

# 释热分布对超燃冲压发动机性能的影响及优化<sup>\*</sup>

陈 强, 陈立红, 顾洪斌, 张新宇

(中国科学院 力学研究所, 北京 100190)

**摘 要:** 为了改进燃烧室、尾喷管的设计和优化燃料在燃烧室内的释热方案, 建立了广义一维流动 释热分析方法, 对超燃冲压模型发动机的主要性能参数进行了研究。通过与单凹腔模型发动机实验结果的对比, 着重分析了燃料在燃烧室内不同的释热分布对模型发动机推力性能的影响, 同时采用模拟退火优化算法对发动机燃烧室内释热分布和内流道作了优化, 结果表明, 在燃烧室内采用多阶段分散释热方案对模型发动机推力性能有较大的提高。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 推力性能; 释热分布; 模拟退火算法

**中图分类号:** V231.2      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2009) 02-0135-04

## Investigation of the effect and optimization of heat release distributions in the combustor on scramjet performance

CHEN Qiang, CHEN Li-hong, GU Hong-bin, ZHANG Xin-yu

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100190, China)

**Abstract** In order to design the combustor and nozzle of the scramjet, and to optimize the distribution of the heat release in the combustor, a one-dimensional flow analysis method was developed. This method can evaluate the performance of the model of scramjet engine. Compared with the experimental static pressure distribution, the heat release distribution can be obtained by the analysis tool. At the same time, the heat release distribution and scramjet inner configuration were optimized by general simulated annealing. The results show that the performance of the model engine could be improved when the heat release spreads along the combustor.

**Key words:** Scramjet; Thrust; Heat release distribution; Simulation annealing algorithm

### 1 引 言

超燃冲压发动机虽然结构简单,但由于涉及到激波、激波与边界层的相互干扰、燃料喷射、雾化、传热传质等物理过程<sup>[1]</sup>,使得燃烧室内流场极其复杂。

推力性能是超燃冲压发动机最重要的性能之一,它与发动机内部流场有很大的关系,二维、三维数值分析虽然能较为清晰地考察流场细节,但由于计算机硬件条件的限制,不能快速地对发动机进行设计和分析。相比而言,广义一维分析虽不如二维、三维数值分析描述流场来的精细,但它可以快速而又可靠地对发动机的性能进行分析和评价<sup>[2]</sup>。

在燃烧室设计的同时,需要考虑燃料在燃烧室内

的释热方案。采用何种释热方案能够最大限度的提升发动机的性能,是现在迫切需要解决的问题。本文采用广义一维数值分析方法<sup>[3,4]</sup>,对不同的燃烧释热分布,结合无限反应速率一步模型,对超燃冲压发动机推力性能进行分析;同时采用广义模拟退火优化算法对发动机模型和释热分布进行优化,为今后改进燃烧室、尾喷管的设计和优化燃料在燃烧室内燃烧释热方案提供了良好的借鉴。

### 2 实验装置和计算模型

实验是在中国科学院力学研究所高超声速推进风洞<sup>[5]</sup>开展的;推进风洞的出口条件:马赫数 5.8,总温 1 710 K,总压 4.66 MPa;推进风洞采用烧氢补氧

\* 收稿日期: 2008-02-19; 修订日期: 2008-05-15。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (90305022; 10525212)。

作者简介: 陈 强 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为高超推进技术。E-mail: chenqiang@imech.ac.cn

的方式进行加热,风洞出口的氧气摩尔含量和大气中一致。

图 1 是单凹腔超燃冲压模型发动机俯视图,发动机由进气道,隔离段,燃烧室和尾喷管构成,隔离段内的隔板不仅起到了提高压缩比的作用,同时它也和燃烧室内的一对凹腔一样,可以稳定火焰燃烧。

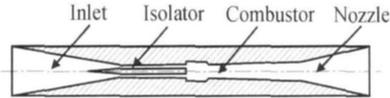


Fig. 1 Sketch of scram jet model

本文采用的广义一维分析模型包括下列基本方程:

