

文章编号:

真实气体效应对风洞驻室参数的影响

苑朝凯, 刘云峰, 姜宗林

(高温气体动力学国家重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要: 风洞作为主要的高超声速飞行器地面模拟设备, 其驻室气体通过喷管的膨胀加速后形成满足模拟条件的试验气流。模拟高超声速飞行时要求驻室总温高达上千度, 计算风洞驻室参数时必须考虑空气的真实气体效应。对不同计算方法的计算结果进行了对比, 并给出了热力学计算方法和利用 Beattie-Bridgeman 气体状态方程推导的一维等熵流动关系式计算驻室参数的详细过程。计算结果表明当飞行马赫数大于 4 时, 将表现出明显的真实气体效应。不考虑真实气体效应的计算结果总温偏高、总压偏低, 并且对驻室总压的影响大于对总温的影响。真实气体效应对驻室参数的影响随着飞行马赫数、温度、压力的升高而越来越明显。

关键词: 高超声速; 真实气体效应; 激波风洞; 总温; 总压

中图分类号: V211.751 **文献标识码:** A

0 引言

随着高超声速飞行器飞行速度和性能的不不断提高, 高超声速科技已经成为新世纪航天、航空科技竞争的热点。风洞作为高超声速地面模拟的主要试验设备, 驻室气体通过喷管的膨胀加速后形成满足模拟条件的试验气流, 风洞的性能在相当程度上决定了研制飞行器的水平。反射型激波风洞在缝合状态下运行时为了满足模拟高超声速飞行的条件, 风洞的驻室温度高达上千度。研究表明高温对空气介质变化的影响如表 1 所示: 在一个大气压下, 当温度低于 600K 时, 空气的主要成分为氧气和氮气。分子运动主要为平动和转动, 空气的比热比为常数, 称为量热完全气体。当空气的温度超过 600K, 分子振动自由度被激发, 空气的比热比为随温度变化的函数, 空气被称为热完全气体; 温度超过 2000K,

氧气分子开始离解; 温度超过 4000K 时, 氮气分子开始离解, 氮氧化物逐渐形成; 温度超过 9000K 时氧原子和氮原子开始电离。因而, 高温空气介质给高超声速流动带来的变化是本质的^[1]。不考虑空气的真实气体效应, 风洞驻室参数的计算结果会出现显著的误差, 从而影响地面试验的准确性。例如, 美国早期航天飞机的气动试验由于未考虑真实气体效应的影响, 在试飞中出现了配平攻角高出设计值一

表 1 高温对空气介质变化的影响

Table 1 Impact of high temperature on air properties

温度(K)	化学反应
>600	分子振动激发
>2000	氧分子解离
>4000	氮分子解离
>9000	氧和氮原子电离

倍多的气动力异常现象^[2]。

考虑真实气体效应计算驻室参数的方法有修

收稿日期: : 修订日期:

基金项目: 国家自然科学基金 (90916028)

作者简介: 苑朝凯 (1983-), 男, 河北, 助理工程师, 气动力/热, E-mail: yuanck@imech.ac.cn

正系数法、热力学方法以及利用各种气体状态方程结合能量和动量方程推导出的公式迭代计算等方法。Tsien 对气体流动中的真实气体效应进行了研究, 并利用 Van der Waals 状态方程推导出了一维等熵流动关系式和正激波关系式, 并指出了 A.Buseman 和 W.J.Walker 两人研究结果的适用范围^[3]。Donaldson 在 Tsien 研究结果的基础上考虑了焦耳-汤姆逊效应, 并利用微分形式的动量方程推导出了一维等熵流动关系式^[4]。当温度和压力较高时, 上述推导公式的计算结果存在较大的误差。A. J. Eggers 和 R. E. Randall 等人分别利用 Berthlot 和 Beattie-Bridgeman 气体状态方程推导了气体流动的等熵关系式^[5-6]。由于 Beattie-Bridgeman 气体状态方程比 Van der Waals 等气体状态方程更能准确的反映分子间相互作用力和分子尺寸对气体状态的影响, 其推导结果相比而言具有更高的准确度。

