

爆轰驱动直通型激波风洞驻点区热流模拟运行条件

陈兵*、李进平*、雷智迪⁺、陈宏**

(*: 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

(+: 中国科学技术大学近代力学系, 合肥 230027)

摘要: 讨论用直通型激波风洞进行热流实验较激波管和激波风洞的优势, 提出运用直通型激波风洞来进行热流实验的设想; 而后分别给出采用理想气体模型和考虑高温真实气体效应的平衡流模型所确定的直通型激波风洞热流实验的模拟条件; 并通过对比激波管和直通型激波风洞的参数得出在同样的驱动情况下, 直通型激波风洞能够提高初始压力, 有利于直接起始爆轰; 为直通型激波风洞的气动设计提供理论依据。

关键词: 爆轰驱动激波管; 热流实验; 真实气体效应

Condition of heat flux simulation using the detonation-driven direct-type shock tunnel on stagnation zone

Chen Bing*, Lei Zhidi⁺, Li Jinping*, Chen Hong*

(*: Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China)

(+: University of Science and Technology of China Department of Modern Mechanics, Hefei 230027, China)

Abstract: This paper first discussed the use of the direct-type shock tunnel to the heat flow experiments conducted shock tube and shock tunnel over the edge, carried out the idea that using through-type shock tunnel to this experiments; and the methods to determine heat transfer experiment simulation condition in direct-type shock tunnel were proposed with ideal gas model and equilibrium air model.; and by comparing the shock tube and direct-type shock tunnel model parameters through comparison of the situation obtained in the same drive, the direct-type shock tunnel to a limited increase in initial pressure; for the aerodynamic design of the direct-type shock tunnel.

Key words: detonation-driven shock tube, Heat flux test, real gas effect

0 引言

根据近地面的飞行环境和飞行器驻点热流的研究特点, 驻点区热流模拟的参数主要是驻点焓和驻点压力, 而与马赫数无关。

虽然激波管和激波风洞都广泛应用于驻点热流模拟的实验中, 但随着高度的增加, 由于爆轰起始过程对驱动段压力的要求, 会存在一个用爆轰驱动激波管驱动段初始压力值太小而不易直接起始爆轰, 激波风洞却因为压力太大而使爆轰过强的情况。为了弥补两者的缺陷, 在等截面激波管出口处增加一个纯扩张型的喷管, 传统上也称为直通型激波风洞。喷管直径由入口处的 224mm 增加到出口处的 340mm, 实验马赫数由原来 1.8 左右增大到 3 左右。由于直通型激波风洞实验马赫数比激波管高, 比激波风洞的低, 因此气流的总压损失也在这两者

之间, 因此选用直通型激波风洞能够很好的实现上述目标。

同时直通型激波风洞能够将激波管的实验段面积增大, 这样就可以符合较大尺度下的模型的实验; 同时在等截面激波管中由于气流马赫数较低, 在进行流场显示实验时, 模型放在喷管出口处容易受出口波系的干扰。而直通型激波风洞由于实验马赫数增大, 可大大缓解出口波系的干扰, 从而有利于开展纹影照相等流场显示。

1 直通型激波风洞热流实验模拟条件

根据部分模拟理论, 驻点热流率的主要模拟参数为驻点焓和驻点压力, 并且要求模型与实物几何相似。因此, 若要在激波管中测量飞行器实际飞行时的热流率, 必须根据驻点压力和驻点焓相等的模拟要求, 计算出 P_{∞} (HKm 高空处的静压) 与 P_1 (激

