

航空发动机战斗/训练状态控制研究

甘晓华 刘 芳 李松航

(北京航空维修工程研究所 北京·100076)

摘要: 针对航空发动机性能与寿命的矛盾, 提出了增加战斗/训练控制功能的方案。研究了控制原理, 在保持原低压压气机转速 n_1 为常数的调节规律基础上, 增加了保持排气温度 T_4^* 为常数的调节控制。在战斗时, 发动机的排气温度保持在较高水平, 以发挥出较大推力; 在训练时, 发动机工作在一个较低的温度水平, 减小工作负荷, 以延长机件寿命。为此还计算了战斗、训练及原机状态的发动机特性。研制出控制装置并加装于发动机上, 结果表明加装战斗/训练状态的控制装置是可行的。

关键词: 航空发动机; 控制; 研究

Research on Aeroengine Control of Fighting/Training Conditions

GAN Xiao-hua & LIU Fang & LI Song-hang

(The 1st Institute of Airforce, Beijing 100076)

Abstract: A concept to improve fighting/training control capabilities has been put forward on contradictions between engine performance and lifetime. Also, control principles have been studied. Maintaining original LP compressor rotor speed (n_1) as constant, an adjusting control has been added to keep exhaust temperature (T_4^*) unchanged. The exhaust temperature is relatively higher to produce large thrust at fighting, while at training it is lower to reduce operation load and improve component life. Engine characteristics at fighting, training and original conditions have been calculated. A control unit has been developed and installed on engine. Results show the unit is practical.

Key words: aeroengine; control; research

1 引言

航空涡轮发动机普遍存在着性能与寿命、安全方面的矛盾, 国内外一直致力于研究解决。俄罗斯生产的 AI-31Φ 发动机采用了战斗/训练状态控制来解决这一矛盾。其主要原理是, 在战斗状态下, 发动机低压压气机转速为 100%, 以发挥发动机的最大性能潜力; 在训练状态下, 将转速降低 3%, 相应地燃气涡轮出口温度下降 50℃, 减少发动机工作负荷, 延长工作寿命及保障飞行安全。

我国的某型系列发动机在部队出现飞行安全事故后, 采用了降低发动机负荷的技术措施。即: 将发动机工作状态调低。这一措施对缓解发动机的故障

作用明显。但是, 由于是在已定型产品上采取的人工调整, 降低负荷(降性能状态)使用的补救性措施, 其效果受到限制, 措施上难以系统化, 且遇紧急需要时, 无法在飞行中由飞行员恢复原性能状态。

为此, 本文以某型发动机为例, 研究战斗/训练状态控制。

2 战斗/训练状态控制原理

发动机在最大状态(n_1 在 100%附近)使用时间长、负荷大, 是损伤发动机的主要因素。因此, 主要考虑在该状态下设立战斗/训练状态控制。

2.1 发动机调节规律所决定的工作温度变化特点

某型发动机的调节规律是保持低压压气机转速 n_1 为常数, 是一种单变量 (n_1) 调节规律。其显著优点是推力 (F) 随飞行速度 (M) 增大而增大; 其缺点主要是在低 M 数下飞行时, 发动机“温度”利用不足, 在大 M 数时, 发动机可能发生超温, 见图 1 所示。当 M 数增大到一定时, 排气温度则进入超温区 ($T_4^* > T_{4c}^*$), 此时对发动机热部件的损伤成倍增加, 寿命成倍降低。

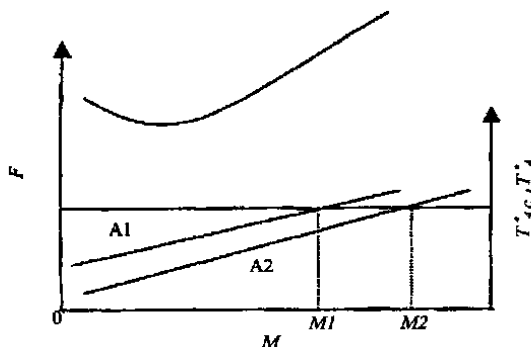


图 1 T_4^* 、 F 随 M 数变化的示意图

由图 1 可见, 根据发动机控制规律, 若要发挥发动机的性能潜力, 发动机的工作温度应提高。而从发动机寿命及使用安全考虑, 发动机工作温度应尽量低, 这是一对尖锐的矛盾。

