{m2} h_2^* - (q'_{m2} - q_{m2}) u_2 - \frac{p_2 V_c}{RT_2} \frac{du_2}{dt} \quad (5)$$

式(5)右边后两项为动态项; 为由质量变化和由内能积聚引起的能量积聚。

对于单轴涡喷发动机, 确定共同工作点的过程就是对三个试取变量进行调整, 沿发动机气流流程进行计算, 通过迭代最终使残量满足预定的收敛条件。实际上计算转化为对三变量的非线性方程组进行求解。本程序采用的是牛顿-艾布逊(Newton-Raphson)法求解多元非线性方程组。

2.2 发动机部件特性

2.2.1 压气机特性

发动机部件特性参数的准确程度直接影响发动机性能模拟的准确性, 另外由于气流在发动机部件

(尤其是压气机)中运动的复杂性, 所以在条件允许的情况下一般通过试验获取发动机部件的特性参数, 其结果准确、可靠。但在没有部件特性试验数据的情况下, 应对其进行估算。实践证明: 在发动机性能计算中, 压气机特性在部件特性中占有举足轻重的地位。因发动机只有慢车以上压气机特性的试验数据, 本文采用聂加耶夫和费多洛夫的方法^[5]计算发动机低转速状态的压气机特性。聂加耶夫根据现有发动机的试验数据, 用试验统计方法结合理论分析计算确定压气机设计点参数与压气机特性参数的关系。其依据是利用换算转速 n_{cor} 变化时压气机参数在最佳工作状态线上变化的一般规律, 压气机的特性与级的特性(在 $n_{cor} = \text{const}$ 的条件下)所存在的相似性。

本文用此方法对压气机小换算转速状态的特性进行了估算。通过计算与分析, 在压气机原有的试验特性曲线上补充了5条曲线, 分别对应相对换算转速为: 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5。补充后的压气机特性参见图1和图2。

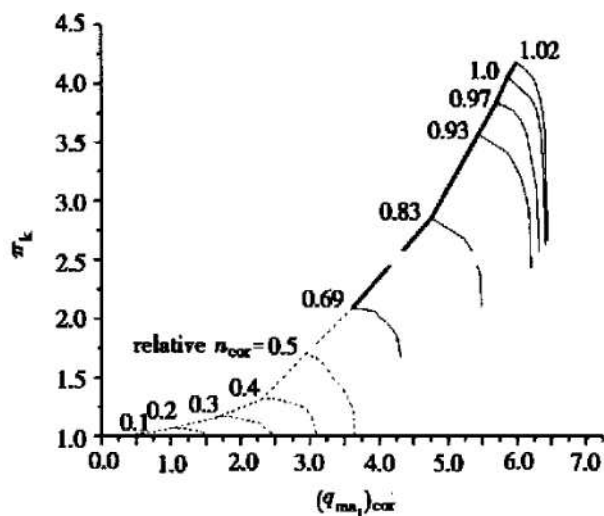


Fig. 1 Compressor pressure ratio as a function of corrected airflow along lines of constant corrected speed

图中虚线所示为用文献[5]方法计算得到的压气机小状态特性数据。然而发动机性能仿真尚不能直接应用该数据, 因为对于压气机或涡轮, 在其小工作状态, 均能表现出一个压缩、膨胀及摩擦连续变化的过程(称为 Pumping Capability)^[6]。导弹飞行试验时发动机是在风车条件下启动、加速, 发动机远离设计点状态, 该过程中压气机恰是体现出上述三个连续变化的过程。在一段时间内压气机压比小于1, 此时压气机效率由定义应为负值且在状态变化过程中不连续,

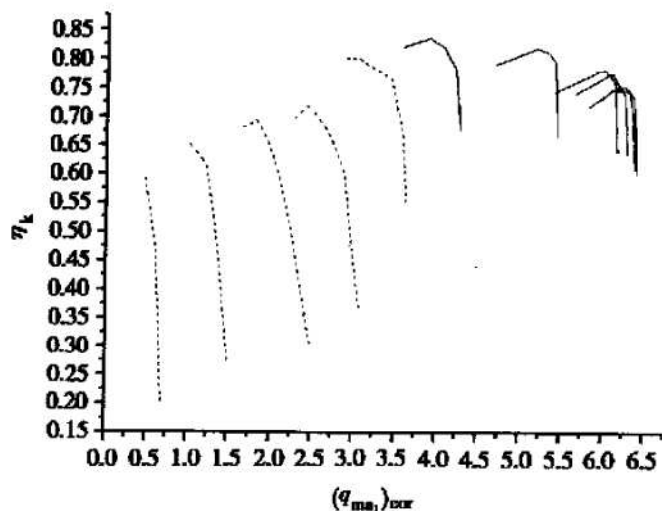


Fig. 2 Compressor efficiency as a function of corrected airflow along lines of constant corrected speed

