

双模态燃烧室一维分析

李珊珊, 顾洪斌, 陈强, 李智, 陈立红, 张新宇

(中国科学院高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京 100190)

摘要 本文使用一维双模态燃烧室分析模型, 采用定比热假设, 暂时忽略了摩擦、添质等次要因素的影响, 对发动机燃烧室处于亚燃模态的实验数据进行分析, 得到了燃烧室流道内一维流场参数。在真实燃烧过程中, 随着反压升高, 隔离段以及燃烧室会出现边界层分离, 这使得一维分析的准确性大大降低。相比以前的研究, 本文采用高次曲线对实验静压进行了拟合, 对面积分离的影响进行了修正, 方程的求解采用了四阶龙格-库塔方法。通过这些改进, 使得本文的一维分析计算结果更加准确, 能够较好的预测冲压发动机的性能。

关键词 亚燃模态、双模态燃烧室、一维性能分析

0 引言

双模态冲压发动机具有从低飞行高度, 低马赫数的亚燃模态向高飞行高度、高马赫数的超燃模态切换的能力, 能够在宽马赫数范围内保持高比冲的飞行, 具有广阔的应用前景^[1]。双模态燃烧室作为双模态冲压发动机的重要部件, 其各项性能直接关系到发动机的总体性能, 因此对其性能的分析十分重要。实际的冲压发动机燃烧室内流场非常复杂, 特别是隔离段产生激波串和分离流与燃烧室中燃烧、射流相互作用更是增加了流场的复杂程度, 因此对冲压发动机燃烧室的数值模拟十分困难。

对于双模态燃烧室的性能分析, 目前国内外学者较多的采用了一维分析方法进行研究。这是因为双模态冲压发动机的内流道结构比较简单, 无几何喉道, 基本上属于一个扩张角很小的管道, 因此流动变量在每一个截面上可以假定保持均匀, 且流动可以视为定常, 符合一维假设。除此之外一维分析方法过程简单、快捷, 针对燃烧室流动的主要特征更具指导意义, 是实现双模态燃烧室控制的基础。本文的流场分析基于实验中的壁面静压数据, 采用四阶龙格-库塔算法, 并对边界层分离导致的芯流面积进行了模

拟, 能够较好的推测出整个流场的流动参数。

1 一维分析模型及其问题

图 1 是一维分析经典的物理模型^[2], 在此模型中, 燃烧室由等截面的隔离段和带扩张角的燃烧段组成, 模型假设在隔离段内物理过程为绝热压缩, 然后经过在燃烧室进口附近的射流, 气流与燃料快速混合在 d 点开始燃烧, 进行等压释热, 之后由于管道的扩张作用为膨胀释热。这种方法能够根据进口参数以及总温增加率等参数判断燃烧室的模态、激波串状态以及流动是否分离。表 1 是可能的几种气流情况, 列出了燃烧室中不同情况模态、激波串、分离状况和对应的燃烧室进口 Ma。

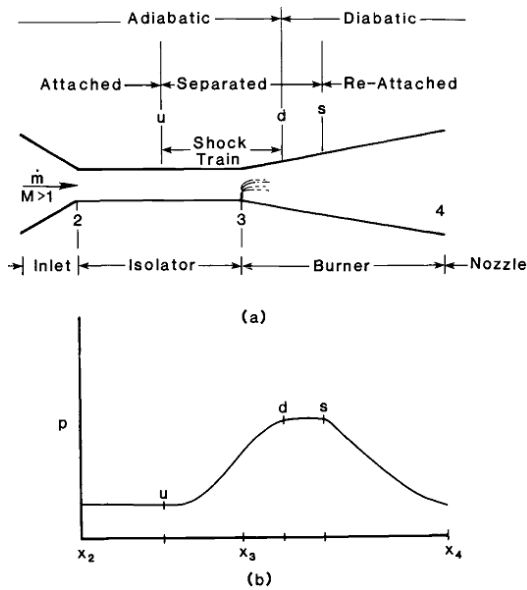


图1 一维分析的基本物理模型

对于第一种情况不分离的超燃模态，采用四阶龙格-库塔算法从燃烧室进口参数向燃烧室出口推进，即可得出各项参数。

表1 模态判定

情况	模态	激波串	分离状况	燃烧室进口 Ma
1	超燃	无激波串	不分离	$Ma(X) > 1$
2		斜激波串		
3	亚燃	正激波串	分离	$\exists X \in \text{燃烧室}, Ma(X) < 1$

