

文章编号: 0258-1825(2009)增刊-0034-06

高超声速吸气发动机燃气模拟装置

陈宏, 李斌, 李进平, 单希壮, 董志成, 吴松, 俞鸿儒
(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要: 本文阐述了用于提高冲压发动机在高马赫数飞行条件下的推力, 而发展的简单可靠的催化复合效应实验研究所需要高温燃气的产生方法; 进行了理论分析与数值计算; 成功研制了一座能产生高温空气与气态燃料燃烧产物的高温燃气激波风洞实验装置, 并得到了压力为 20 大气压, 温度为 3200K, 定常实验时间约为 17ms 且状态参数稳定的实验结果。

关键词: 爆轰驱动; 激波管; 冲压发动机; 催化复合

中国分类号: V211.3, V211.7 **文献标识码:** A

0 引言

依据燃烧室中气流流速是亚声速和超声速, 冲压发动机分为两种类型: 亚燃和超燃冲压发动机。两者的原始概念都是法国人 Rene' Lorin 于 1913 年同时提出的^[1]。亚燃冲压发动机进展顺利, 1949 年出现了标志性事件, 首次实现了以这种发动机为动力的飞行。当飞行器上升到 7.9km 时, 飞行马赫数达到 0.84^[2]。

但是亚燃冲压发动机的推力, 当飞行马赫数超过 4 以后便随着马赫数增加而急剧下降。因此难以满足高超声速飞行器推进需求。推力急剧下降的一个原因是强激波压缩带来的高动能损失; 另一个原因是由于高马赫数气流减速为亚声速时, 气流温度升得很高, 致使喷入的燃料与高温空气发生化学反应释放出的热能的相当部分转化为燃气的离解能, 这些离解能在长度受限的尾喷管中难以复合形成推力^[3]。前一种情况可以通过优化进气道形状来缓解动能损失; 后一种情况正是本文关心的问题。

超燃冲压发动机将高超声速气流降为较低马赫数的超声速流, 因而气流升温小得多。上述亚燃冲压发动机推力特性的缺陷便被缓解, 具有成为高超声速推进发动机的前景。从上世纪五十年代开始, 世界上

各发达国家都很重视并开展这项研究工作。1960 年前后中科院力学所钱学森所长曾安排吴仲华先生开展这项研究。虽然因当时条件限制而未能坚持下去, 但可看出我国也很重视这项工作。迄今已过去半个世纪, 虽然已投入巨额经费, 开展了大量工作, 但是难度大大超出人们当时的预料。到目前为止, 无论国外还是国内, 超燃冲压发动机离实用要求仍有一定距离, 还需要刻苦攻关。

俞鸿儒首次提出^[4]采用新的途径去克服亚燃冲压发动机在高马赫数飞行条件下推力急剧下降的缺陷。即在不改变亚燃冲压发动机燃烧室内气流流动状态下, 对燃气中的离解生成物进行催化, 促使其在尾喷管中快速复合对外做功。从而增大亚燃冲压发动机在高马赫数范围的推力, 使其具有满足高超声速飞行器推进要求的能力。对于超燃冲压发动机, 在更高马赫数飞行条件下, 也会出现同样的现象。本项研究如获得成功, 对超燃冲压发动机性能改善也有作用。

为满足判断催化复合提高发动机推力的设想是否正确, 初步确定催化剂有效性, 观察增大推力的潜力等要求, 需要通过实验进行验证。基本思路如下: 在不改变其燃烧室内流动状态和燃烧方式条件下, 增加催化措施, 使燃气中离解生成物在喷管流动过程中温度逐步下降时迅速复合, 增大发动机推力。本文探

* 收稿日期: 2008-05-31; 修订日期: 2009-01-25.

基金项目: 中国科学院交叉学科项目和国家自然科学基金资助项目(90605006, 10621202).

作者简介: 陈宏(1958-), 研究员, 主要从事高温气体动力学研究.