1 真实气体效应

高温可导致空气分子的振动激发、离解/复合甚至电离, 使得普通空气变成一种不断进行热化学反应的复杂介质。其热化学反应过程有时是非平衡的, 气体介质有时是非连续的, 这些物理化学现象使得由经典的气体动力学理论预测的高超声速流动带有较大的偏差, 这就是所谓的真实气体效应。

真实气体效应可以分为平衡态真实气体效应和非平衡态真实气体效应。平衡态的真实气体效应一般是指低温高压下分子之间相互作用力和分子尺寸大小的影响; 以及低压高温下, 分子振动自由度被激发, 分子离解/复合以及电离的影响, 结果使气体的比热不再为常数, 理想气体状态方程不再适用; 气体热力学特性参数的计算比较复杂。非平衡态真

实气体效应主要表现为振动非平衡和化学反应非平衡。从偏离平衡到重新达到平衡状态需要一个过程, 称为“松弛过程”, 这个过程所需要的时间称为“松弛时间”。

空气的主要成分氧气和氮气均为双原子分子, 其振动松弛时间可以通过公式 (1) 来计算:

$$\tau_v = \frac{K_1 T^{5.6} \exp\left(\frac{K_2}{T}\right)^{1.3}}{P(1 - e^{-\theta/T})} \quad (1)$$

式中: K_1 、 K_2 为依赖于分子物理性质的常数。

表 2 氧气和氮气的振动松弛时间

Table 2 Vibration time of oxygen and nitrogen

T(K)	1000	2000	3000	4000	5000
T O ₂ (us)	91.8	4.76	1.13	--	--
T N ₂ (us)	17.4	1.35	0.388	0.177	0.101

*表 2 为假定 P=1atm 时的计算结果

高温气体的化学反应是一个很复杂的问题, 在温度不太高时主要是氧气和氮气的离解和复合反应, 其化学反应松弛时间随温度变化在 1.0E-4s~1.0E-6s 之间变化。若气流经过流场的特征时间远大于松弛时间则这种流动实质上就具有瞬时平衡的性质, 可按平衡流动的方法处理; 反之, 若流动特征时间远小于松弛时间则可以认为流场内不发生化学变化和振动松弛, 气体在初始状态是什么情况在以后的流动过程中始终保持不变, 可按冻结流处理^[7]。

在模拟飞行的马赫数不太高时, 一般情况下流动时间远大于振动和化学反应松弛时间。本文在以下的讨论中均假定满足上述条件, 即假定驻室气体通过喷管的流动时满足平衡流的条件。

2 风洞驻室参数的计算方法

激波风洞运行的基本原理是：驱动段与被驱动段间的膜片破裂后产生一道入射激波，入射激波压缩被驱动段的气体，并在被驱动段末端反射后再次压缩气流，从而使波后的气流处于高温高压滞止状态，这一部分气体经过喷管膨胀加速，在试验段形成满足要求的试验流场，其结构示意图如图 1 所示。

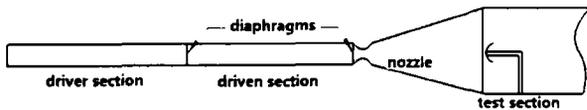


图 1 激波风洞结构示意图

Fig.1 Sketch of the Shock Tunnel

风洞驻室的温度和压力由需要模拟的飞行条件决定。在温度、压力较高的情况下，由于真实气体效应的影响，驻室参数之间相互影响，必须利用迭代的方法进行求解。已知飞行高度和飞行马赫数后，计算驻室参数的途径主要有：

(1) 热力学计算——综合利用能量方程、焓方程、热力学定律、物质守恒方程、分压定律及解离方程等关系式迭代求解。

由热力学第一定律及定压过程条件，可得：

$$\left(\frac{\partial h}{\partial T}\right)_p = \left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_p = C_p \quad (2)$$

