

# 再入飞行器和模型转换雷诺数计算

周正瑾

(中国科学院力学研究所)

**摘要** 本文采用近似的激波关系、球锥体压力分布、平衡气体状态方程、边界层厚度计算公式及转换准则等,按照流管法计算了4种再入飞行器的外流转换雷诺数和转换距离,并给出了高硅氧、碳石英、碳碳球锥模型的转换雷诺数范围,对再入飞行器和模型的计算结果作了分析和比较。

**关键词** 转换雷诺数,再入飞行器,模型,烧蚀。

## 符 号

$C_{DT}$	钝体头部阻力系数	$\epsilon$	激波前后密度比
$h$	静焓	$Re$	雷诺数
$L_x$	横向坐标	$T$	绝对温度
$M$	马赫数或分子量	$u$	速度
$P$	压力	$y_s$	激波到物体对称轴距离
$R$	半径	$\rho$	密度
$\delta$	边界层厚度	$\lambda$	Bade 方程指数
$\theta_c$	钝锥半锥角	$\gamma$	比热比
$\beta$	来流激波角	$\mu$	粘性系数或马赫角

## 下 标

$\infty$	来流条件	$N$	头部
$s$	波后条件	$B$	底部
$o$	驻点	$c$	锥部
$e$	边界层外缘条件	$tr$	转换点

## 一、引 言

控制再入飞行器端头防热层烧蚀现象的主要参数是端头边界层的雷诺数<sup>[1]</sup>。熔楔是

本文于1987年7月1日收到,11月23日收到修改稿。

边界层转捩区的一种普遍的烧蚀形状,它有时在再入飞行器和地面实验模型上可以见到<sup>[2]</sup>。转捩雷诺数是物体由层流烧蚀外形转变为湍流烧蚀外形的关键参数,它对烧蚀外形的研究有重要作用。

在实际飞行中,由于存在气动烧蚀,再入飞行器的外形随时间是变化的,本文计算的4种再入飞行器的外流转捩雷诺数随时间的变化中考虑了外形的变化。本文还估算了碳碳、碳石英、高硅氧球锥模型的外流雷诺数沿物面的分布,并由实验后的熔楔模型上沟槽的起始点和终止点位置,得到转捩点的位置(某一范围),再查上述物面雷诺数曲线得到模型的转捩雷诺数。

总的目的是确定:

1. 再入飞行器 1、2、3、4 的转捩雷诺数范围。
2. 地面实验的碳碳、碳石英、高硅氧球锥模型的转捩雷诺数范围。
3. 再入飞行器与地面实验模型的转捩雷诺数的差别。

## 二、再入飞行器的转捩雷诺数计算

### 1. 公式

对于球头锥轴对称超音速绕流(见图1),通过半径为  $y_s$  的流管的流量与边界层中的流动有下式相关联

$$\pi y_s^2 \cdot \rho_\infty u_\infty = 2\pi \int_0^{\delta} \rho u R dy$$

上式是流管法的基本关系式。

(1) 斜激波关系和激波形状。

本文采用平衡气体模型。激波关系为

$$\frac{P_s}{P_\infty} = 1 + \gamma_\infty M_\infty^2 \sin^2 \beta (1 - \varepsilon)$$

$$\frac{h_s}{h_\infty} = 1 + \frac{\gamma_\infty - 1}{2} M_\infty^2 \sin^2 \beta (1 - \varepsilon^2),$$

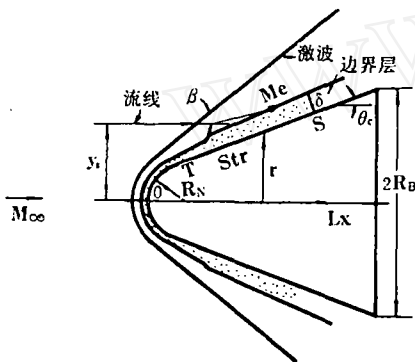


图1 超音速绕钝锥流动图

其中  $\varepsilon = \rho_\infty / \rho_s$ ,  $\gamma_\infty = 1.4$

激波形状公式为

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \beta = & \frac{A}{\bar{y}_s + a \bar{y}_s^4} - \beta e^{c \bar{y}_s^{3/2}} + \frac{1}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} - \frac{0.026 \eta}{\bar{y}_s^{1/2} + b \bar{y}_s^3} \\ & + H_0 \left[ 1 + e^{-2\theta_c (1 + .26 \eta) (\bar{y}_s \sqrt{\theta_c} - D)} \right] \end{aligned}$$