对于第二种情况，分离的超燃模态，计算中的面积要采用修正的芯流面积进行计算，其他计算方法与不分离时一致。

对于第三种情况，亚燃模态，由于燃烧室进口 Ma 小于 1，出口 Ma 大于 1，所以在燃烧室中必然存在一个物理喉道，该处 $Ma=1$ 。为保证计算的准确性，先通过有效面积变化率为 0 的位置找到 $Ma=1$ 的位置，然后从该处向燃烧室进口和出口推进，进而得出亚燃模

态的流动参数。

这个物理模型存在着几个问题：(1) 等压假设与实验结果有较大的出入。(2) 物理模型只考虑了一个扩张段、一个燃油注入口。(3) 没有考虑芯流面积的影响。(4) 总温的计算要用经验公式进行处理。(5) 图中等压段 (d-s) 需要人为选取。

除了以上的具体问题，各种一维分析模型还有一些共有的问题：隔离段内预混激波串的研究、燃烧室内释热情况的研究以及发动机模态转换时算法的处理。这几个问题直接关系到一维分析的优劣。

首先，采用常规的空间推进算法会给计算带来困难。例如，在隔离段内激波和边界层相互作用，会产生较大的分离以及很大的压力突升，这时对流动参数的拟合已经失效，简单的一维微分方程全部失效，此时采用空间推进算法有很大的误差。本文对这一问题的处理方法是采用积分形式的方程进行推进。但是这一方法不方便以后在程序中添加其他因素的影响。

其次，是燃烧室内的释热问题，这一问题在下一节详细说明。

最后是模态转换时的刚性大的问题。对于亚燃模态，流场中必然存在超声速气流和亚声速气流，如果在超声速和亚声速的转换处，采用非刚性的龙格-库塔算法，计算步骤会急剧增加，从而导致较大的计算误差^[3]。文献中推荐的算法有洛必塔法则和 gear 算法。

2 一维分析方法及改进

2.1 几种现有的分析方法

现有的几种一维分析方法如下：

(1) 总温经验关系式法^[2]

这种方法假设气流的总温在燃烧室中按照给定的经验公式变化，方法简单易行，但是有一定任意性，一旦总温关系式不适合计算就不太准确。

- (2) 无限速率化学反应模型
这种方法假设反应物只要一相遇即生成生成物, 面临着释热反应位置确定的问题。
- (3) 有限速率化学反应模型^{[4] [5]}
这种方法在氢燃料燃烧室一维分析中得到应用, 但是由于碳氢燃料的化学反应机理不明确, 只能采用简化模型进行计算。
- (4) 冲量函数法^[2]
这种方法也比较简单, 流动参数由芯流面积和冲量函数控制, 其中冲量函数由实验静压积分得到。但是这种方法不易加入摩擦、添质、比热比变化的影响。
- (5) 直接静压法^{[2] [6]}
这种方法通过测量的静压曲线拟合得到沿程静压, 进而确定沿程各项流动参数, 可方便的求解跨 Ma 问题, 亦可添加摩擦、添质、比热比变化对求解的影响。

上面所述的前三种方法都是从燃烧释热入手进行分析的。双模态实验中会得到大量燃烧室壁面静压数据, 后面两种方法属于这种从测量数据入手分析的方法。

2.2 控制方程分析

本文的假设为一维、定常流, 由于摩擦、添质的影响相对面积变化、释热分布, 对流动参数的影响属于二阶小量, 可以忽略。本文假定比热不变, 则控制方程可简化为^[7]:

连续方程

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dAc}{Ac} + \frac{dU}{U} = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{dp}{p} + \frac{\gamma Ma^2}{2} \frac{dU^2}{U^2} = 0 \quad (2)$$

能量方程

$$\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right) \frac{dT_0}{T_0} = \frac{dT}{T} + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \frac{dU^2}{U^2} \quad (3)$$

状态方程

$$\frac{dp}{p} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dT}{T} \quad (4)$$

马赫数方程

$$\frac{dMa^2}{Ma^2} = \frac{dU^2}{U^2} - \frac{dT}{T} \quad (5)$$

本文将计算域分为三段: 第一段为隔离段进口 (2 点) 到燃烧开始点 (d 点), 在这一段由于燃料尚未燃烧, 所以总温 $T_t = \text{const}$, 根据实验中获得的静压数据通过冲量函数分析获得的积分关系式^[2]:

$$Ma_3 = \left\{ \frac{\gamma_b^2 Ma_2^2 \left(1 + \frac{\gamma_b-1}{2} Ma_2^2\right)}{\left(1 + \gamma_b Ma_2^2 - \frac{p_3}{p_2}\right)^2} - \left(\frac{\gamma_b-1}{2}\right) \right\}^{-\frac{1}{2}} \quad (6)$$

$$\frac{A_{3c}}{A_2} = \frac{1}{\gamma_b Ma_3^2} \left[\frac{p_2}{p_3} \left(1 + \gamma_b Ma_2^2\right) - 1 \right] \quad (7)$$

