

某型发动机高空、低速条件下燃烧稳定性及燃烧效率分析

邓新发, 金涛, 何立明

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:对某型发动机燃烧室在高空、低速条件下的燃烧稳定性进行了分析,并对燃烧效率进行了计算。结果表明:20 km 高空,0.7 M 飞行条件下,燃烧室能实现稳定燃烧,燃烧效率高。

关键词:燃烧稳定性;燃烧效率;航空发动机

中图分类号: V23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2004)02-0006-03

某型发动机是我军在役的一种涡轮风扇发动机,该发动机具有良好的高空性能,作为高空长航时无人驾驶飞机的发动机有自己的独特优势。但是某型发动机能否满足高高空多功能无人飞行平台对动力装置的要求,特别是在 20 km 高空,0.7 M 的飞行条件下燃烧室的工作稳定性和燃烧效率还需要进行充分的论证研究。因此根据无人机的特点,研究该发动机在高空低速低雷诺数条件下的燃烧稳定性与燃烧效率,对于高高空多功能无人飞行平台对动力装置的选型,是极其重要的,并具有一定的学术价值和工程应用意义。

关于高空、低速条件下燃烧室壁温已经作过分析^[1],本文在对压气机和涡轮特性进行雷诺数修正的基础上,对该型燃烧室火焰筒在高空、低速条件下的燃烧稳定性进行分析研究,同时对燃烧效率进行计算分析。

1 燃烧稳定性分析

火焰维持连续燃烧的能力叫做燃烧稳定性。当油气混合物变得过于贫油或富油的时候,稳定有效的燃烧就会被破坏。导致温度和反应速率降低到给进入燃烧室的燃料和空气加热并使其蒸发必须达到的值以下,这种情况会导致燃烧过程的熄灭。质量流率、燃烧室容积和燃烧室的压力对于燃烧稳定性都有影响,这三个因素的影响可以结合到一个叫做燃烧室载荷参数的参数中,其定义如下^[2]: $P_{CL} = m/P^n V$ 。式中: P_{CL} 为燃烧室载荷参数; m 为燃气质量流量 (lb/s); V 为燃烧室容积 (ft^3); P 为燃烧室进口压力 (标准大气压); n 为压力指数。

因燃烧室载荷参数是基于燃烧过程的速度基础上的,压力指数 n 对于双分子反应为 2。当碳氢燃料在空气中燃烧时会出现一系列复杂反应,压力指数一般由试验的方法确定,其值大约为 1.8。这个 n 值适用于大部分的燃烧室工作情况。然而在高压条件下, n 值等于 1 更接近于实际的燃烧室工作情况,因为这时化学反应速率已经不是限制因素,而物理混合过程则起着更为重要的作用。在高空、低速条件下压力一般不是很高,因此在本文的计算过程中压力指数 n 取为 1.8。

对发动机的燃烧稳定性的分析方法是基于搅拌反应理论基础上的。将燃烧室载荷参数作为横坐标,当量比

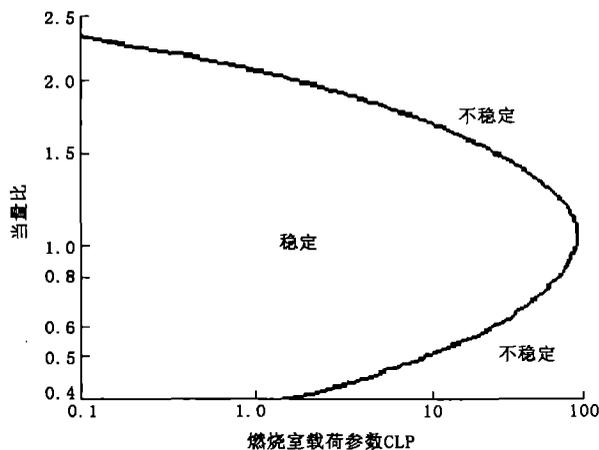


图1 燃烧稳定特性

收稿日期:2003-06-30

基金项目:863 计划项目(2002AA753012)

作者简介:邓新发(1979-),男,湖北公安人,博士生,主要从事燃烧及气动热力学研究;

何立明(1959-),男,浙江上虞人,教授,博士生导师,主要从事飞机推进系统及脉冲爆震发动机研究

Φ 作为纵坐标,经过试验得出的稳定燃烧特性见图 1。图中不稳定边界左边的区域为能稳定燃烧的区域,右边为不稳定燃烧区域。如果计算的结果落在不稳定边界左边的区域,就说明燃烧室是能够稳定燃烧的,否则就是不能稳定燃烧的。

$H = 20 \text{ km}$ 飞行条件下计算得出的燃烧室载荷参数见表 1。根据表 1 的数据,图 2 给出了燃烧室载荷参数随 M 数的变化曲线。

表 1 燃烧室载荷参数随飞行 M 数的变化

M	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1
P_{CL}	1.637	1.543 7	1.459	1.372	1.282
θ_{300}	4.67	4.84	5.01	5.21	5.44

由计算得出的当量燃油空气比 Φ 在 20 km , $M = 0.7, 0.8, 0.9, 1.0, 1.1$ 时的值分别为 $0.287 8, 0.291, 0.293, 0.297, 0.300$ 。由此可知,燃烧室总燃油空气比大于 $0.019 1$,主燃区当量比 Φ 在 0.28 以上,在稳定燃烧范围内。因此,可以初步判定在该飞行条件下发动机燃烧室能稳定燃烧。但燃烧室最终能否在该飞行条件下稳定燃烧,还需进一步通过实验来加以验证。