(2) 压力分布

1) 球头部分

$$P_s = P_\infty + (P_{s0} - P_\infty) \sin^2 \theta$$

其中  $P_{c_0}$  为驻点压力,  $P_{\infty}$  为来流静压。

2) 锥身部分<sup>[4]</sup>

$$\frac{P_c - P_0}{P_c - P_0} = f^*(X^*), \quad \frac{P_c}{P_{\infty}} = 0.85 \frac{K(\gamma)}{A} + 0.55$$

其中有关  $f^*(X^*)$ 、 $K(\gamma)$ 、 $A$  等的计算公式, 请参阅文献[4]。

(3) 状态方程和粘性系数

状态方程为<sup>[5]</sup>

$$\rho = 0.0163P \left( \frac{2512000}{h} \right)^{\lambda}$$

其中  $\lambda = 0.94$ ,  $h \leq 2512000$  米<sup>2</sup>/秒<sup>2</sup>

$$\lambda = 0.7 + 0.04 \log P, \quad h > 2512000 \text{ 米}^2/\text{秒}^2$$

粘性系数公式为

$$\mu = 3.44 \times 10^{-8} T^{0.70}$$

(4) 转换雷诺数<sup>[6]</sup>

$$\log Re_{tr} = 5.37 + 0.2325Me - 0.004015Me^2$$

(5) 边界层厚度  $\delta$ <sup>[3]</sup>

## 2. 结果

根据以上公式, 本文计算了 4 种再入飞行器的外流转换雷诺数。

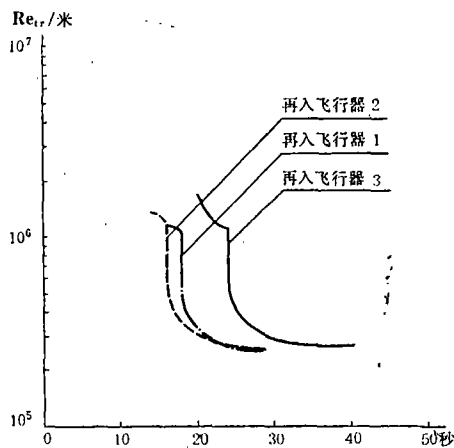


图 2 再入飞行器 1、2、3 再入时外流的转换雷诺数随时间的变化

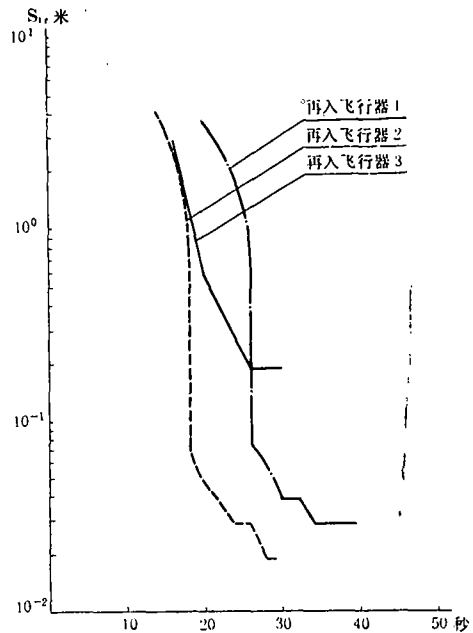


图 3 再入飞行器 1、2、3、再入时物面的转换距离随时间的变化

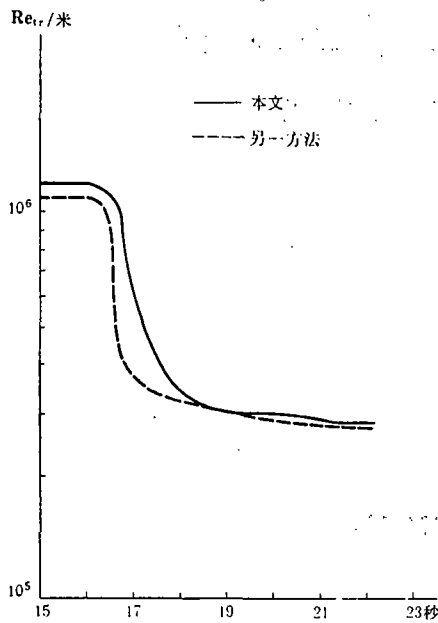


图4 飞行器4再入时外流的转换雷诺数  
随时间的变化

的变化是大的(整根曲线较陡);而粘性系数的变化是小的;密度、速度、粘性系数,这三者变化的综合结果使曲线出现突降。由图中还看出,再入飞行器接近地面时,转换雷诺数趋于常值。由图3看出,物面的转换距离随时间的变化曲线也有突降和趋于常数的特点。

