

文章编号: 1000-8055(2004)05-0656-04

飞行状态下脉冲爆震发动机 性能估计分析

邱 华, 严传俊, 范 玮, 黄希桥, 张 群, 郑龙席, 熊 姹
(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 在理想单循环脉冲爆震发动机分析模型的基础上, 通过引入进气道建立了一定飞行状态下的自吸气的脉冲爆震发动机理论性能计算模型, 研究了当飞行状态改变时, 脉冲爆震发动机的性能变化趋势, 计算结果表明, 对给定模型, 飞行高度和飞行马赫数对脉冲爆震发动机性能的影响是不一样的, 决定于进气道和爆震室的推进特性, 同时模型也考虑了爆震频率和爆震室直径对性能的影响, 这为脉冲爆震发动机的理论设计和分析提供了一定依据。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 脉冲爆震发动机; 自吸气; 性能
中图分类号: V 235. 22 **文献标识码:** A

Assessment Analysis of Pulse Detonation Engine Performance in Flight Regime

Q U Hua, YAN Chuan-jun, FAN W ei, HUANG Xi-qiao,
ZHANG Q un, ZHEN G Long-xi, X I N G Cha

(School of Dynamics and Energy, Northwestern Polytechnical University,
Xi'an 710072, China)

Abstract: A theoretical performance analysis model of air-breathing pulse detonation engine is established in the flight regimes. It is based on single-cycle pulse detonation engine analysis model. The influence of the flight regime change on performance of pulse detonation engine was studied. The results show that the average thrust is decreased with the increase of flight altitude at given Mach number, and the influence of Mach number on thrust depends on the propulsive characteristics of inlet and detonation chamber. The effect of detonation frequency and combustor diameter is also considered in the model which is useful to the design and analysis of pulse detonation engine.

Key words: aerospace propulsion system; pulse detonation engine; air-breathing; performance

脉冲爆震发动机作为一种新概念发动机, 它是利用间隙式脉冲爆震波产生的高温、高压燃气作用在推力壁上产生推力的, 其过程为等容非稳

态燃烧过程, 整个工作过程是间隙式、周期性的, 因而产生的推力是脉动的。脉冲爆震发动机产生推力的方式和工作特点决定了它的性能计算方法

收稿日期: 2003- 11- 16; 修订日期: 2004- 03- 23

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50336030); 西北工业大学博士创新基金资助项目(CX200316)

作者简介: 邱华(1978-), 男, 江西新余人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事脉冲爆震发动机的应用基础研究

与一般的涡喷发动机不同。在脉冲爆震发动机理论设计时,可以根据各种脉冲爆震发动机性能参数的计算方法计算出相应的发动机性能。对于地面状态下的脉冲爆震发动机的性能计算参数我们可以根据地面试验数据进行评估;而对于处于飞行状态下的脉冲爆震发动机的性能计算结果,若要通过试验进行评估就目前的研究进展和试验水平是不太可能的,因此对于飞行状态下的脉冲爆震发动机的性能分析是否合理是理论设计的关键。

1 性能分析模型

1.1 假设

所研究的自吸气脉冲爆震发动机的模型由两部分组成,进气道模型、爆震燃烧室模型。由脉冲爆震发动机的工作原理及循环分析知,脉冲爆震发动机的工作过程是间隙性的、周期性的,其发动机内的流动为非稳态流动。由于非稳态流动的热力循环的详细分析是极其复杂和繁琐的,此外从爆燃到爆震的过渡也很难用数学表达式来描述,因此,为获得飞行状态下脉冲爆震发动机性能的计算方法,需作如下假设:

(1) 进气道与爆震室间存在假想的阀门,阀门打开时,进气道以给定的填充速度填充爆震室。当爆震室完成充填过程后阀门关闭,此时进气道出口下游溢流装置打开,进气道内的气流将以大小等于填充速度的溢流速度从溢流装置流出发动机,因此可近似认为进气道内的气流为稳态流动。

(2) 阀门关闭后,爆震波立刻在封闭端形成。

(3) 脉冲爆震发动机始终工作在设计点。

1.2 进气道模型

进气道可分为亚声速进气道和超声速进气道,本模型采用亚声速进气道模型。

(1) 根据给定的飞行高度,由国际标准大气表可查得进气道入口前大气参数 P_0 和 T_0 ,由给定的飞行马赫数 M_a 可求得进口总参:

$$P_0^* = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2 \right)^{k/(k-1)} \cdot P_0 \quad (1)$$

$$T_0^* = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2 \right)^{k/(k-1)} \cdot T_0 \quad (2)$$