2.2 发动机尾喷口面积对工作温度的影响分析

从图 1 中可知, 当发动机尾喷口面积较小 ($A1$) 时, 发动机工作温度较高, 推力较高, 飞行时易发挥发动机性能潜力, 但高速飞行时易超温。当尾喷口面积较大 ($A2$) 时, 工作温度较低, 推力较小, 飞行时不易发挥性能潜力, 但工作温度较低可以一定程度上降低负荷。

某型系列发动机工作时尾喷口面积尚不可自动调节, 故为了兼顾推力和飞行超温两方面的考虑, 采取了固定一个中等面积喷口的折衷办法。即: 发动机性能的发挥与安全寿命之间各作出一定牺牲。

2.3 变单变量控制为双变量控制

综合分析, 为解决发动机的性能发挥与寿命 (安全) 之间的矛盾, 拟将现行 $n_1 = \text{常数}$ 的单变量调节改为 $n_1 = \text{常数}$ 和 $T_4^* = \text{常数}$ 的综合调节。即保持通过改变燃油供油量来保持 n_1 转速为常数的原机调节规律, 增加喷口面积变为随动无级调来调控 T_4^* 的温度不超出限定值。

在飞行 M 数较小 (包括起飞时) 时, T_4^* 较低, 远离最大限制值。这时将发动机的尾喷口 (起始) 面积保

持在一个较小状态, 以提高发动机排气温度, 增大 (起飞) 推力。当飞机在较大 M 数飞行时, 排气温度随飞行 M 数增大而明显提高, 当接近限制温度时, 喷口自动放大, 使排气温度下降 (即降低工作温度)。当排气温度降至某预置值时, 喷口缩小, 以防止推力过小。

2.4 设置战斗/训练状态控制

在战斗时, 主要是在保证飞行安全下尽可能发挥出发动机的作战性能; 而在平时, 主要保证飞行安全, 尽可能减少发动机寿命损耗而提高经济性。因此, 提出设置战斗和训练状态控制。

主要设想是: 在战斗状态, 将发动机工作状态维持在最大允许的极限温度范围附近, 发挥最大推力; 在训练状态, 以能保证正常训练需要下, 将发动机工作温度限制在低于最大允许的极限温度一定水平之下, 避免在极限温度附近工作, 以提高寿命, 保障安全。

3 控制参数及方法

3.1 发动机控制温度的确定

按技术手册, 某型发动机飞行使用中在空中的排气温度规定为不得超过 α_1 °C, 短时间不得超过 α_2 °C。因此, 取“战斗”状态发动机 T_4^* 最大温度为 β_1 °C, 目前外场降负荷使用的发动机规定地面的排气温度不得超过 β_2 °C, 则取“训练”状态为 β_2 °C, 控制系统以 8031 单片机为核心, 采集 T_4^* 信号。根据 T_4^* 信号的变化情况对发动机的喷口进行调节, 两个状态的转换由座舱内的状态控制电门控制。

3.2 起飞状态的控制

飞机在起飞过程中, 排气温度调整为 β_3 °C, 以增大发动机工作温度, 提高起飞推力, 发挥发动机潜力。

3.3 “训练”状态的控制

当温度 T_4^* 值在某一范围时, 控制装置保持发动机喷口面积不变; 当温度 $T_4^* \geq \beta_4$ °C 时, 发动机开始放大喷口, 直到温度 $T_4^* < \beta_4$ °C, 发动机停止放喷口; 当温度 $T_4^* < \beta_5$ °C 时, 控制装置使发动机喷口回到原控制状态。

3.4 “战斗”状态的控制

当温度 $T_4^* < \beta_6$ °C 时, 发动机在原控制状态工作; 当温度 $T_4^* > \beta_6$ °C 时, 控制装置保持发动机尾喷口面积不变; 当温度 $T_4^* > \alpha_1$ °C 时, 发动机的尾喷口开始放大, 直到温度 $T_4^* < \alpha_1$ °C 时, 发动机停止放喷口。

3.5 加力状态的控制

由于原机热负荷已经很大,因此可以确定原机状态为战斗状态。训练状态在原机的基础上,将加力时的温度 T_4^* 降低约为 10°C 。根据发动机加力供油量的控制原理,采用加力状态全过程补充放气的方法实现两个状态的区别。