由热力学第一、二定律和定压过程条件可得：

$$\left(\frac{\partial s}{\partial T}\right)_p = \frac{C_p}{T} \quad (3)$$

压力和温度变量分别取为 $\ln p$ 和 $\ln T$ ，采用牛顿法分别对能量方程和焓方程进行求解有：

$$\frac{\alpha RT}{M} \Delta P + C_p \delta T = h_2 - h \quad (4)$$

$$\frac{\partial s}{\partial \ln p} \Delta P + \frac{\partial s}{\partial \ln T} \Delta T = s_2 - s \quad (5)$$

将公式 (2) (3) 带入 (5) 中可得

$$-(1-\alpha^0) \frac{R}{M} \Delta P + C_p^0 \Delta T = s_2 - s^0 \quad (6)$$

α 为定压偏导数，其数值反应了气体解离影响的程度，其取值的绝对值越大说明解离影响越严重。当给定温度和压力时定压偏导数可以利用赫夫法、最小自由能法进行求解^[8]。由公式 (4) (6) 联立可以解出温度和压力的修正量：

$$\delta T = \frac{(1-\alpha^0)(h_2 - h^0) + \alpha^0 T^0 (s_2 - s^0)}{C_p^0} \quad (7)$$

$$\Delta P = \frac{M^0}{R} \left(\frac{h_2 - h^0}{T} + s^0 - s_2 \right) \quad (8)$$

$$T = T^0 + \frac{(1-\alpha^0)(h_2 - h^0) + \alpha^0 T^0 (s_2 - s^0)}{C_p^0} \quad (9)$$

$$p = p^0 e^{\Delta p} \quad (10)$$

上述公式中上标 0 表示计算的初始值，下标 2 表示终点状态参数，下标 p 表示定压过程，R 为气体常数。求解时利用上述公式进行迭代计算直到各参数满足足够的精度为止^[9-10]。利用热力学方法计算的驻室总温 T_0 、总压 P_0 结果如表 3 所示。

(2) 利用能量、等熵条件及真实气体状态方程推导一维流动等熵关系式，并利用迭代的方法求解。

利用不同气体状态方程可以推导出不同表达形式的结果，其适用范围主要由相应的气体状态方程决定。由于推导过程比较繁琐，在此不再详细叙述，直接给出利用 Beattie-Bridgeman 气体方程推导出一维等熵流动关系式。

表 3 热力学方法计算结果

Table3 Results calculated by thermodynamics method

M	H=25Km		H=35Km	
	T ₀ (K)	P ₀ (MPa)	T ₀ (K)	P ₀ (MPa)
2	399	0.0199	426	0.0045
3	615	0.0944	655	0.0214
4	883	0.4012	958	0.0914
5	1249	1.4891	1325	0.3414
6	1650	4.8703	1748	1.1262
7	2097	14.366	2217	3.3539

$$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)_i [1 + B_1(M)b\rho_0 + C_1(M)\frac{c\rho_0}{RT_0^2} + D_1\left(\frac{\theta}{T_0}, M\right)\left(\frac{\theta}{T}\right)e^{-\theta/T_0}] \quad (11)$$

其中 B₁(M)、C₁(M)、D₁(M)分别为:

$$B_1(M) = 2 \left[\left(\frac{P}{P_0}\right)_i - \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)_i \right] + \frac{\gamma_i - 1}{\gamma_i} \left[1 - \left(\frac{P}{P_0}\right)_i \right] \quad (12)$$

$$C_1(M) = 2 \frac{\Gamma_i}{\gamma_i} \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{2-\lambda_i} \left[1 - \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{1-\lambda_i} \right] - 3 \frac{\gamma_i - 1}{\gamma_i} \left[1 - \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{2-\lambda_i} \right] \quad (13)$$

$$D_1\left(\frac{\theta}{T_0}, M\right) = \frac{\gamma_i - 1}{\gamma_i} [1 - e^{-\theta/T_0} \left(\frac{T_0}{T}\right)_i^{-1}] \left\{ 1 - (\gamma_i - 1) \left(\frac{\theta}{T_0}\right) \left(\frac{T_0}{T}\right)_i \left[\left(\frac{T_0}{T}\right)_i - 1 \right] \right\} \quad (14)$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{P}{P_0}\right)_i [1 + B_3(M)b\rho_0 + C_3(M)\frac{c\rho_0}{RT_0^2} + D_3\left(\frac{\theta}{T_0}, M\right)\left(\frac{\theta}{T}\right)e^{-\theta/T_0}] \quad (15)$$