(2) 进气道出口参数 (P_1^*, T_1^*) 的确定:

$$P_1^* = \sigma_i P_0^* \quad (3)$$

$$T_1^* = T_0^* \quad (4)$$

根据所取的进气道类型,其中总压恢复系数

σ_i 取为:

当飞行马赫数 $M_a < 1$ 时:

$$\sigma_i = 1 \quad (5)$$

当飞行马赫数 $M_a \geq 1$ 时:

$$\sigma_i = \left(\frac{\frac{k-1}{2} M_a^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_a^2} \right)^{k/(k-1)} \cdot \left(\frac{\frac{2k}{k+1} M_a^2 - \frac{k-1}{k+1}}{\frac{2k}{k+1} M_a^2 - \frac{k-1}{k+1}} \right)^{k/(k-1)} \quad (6)$$

(3) 进气道出口气流速度的确定

由于脉冲爆震发动机的工作循环是间隙式、周期性的,当爆震室前端的阀打开时,气流和燃油以速度 u_1 开始充填爆震室,当阀门关闭的瞬间,一方面爆震波在封闭端起爆,发动机开始产生推力,另一方面进气道下游出现阻塞,这在实际中将对发动机产生负推力,考虑到前面对进气道的假设,即当阀门关闭时,进气道内的气流将通过理想的泄流装置流出发动机;当阀再次打开时,气流和燃油又重新开始充填爆震室。一般充填的时间远大于爆震波形成、传播和耗散的时间,因此进气道出口气流速度可近似由充填速度求取,即:

$$u_1 = L f \quad (7)$$

式中: L 为爆震室长度; f 为爆震频率或阀的开启频率。

1.3 爆震燃烧室模型

由假设可知脉冲爆震发动机的推力是由这部分产生的,因此爆震室的性能就表征脉冲爆震发动机的性能。若不考虑爆震循环与循环间的相互影响,则对于多循环的脉冲爆震发动机,其性能的计算可以看成是多个单循环工作的线性叠加,从而可以求出相应性能公式。

1.3.1 爆震波特性参数

根据爆震波在传播过程中的守恒方程可得:

$$M_{a2c} = (M_{a1} + M_{acj}) \cdot \left[\frac{m_2}{m_1} \cdot \frac{\gamma_1}{\gamma_2} \cdot \frac{T_1}{T_2} \right]^{1/2} - 1 \quad (8)$$

$$\frac{p_3}{p_1} = \frac{p_2}{p_1} \cdot \left[1 - \frac{\gamma_2 - 1}{2} M_{a2c}^2 \right]^{2\gamma_2/(\gamma_2 - 1)} \quad (9)$$

其中: 马赫数 M_{a2c} 为已燃气体相对于爆震室壁的速度, M_{a1} 为燃烧混合物喷射马赫数,可取为进气道出口气流速度, M_{acj} 为爆震波马赫数。爆震波压力 p_2 、温度 T_2 及比热比 γ_2 可由燃烧产物平衡成份计算方法求得。 p_3 为推力壁处(即爆震室的封闭端)的爆震波后的压力。

1.3.2 单循环性能模型

当发动机工作在单循环状态下, 由于循环时间为无限长, 故计算发动机的平均推力已不再具有什么意义, 而这一循环下的冲量却能提供更多的有用信息, 即:

$$I_b = A \int [P_3(t) - P_0] dt = A \int \Delta P(t) dt \tag{10}$$

其中 ΔP 为推力壁处的压力时间变化, 其最大值等于 P_3 。由爆震循环可知, 当爆震波在封闭端产生时其内部流场是非常复杂的, 通过简化的解析方法和一定的试验数据, 可以近似用下面的公式快速估计冲量的大小。

$$I_b = \alpha \frac{P_3 - P_0}{U_{CJ}} AL = \alpha \frac{\Delta P_3}{U_{CJ}} V \tag{11}$$

其中: α 为经验系数, A 为爆震室横截面积, L 为爆震室长度, V 为爆震室容积, U_{CJ} 为爆震波速度。

1.3.3 多循环性能模型

对于单循环下脉冲爆震发动机的冲量计算公式, 虽然计算时间区间取为无限长, 但从试验数据和爆震室内气流流动仿真可以看到, 当爆震波在推力壁形成后, 作用在推力壁上的压力在几个毫秒内就能恢复并稳定在初始充填条件, 因此在多循环工作下, 脉冲爆震发动机单次爆震的冲量仍可采用公式(11)。