讨并建成一座简易实验设备,采用力学所独创的双爆轰驱动段技术^[5-6],直接产生了热力学参数和组分满足要求的实验燃气。

1 实验原理与数值分析

1.1 实验方案与原理

为了实验研究吸气式冲压发动机尾喷管的推力,需要在尾喷管的入口产生热力学参数和组分及实验时间符合要求的高温燃气。通常可采用如下几种方案(如图1所示):1) 空气加氢补氧燃烧方案,优点是

实验时间比较长,但产生的燃气组分不符合催化实验要求,因此不适用于本项目的研究;2) 激波管加热空气方案可以产生很高温度的洁净空气,但实验时间极短很难再与燃料均匀混合并充分燃烧,需要新建一座大型的专用风洞来延长实验时间,建这种风洞不仅耗资太多,而且还存在一些关键难点有待突破;3) 爆轰驱动方案:将常温空气和燃料按照实际比例预先充分混合,然后用爆轰的方式充分燃烧产生热力学参数和组分满足要求的实验燃气。

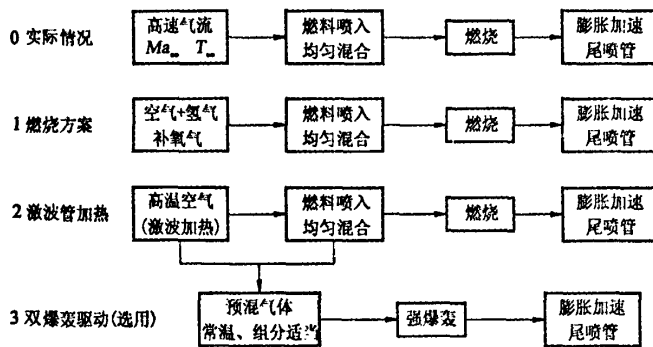


图1 几种高温燃气产生方案
Fig.1 Several methods to produce high-temperature gas

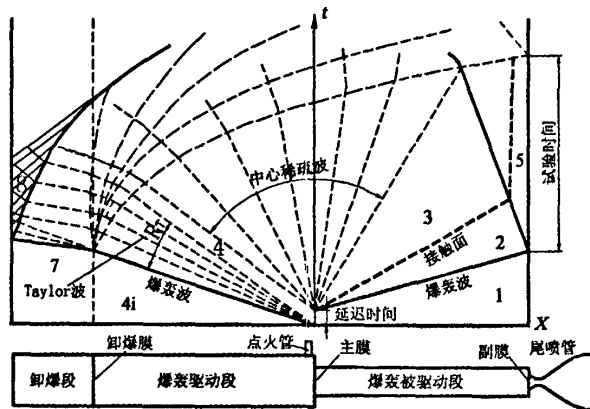


图2 双爆轰驱动产生高温燃气实验原理
Fig.2 Principle of producing high-temperature gas with double detonation driven

为了使该燃气具有很高的温度(大于 3000K)和较长的定常时间,需要在激波管内采用双爆轰驱动方式,其工作原理见图2所示。在驱动段主膜片附近点

火后产生一个较强的爆轰波向上游传播,驱动段中的气体经过爆轰波和紧随的 Taylor 稀疏波产生足够高的温度和压力,使被驱动段中的混合气体直接起始爆

轰,并产生没有 Taylor 稀疏波的 CJ 爆轰波或过爆轰波并在末端形成符合缝合条件的反射激波,从而在 P5 区形成所要求高温燃气。通过调节驱动段中的混合气体组分和驱动段与被驱动段初始压力之比,来改变 P5 区燃气温度和压力,并保持缝合条件以尽可能的延长实验时间。卸爆段是用来缓解驱动段爆轰波产生的超强压力及反射波对实验气体的不利影响。

为了慎重起见,在确定实验方案之前我们首先进行了理论分析与数值计算。

1.2 控制方程与数值计算方法

气相爆轰实验观察结果表明:沿爆轰波阵面传播的一系列横向波相互作用,形成的爆轰波结构非常复杂,然而由于爆轰周期性的非正常结构较激波管特征尺度小得多,本文主要讨论爆轰波前后的气体动力学特性,所以在数值模拟中采用二维轴对称控制方程,并应用简化的二阶段反应模型来近似爆轰波的化学反应过程,控制方程如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F(U)}{\partial x} + \frac{\partial G(U)}{\partial r} + S = S_c \quad (1)$$