其中 B₃(M)、C₃(M)、D₃(M):

$$B_3(M) = \frac{\gamma_i}{\gamma_i - 1} B_1(M) \quad (16)$$

$$C_3(M) = 2 \left[1 - \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{3-2\gamma_i} \right] + \frac{\gamma_i}{\gamma_i - 1} C_1(M) \quad (17)$$

$$D_3\left(\frac{\theta}{T_0}, M\right) = - \left(1 + \frac{T_0}{\theta}\right) + \left[\left(\frac{T_0}{T}\right)_i + \frac{T_0}{\theta} \right]^* e^{-\theta/T_0} \left[\left(\frac{T_0}{T}\right)_i^{-1} \right] + \frac{\gamma_i}{\gamma_i - 1} D_1\left(\frac{\theta}{T_0}, M\right) \quad (18)$$

式中: θ 为振动特征温度; 下标 0 表示驻室状态参数 (总温、总压); 下标 i 表示利用理想气体等熵关系式关系式计算的结果。

给定飞行高空大气参数 T、P 以及飞行马赫数后, 利用上述结果进行迭代求解即可求得总温、总压^[11]。利用 Beattie-Bridgeman 气体状态方程推导的等熵流动关系式计算的驻室总温 T₀、总压 P₀ 结果如表 4 所示。

表 4 热力学方法计算结果

Table3 Results calculated by Beattie-Bridgeman method

M	H=25Km		H=35Km	
	T ₀ (K)	P ₀ (MPa)	T ₀ (K)	P ₀ (MPa)
2	398	0.0200	425	0.0045
3	614	0.0944	653	0.0214
4	900	0.0402	956	0.0914
5	1247	1.4820	1324	0.3407
6	1652	4.7920	1756	1.1168
7	2113	13.7466	2253	3.2683

3 结果与讨论

3.1 真实气体效应对比热比的影响

当温度不足以使空气出现明显的电离时, 空气的内能主要平动能、转动能和振动能。考虑振动能对气体比热比的影响时假定双原子分子为简单的谐振子, 等容比热和等压比热分别表示为 (19) (20)。

$$C_v = (C_v)_i \left\{ 1 + (\gamma_i - 1) \left[\left(\frac{\theta}{T}\right)^2 \frac{e^{\theta/T}}{(e^{\theta/T} - 1)^2} + \frac{2c\rho}{RT^2} \right] \right\} \quad (19)$$

$$C_p = (C_p)_i \left\{ 1 + \frac{\gamma_i - 1}{\gamma_i} \left[\left(\frac{\theta}{T}\right)^2 \frac{e^{\theta/T}}{(e^{\theta/T} - 1)^2} + \frac{2c\rho}{RT^2} \left(1 + \frac{2 - b\rho + c\rho}{1 - b\rho + 2RT^2} - \frac{2c\rho}{(1 - b\rho)^2 - RT^2} \right) \right] \right\}$$

(20) 马赫数的关系。

从而，气体比热比为：

$$\gamma = \gamma_i \times \frac{1 + \frac{\gamma_i - 1}{\gamma_i} \left[\left(\frac{\theta}{T} \right)^2 \frac{e^{\theta/T}}{(e^{\theta/T} - 1)^2} + \frac{2c_p}{RT^2} \left(1 + \frac{2 - b\rho + c\rho}{1 - b\rho} + \frac{2c_p}{RT^2} \right) \right]}{1 + (\gamma_i - 1) \left[\left(\frac{\theta}{T} \right)^2 \frac{e^{\theta/T}}{(e^{\theta/T} - 1)^2} + \frac{2c_p}{RT^2} \right]} \quad (21)$$