波管被驱动段初始压力)、 u_∞ (飞行速度)与 V_s (入射激波速度)或 M_∞ (飞行马赫数)与 M_s (入射激波马赫数)的关系。

1.1 理想气体

1.1.1 驻点焓的模拟

图1和图2分别为真实飞行和激波管实验示意图。假设自由来流的速度、压力和密度分别为 u_∞ 、 P_∞ 和 ρ_∞ 。对于直通型激波风洞实验,可供实验的

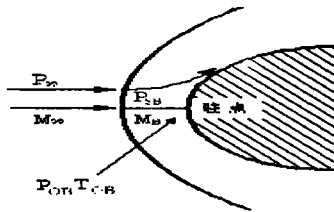


图1 飞行器真实飞行示意图

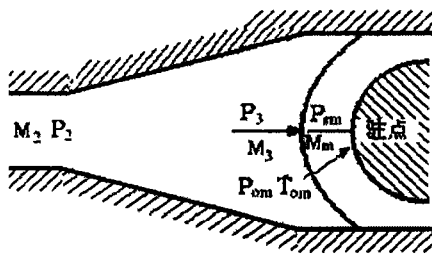


图2 激波管模拟试验示意图

区域是入射激波波后2区气流通过锥形喷管膨胀后的3区,实验气流的速度、压力和密度分别为 u_3 、 P_3 和 ρ_3 。真实飞行和实验模拟所对应的能量守恒方程,在真实气体情况下

$$h_{OB} = h_\infty + \frac{u_\infty^2}{2} \quad (1.1)$$

激波管模拟实验

$$h_{om} = h_3 + \frac{u_3^2}{2} \quad (1.2)$$

锥形喷管是一个等熵膨胀过程

$$h_3 + \frac{u_3^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (1.3)$$

然后是激波管的气流参数。在激波管流动中,若将坐标系固定在入射激波上,则激波前后的能量守恒方程为

$$h_1 + \frac{V_s^2}{2} = h_2 + \frac{(V_s - u_2)^2}{2} \quad (1.4)$$

其中 V_s 为激波速度, h_1 为波前气流静焓; h_2 为波后2区气流静焓。

根据文献[2],我们可以看出,直通型激波风洞的总焓相等得到的激波马赫数与等截面激波管的公式是相同的,为:

$$M_s = \sqrt{1 + [M_\infty^2 a_\infty^2 / 2 + C_p (T_\infty - T_1)] (\gamma + 1) / 2 / a_1^2} \quad (1.5)$$

其中 M_s 为激波管中入射激波马赫数, γ 为试验气体比热比; a_1 为激波管1区声速。

1.1.2 驻点压力的模拟

根据驻点压力相等的模拟条件,可以确定飞行高度与激波管低压段初始压力 P_1 的关系。如图1所示,由正激波关系式

$$\frac{P_{SB}}{P_\infty} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad (1.6)$$

$$M_B^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2}{\gamma M_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad (1.7)$$

由等熵关系

$$\frac{P_{OB}}{P_{SB}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_B^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.8)$$

在激波管模拟实验中,如图2所示,各参数之间有如下关系式

$$\frac{P_{sm}}{P_3} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_3^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad (1.9)$$

$$M_m^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2}{\gamma M_3^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad (1.10)$$

由等熵关系

$$\frac{P_{om}}{P_{sm}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_m^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.11)$$

通过锥形喷管的关系

$$\frac{\sigma_2}{\sigma_3} = \frac{M_3}{M_2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1.12)$$

其中 M_2 由激波管理论得到:

$$M_2 = 2(M_s^2 - 1) \left\{ [2\gamma M_s^2 - (\gamma - 1)] [(\gamma - 1) M_s^2 + 2] \right\}^{-\frac{1}{2}} \quad (1.13)$$

由式(1.12)可以求出 M_3 ,其中 σ_2 和 σ_3 分别为锥形管的入口和出口面积。

由等熵关系

$$\frac{P_2}{P_3} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.14)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_s^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad (1.15)$$

根据驻点压力相等的模拟条件:

$$P_{OB} = P_{om} \quad (1.16)$$

联立式 (1.6~1.16) 可以由 P_{∞} , M_{∞} 得到激波管低压段初始压力 P_1 值; 而激波管驱动段破膜前压力 P_4 为:

$$\frac{P_4}{P_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_s^2 - 1) \right] \left[1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \frac{a_4}{a_1} \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right]^{-\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.17)$$

在驱动方面我们采用爆轰驱动激波管来进行驱动。

下面我们来计算爆轰前高压段气体所需的压强

P_{4i} 。首先我们定义 CJ 爆速为 $D_j = \sqrt{2(\gamma^2 - 1)Q}$,

其中 Q 为化学反应释放的比热量。D 为一般爆速, 在计算过程中假设为 CJ 爆轰, 因此 $D \approx D_j$ 。下标

j 表示为 CJ 爆轰的值。得到 CJ 爆轰的计算公式为:

$$\begin{cases} P_j - P_{4i} \approx \rho_{4i} D_j^2 / (\gamma + 1) \\ \frac{v_{4i}}{v_j} \approx \frac{\gamma D_j}{\gamma + 1} \\ a_j \approx \frac{\gamma D_j}{\gamma + 1} \\ u_j = D - c_j \approx D_j / (\gamma + 1) \\ T_j = c_j^2 / \gamma R \end{cases} \quad (1.18)$$