此时段不宜再使用压气机效率进行模型计算。为此补充了压气机小转速状态增压比小于 1 部分及相对折合转速为零的特性数据,同时以压气机温升比代替压气机效率进行计算。

2.2.2 燃烧室和涡轮

本发动机由于没有涡轮的试验特性参数,其特性采用现有相近涡轮特性,根据其设计点参数耦合的方法得到,同时也补充了其小转速下的特性。

燃烧室主要的性能参数是燃烧效率和总压恢复系数。其总压恢复系数接近为常数,因此影响燃烧室性能的主要因素是燃烧效率。本模型中,燃烧效率为燃烧室空气载荷参数和油气比的函数^[7],可表示为

$$\eta_b' = f \left[\frac{\Omega}{\Omega_R}, f_b \right] \quad (6)$$

其中 f_b 为计算得到的油气比,下标 R 表示设计点参数,空气载荷 Ω 定义为

$$\Omega = \frac{q_{ma2}}{p_2^* \cdot 1.8 \cdot V_b \cdot e^{(T_2^*/300)}} \quad (7)$$

其中 q_{ma2} , p_2^* , T_2^* 分别表示燃烧室进口空气流量,压力和温度; V_b 为燃烧室容积。在此基础上引入燃烧效率修正项 $\Delta\eta_b$,它表示为油气比的函数

$$\Delta\eta_b = f(f_b) \quad (8)$$

由(6)式和(8)式最终得到燃烧室的燃烧效率

$$\eta_b = \eta_b' - \Delta\eta_b \quad (9)$$

3 仿真结果

通过上述发动机性能模型的构建,计算出发动机

在导弹飞行条件下启动、加速特性。由于导弹飞行试验发动机的遥测参数有限,可与模型计算结果进行比较的参数有限。发动机仿真计算结果如下:图 3 为发动机转子转速随时间的变化曲线。图 4 为发动机推力随时间的变化曲线。图 5 为启动加速过程涡轮功率和压气机功率的变化曲线。图 6 为涡轮进、出口温度随时间的变化曲线。图 7 为发动机在飞行试验启动加速过程的工作线在压气机特性图上的表示。

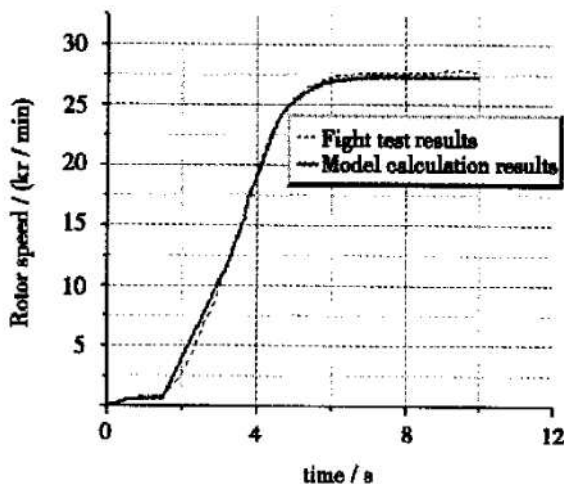


Fig. 3 Rotor speed vs. time

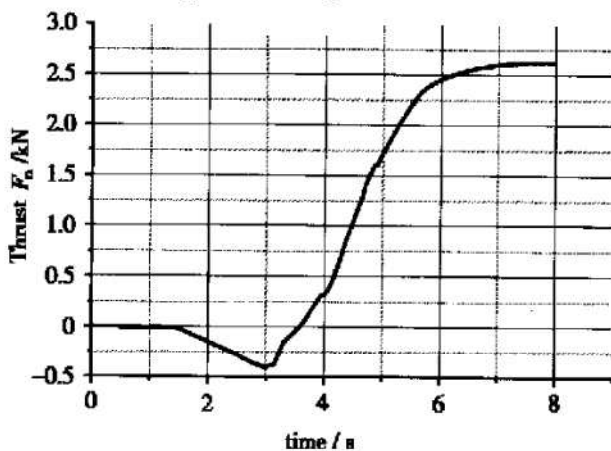


Fig. 4 Engine thrust vs. time

从仿真结果可以看出:发动机转速随时间的变化情况与飞行试验数据吻合较好,发动机转速是反映发动机状态的主要参数,证明本模型反映了发动机在导弹飞行启动、加速的工作过程。发动机在 6s 内已加速至额定的巡航状态。相对时间零点发动机点火时刻为 1.5s,发动机推力在点火启动后首先为负推力状态,这是由于导弹由助推器快速加速,发动机进口来流速度大于发动机排气速度。3s 后推力迅速上升直至额定状态,额定推力为 2.6 kN 左右,与实际情况基本相符。涡轮输出功率和压气机功率的变化过程与推力的变化基本相对应。燃烧室出口温度 T_3 和

