

文章编号: 1007-3124(2003)01-0088-05

超燃燃烧室一维流场分析模型的研究

张鹏, 俞刚

(中国科学院力学研究所高温气体动力学开放实验室, 北京 100080)

摘要:对公开发表的用于超声速燃烧流场分析的几种一维模型进行了研究,指出了其中存在的问题。研究结果表明:基于实验静压数据的一维模型,若不借助必要的流场测量数据或分析结果,或借助于经验性的处理方法,单靠一维假设,无法获得较为完整的一维流场分析结果。改进后的一维模型降低了数据处理过程中的不确定性,提高了对一般情况的适应能力。用编制的计算程序 SSC-2 对两组典型的超燃燃烧室壁面静压实验数据进行了演算,取得了燃烧室出口总压恢复系数的计算值与测量值基本一致的好结果。

关键词:超声速燃烧;燃烧室;一维流场分析

中图分类号:TK16 **文献标识码:**A

The study of one-dimensional flow analysis model of the combustor in supersonic combustion experiments

CHANG Paul, YU Gang

(LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: The existent one-dimensional flow analysis models for supersonic combustor were studied. The results showed that the complete solution of one-dimensional combustion flow field could only be obtained with either necessary experimental data or some empirical methods. With the improved model, the uncertainty in the process of data reduction could be reduced. The adaptability of the code could be enhanced. The calculated values of static and stagnation pressure showed good agreement with experimental data.

Key words: supersonic combustion; combustor; one-dimensional flow analysis

0 引言

“在高超声速流动和高超声速吸气式发动机的理解和控制方面,真正的进步最终还是依靠分析和计算能力的提高”^[1]。作为高超声速吸气式发动机关键技术的超声速燃烧的分析 and 计算至关重要。但是实际的超燃冲压发动机燃烧室流场非常复杂,充满了不稳定的激波系、膨胀波系。特别是进气道、隔离段产生的厚边界层和分离流与燃烧室中众多的燃料射流以及漩涡结构的相互作用更是增加了流场的复杂程度。因此超声速燃烧的数值模拟遇到了极大的挑战。对

碳氢燃料来说,需要考虑几百个中间化学反应过程和几百种中间气体组分的相互作用,即便是模型简化后的数值模拟也存在计算量太大的问题。为了理解超声速燃烧中起控制作用的物理过程,需要建立近似的计算模型,一维模型被认为是超声速燃烧性能估算的一个有用的工具,被广泛地应用^[3]。建立在实验数据基础上的一维流场分析模型对于超燃燃烧室流动分析有三个明显的优点。首先,因为只考虑流动变量在气流方向的变化,分析过程被大大简化了。其次,超燃冲压发动机燃烧室的结构非常简单,基本上只是一个略有扩张的直通道,不存在任何旋转器

收稿日期: 2002-04-09

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(A02030205)

作者简介: 张鹏(1980-),男,湖北监利人,硕士研究生。

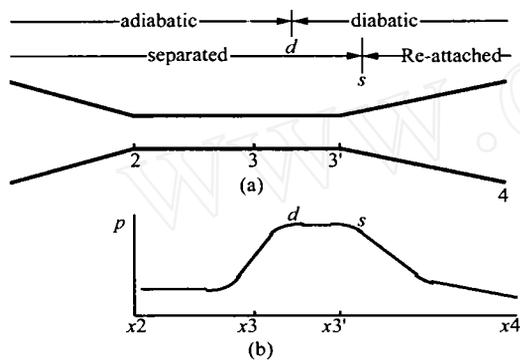
件,因此流动变量在每一个截面上大致均匀,且流动可视为定常,非常符合一维分析的假设。最后,实验沿着燃烧室壁面测得的大量精确、可靠的静压数据可以利用。事实上,这些静压数据包含有燃烧过程的许多信息。因此,看看有多少燃烧室内部流场性质能够从对外部静压测量数据的分析中获得是件有意义的事情^[1]。这也是为什么要把超燃燃烧室一维流场分析建立在静压测量数据上的原因。