取空气的振动特征温度为 3055K 按照公式 (21) 计算空气比热比随温度的变化关系如图 2 所示^[12]。从图中可以看出：随着温度的升高，真实气体效应对比热比的影响越来越明显，越来越偏离气体比热比为常数的假定。原因是随着温度的升高，分子振动自由度被激发，振动能占分子总内能的比例逐渐增大，使气体比热比减小；当温度高于 2000K 时，氧原子和氮原子开始离解，使比热比进一步的减小。

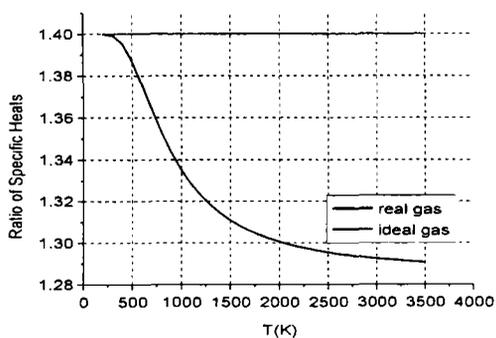


图 2 气体比热比随温度的变化关系

Fig.2 Variation of heat capacity with temperature

3.2 真实气体效应对驻室总温总压的影响

分别采用理想气体等熵关系式和利用真实气体状态方程 Beattie-Bridgeman 推导出的等熵流动关系式计算了模拟不同飞行情况所需要的总温和总压。图 3、4 为模拟 35Km 高空驻室总温总压与飞行

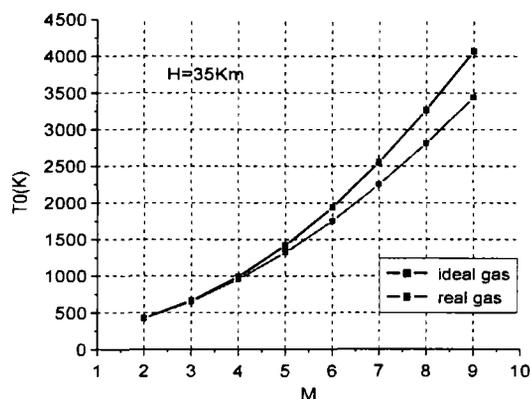


图 3 驻室总温与飞行马赫数的关系

Fig.3 Total temperature plotted against Mach number

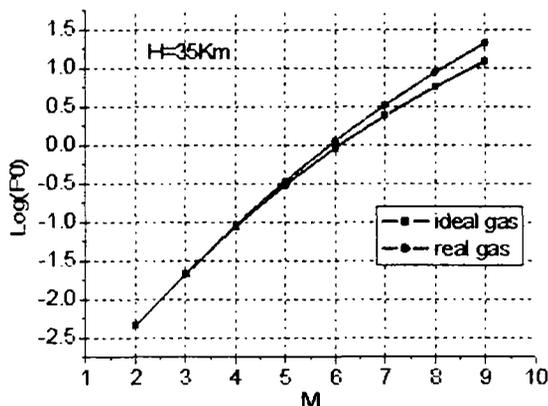


图 4 驻室总压与飞行马赫数的关系

Fig.4 Total pressure plotted against Mach number

从图中可以看出：

- (1) 温度、压力越高，真实气体与理想气体计算结果差异越明显，即真实气体效应越明显。
- (2) 飞行马赫数越高真实气体效应越明显。
- (3) 按照理想气体计算的结果与真实气体相比：总温偏高、总压偏低；并且对于总压的影响高于对总温的影响。例如当 M=7 时总温与总压的相对误差分别为：

$$\delta_T = \left| \frac{T_r - T_i}{T_i} \right| = 11.8\%$$

$$\delta_p = \left| \frac{P_r - P_i}{P_i} \right| = 37.4\%$$

式中下标 i 为理想气体计算结果, r 为真实气体计算结果。

按照理想气体计算驻室参数时认定分子内能只有平动能和转动能, 而实际上分子的内能还包括振动能, 由公式 (22) (23) 可知, 将振动能当做平动能或转动能计算时会使温度偏高, 造成驻室总温比考虑真实气体效应时偏高。

$$\text{理想气体: } e = \frac{3}{2} RT + RT \quad (22)$$

$$\text{真实气体: } e = \frac{3}{2} RT + RT + \frac{R\theta}{\exp^{\theta/T} - 1} \quad (23)$$