其中变量 $U = (\rho, \rho u, \rho v, e, \rho \alpha, \rho \beta)^T$, 对流通量 $F = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, (e+p)u, \rho \alpha u, \rho \beta u)^T$, 化学反应源项 $S_c = (0, 0, 0, 0, \dot{\omega}_\alpha, \dot{\omega}_\beta)$ 。在以上各式中 ρ, p, u, v, e 分别为混合气体的密度、压力、径向和轴向的速度、单位体积混合气体的总能。 α, β 分别为诱导反应进行度和放热反应进行度; $\dot{\omega}_\alpha, \dot{\omega}_\beta$ 分别为诱导和放热反应速率。

本文采用 M Sichel^[7] 等人提出的考虑多个组分的两阶段化学反应模型。这种改进的反应模型与早期两阶段反应模型的主要区别是它考虑了化学反应前后组分变化对爆轰的影响,并以气体组分的变化来

描述化学反应的进行,而不是用活化能。在本文中,对于氢氧混合气体的化学反应考虑 8 个组分的变化,它们分别为 $H_2, O_2, O, H, OH, HO_2, H_2O_2, H_2O$ 。

混合气体单位体积总能:

$$e = \rho h - p + \frac{\rho}{2}(u^2 + v^2) \quad (2)$$

混合气体比焓:

$$h = \sum_{i=1}^N Y_i h_i \quad (3)$$

上式中 Y_i 为各组分质量分数, N 为组分数, 组分 i 的焓值 h_i 由多项式拟和的方法给出。 $\dot{\omega}_\alpha, \dot{\omega}_\beta$ 的具体形式参看文献[7]。计算格式采用姜宗林^[8]于 1995 年提出的频散可控耗散格式(DCD)。

1.3 数值分析结果

尾喷管前驻室的实验气体选用空气加氢气充分燃烧且氢气与空气中的氧气初始当量比为化学恰当比,驻室温度和压力条件之一为: $T_5 = 3000K, P_5 = 1.8MPa$ 。根据驻室条件和延长实验时间所需的激波管缝合运行条件,通过大量的计算给出了利用双爆轰驱动激波管运行的最佳初始状态参数(见表 1)。其中驱动段选用加氢气和加乙炔两种混合气体,均可达到同样的驱动效果。图 3 为在上述初始条件下计算得出的激波管密度等值线 $x-t$ 图,该图给出了气体密度随空间位置和时间变化规律。爆轰波在膜片处起始,驱动段内爆轰波向上游传播,其后伴随着 Taylor 稀疏波;被驱动段内爆轰波向下游传播,由于驱动气体起到了类似活塞的作用,其后的 Taylor 稀疏波被完全消除,2 区参数均匀;被驱动段中的反射激波与接触面相互作用后,接触面位置保持不变,这说明满足了缝合条件,可用实验时间约为 17ms。

表 1 爆轰驱动激波管初始条件

Table 1 Initial conditions of detonation-driven shock-tube

	爆轰驱动段	爆轰被驱动段
初始组分	$C_2H_2 : N_2 : O_2 = 1 : 0.7 : 2.2$ 或 $H_2 : N_2 : O_2 = 2 : 1.2 : 1$	$H_2 : Air = 1 : 2.38$
初始压力	$P_{4i} = 0.16MPa$ (for C_2H_2) $P_{4i} = 0.23MPa$ (for H_2)	$P_1 = 0.05MPa$
初始温度	$T_{4i} = 295K$	$T_1 = 295K$

2 实验装置与调试结果

2.1 实验装置

根据催化复合实验的要求和数值计算的结果,我们将 JF8 激波风洞进行了改造,将原 $\Phi 150\text{mm}$ 驱动段改为卸爆段,原 $\Phi 150\text{mm}$ 的被驱动段改为辅爆轰段(也称为爆轰驱动段),增加了一个 $\Phi 100\text{mm}$ 长 10m 的主爆轰驱动段(也称为爆轰被驱动段)。形成了一个双爆轰大驱小的新颖的高温燃气激波风洞运行模式,如图 4 所示。喷管采用 $M=6$ 、出口直径 300mm 的型面喷管。为了考察和研究该激波管运行状态,以便获得最佳的驻室高温燃气参数,在爆轰驱动段和被驱动段内壁延长度方向分别安装了 9 只压力传感器。图 5 是压力测点分布图。