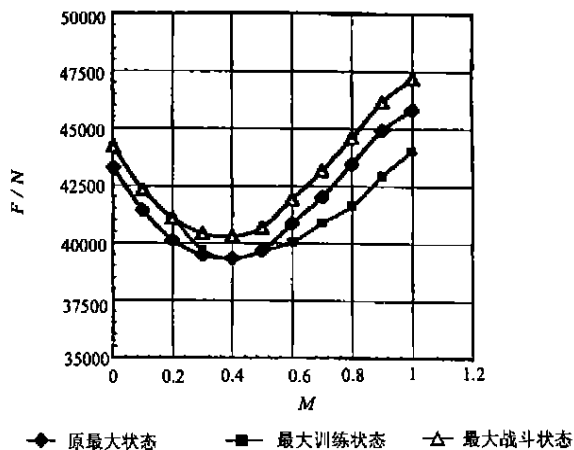
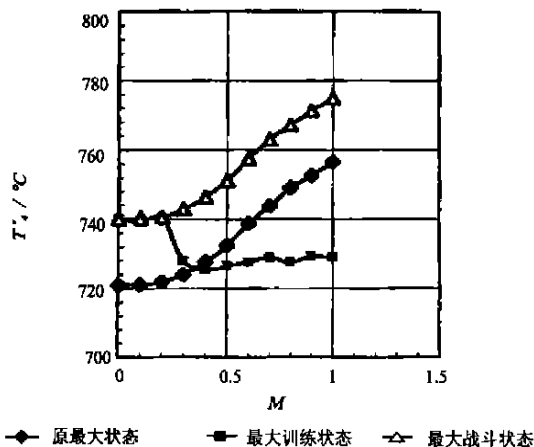
4 发动机性能及寿命计算分析

发动机设置战斗/训练状态控制后,改变了原调节规律,需要计算战斗、训练及原机三种情况下发动机的有关性能参数。

4.1 $H=0\text{km}$ 时发动机性能变化

计算出的在地面台架状态下,发动机随飞机在 $H=0\text{km}$ 飞行时的性能曲线见图 2、图 3。

从图 2、图 3 中可见,实行战斗/训练状态控制

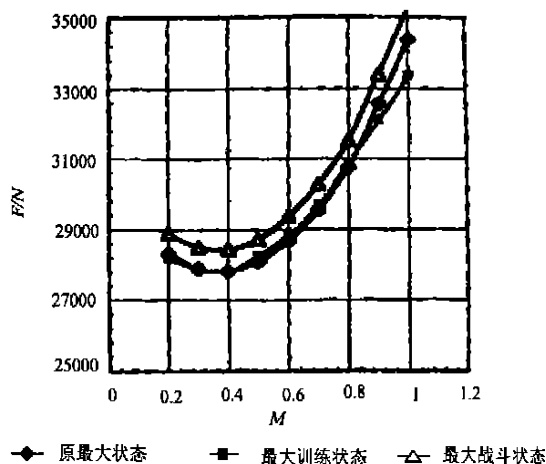
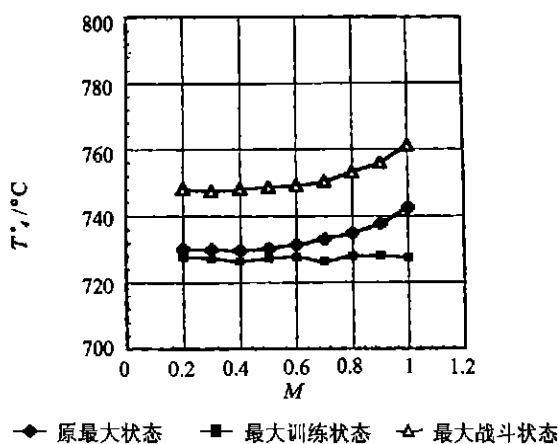


后,发动机在地面最大状态时,涡轮后温度 T_4^* 提高 20°C ,在 $M=0$ 时发动机推力增加,提高 2.14% 。当

飞机起飞后,在训练状态下,维持温度 T_4^* 为 $\beta_5 \sim \beta_4$ $^\circ\text{C}$, $M=0.5$ 时,温度 T_4^* 与原机相当。飞机在 M 数为 1.0 飞行时,排气温度比原机状态低 24.5°C ,有利于保证飞行安全及使用寿命。在战斗状态下,当飞机在 $H=0$ 及 $M=1$ 飞行时,发动机推力比原机状态大,增加 3.1% ,可充分发挥发动机性能潜力。