### 三、模型的转换雷诺数估算

对于模型采用了比飞行器简单的估算方法,没有考虑烧蚀外形随时间的变化。给出了碳碳、碳石英、高硅氧球锥的转换雷诺数范围。

#### 1. 公式

##### (1) 压力

##### 1) 球头部分

$$P = P_0 \cos^2 \varphi + P_\infty \sin^2 \varphi$$

其中  $\varphi$  为球头某点与驻点圆弧所对应的圆心角。

##### 2) 锥身部分

$$P = \left( C_p \cdot \frac{\gamma}{2} M_\infty^2 + 1 \right) P_\infty$$

图2给出了飞行器1、2、3再入时外流的转换雷诺数随时间的变化,图3给出了飞行器1、2、3再入时物面的转换距离随时间的变化。图4给出了飞行器4再入时外流的转换雷诺数随时间的变化,并与另一计算结果作了比较,由图看出本文与此结果是接近的。

再入飞行器1、2、3、4的转换雷诺数的高程范围分别为28~0千米,33~0千米,33~0千米,25~7千米。

由图2、图4看出,再入飞行器的转换雷诺数随时间增大而逐渐变小,并且在不同时刻每条曲线都出现突降,这是由于单位长度的雷诺数  $Re = \rho V / \mu$ ,当飞行器再入时,速度随时间是变小的,速度的变化在前一段时间内是小的(曲线较平直),在后一段时间内是大的(曲线较陡);大气密度随时间是变大的,在整个再入过程中

其中:

$$C_p = C_{p0} + C_{p\max} \sin^2 \theta f^*, \quad C_{p0} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left( \frac{P_0}{P_\infty} - 1 \right)$$

$$C_{p\max} = \left( \frac{P_i}{P_\infty} - 1 \right) / \frac{\gamma}{2} M_\infty^2, \quad X^* = \frac{X}{d_N} \operatorname{tg}^2 \theta \quad C_{DN} \sim 1$$

其它公式与本文“二”节中相同。

### (2) 速度

根据完全气体定常一维流的等熵流出速度和完全气体的滞止参数得出的物面速度

$$V = V_\infty \left( 1 + \frac{2}{\gamma - 1} \frac{1}{M_\infty^2} \right)^{0.5} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_i} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]^{0.5}$$

### (3) 焓

$$h = h_i - \frac{AV^2}{2g} = h_i - \frac{V^2}{8369}$$

### (4) 温度

根据物面压力  $P$  和物面焓查发动机特性曲线得到物面温度  $T$ 。

### (5) 粘性系数

$$\mu = \frac{1.185 \times 10^{-7}}{g} (m)^{0.5} T^{0.6}$$

其中  $m$  是燃气分子量。

### (6) 密度

$$\rho = \frac{mP}{gRT} = \frac{mP}{8314T}$$

### (7) 物面雷诺数

$$Re = \frac{\rho V}{\mu} S$$

### (8) 转捩雷诺数

由转捩点位置查物面雷诺数曲线得到。

## 2. 结果

图 5 为发动机喷流的烧蚀实验后的碳碳球锥模型 E-2, (a) 和 (b) 是从不同角度拍摄而成的。模型烧成整齐的沟槽, 共有 4 个深沟, 沟深约 3 毫米, 每个深沟里有 2~3 个浅沟。由 E-2 模型的沟槽位置测得转捩点离驻点的物面距离由 6 毫米至 21 毫米。