连续性方程

$$\frac{dm}{m} = \frac{d}{V} + \frac{dV}{V} + \frac{d}{m} \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{dp}{p} + Ma^2 \left( \frac{dV}{V} + 2C_f \frac{dx}{D} + \frac{dm}{m} \right) = 0 \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{dT}{T} + ( \gamma - 1 ) Ma^2 \frac{dV}{V} - \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \frac{C_{p,t} dT_t}{C_p T_t} = 0 \quad (3)$$

状态方程

$$\frac{dp}{p} - \frac{d}{p} - \frac{dT}{T} = 0 \quad (4)$$

马赫数定义微分式

$$\frac{dV}{V} = \frac{dMa}{Ma} + \frac{1}{2} \frac{dT}{T} \quad (5)$$

等熵关系微分式

$$\frac{dp_t}{p_t} = \frac{dp}{p} + \left( \frac{Ma^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2} \right) \frac{dMa}{Ma} \quad (6)$$

式中  $\rho$  为气流的密度,  $p$  为静压,  $T$  为静温,  $C_p$  为等压比热容,  $C_f$  为摩阻系数,  $D$  为内通道的水力直径,  $A$  为内通道的截面积,  $Ma$ ,  $V$  分别代表气流的马赫数和速度,  $\gamma$  则为气流的比热比, 下标  $t$  代表相应的滞止参数。

在广义一维分析模型中,摩阻系数采用了 JAXA 改进的 20 世纪 70 年代美国空军提出的摩擦阻力经验公式<sup>[6]</sup>

$$C_f = 0.38 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right)^{-0.467} / (\ln Re_x)^{2.58}$$

同时还假定气体运动粘性系数满足 Sutherland

公式

$$\mu = 1.46 \times 10^{-6} T^{3/2} / (T + 111)$$

在分析模型中,各气体组分的定压比热容随着温度的变化而改变<sup>[7]</sup>,可利用多项式拟合公式  $c_p / R = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4$  来计算,具体系数在文献 [7] 附表内详细给出。

为了简化模型,本文不考虑燃料的蒸发等多相流过程,同时也忽略了壁面的热传导。需要注意的是,在马赫数 1 附近上述方程会有较大的刚性,故在计算方法的选择上采用 Gear 法,它对一般的刚性方程有较好的处理精度和效率。在数学上,不同的释热分布都满足 Lipschitz 条件,可以证明,根据不同的释热分布通过分析模型计算得到气体参数(如:压力,温度,速度等)的分布是确定唯一,并且是一一对应的,即不同的气体参数分布对应唯一的释热分布。

本文利用广义模拟退火算法对释热分布和发动机的内型面做出了优化。模拟退火法<sup>[8]</sup>是一种启发式蒙特卡洛优化算法,它通过模拟退火的物理过程来得到最优解,它在某种程度上能够得到全局最优解。广义模拟退火算法对传统算法的接受概率做了一定修改,加快了模拟退火过程。

### 3 计算结果和讨论

单凹腔模型发动机燃烧室分凹腔和扩张段两部分,其中凹腔长 104 mm,深 12 mm,扩张段长 308 mm,双边扩张角为  $3^\circ$ ;发动机尾喷管总长 300 mm,双边扩张角为  $23^\circ$ 。为了和实验结果进行比较分析,各参数采用实验工况,静压为 40 kPa,总温为 1 710 K,马赫数为 3.0,  $O_2$ ,  $N_2$ ,  $H_2O$  的摩尔份数分别为 20.9%, 58.67%, 20.43%。煤油在发动机隔离段下游喷入,流量为 51.59 g/s。

利用上述广义一维分析程序计算得到模型发动机内气流的密度、总温、静温、总压、静压、速度、马赫数等参数沿轴向的变化,从而可以进一步计算出模型发动机的推力、总压损失等性能参数。

三种释热分布如图 2 所示,作为示意,图中燃烧室内的阴影只代表释热分布的位置和形状,与释热量没有关系。图中 a、b 两种释热方案释热较为分散, a 方案模拟了燃料在整个燃烧室内均匀释热的情况, b 方案则模拟了燃料在凹腔内集中快速释热到逐渐结束的过程。c 方案释热较为集中,模拟了由于支板和凹腔较强的稳焰作用,使释热集中于凹腔内的情况。