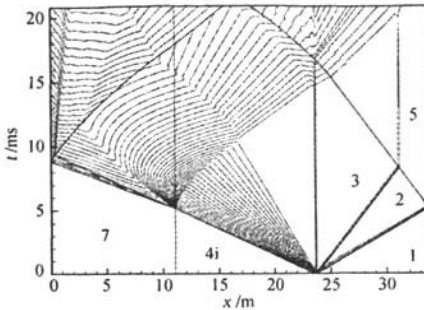


图 3 爆轰驱动激波管的密度等值线 $x-t$ 图

Fig. 3 $X-t$ density contour plot of detonation-driven shock-tube

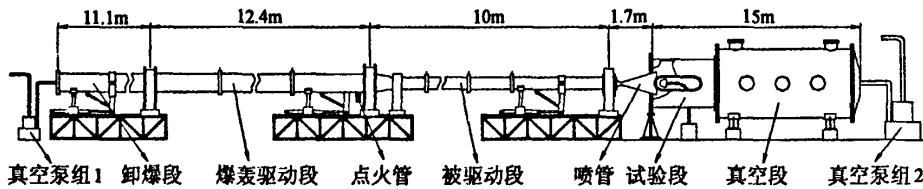


图 4 爆轰驱动高温燃气激波风洞结构图

Fig. 4 Structure of high-temperature detonation-driven shock-tube

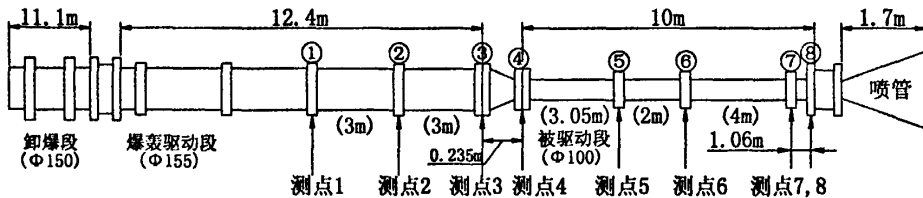


图 5 压力传感器测点分布图

Fig. 5 Distribution plot of pressure sensors

2.2 实验调试结果

作为典型飞行状态,在高度为 30km ,飞行马赫数为 6 时,冲压发动机入口空气总温为 1860K ,总压为 1.85MPa 。由于考虑燃烧室内是亚声速燃烧状态,燃烧前空气静温已升至接近总温,根据初步计算该高温空气与常温氢气等压燃烧后的总温可达约 3000K 。

再根据双爆轰驱动原理的计算结果,分别在爆轰驱动段用加氢气和加乙炔的混合气体作为驱动气体。具体组分和初始条件见表 1;爆轰被驱动段的参数始终是氢气/空气 = $1/2.38$,初始压力为 0.05MPa 。图 6 和图 7 分别是驱动段加氢气和加乙炔混合气体爆轰驱动的典型激波管运行状态各测量点压力随时间变化的测量结果。

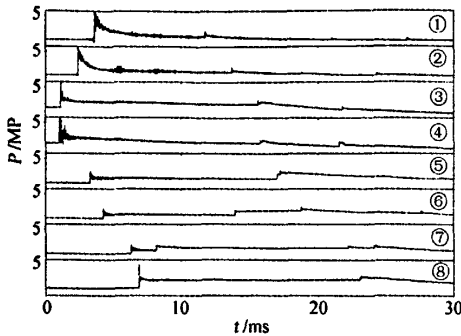


图6 激波管运行状态各测点压力随时间变化曲线

Fig.6 Pressure - time plot of sensors in shock - tube

(驱动段 $H_2 : N_2 : O_2 = 2 : 1.2 : 1, P_{A1} = 0.23 \text{ MPa}$;

被驱动段 $H_2 : \text{Air} = 1 : 2.381, P_1 = 0.05 \text{ MPa}, T_{A1} = T_1 = 303 \text{ K}$)

图6中④~①依次是爆轰驱动段中从起爆点开始沿爆轰波传播方向的压力随时间变化的测量结果;⑤~⑧依次是爆轰被驱动段中从破膜开始沿爆轰波传播方向的压力随时间变化的测量结果,⑧点为最末端(5区)压力曲线,可以看出5区获得了16.5ms的定常值,平台压力值为1.8MPa。温度可通过测量被驱动段爆轰波的传播速度,并结合爆轰波和激波关系式换算得到约3200K。