1.4 模型总体性能

从模型的工作方式可以看到, 由于进气道考虑了(1)中的假设, 因此进气道内的气流可看成稳态流动, 其空气流量 $\dot{m}_1$ 取决于爆震频率和爆震

室体积。当爆震室阀门关闭时, 一方面混气在爆震室点燃爆震, 另一方面进气道内的气流将仍以填充速度从溢流装置流出发动机, 根据动量守恒有:

$$I_{close} = \dot{m}_1(u_1 - u_0)t_{close} + I_b \tag{12}$$

当爆震室阀门打开后, 进气道内的气流将流入爆震室, 根据动量守恒有:

$$I_{open} = [\dot{m}_1(u_1 - u_0) + \dot{m}_f u_1]t_{open} \tag{13}$$

因此对整个工作循环, 模型的平均推力为:

$$F_{avg} = f(I_{close} + I_{open}) = \dot{m}_1(u_1 - u_0) + (t_{open} + \dot{m}_f u_1 + I_b) \tag{14}$$

其中: t_{open} 为阀门打开时间。

从而得到单位燃料消耗率:

$$sfc = 3600 \frac{\dot{m}_f X_F \rho_1 V}{F_{avg}} \text{ [kg/(N} \cdot \text{h)]} \tag{15}$$

式中: X_F 为可燃混气中燃料的质量分数; ρ_1 为初始充填混合物密度。

2 飞行高度和马赫数对脉冲爆震发动机性能的影响

运用前面建立的脉冲爆震发动机性能模型, 我们可以计算发动机在各种飞行状态下的性能特性, 若取爆震燃烧室长度 L 为 1 m, 直径为 5 cm, 以汽油为燃料, 空气为氧化剂, 计算设计飞行高度为 0~20 km, 设计飞行马赫数为 1.0~2.5 下脉冲爆震发动机平均推力 F_{avg} 和单位燃料消耗率 sfc , 则可得图 1~图 4。

从图中可以看到, 在给定当量比下, 当飞行高度(H)不变时, 随着飞行马赫数(Ma)的增大: 由于发动机的平均推力是考虑了进气道的阻力特性的, 而进气道的阻力是随马赫数的增大而增大的,

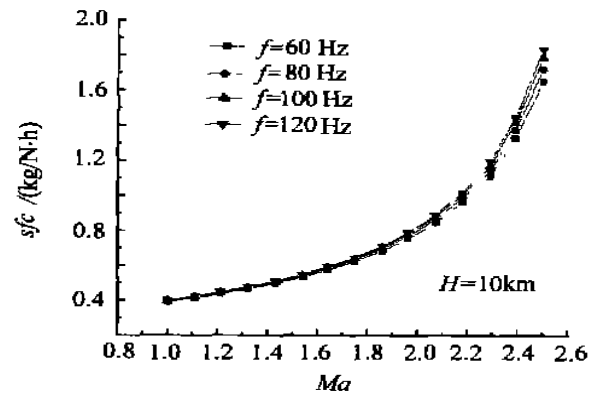


图 1 单位燃料消耗率随马赫数和爆震频率的变化关系
Fig 1 Specific fuel consumption versus flight Mach number and detonation frequency

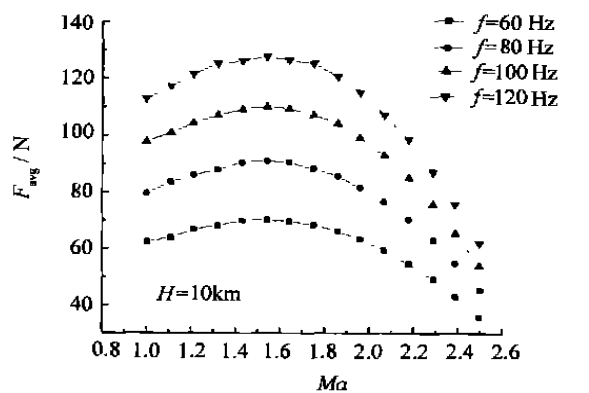


图 2 平均推力随马赫数和爆震频率的变化关系
Fig 2 Average thrust versus flight Mach number and detonation frequency