4.2 $H=4\text{km}$ 时的发动机性能变化

当飞机在 4km 高度飞行时,发动机性能计算结果见图 4、图 5 所示。从图 4、图 5 中可以看出,发动机在训练状态工作时,当 $M < 0.8$,其推力及排气温度与原机状态相当。当 $M > 0.8$ 时,温度 T_4^* 开始低于原机状态。当 $M=1$ 时,温度 T_4^* 低 15°C 。与图 3 相比,可以得出,随飞行高度增加,训练状态下



的推力比原机状态小的趋势将变得不明显。战斗状态下,当飞行速度 M 为 0.4 时,推力比原机状态要

大,增加了 2.25%。当 M 数达到 1.0 时,推力也比原机状态下的要大,增加了 2.91%。战斗状态比训练状态下的推力大,为 5.7%。可见在战斗时,“战斗状态”可以发挥原机状态无法发挥的性能潜力。

4.3 寿命计算分析

根据计算表明,实施两个状态控制后,当温度 T_4^* 限制为 $\beta_4^\circ\text{C}$ 时,涡轮前 T_3^* 通常不超过 $\theta^\circ\text{C}$, 对应涡轮叶片蠕变损伤为控制前的 70%, 叶片平均和 -3σ 持久寿命均可提高至 1.4 倍。当温度 T_4^* 限制温度为 $\beta_5^\circ\text{C}$ 时,对应涡轮前 T_3^* 则被控制在 $\omega^\circ\text{C}$ 以内,叶片蠕变损伤仅为控制前的 50%,蠕变寿命可增长一倍。由于涡轮组件持久寿命裕度可得到有效增长,使用中热端部件的失效率将会明显下降。发动机的其它部件的持久寿命增长情况可通过类似方法计算。

5 试验及试飞结果

为实现以上控制功能,研制了战斗/训练状态控

制装置。经过在某型飞机上的改装、地面通电检查、开车检验和空中试飞,表明:战斗/训练控制装置工作可靠;状态转换中转速稳定;控制温度随状态变化明显;性能稳定。发动机各项数据、参数符合规定,飞机发动机工作正常,达到了预期效果。

参 考 文 献(略)

第一作者简介:

甘晓华 (1957—),男,江西省人。博士、高级工程师、北京航空维修工程研究所副所长。中国航空学会小发动机、气动热力学及航空维修三个专业委员会的委员,国际液化雾化学会中国分会委员,一直在航空发动机科研第一线工作。先后负责并参与完成二十多项发动机总体、燃烧、控制、实验室建设等方面的研究工作。获军队科技进步一等奖一次、二等奖 2 次,发表论文 30 余篇。1999 年获“十大杰出跨世纪人才”称号,2001 年获“中国科协求是杰出青年奖”。



(上接第 23 页)

Rotating Turbine for Rocket Engine Application. AIAA 93-2136, 1993

3 Veres P. Two Stage Turbine for Rockets. N94-22059, 1994

4 Boris A. Ponomarev, New Generation of the Small Turboshift and Turboprop Engines in U. S. S. R. ASME, 90-GT-195, 1990

5 Sotsenko Y V. Thermogasdynamic Effects of the Engine Turbines with Contra-Rotating Rotors. ASME, 90-GT-63, 1990

6 Mosca J. Rotor-Rotor Interaction in a Contra-Turbine Stage. M. Sc Thesis, 1985. 5

7 Finke D P. The Design and Fabrication of a Small Highly Instrumented Counterrotating Turbine Rig. ASME, 93-GT-396, 1993

8 Ponomarev B A, Sotsenko Y V. Using Contra-Rotating Rotor for Decreasing Sizes and Component Number in Small GTE. ASME, 92-GT-414, 1992

第一作者简介:

刘思永 (1939—),1962 年毕业于北京航空航天大学动力系,北京航空航天大学任教授。1977 年在航空部 606 所涡轮组任组长,1977 年后在北航工作。曾主持“空中加油用冲压空气涡轮 RCW-B 研制”,获航空部科技进步一等奖,其科研项目获得省、部级二、三等奖三项。在国内、外发表论文被 SCI, EI 检索四篇。