求得 CJ 爆轰的压强和声速后根据膨胀波的公式:

$$u_j + \frac{2}{\gamma-1} a_j = \frac{2}{\gamma-1} a_4 \quad (1.19)$$

通过上式和等熵关系式我们可以得到

$$a_4 = \frac{(3\gamma-1)D_j}{2(\gamma+1)} \quad (1.20)$$

根据 (1.17) 至 (1.20) 得到

$$P_{4i} = P_4 \left(\frac{3\gamma-1}{2\gamma} \right)^{-\frac{2\gamma}{\gamma-1}} - \frac{\rho_{4i} D_j^2}{\gamma+1} \quad (1.21)$$

1.2 真实气体

空气在高温下发生解离, 不再满足理想气体状态方程, 因此在计算时必须借助高温真实气体状态

方程, 本文采用文献[5、6]所给出的高温平衡空气状态方程。

1.2.1 飞行器驻点状态参数

在真实飞行过程中, 来流经正激波压缩后等熵地滞止于驻点。基本方程组为:

$$\begin{cases} \rho_{\infty} u_{\infty} = \rho_2 u_2 \\ P_{\infty} + \rho_{\infty} u_{\infty}^2 = P_2 + \rho_2 u_2^2 \\ h_{\infty} + \frac{u_{\infty}^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \\ h_2 = h_2(P_2, \rho_2) \end{cases} \quad (1.22)$$

由于状态方程不能写成简单的解析式, 因此只能对方程组进行数值迭代求解。

正激波后气流等熵地滞止于驻点, 因此有

$$\begin{cases} Tds = dh - \frac{dP}{\rho} = 0 \\ u_{OB} = 0 \end{cases} \quad (1.23)$$

对于定常流动, 沿流线满足

$$h_{OB} = h + \frac{u^2}{2} = const \quad (1.24)$$

取其微分形式可得

$$dh = -udu \quad (1.25)$$

沿流线 Euler 方程

$$dP = -\rho u du \quad (1.26)$$

状态方程

$$h = h(P, \rho) \quad (1.27)$$

若已知激波后气流状态参数, 利用式 (1.22) 至式 (1.27), 借助数值迭代的方法即可求出飞行器驻点处的气流状态参数。

1.2.2 模型驻点状态参数

对于直通型激波风洞, 可供实验的区域是入射激波波后 2 区气流通过锥形喷管膨胀后的 3 区, 因此在确定模型驻点状态参数之前需首先确定激波管 2 区气流状态参数。

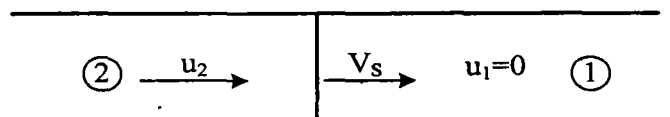


图3 入射激波示意图

图3为入射激波在被驱动段中传播的示意图。

如上节一样，2区气流状态参数可利用积分形式的基本方程组和高温平衡气体状态方程联立求解。入射激波前气流处于静止状态，因此可以得到如下方程组：

$$\begin{cases} P_2 = P_1 + \rho_1 V_s^2 (1 - \frac{\rho_1}{\rho_2}) \\ h_2 = h_1 + \frac{V_s^2}{2} \left[1 - (\frac{\rho_1}{\rho_2})^2 \right] \\ \frac{\rho_1}{\rho_2} = 1 - \frac{u_2}{V_s} \\ h_2 = h_2(P_2, \rho_2) \end{cases} \quad (1.28)$$

然后2区气流通过锥形喷管后膨胀到3区气流，因此可以得到如下方程：

$$\begin{cases} Tds = dh - \frac{dP}{\rho} = 0 \\ \frac{\sigma_2}{\sigma_3} = \frac{\rho_3 u_3}{\rho_2 u_2} \end{cases} \quad (1.29)$$