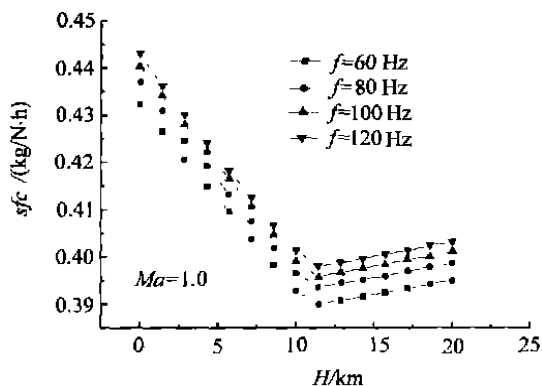


图 3 单位燃料消耗率随飞行高度和爆震频率的变化关系

Fig. 3 Specific fuel consumption versus flight altitude and detonation frequency

因此单位燃料消耗率 sfc 是逐渐变大的; 平均推力 F_{avg} 是先增大后减小, 这是因为一方面速度冲压使爆震室的初始压力增大使爆震室增到了爆震室的冲量, 另一方面, 飞行速度的增大将增大进气道的飞行阻力, 两者综合影响了平均推力的变化趋势。在飞行马赫数一定时, 随着飞行高度的增大: sfc 的变化一开始都是先减小, 当飞行高度大于 11 km 时, 减小的趋势变缓或者开始增大; 平均推力 F_{avg} 是逐渐减小的, 当飞行高度到 20 km 时, 平均推力只有十几牛, 这在实际飞行中是不可能实现的, 但却为发动机工作参数的设定提供了参考性的依据。随着爆震频率的增大: 平均推力 F_{avg} 是一直增大的, 这是由于增大爆震频率意味着缩短一个循环的时间, 即单位时间里能产生更多的脉冲推力, 故平均推力增大; sfc 是一直增大的, 这主要是由于随着爆震频率的增大, 燃油流量的增大比平均推力增大得快的缘故。

3 结 论

(1) 对在设计点, 马赫数一定时飞行高度的增大会使得平均推力逐渐减小, 单位燃料消耗率是先减小后增大的; 飞行高度一定时飞行马赫数的增大对推力的影响要综合考虑进气道和爆震室

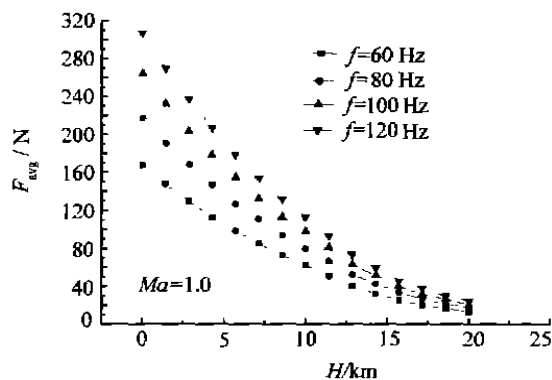


图 4 平均推力随飞行高度和爆震频率的变化关系

Fig. 4 A average thrust versus flight altitude and detonation frequency

推进特性。

(2) 在一定的混合物当量比下, 爆震频率的增大能够使脉冲爆震发动机的平均推力和单位燃料效率增大, 可见, 增大爆震频率是增大脉冲爆震发动机推力的一种重要方法, 并且爆震频率越高, 发动机产生的推力也就越平稳, 但也会引起耗油率的升高。

(3) 增大燃烧室直径能显著增大平均推力, 但同时也会使耗油率增大, 因此在设计脉冲爆震发动机时, 需综合实际的飞行要求。

(4) 合理的结构设计和工作循环对单位燃料消耗率有很大的影响, 通过引入合适的尾喷管结构和进气方式可以很大的降低单位燃料消耗率。

参考文献

- [1] Eidehn S, Grossmann W. Pulsed Detonation Engine Experimental and Theoretical Review [R]. AIAA 92-3168
- [2] Bratkovich T E, Bussing T R A. A Pulse Detonation Engine Performance Model [R]. AIAA 95-3155
- [3] Wintenberger E, Austin J M, Cooper M, et al. An Analytical Model for The Impulse of a Single-Cycle Pulse Detonation Engine [R]. AIAA 2001-3811
- [4] 范玮, 严传俊. 元素势法在爆震波特征参数计算中的应用 [J]. 推进技术, 2001, 22(3): 222-224