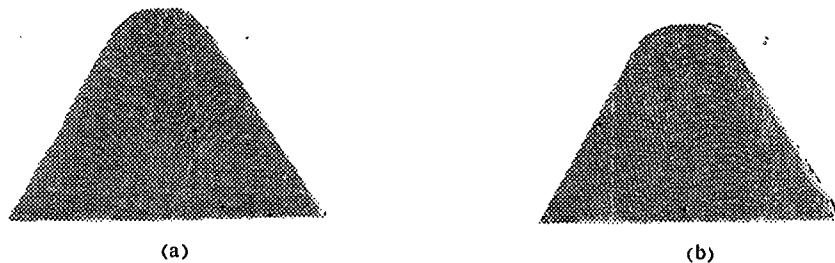


图 5 发动机喷流烧蚀实验后的碳碳球锥模型 E-2

本文估算了: (1) 来流  $M=2.05$ , 来流总压  $P_0=1.47 \times 10^6 \text{Pa}$ , 来流总温  $T_0=3450 \text{K}$ , 球头半径  $R=10$  毫米, 半锥角  $\theta=27^\circ$  的碳碳球锥 E-2 模型的外流雷诺数沿物面的分布。(2) 来流  $M=2.12$ , 来流总压  $P_0=2.94 \times 10^6 \text{Pa}$ , 来流总温  $T_0=3029 \text{K}$ , 球头半径  $R=25$  毫米, 半锥角  $\theta=11^\circ$  的碳-石英球锥模型的外流雷诺数沿物面的分布 (3) 来流  $M=3.16$ , 来流静压  $P_a=0.069 \times 10^6 \text{Pa}$ , 来流静温  $T_a=1430 \text{K}$ , 球头半径  $R=7$  毫米, 半锥角  $\theta_c=11^\circ$  的高硅氧球锥模型在发动机烧蚀实验前后的雷诺数沿物面的分布。

由碳碳、碳石英球锥模型的外流雷诺数沿物面的分布曲线看出, 随着物面距离的增加, 外流雷诺数都是逐渐增加的, 只是后者比前者变化得缓慢些。由高硅氧球锥模型的外流雷诺数沿物面的分布曲线看出, 随着物面距离的增加, 外流雷诺数逐渐增加, 然后在一小段时间内逐渐减小, 最后又逐渐增加。

#### 四、结果比较与分析

表 1

再入飞行器	$Re_{t,r1}$ /米
1	$0.117 \times 10^7 \sim 0.256 \times 10^8$
2	$0.140 \times 10^7 \sim 0.257 \times 10^8$
3	$0.148 \times 10^7 \sim 0.256 \times 10^8$
4	$0.123 \times 10^7 \sim 0.286 \times 10^8$

表 2

模型	$Re_{t,r2}$
高 硅 氧	$4 \times 10^4 \sim 8.4 \times 10^4$
碳 - 石 英	$2.34 \times 10^5 \sim 3.5 \times 10^5$
碳 - 碳	$3.06 \times 10^4 \sim 1.05 \times 10^5$

表 1 给出了 4 种再入飞行器的转捩雷诺数范围。表 2 给出了 3 种模型的转捩雷诺数范围。其中  $Re_{t,r1}$  和  $Re_{t,r2}$  分别为再入飞行器和模型的转捩雷诺数。可以看出:

1. 在发动机喷流实验的 3 种材料球锥模型的估算结果中, 碳石英模型的值最高, 其次是碳碳模型, 高硅氧模型的值最小。

2. 再入飞行器和地面模型的计算值的差别是大的, 它们之间存在着量级的差别。虽然发动机喷流实验能较好地模拟再入过程中的烧蚀状况, 但由于来流条件的不同, 再入飞行器和模型的尺寸等的差异的原因, 使它们的转捩雷诺数值是不相同的。

本工作得到林同骥先生、赵国英、丁碧珠、凌国灿、白秀清同志的帮助, 作者在此表示衷心的感谢。

## 参 考 文 献

- [1] 林同骥等: 空气动力学学报, 1 (1980)。
- [2] 林同骥等: 力学学报, 4 (1981)。
- [3] 卞荫贵、赵国英: 力学学报, 2 (1980)。
- [4] Lars, E. E.: AIAA Paper 75-210.
- [5] Bade, W. L.: ARS. J. April, 29, 4 (1959).
- [6] Timmer, H. G., Stokes, A. T. L., Tany, H. H.: AIAA Paper, 70-826.

## THE ESTIMATION OF TRANSITION REYNOLDS NUMBER FOR REENTRY VEHICLES AND MODELS

Zhou Zhengjin

(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

**Abstract** In this paper, transition Reynolds number and transition distance in the outside flow field of four kinds flying vehicles are calculated according to the flow tube method, based on the approximate shock relation, the pressure distribution on blunt-nosed cones, the state equation of equilibrium gases, the formula for calculating boundary layer thickness, and the transition criterion etc, the Reynolds numbers distributions are presented along the surface of blunt-nosed cones made of Refrasil, Carbon quartz, Carbon-Carbon, and the results of calculation for flying vehicles and models are analysed and compared.

**Key words** transition reynolds number, reentry flying vehicles, models, ablation.