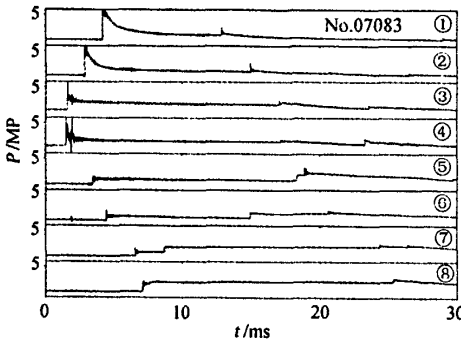


图7 激波管运行状态各测点压力随时间变化曲线

Fig.7 Pressure - time plot of sensors in shock - tube

(驱动段 $C_2H_2 : N_2 : O_2 = 1 : 0.7 : 2.2, P_{A1} = 0.16 \text{ MPa}$;

被驱动段 $H_2 : \text{Air} = 1 : 2.38, P_1 = 0.05 \text{ MPa}, T_{A1} = T_1 = 303 \text{ K}$)

图7给出了爆轰驱动段用乙炔作为燃料的驱

动结果。从压力测点⑧的结果可以看出P5区压力定常值长达约17.6ms。说明用乙炔作为驱动燃料比用氢气可获得更长的实验时间。这是因为与氢气相比乙炔混合气体爆轰之后压力高但温度低,因此驱动段中爆轰波从卸爆膜片处的反射波在温度较低的气体中传播速度低,从而达到P5区的时间晚,因而使P5区气体参数有更长的定常时间。

3 结论

实验结果和计算结果均表明:通过采用双爆轰驱动段技术,即通过一个强爆轰驱动另一个爆轰,成功地研制出能产生空气与气态燃料燃烧产物的高温燃气激波风洞实验装置,获得了压力为20大气压,温度为3200K,定常实验时间约为17ms且状态参数稳定的实验结果;实验结果还表明,与氢气相比用乙炔作为驱动气体可获得更长的试验时间。该实验条件的建立为下一步增大冲压发动机推力的催化复合实验研究提供了基本实验条件。

参 考 文 献:

- [1] DUGGER GL. Ramjets [M]. AIAA Selected Reprint Series, Vol. VI, New York, June 1969
- [2] LEDUC R. Early work and latest realizations with ramjet engines [J]. *Jet Propulsion*, 1957, 27(1): 64 - 67
- [3] HEISER WH & PRATT DT. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. AIAA Education Series (p23), Published by AIAA Inc, 1994
- [4] 俞鸿儒, 李斌, 陈宏. 克服“高超声障”的途径 [J]. *力学进展*, 2007, 37(3): 472 - 476
- [5] CHEN HONG, FENG HENG, YU HONGRU. Double detonation drivers for a shock tube/tunnel [J]. *Science in China Ser. G Physics, Mechanics & Astronomy*, 2004, 47(4): 502 - 512
- [6] 李进平, 姜宗林, 陈宏等. 激波管双爆轰驱动段性能的数字计算模拟研究 [J]. *力学学报*, 2007, 39(3): 343 - 349
- [7] SICHEL M et al. A two - step kinetics model for numerical simulation of explosions and detonations in $H_2 - O_2$ mixtures [J]. *Proc. R. Soc. London A*, 2002, 458: 49 - 82
- [8] JIANG ZONCLIN. On dispersion - control principles for non - oscillatory shock - capturing schemes and its applications [J]. *Computational Fluid Dynamics Journal*, 1995, 4(2): 137 - 150.

Apparatus to produce high – temperature gas for simulating hypersonic propulsion

CHEN Hong, LI Bin, LI Jin – ping, SHAN Xi – zhuang, DONG Zhi – cheng, WU Song, YU Hong – ru
(*Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*)

Abstract: In an effort to increase the thrust of scramjet engines at high Mach numbers, a method was developed to produce high – temperature gas for catalysis. Theoretical analyses and numerical calculations were conducted and a shock tunnel to produce mixtures of high – temperature air and gas – fuel was built. Reproducible results were obtained at 3200 K and a total pressure of 2 MPa. The experimental time approached 17 ms.

Keyword: detonation driven; shock tube; scramjet; catalysis