进行计算。在此处 d 点的选择可选为燃料注入的位置, 因为在燃料注入之前, 总温在物理上严格保持不变, 这样 2-d 段的计算比较完善。

第二段为 d (燃烧开始点) 点到 s (分离再附点) 点。在真实燃烧过程中, 随着反压升高, 隔离段以及燃烧室会出现边界层分离。对于隔离段的分离在 2-d 段已经给出较好的解决。而在 d-s 段, 边界层分离导致芯流面积的变化, 如果还用真实的几何面积计算会有大的误差。相比以前的研究, 本文结

合隔离段芯流面积数据对其进行多点插值拟合, 从而对分离的影响进行了修正。本文在这一段采用高次曲线对实验静压进行了拟合, 然后结合控制方程, 推导出 Ma 随芯流面积 Ac 和沿程压力 p 的关系式:

$$\frac{dMa}{Ma} = -\frac{1}{2} \frac{dAc}{Ac} - \frac{(1 + \gamma_b Ma^2)}{2\gamma_b Ma^2} \frac{dp}{p} \quad (8)$$

这种应用实验静压代替总温进行计算的方法能够避免在 $Ma=1$ 处的计算不稳定的问题, 但是对实验静压 p 的拟合要求比较高, 因为 $Ma=1$ 时出现的问题转化到压力拟合里面了。在此处, s 点的选择需要人为通过经验给出, 一般选择在压力达到最高点的下降段。

第三段为 s (分离再附点) 到燃烧室出口。在这一段面积变化即为真实几何流道的变化, 即 $Ac(x) = A(x)$ 。压力变化仍然通过高次曲线拟合得到。计算仍可通过上面 (8) 式得到。

2.3 算法改进

概括上面的算法: 问题的关键在隔离段 $2-d$ 和燃烧释热段 $d-s$, 由于边界层分离的作用, 原本已知的几何流道变成未知了, 故原有的一维方程无法封闭求解, 必须要添加条件。研究表明, 在隔离段添加总温恒定假设, 然后通过积分关系式求解, 在燃烧释热段添加修正的芯流面积关系式能够较好的解决这一问题。

本文的算法去掉了文献 2 中的等压假设, 利用了全部静压数据进行计算, 使计算更加精细。同时这一算法可将分析模型扩充到多扩张段、多射流的情况。同时 d 点的选择也可固定下来。同时给定了芯流面积的修正。

3 算例分析

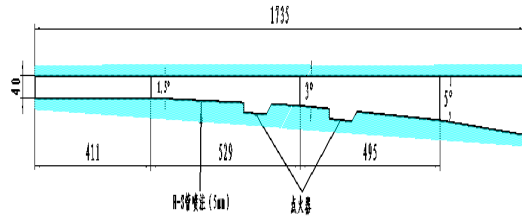


图 2 实验的几何构型

表 2 实验条件

	实验 1	实验 2
隔离段进口马赫数 Ma_2	1.8	1.8
隔离段进口总温 T_{t2}	740	1100
隔离段进口总压 P_{t2}	6	6

本文将两组实验数据作为算例, 用上面的算法编程进行了一维分析。实验的几何构型如图 2 所示。燃烧室由前面一个隔离段, 后面两个扩张段组成。实验条件如表 2 所示。

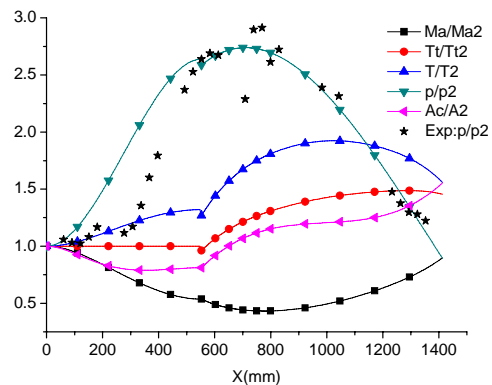


图 3 无量纲流动参数的沿程分布 ($T_{t2}=740$)

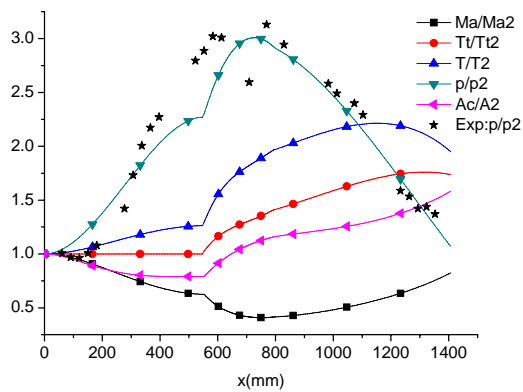


图4 无量纲流动参数的沿程分布 ($Tt_2=1100$)