笔者的目的是试图在研究已有公开发表的一维流场分析模型^[1,3],分析其存在问题的基础上对其进行改进,降低数据处理中的不确定性,提高分析结果的可靠性。

1 物理模型及存在的问题

William H. Heiser 和 David T. Pratt^[1]提出的超燃

燃烧室一维物理模型(图 1)基本上描述了超声速燃烧中的主要物理过程。在他们的模型中,燃烧室由等截面隔离段和带扩张角的燃烧段组成,其中发生的物理过程大致分为绝热压缩,等压释热和膨胀释热三过程:燃料在 3 点喷注到超声速气流中,经过快速混合后在 d 点开始燃烧,燃烧段压力随之上升。由于逆压梯度的出现使边界层发生分离,超声速气流的有效流动(又称芯流)面积发生变化。超音速来流需要通过一个斜激波串(这个斜激波串由超声速气流通过芯流面积变化了的隔离段引起)的绝热压缩来与燃烧段中的压力相匹配。一般认为 d 点是绝热压缩和燃烧释热的交界点, s 点是分离流的贴合点。在 d 点和 s 点之间,由于分离边界层的存在,压力近似为一常数。 s 点之后面积扩张的影响超出了剩余燃烧释热的影响,压力开始下降^[1]。



参考位置	物理意义
2	隔离段进口
3	燃料喷注点
d	燃烧释热开始
$3'$	扩张段进口
s	分离流再附点
4	燃烧室出口

图 1 一维物理模型示意图^[1] (a) 轴向位置标记 (b) 典型的壁面静压分布

Fig. 1 Sketch of one-dimensional analysis model

(a) Designation of axial location (b) Typical axial distribution of wall static pressure

但是,这个物理模型存在着几个问题:(1)等压燃烧的假设与实验结果相差较大。(2)实际实验中静压数据很多,但模型只用了少数几个关键点。(3)燃料只能在一个位置注射。(4)芯流面积在 ds 段内的计算采用经验处理方法。(5) d 点和 s 点的选取存在着很大的人为随意性。下面就存在的问题结合现有公开发表的几种模型进行分析,探索其改进方案。

2 模型的分析及改进

2.1 几种现有模型的分析

现有几种一维分析模型的共同点在于:(1)以文献^[1]的物理模型为基础,将上述物理现象解释为绝热压缩,等压释热和膨胀释热三过程。(2)将摩擦、热交换、燃料质量附加作为次要因素忽略。(3)通过实

验给出 d 点和 s 点的静压,人为给定其轴向位置。(4)分析中先求马赫数的分布,再求其他变量。这些模型的主要区别在于对燃烧释热过程的分析。

模型^{1[1]}将绝热压缩段 $2-d$ 单独处理,等压释热段 ds 和膨胀释热段 $s-4$ 合并处理,合并后的 $d-4$ 段中马赫数的分布由芯流面积 A_c 和总温 T_t 控制:

$$\frac{dM}{dx} = M \left[\frac{1 + \frac{-1}{2} M^2}{1 - M^2} \right] \times \left[- \left(\frac{dA_c}{A_c dx} \right) + \frac{1 + M^2}{2} \left(\frac{dT_t}{T_t dx} \right) \right] \quad (1)$$

方程右边第二项是总温变化,实际上是燃料混合燃烧的规律,无法简单确定。出于估算的目的,用一个经验性的无量纲总温的有理函数^[1]来代表。

模型 2^[1]将三个过程合并处理,与模型 1 的不同之处在于它不需要总温的经验关系式(芯流的计算同模型 1)。整个过程中马赫数的分布由芯流面积和冲量函数 I 控制:

$$M(x) = \sqrt{\frac{1}{p(x)A(x)} \left[\frac{I(x)}{A_c(x)} - 1 \right]} \quad (1)$$

$$\text{其中, } I(x) = I(x_2) + \int_{x_2}^x p(x) \frac{dA(x)}{dx} dx \quad (2)$$

模型 3^[4]分别处理三个过程,其形式类似于模型 1,方法的实质是模型 2,即不需总温的经验关系式(芯流的计算同模型 1)。后两过程中马赫数的分布由芯流面积和静压控制:

$$\frac{dM}{dx} = -\frac{M}{2} \frac{dA_c}{A_c dx} - \frac{1+M^2}{2M} \frac{dp}{p dx} \quad (3)$$