式中: e 为单位质量气体的分子内能。

理想气体计算总压时按照公式 (24) 进行计算。

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\gamma-1} \quad (24)$$

式中下标 0 表示驻室参数, γ 为气体比热比。图 5 为 $M=7$ 时, 压比(P_0/P)随气体比热比变化的关系。从图中可以看出, 气体比热比对压比的影响很大, 当 $\gamma = 1.4$ 时, $P_0/P = (T_0/T)^{4139}$, 当 $\gamma = 1.2$ 时 $P_0/P = (T_0/T)^{42181}$ 。气体比热比对总压起决定性的影响。所以按照理想气体计算不考虑真实气体效应对比热比的影响时驻室总压的计算结果比实际情况偏低。

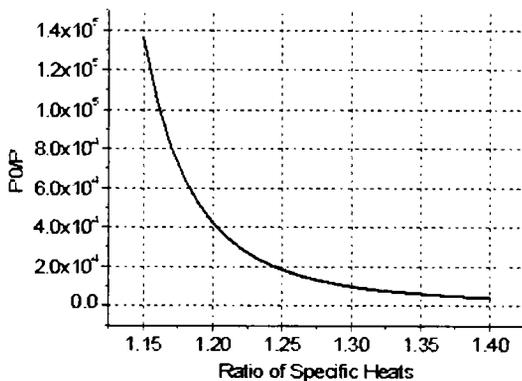


图 5 P_0/P 与气体比热比的变化关系

Fig.5 Ratio of pressure plotted against specific heats

图 6 为飞行马赫数 $M=7$ 时, 驻室总温随飞行高度的变化关系。图中显示按照理想气体和真实气体计算结果的两条曲线基本平行, 随着高度的变化 $|T_i - T_r|$ 变化不大。可以认定, 飞行高度的变化并没有加剧真实气体效应对驻室总温的影响。

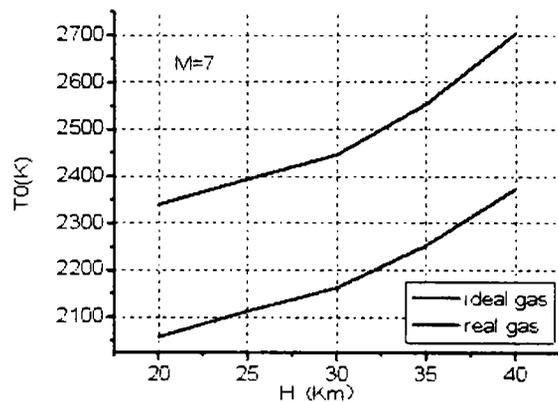


图 6 总温随飞行高度的变化关系

Fig.6 Total temperature plotted against flight altitude

图 7 为驻室总压随飞行高度变化的关系。从图中可以看出, 随着飞行高度的增加 $|P_i - P_r|$ 的差异逐渐减小。原因是飞行高度越高空气压力越低, 模拟飞行环境所需要的驻室总压越低。压力降低使真实气体效应的影响减小, 所以 $|P_i - P_r|$ 的差异逐渐减小。