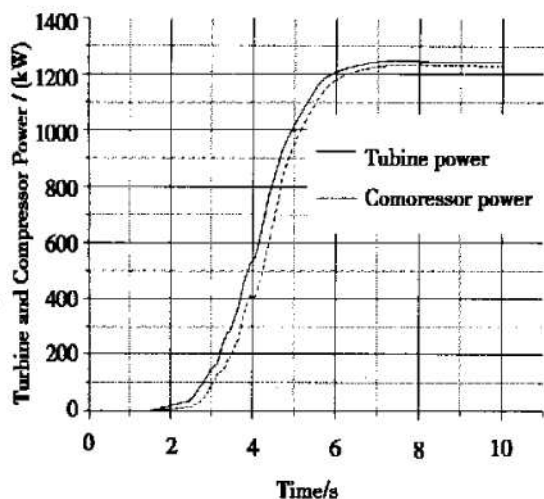


Fig. 5 Turbine and compressor power vs. time

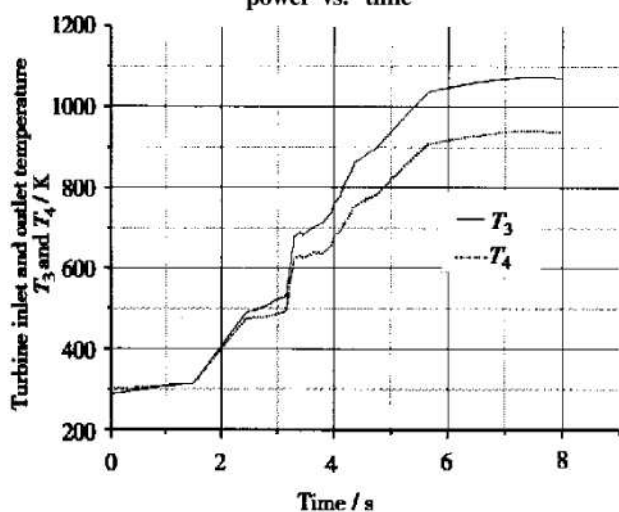


Fig. 6 Turbine inlet and outlet temperature vs. time

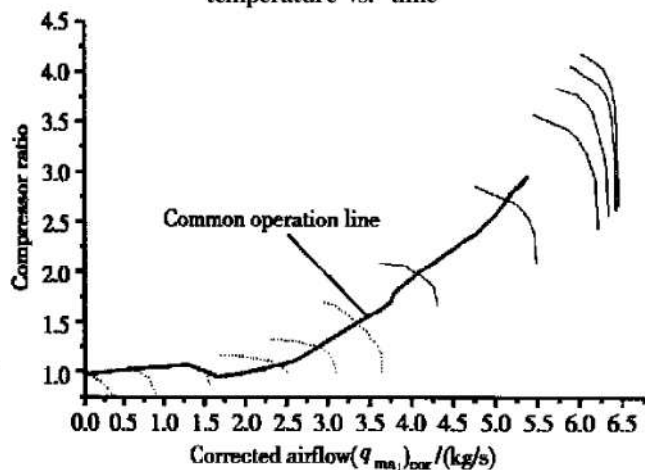


Fig. 7 Engine common operation line on compressor map in missile flight test

发动机排气温度 T_4 在导弹发射的起始段上升较慢, 之后上升速率加快。模型计算结果与发动机工作状

态相对应, 实际 T_4 的试验数据上升延续时间较长, 温度参数的变化存在明显的滞后。从图7可以看出, 发动机在点火后一段时间, 对应时间零点的第2.4 s之前, 共同工作线接近不稳定边界, 之后的启动加速过程直至额定的巡航工作状态具有较大的喘振裕度, 证明本发动机在导弹低空发射的条件下能够满足导弹总体的性能指标要求。

4 结 论

(1) 利用发动机性能仿真模型计算的结果, 与飞行试验数据基本一致, 说明本文构建的发动机动态性能仿真模型, 能模拟导弹飞行试验中自点火启动、加速直至巡航状态全程的发动机性能变化规律。

(2) 容积效应对本发动机的启动、加速过程影响较小, 对工程应用的精度而言可忽略。

(3) 发动机点火时刻燃烧室的燃烧效率很低, 从计算结果看, 点火时刻可适当后移。

(4) 发动机在导弹飞行试验的巡航状态工作时, 压气机具有较大的喘振裕度。

(5) 为进一步提高性能仿真计算精度, 可开展后续工作, 如: 增加准确的进气道数学模型; 考虑尾喷管温升后的面积, 即位移附面层和动量附面层的变化规律的影响; 动态过程中发动机部件在受热条件下间隙变化对发动机性能影响等。

参考文献:

- [1] 盛德林. 巡航导弹试验故障及其分析[R]. 航天情报研究系列报告, HQ-93023, 1993.
- [2] 郑 严. 弹用涡喷发动机启动加速过程试验[J]. 推进技术, 2000, 21(4).
- [3] 张振家, 杨兴根, 童书辉. 弹用涡喷发动机的动态性能仿真研究[J]. 推进技术, 1999, 20(4).
- [4] 陈大光, 张 津. 飞机-发动机性能匹配与优化[M]. 北京航空航天大学出版社, 1990.
- [5] (苏) 聂加耶夫, 费多洛夫 P M. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [6] Chappell M, McLaughlin P. An approach to modeling continuous turbine engine operation from startup to shutdown[R]. AIAA-91-2373.
- [7] Agrawal R K, Yunis M. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics[J]. Journal of Engineering for Power, 1982.

(编辑: 王居信)