利用式(1.28)求出2区气流状态参数后，可将其视为来流参数，重复求解驻点状态参数的过程即可得出模型驻点状态参数。

3) 激波管模拟参数的求解步骤

- (i) 给定飞行高度与速度；
- (ii) 利用式(1.22)至式(1.27)求出飞行器驻点处的气流状态参数；
- (iii) 任意给定激波管初始压力和入射激波速度；
- (iv) 利用式(1.28)计算出2区气流参数；
- (v) 利用式(1.29)和式(1.24)至式(1.27)计算出锥形喷管后的气体状态参数；
- (vi) 利用式(1.23)至式(1.27)计算出模型驻点状态参数；
- (vii) 若 $P_{om} \neq P_{OB}$ 或 $h_{om} \neq h_{OB}$ ，重新设定激波管初始压力和入射激波速度，重复(iii)至(vi)直至满足 $P_{om} \neq P_{OB}$ 、 $h_{om} \neq h_{OB}$ 。

2 计算结果及分析

计算结果如图4至图7，为了考察真实气体效应对直通型激波风洞的影响，图中同时给出了加入锥形扩张型喷管后的激波管理想气体模型和平衡流模型的计算结果。从两种模型的结果对比中可以看

出：高温真实气体效应对气流总压影响较小；但对总温影响显著，数度越高，影响越大，使其远远低于理想气体模型的结果；同时对激波管模拟参数的影响表现为激波管被驱动段所需初始压力 P_1 更低，而对入射激波马赫数 M_s 影响随着飞行马赫数的增加而增大。

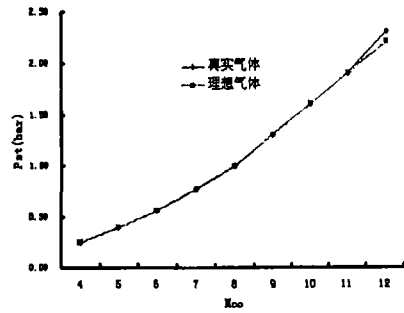


图4 理想与真实总压

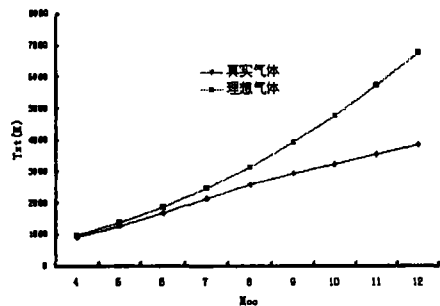


图6 理想与真实总温

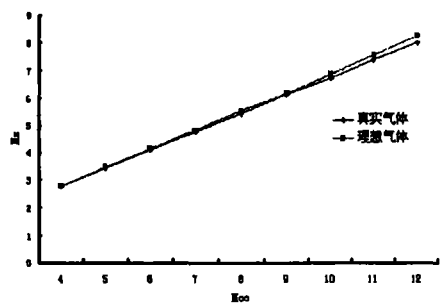


图6 理想与真实 Ms

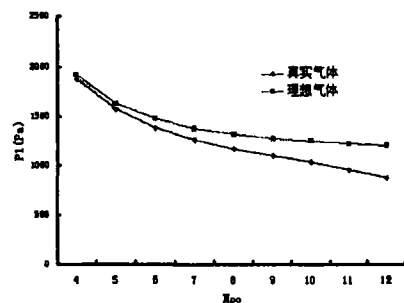


图7 理想与真实 P1

同时我们也对直流通型激波风洞(喉道半径比为 224/340)和等截面激波管真实流的计算进行比较(其中驱动段初始压力是以 $H_2/O_2=2.4$ 摩尔比充气),如图 8 和图 11。通过对比驱动段初始压力可以得到,直流通型激波风洞在充气比上要比普通激波管多充 80%,在激波管充气量较少,爆轰点火不容易爆的情况下用直流通型激波风洞能够更加有利;而直流通型激波风洞在充气量上却要比激波风洞的要少得多,因此运用直流通型激波风洞能够结合一般激波管进行实验;低压段也呈现同样的变化,这对抽真空的设备的要求就大大降低;同时可以看出,驱动段初始压力和低压段的压力都增加的情况下激波马赫数几乎没有变化,而激波马赫数是计量激波管运行的最有效的参数,因此,直流通型激波风洞在不同高度驻点热流模拟的实验中,能够作为激波管和激波风洞之间的一个有效的实验设备。