图3和图4是该实验条件下编程计算的无量纲流动参数计算的结果。在两张图中可以看出,实验静压在d点(喷油位置)之后与实验吻合的很好。在前一段采用的静压拟合选用了文献2中的经验公式,虽然静压数据与实验略有差别,但是对其他参数及性能的预测比较有利^[2]。这是下一步需要改进的地方。

表3 模态情况

模态	亚燃
隔离段激波串	正激波串
分离状态	隔离段内及燃烧室部分分离
燃烧室内 Ma	部分区域 $Ma < 1$

两个算例的模态状况如表3所示,均为亚燃模态,在燃烧室内的部分区域 $Ma < 1$,而实验分析结果也是如此,故两者保持一致。总温数据在燃油注入处开始增加,最终升到初始总温的1.5倍左右,总温的增加相比以往的经验公式较为平缓,这是因为模型有两个凹腔,燃烧从第一个凹腔到第二个凹腔均有燃烧,故总温一直增加。过了第二个凹腔之后,总温略有下降,但降幅不大,这是由于实验中在第二个凹腔之后释热基本停止,而与壁面换热等因素会导致总温下降。本文程序中虽未考虑换热的影响,但是实验的静压数据中已经存在换热的影响,故可以看到计算结果中总温略有下降。 Ma 在隔离段内由于正激波串的作用逐渐下降进入燃烧室内由于燃烧释热起主要因素继续下降直到 $Ma < 1$,然后随着管道扩张逐渐增加。静温沿

程先随能量注入而增加,后随着动能的增加降低。通过以上分析,计算结果与实验结果以及理论分析吻合的比较,可见此程序能够较好的计算出亚燃模态的流动参数,并且能够对多种几何构型下的总温分布给出估计,进而指导燃烧室内释热分布的研究。

4 结论

本文在实验静压的基础上对典型的亚燃模态流动参数进行了一维流动分析。这种方法能够简单有效地对实验结果进行分析,并总结出实际情况下的总温变化曲线,修正了以往的经验公式,对燃烧室内释热分析有重要的指导意义。

对已有的几种一维分析方法及其中的问题进行讨论:得出一维分析方法必须加入实验数据或是其他参数的假设才能进行,其中的主要问题是对于隔离段内激波串与边界层相互作用以及释热分布的分析。

本文根据实验模型建立了一维分析程序,计算结果分析与实验结果分析保持一致,可用于一维流动参数分析以及总温经验曲线修正。

参考文献

- 1 G.A.Sullins. Demonstration of Mode Transition in a Scramjet Combustor. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, 1993, 9(4)
- 2 William H.Heiser, David T.Pratt. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Washington: AIAA, 1994
- 3 陈强, 陈立红, 顾洪斌, 张新宇. 释热分布对超燃冲压发动机性能的影响及优化, 推进技术, 2009. 30(02), 135-138
- 4 Sadatake Tomioka, Tomoyuki Kishida, Kan Kobayashi, Muneo Izumikawa Tomoyuki Kishida, Hiroyuki Yamasaki. A One-dimensional Analysis of Scramjet Combustion at Mach 6 Flight Condition: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, 2006
- 5 Cristian Birzer, Con J. Doolan Quasi-One-Dimensional Model of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors. JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, 2009, 25(6)

- 6 张鹏, 俞刚. 超燃燃烧室一维流场分析模型的研究, 流体力学实验与测量, 2003, 17(1)
- 7 潘锦珊等. 气体动力学基础. 北京航空航天大学. 2005.

ONE-DIMENSIONAL ANALYSIS IN A DUAL-MODE COMBUSTOR

Li Shanshan, Gu Hongbin, Li Zhi, Chen Lihong, Zhang Xinyu

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, Beijing, 100190)

Abstract Adopting one-dimensional model and stable specific heat and omitting the effect of friction and injecting mass, this passage analyses the experiment data in a ramjet-mode combustor. In real process of combustion, boundary layer was separated in isolator and combustor. Compared with previous study, the pressure in experiment was fitted with higher plane curve and the core area was revised. Fourth order R-K algorithm was used in the Solution of first order differential equation. The analysis was more accurate by the algorithm and the result of the analysis was similar with the experiment.

Key words ramjet mode, dual-mode combustor, one-dimensional analysis