模型 4 将绝热压缩段 2- d 和燃烧释热段 d - s 合并处理,膨胀释热段 s -4 单独处理。其形式类似于模型 2,方法的实质是模型 1,即需要给出总温的经验关系式。与模型 1 有所不同的是,它不需计算芯流面积变化,而是在模型 1 的基础上提出了一个适用于 2- s 段的总温关系式。合并后的 2- s 段中马赫数的分布由冲量函数和总温控制:

$$M(x) = \sqrt{\frac{I(x)}{A(x) \left[\frac{1}{A} - \frac{1}{2} \right]} (x)} \quad (4)$$

其中, A (不代表面积) 是 I 的函数 (I 的定义同方程 2), $\frac{1}{A} = T_1(x)/T_2$ 是无量纲总温。

通过对以上几种一维模型比较,分析其有关计算结果^[1,2],得到一些初步结论:(1)为了提高模型的一般性(如多个位置注射燃料),去掉等压燃烧这个假设是必要的。(2)利用更多的实验静压数据是可行的。(3)模型 1,2,3 中芯流面积在 d - s 段内用插值计算^[1,3],能否通过一维分析的方法进行计算有待进一步研究。(4) d 点和 s 点的选取存在着较大的人为随意性,能否在实验数据的基础上通过一维分析自动确定其位置和静压值也有待进一步研究。下面就针对剩下的问题,结合控制方程分析的方法,探索型进一步改进的可行性。

2.2 控制方程分析

从超燃燃烧室流场特点出发,将摩擦、热交换、燃料质量附加作为次要因素忽略(比之总温变化和芯流面积变化,它们都是二阶小量^[1]),假定定压比热和分子量为常数,控制方程可以简化为^[4]:

连续方程

$$\frac{d}{dx} + \frac{dA_c}{A_c} + \frac{dV}{V} = 0 \quad (5)$$

动量方程

$$\frac{dp}{p} + \frac{kM^2}{2} \frac{dV^2}{V^2} = 0 \quad (6)$$

能量方程

$$\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) \frac{dT_0}{T_0} = \frac{dT}{T} + \frac{k-1}{2} M^2 \frac{dV^2}{V^2} \quad (7)$$

状态方程

$$\frac{dp}{p} = \frac{d}{dx} + \frac{dT}{T} \quad (8)$$

马赫数定义

$$\frac{dM^2}{M^2} = \frac{dV^2}{V^2} - \frac{dT}{T} \quad (9)$$

可见问题的控制方程一共有五个,而方程中出现的变量为 d/dx , dA_c/A_c , dV/V , dT_0/T_0 , dM/M , dT/T , dp/p , 一共是七个,因此必须提供补充方程才能求解。

绝热压缩段 2- d 内流动绝热,可得补充方程。通过对实验静压数据的拟合,可以得到补充方程 $dp/p = f(x)$ (拟合多项式)。由此,完全由一维假设所建立的方程可以求解。

燃烧释热段 d - s 仍有补充方程 $dp/p = f(x)$ 。因为存在边界层分离,芯流面积 A_c 是个未知量。因此,在现有假设条件下, d - s 段中未知数比方程数多一个,方程组无法求解。解决问题的途径有两条,一是用经验办法给出某个流动变量的变化规律,即减少一个未知数;二是再寻找一个新的独立的一维分析假设,即增加一个方程。我们的研究表明:不太可能找到这样的假设,只能采用前一途径。比较合适的处理办法是模型 3 给出的用 d 点和 s 点的对 d - s 段进行插值拟合。此外,其他几个流动变量(如总温 T_0) 的变化规律比较复杂,不适合作为假设条件出现。