图 3 为采用三种不同的释热方案得到的沿程压

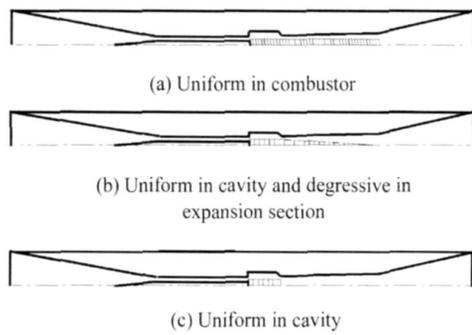


Fig. 2 Distributions of heat release

力分布图,图中离散点为实验测得的沿程压力,其它线型的压力分布由分析模型计算得到。分析模型所采用的三种释热方案的当量释热率(实际释热率与当量比的乘积)均为 45.3%。

图 3 显示了不同释热分布对应的压力分布在燃烧室前部有较大的区别:释热方案 a 和 b 释热量比较分散,使得压力抬升较缓,压力峰值靠后;而方案 c 释热较为集中,压力在燃烧室前部抬升迅速,压力峰值靠前,同时燃烧室的总体平均压力也高于前两种释热方案。和实验数据相对比,方案 c 的压力分布和实验较为吻合,从一定程度上说明凹腔和支板起到了非常好的稳焰作用,燃烧释热在凹腔附近非常充分。

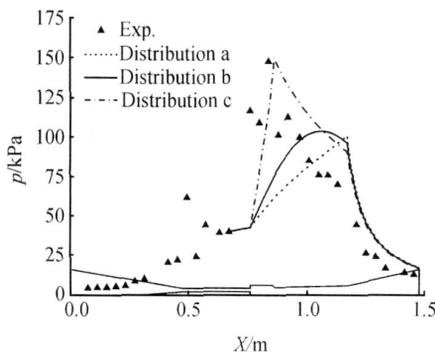


Fig. 3 Static pressure distributions along the wall

表 1 列出了上述三种分布下对应的发动机推力。对比三种方案,方案 c 使发动机获得了最高的推力性能,比方案 a 高出了约 12%,可见燃烧室内压力的提高有利于提高发动机推力性能。但是燃烧室内热量过于集中释放,会导致发动机的热壅塞,从而导致发动机的不启动。

图 4 为发动机可能达到的推力与燃料当量释热率的关系。从图中可看出,推力和当量释热率有显著的线性关系。线段的终点对应热壅塞情况下的最高

Table 1 Thrust obtained by three kinds of heat release distribution

Distribution	a	b	c
Thrust/N	222	231	249

释热率,同时也是该种释热分布下可能达到的最大推力。

图 4 显示,方案 c 最高的当量释热率只有 51% 左右,这是因为集中在凹腔释热易发生热壅塞,反而不利于提高发动机的推力性能。而采用分阶段释热方案 b 理论上的最大当量释热率为 68%,能够实现的最高推力为 384 N,比方案 c 提高了 30% 左右。所以,在实验中如果把热量在燃烧室分阶段释出,可以有效地降低热壅塞产生的机会,提高最大释热率,从而提高发动机的推力性能。

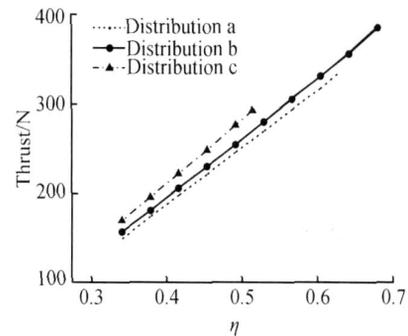


Fig. 4 Thrust and heat release ratio

如前所述,燃烧室内压力和释热率的提高都能够提高发动机的推力性能,但是两者又存在一定制约。为了提高发动机推力性能,就有必要对发动机内流道和燃烧释热分布做出优化。

本文以发动机的推力为目标函数,采用广义模拟退火算法对其做出优化,图 5 是退火次数和发动机推力之间的关系,从图中看出在若干次退火之后,推力基本收敛到 456 N,可见,模拟退火算法对本问题是适用的。当性能最优时,热量在燃烧室分两阶段释出,第一阶段:释热区间长 98 mm,当量释热率为 64.2%,扩张角  $1^\circ$ ;第二阶段:释热区间长 287 mm,当量释热率 34.7%,扩张角为  $2.7^\circ$ ;尾喷管:长 328 mm,扩张角为  $23.2^\circ$ 。图 6 是在优化后的释热分布下,发动机燃烧室和尾喷管的压力和马赫数沿程分布,在推力性能达到最优时,存在一压力平台,同时在燃烧室中马赫数基本保持在 1 附近,即超燃冲压发动机工作在超燃向亚燃转换的临界状态。也即是在燃烧室内保持马赫数 1 附近的等压燃烧可获得理论上的