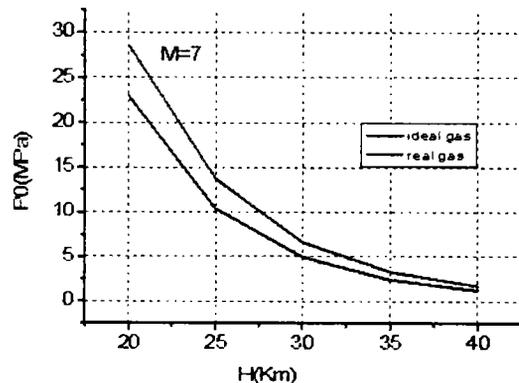


图 7 驻室总压随飞行高度的变化关系

Fig.7 Total pressure plotted against flight altitude

4 结 论

当驻室温度、压力较高时,存在明显的真实气体效应。计算驻室参数时必须予以考虑,否则计算结果存在很大的误差,驻室总温偏高、总压偏低。

通过计算表明当飞行马赫数大于4时,真实气体效应对驻室参数的影响逐渐严重,并且随着飞行马赫数、驻室温度和压力的升高,真实气体效应的影响越来越明显。真实气体效应对驻室总压的影响大于对总温度的影响。飞行高度的变化并不会加剧真实气体效应对总温的影响,即真实气体与理想气体计算结果的差异 $|T_i - T_r|$ 随高度变化不明显。随飞行高度的增加,驻室总压降低,真实气体效应的影响逐渐减小。

参 考 文 献:

- [1] 姜宗林. 触摸高温气体动力学[J]. 力学与实践, 2006, 28(5): 1-7.
- [2] 姜宗林, 俞鸿儒. 高超声速激波风洞研究进展[J], 2009.39(6):

766-776.

- [3] Tsien, Hsue-Shen: One-Dimensional Flows of a Gas Characterized by Van Der Waal's Equation of State [J]. Jout. of Math. And Phy, vol.XXV,no.6,1947,301-324.
- [4] Donaldson. Coleman duP: Note on the Importance of Imperfect Gas Effects and Variation of Heat Capacities on the Isentropic Flow of Gases[R].NACA RM No.L8J14, 1948.
- [5] A. J. Eggers, Jr One-Dimensional Flows of an Imperfect Diatomic Gas[R].NACA TN No.1861, 1949.
- [6] R. E. Randall; GDF, ARO, Inc: Thermodynamic Properties of Gases Equations Derived from the Beattie-Bridgeman Equation of state Assuming Variable Specific Heats[R]. AEDC TR 57-10,1957.
- [7] 黄志澄. 空天飞机的真实气体效应[J]. 气动实验与测量控制, 1994. 8(2),1-9.
- [8] Naphtali.L.M. Complex Chemical Equilibrium by Minimizing Free Energy[J], Jour. Chem. Phy, 1955, 31(1), 263-266.
- [9] 王绍卿. 高超声速飞行的总温总压计算[J]. 推进技术, 1990.6, 29-33
- [10] 范作民, 傅巽权. 热力过程计算与燃气表[M]. 国防工业出版社,1987.
- [11] Louis G. Kaufman II.Real gas flow tables for nondissociated air[R].WADC Technical Report 59-4, 1959.
- [12] Ames Research Staff. Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow[R]. NASA Report 1135, 1953.

Real gas effects on the reservoir parameters of the wind tunnel

Yuan Chaokai, Liu Yunfeng, Jiang Zonglin

(The State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Beijing 100190, China)

Abstract: The wind tunnel is the main ground test facility for hypersonic vehicles. The hypersonic flow was obtained by the expansion of the reservoir gas. To meet the requirement of simulation, the total temperature of the reservoir gas was as high as thousands degrees under which the real gas effect must be considered when calculating the reservoir gas properties. The results calculated by different methods were compared and the thermodynamic and Beattie-Bridgeman methods were described in this paper. The results show that the real gas effect was obvious when the Mach number above four. Without considering the real gas effect, the total temperature of the reservoir gas was greater than the actual value, while the total pressure was smaller. The deviation of the total pressure, caused by the real gas effect, was larger than that of the total temperature. The real gas effects were more obvious, as the Mach number, temperature and pressure increased.

Key words: hypersonic; real gas effect; shock tunnel; total temperature; total pressure

作者联系方式: 134 0115 1945

yuanck@imech.ac.cn