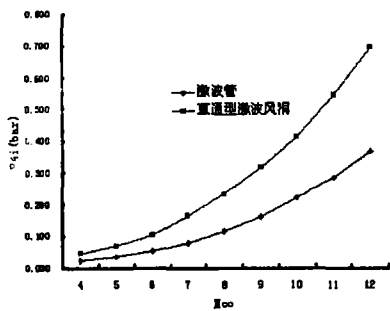


图 8 激波管与直流通型激波风洞驱动段初始压力

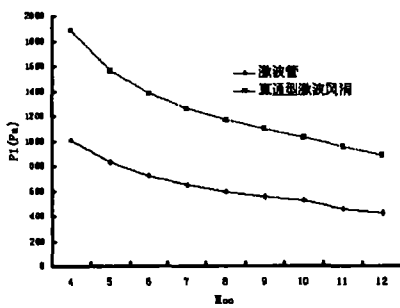


图 9 激波管与直流通型激波风洞 P1

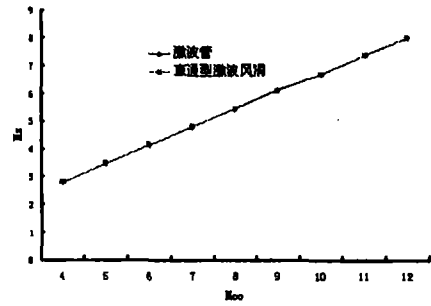


图 10 激波管与直流通型激波风洞 Ma

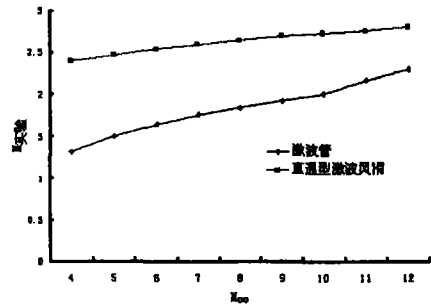


图 11 激波管与直流通型激波风洞试验段马赫数

3 结论

通过本文计算表明爆轰驱动的直流通型激波风洞可以真实的模拟在不同高度和不同飞行马赫数的驻点区热流环境;同时也可以看出模拟高度越高实验段初始压力越低,飞行马赫数越高激波管入射激波马赫数越高,要求的驱动能力也越强,因此采用爆轰驱动比较有利。考虑真实气体效应时,对气流总压影响较小;但对总温影响显著,使其远低于理想气体模型的结果,表现为直流通型激波风洞被驱动段所需初始压力更低,入射激波后气流马赫数更高。同时直流通型激波风洞较激波管驱动段压力增加,在一定程度上能够弥补激波管初始爆轰点不燃的缺点。

参考文献

- [1] 俞鸿儒,李斌,陈宏. 激波管氢氧爆轰驱动技术的发展进程[J]. 力学进展, 2005, 35(3): 315~322.
- [2] 陈兵,李进平,陈宏. 临近空间飞行器驻点区热流实验模拟方法[A]. 临近空间飞行器技术论坛论文集(中)[C], 北京: 2009: 603~610
- [3] 俞鸿儒. 氢氧爆轰驱动激波风洞性能[J]. 气动实验与测量控制, 1993, 7(3):38~42.
- [4] 陈强. 激波管流动的理论及实验技术[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1979:80~167,260~272

- [5] Glass I I, Patterson G N. A Theoretical and Experimental Study of Shock-Tube Flow[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1955, 22(2): 73~100.
- [6] Russo A, Hertzberg A. A Method for Improving the Performance of Shock Tubes[J]. Jet Propulsion. 1957, 27(11): 1191~1193.
- [7] Srinivasan S, Tannehill J C, Weilmuenster K J. Simplified Curve Fits for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air[J]. NASA, RP1181, 1987.
- [8] Jaffe R L. The Calculation of High-Temperature Equilibrium and Nonequilibrium Specific Heat Data for N₂, O₂ and NO[J]. AIAA 87-1633, 1987.