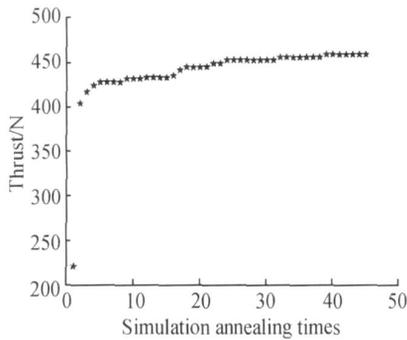


Fig. 5 Thrust and SA times

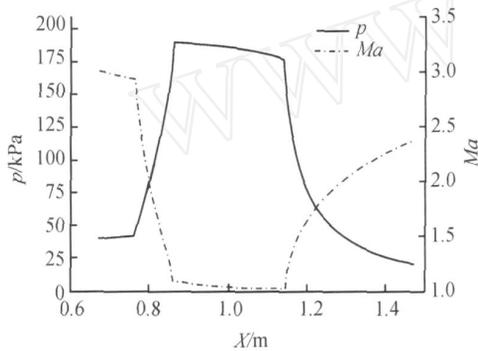


Fig. 6 Static pressure and Mach number distributions

最大推力。

#### 4 结论

本文建立了广义一维分析方法,通过假设燃烧室内燃料的释热分布,得到了不同释热分布下的超燃冲压模型发动机的流场参数分布,和实验测得的壁面静压进行对比,估计出了实际燃烧过程中可能的释热分布,然后采用模拟退火算法对发动机内流道和释热分布进行了优化,主要结论如下:

(1)凹腔和支板的稳焰作用非常有效,实验中的燃烧释热可能主要集中在燃烧室的凹腔附近。

(2)燃料的当量释热率同发动机的推力性能有显著的线性关系,提高燃烧室燃料的当量释热率非常

有利于发动机推力性能的提高。

(3)燃烧室内压力的提高有利于改善发动机的推力性能,但是采用过于集中的释热方案不利于提高最大释热率,抑制了发动机潜在推力性能的提高。而在燃烧室内分阶段释热不仅能够降低发动机发生热壅塞的机会,同时还可以提高发动机潜在的推力性能。

#### 参考文献:

- [ 1 ] 岳连捷,俞刚. 气泡雾化喷嘴液雾特性[J]. 推进技术, 2003, 24 (4). (YUE Lian-jie, YU Gang Studies on spray characteristics of barbotaged atomizer[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24 (4).)
- [ 2 ] 张鹏,俞刚. 超燃燃烧室一维流场分析模型的研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17 (1).
- [ 3 ] Heiser William H, Pratt David T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington D C: American Inst of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [ 4 ] Emmons H W. Fundamentals of gas dynamics[M]. Princeton N J: Princeton University Press, 1958.
- [ 5 ] 张新宇,陈立红,顾洪斌,等. 超燃冲压模型发动机实验设备与实验技术[J]. 力学进展, 2003, 33 (4).
- [ 6 ] Mitani T, Hiraiwa T, Tarukawa, et al Drag and total pressure distributions in scramjet engines at Mach 8 flight[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002 18 (4): 953 ~ 960.
- [ 7 ] Burcat A, Ruscic B. Third millennium ideal gas and condensed phase thermochemical database for combustion technion aerospace engineering [R]. *TAE Report 960*, 2005.
- [ 8 ] Gelatt Kirkpatrick S, Jr C D, Vecchi M P. Optimization by simulated annealing[J]. *Science*, 1983, 220 (4598): 671 ~ 680.

(编辑:梅 瑛)