2 燃烧效率计算分析

影响燃烧室的燃烧效率的因素很多,根据前人总结的经验公式,可以将这些因素都综合进燃烧反应速率系数 θ_{300} 中^[3]。这时发动机燃烧效率就只与空气燃油比与 θ_{300} 有关。 θ_{300} 由下式计算: $\theta_{300} = P^{1.75} e^{\frac{T_3}{300}} Ad/M_c \times 10^{-5}$ 。式中: M_c 为燃烧室空气质量流量; T_3 为高压压气机出口导向叶片截面上的空气温度(K); A 为燃烧室机匣最大截面面积(in^2); D 为燃烧室机匣之间的径向深度(in); p_3 为高压压气机出口导向叶片截面上的空气总压(lb/in^2)。

将燃烧效率与空气燃油比与燃烧反应速率系数的关系见图 3。算出空气燃油比与燃烧反应速率系数,就可以从燃烧效率特性图查出对应的燃烧效率。燃烧反应速率系数 θ_{300} 在 $H = 20 \text{ km}$, 随 M 的变化数据见表 1,变化曲线见图 4。图 5 是计算所得的该发动机燃烧效率随飞行 M 数的变化曲线。

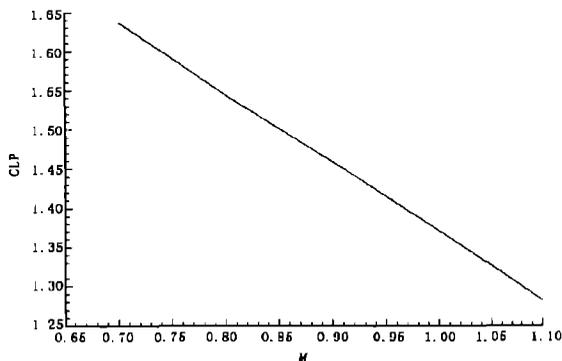


图 2 燃烧室载荷参数随飞行 M 数的变化曲线

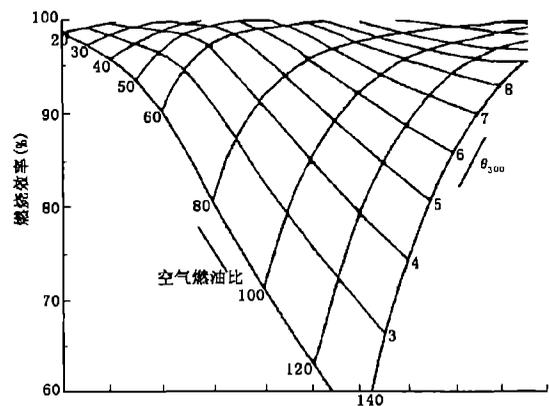


图 3 发动机的燃烧效率特性曲线

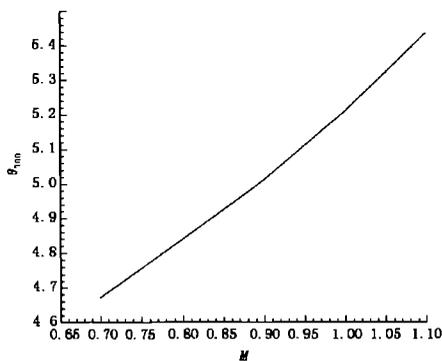


图 4 燃烧反应速率系数随飞行 M 数的变化曲线

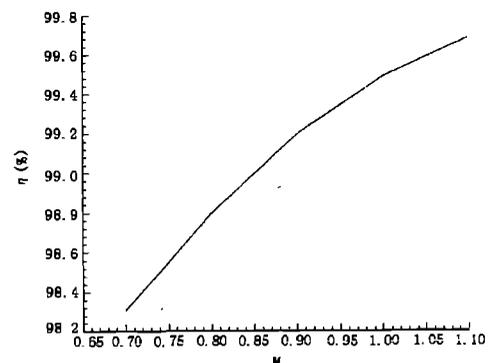


图 5 发动机的燃烧效率随飞行 M 数的变化曲线

根据计算结果空气燃油比大约为50,由 θ_{300} 的计算结果,从图3可查得燃烧效率 η 随飞行 M 数的变化曲线见图5。可见燃烧效率都在98%以上。

3 结论与建议

20 km 高空、飞行 M 数为0.7的条件下:燃烧室能实现稳定燃烧(还需进一步通过实验加以验证);燃烧效率较高,符合要求。

为了保证该发动机在高空($H=20$ km)、低速($M=0.7$)的飞行条件下稳定工作,可采取如下措施:①改变喷嘴流量设计规律,使之兼顾高低空特性;②提高供油压力,提高雾化质量,防止积炭;③换装压力加气动雾化混合式喷嘴;④减小头部进气量,并兼顾高低空特性。

参考文献:

- [1] 金涛,邓新发,何立明.某型发动机高空、低速条件下燃烧室冷却性能分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2004,5(1):6-9.
- [2] J D 马丁力, W H 海泽, D H 戴利.航空发动机设计[M].北京:科学出版社,1992.
- [3] Ko Shao - Yen, Liu Deng - Ying. Experiment Investigation on Effectiveness, Heat Transfer Coefficient and Turbulence of Film Cooling[J]. AIAA J,1980,18(8):300-302.

(编辑:姚树峰)

Analysis of Combustion stability and efficiency of FWS - 9 Under the Condition of High Altitude and Low Velocity

DENG Xin - fa, JIN Tao, HE Li - ming

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: The engine combustion stability is analyzed and the combustion efficiency is calculated under the condition of high altitude and low velocity. The result indicates that when $H = 20\text{km}$, $M = 0.7$, the combustion in the chamber is smooth and the combustion efficiency is high.

Key words: combustion stability; combustion efficiency; aircraft engine