燃烧释热段 s -4 由于分离的边界层在 s 点贴合,有 $A_c(x) = A(x)$ (燃烧室截面积已知),方程组封闭可解。

如前所述,燃烧释热段 d - s 中方程求解需要已知 d 点和 s 点的轴向位置和芯流面积,因此,用一维分析的方法,通过匹配各段之间的有关参数来确定 d 点和 s 点是不可能的。其他建立在高维流场测量分析或经验关系上的方法则超出了一维分析的范畴。模型 4 中 d 点和 s 点选取的问题转移到经验关系式中,并非不用考虑。

概括上面的分析:问题的关键在燃烧释热段 d - s ,

由于存在边界层分离,使得原本已知的流动面积(燃烧室面积)变成未知的芯流面积,故而方程组在已有的一维假设条件下无法封闭求解。研究表明给出某个变量的变化规律是较好的方法,上文提到的几种模型的本质区别就在于变量的选择。作为超燃研究来说,总温和其他变量的分布较为复杂,相比之下,给出芯流面积是有根据的。

最后,由以上问题的分析结论如下:(1)可以去掉等压燃烧的假设。(2)可以利用更多的静压数据。(3)可以实现燃料在多个轴向位置注射。(4)一维分析的框架下,经验性的关系式不可避免。(5)一维分析的框架下, d 点和 s 点的自动选择不能实现。

2.3 改进的模型

综合上面的分析,在模型 3 的基础上提出改进的一维分析模型:(1)燃烧室中的物理现象解释为两个过程:绝热压缩 $2-d$ 和燃烧释热 $d-4$ 。(2)绝热压缩段 $2-d$ 的马赫数计算式与模型 1 相同。(3)燃烧释热段 $d-4$ 的马赫数控制方程与模型 3 相同。(4)各段静压及其梯度通过实验静压数据多点拟合得到。(5) d 点和 s 点通过经验公式确定: $p_d = p_{max}$ 和 $p_s = \phi p_{max}$ 是所有静压数据中的最大值,和 ϕ 是总结大量实验数据得到的经验常数,本文的算例中 $\phi = 0.75$, $\phi = 0.9$ 。(6)芯流面积 A_c 在 $d-4$ 段通过多点拟合得到。(7)求得马赫数分布之后,其他流动变量利用等熵流公式^[1,4]计算。

3 典型算例及分析

笔者将文献[5]的两组实验数据作为算例(算例的实验条件及燃烧室构型见文献[5]),用改进后的一维模型进行了分析。图 2 和图 3 是流场参数用编制的程序计算的结果,其中,实验测得的静压分布和出口总压恢复系数也放在图中作为比较。

图 2 是算例 1(煤油只在一个轴向位置注射,一对凹腔)的计算结果。静压分布采用高阶曲线分段拟合,改进后的模型可以计算出各流动变量更细致的变化,这些变化告诉我们:在误差范围内,实验测得的静压值的波动,实际上是流场中各种不均匀性的外部反映。在这个超声速燃烧的计算中,马赫数先不断减小,在压力最大点附近,达到全场最小值,但始终保持在 1 以上。随后,面积扩张的影响逐渐变大,马赫数呈总体上升趋势,其局部回落可能是用曲线拟合得到的静压数据进行计算所带来的偏差。从总温变化曲线可以看出,总温的增加即燃料的燃烧主要发生在燃烧释热

段 $d-s$ 中, s 点(350mm)以后总温变化不大,这反映了实验中燃料在注射点(220mm)附近得到了充分的混合燃烧。总压在整个过程中不断下降,燃烧室出口总压恢复系数计算值为 0.40,测量值为 0.44。

通过对两组实验静压数据的演算,及燃烧室出口总压恢复系数计算值和实验值的比较,可以认为,编制的程序能够较好地获得燃烧室流场参数,对燃烧室性能进行估算。

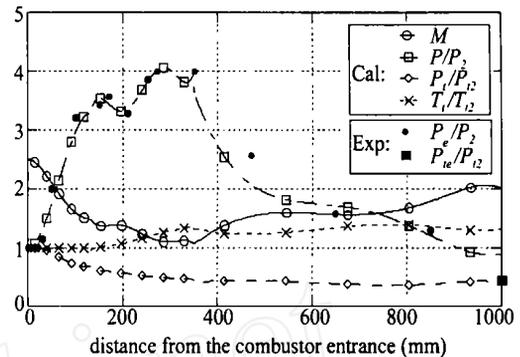


图 2 无量纲流动变量的轴向分布 (P_e 是静压测量值, P_{te} 是燃烧室出口总压测量值)

Fig. 2 Non-dimensional flow variables distributions in the axial direction (P_e is experimental static pressure, P_{te} is the stagnation pressure at combustor exit)

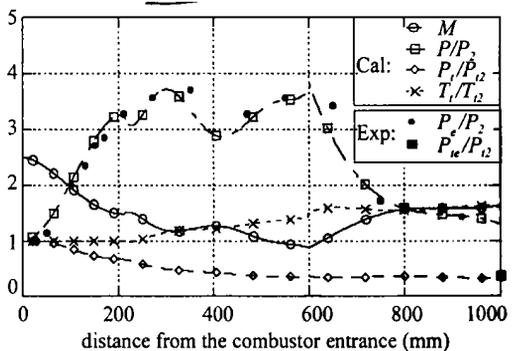


图 3 无量纲流动变量的轴向分布 (P_e 是静压测量值, P_{te} 是燃烧室出口总压测量值)

Fig. 3 Non-dimensional flow variables distributions in the axial direction (P_e is experimental static pressure, P_{te} is the stagnation pressure at combustor exit)

图 3 是算例 2(煤油同时在两个轴向位置注射,两对凹腔)的计算结果。算例 2 的结果大体与算例 1 相同。如果煤油第一个注射点(220mm)下游和第二个注射点(480mm)上游之间的一段区域长度较大,此区域中面积扩张(扩张起点 s 在 380mm)相对于燃烧释热来说对静压变化起控制作用,表现为静压的下降和马赫数的增加。如果马赫数在此区间的回升不充

分(压力下降不足或区间较短)或第二组燃料量比较大,则第二组燃料的燃烧会使马赫数降到1以下,从而发生壅塞,如图3所示。这就通过计算告诉我们,超燃实验中,若加大燃料量,燃料的注射方法和注射位置必须精心设计,否则就会出现壅塞。反之,对双模态实验来说,超燃模态向亚燃模态的转化,可以通过加大燃料质量或减小燃料注射点之间距离来实现。燃烧室出口总压恢复系数计算值为0.33,测量值为0.37。与算例1的结果相比,由于多了一对凹腔,总压损失应该增加。

通过对两组实验静压数据的演算,及燃烧室出口总压恢复系数计算值和实验值的比较,可以认为,编制的程序能够较好地获得燃烧室流场参数,对燃烧室性能进行估算。

4 结论

建立在实验静压数据基础上的一维流动分析模型对于超燃燃烧室的流动分析具有原理清楚、计算简单、结果直观等优点,在对液体碳氢燃料超声速燃烧做详细的数值模拟还存在较大困难的情况下,不失为一种有助于实验分析,理解内部物理过程的好方法。

对几种现有公开发表的一维分析模型进行了探

讨。结果表明:除实验静压数据外,若不借助必要的流场分析结果或经验方法,不可能只在一维假设的框架内完整地解决问题。

在对现有模型研究的基础上,提出了改进的一维分析模型,编制成计算程序SSC-2。改进后的计算程序降低了数据处理过程中的不确定性,提高了对一般情形的适应能力。计算结果与实验结果较一致,可应用于超声速燃烧性能估算。

参考文献:

- [1] HEISER W H, PRATT D T, DELEYD H, et al. Hypersonic air-breathing propulsion. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, Washington, D. C.
- [2] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion. Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 189.
- [3] YU G, LI J G, ZHAO J R, et al. Experimental studies on H₂/Air model scramjet combustor. AIAA Paper 99-2449, June 1999.
- [4] SHAPIRO A H. The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow. The Ronald Press Company, New York.
- [5] YU G, LI J G, CHANG X Y, et al. Investigation of fuel injection and flame stabilization in liquid hydrocarbon-fueled supersonic combustors. AIAA Paper 2001-3608, July 2001.