

高超音速湍流底部热的实验研究

李静美

罗启宇

(中国科学院力学研究所) (北京市特种电器研究所)

摘要 本文综合飞行数据和激波风洞中的实验结果,给出了一个计算湍流底部热的工程方法。该方法考虑了来流、锥角和钝度对底部热的影响。由悬挂和侧支杆模型底部热流结果的比较可以看出,在目前条件下,菱形侧支杆对底部热的影响可以略而不计。

一、引言

由于底部流动的复杂性,解底部热问题至今还没有可靠的分析方法。为了满足工程上的需要,卡圣陀(Cassanto)^[1]和布尔默(Bulmer)^[2]利用飞行实验结果,分别给出了计算底部压力和底部热流的经验相关公式。这些公式利用肩部参数作为相关参数,把物形(包括钝度、锥角等)和来流参数对底部压力和底部热流的影响都用它来描述,但是在实际应用中有一些困难。首先,这些公式并不能完全包括物形对底部流动的影响;另外,由于用不同方法计算得到的肩部参数差别很大,而卡圣陀和布尔默关于肩部参数的计算方法又未公开,这样会给准确估算底部热流带来不少困难。

鉴于上述原因,提出了另外寻找计算底部热流方法的任务,同时也提出了地面实验结果怎样外推到飞行条件的问题。针对这两个问题,本文提出了将来流对底部热流的影响和物形对底部热流的影响分别加以考虑的方法。这个方法是先找出同一物形底部热流随来流条件变化的规律;然后再找出同一来流条件下,不同物形对底部热流影响的规律。对于来流的影响,本文根据底部流动和头部驻点区流动的相似性,用来流皮托压力 P'_0 、来流总焓和壁面焓差($H_0 - H_w$) (简称总焓差)描述来流对底部热流的影响,利用有关的飞行实验结果,得到了同一物形下底部热流与来流皮托压力和总焓差之间的关系式;对于物形影响,我们在 $M_\infty = 8.5$, $Re_\infty/\text{米} = 4.7 \times 10^7$ 来流条件下,考察了半锥角($\theta = 9^\circ - 30^\circ$)和钝度比($R_N/R_B = 0 - 0.4$)的影响,给出了底部中心热流随钝度比和半锥角变化的公式。综合以上结果,最后给出锥体模型(平底或小凹底)底部热流的计算公式。

另外,在地面设备中进行底部流动参数测量,首先遇到的问题是支杆干扰。尽管人们采用各种支杆进行底部实验,但除了卡圣陀比较了后支杆和自由飞测底部压力的结果,认为后支杆对底部压力测量无影响外,还很少有人研究侧支杆对底部热的影响。我们在

本文于1982年1月30日收到,3月6日收到修改稿。

实验中采用了菱形侧支杆。为了说明用这种支杆所测数据的可靠性,我们在 $M_\infty=6.3$, $Re_\infty/\text{米}=1.2 \times 10^7$ 来流条件下,比较了 11° 半锥角、钝度比 $R_N/R_B=0.15$ 的模型,用菱形侧支杆和钢丝悬挂下测得的底部热流的结果。

二、测试设备和模型

本实验是在中国科学院力学研究所八室的 1.2 米高超音速激波风洞中进行的。锥形喷管的锥度为 1:4, 出口直径与实验段相同, 均为 1.2 米。物形对底部热流影响的实验条件为: $M_\infty=8.5$, $Re_\infty/\text{米}=4.7 \times 10^7$, 总焓 $H_0=240$ 卡/克, 总压 $P_0=390$ 公斤/厘米², 皮托压力 $P'_0=2.48$ 公斤/厘米², 喷管喉道直径 $d^*=70$ 毫米。支杆影响实验, 来流条件是采用直通型运行方式得到的, $M_\infty=6.3$, $Re_\infty/\text{米}=1.2 \times 10^7$, 总焓 $H_0=170$ 卡/克, 总压 $P_0=43$ 公斤/厘米², 皮托压力 $P'_0=1.06$ 公斤/厘米²。在以上两种来流条件下, 模型肩部都达到湍流。实验时间约为 5 毫秒。

测量物形影响的模型有 5 个, 模型底部直径都相等 $D_B=150$ 毫米, 半锥角分别为 9° 、 15° 、 20° 、 25° 、 30° 。每个模型分成两段, 由改变前段头部半径的方法得到不同的钝度比。底部形状是平底。攻角为零度, 采用菱形侧支杆, 详见图 1。

测量支杆影响的模型, 半锥角 $\theta=11^\circ$, 钝度比 $R_N/R_B=0.15$, 平底。支撑方法分别为菱形侧支杆和悬线吊挂。悬线的方法是将模型用两根 $\phi=2$ 毫米的钢丝吊挂在风洞中, 实验前调正钢丝长度, 使模型保持零攻角姿态。由于激波风洞中实验时间很短, 模型中又灌了铅, 在实验时间内, 模型基本保持不动。

本文所用的热流传感器是片状和棒状薄膜电阻温度计。关于实验设备和测试技术的详细情况见文献[3、4、5]。

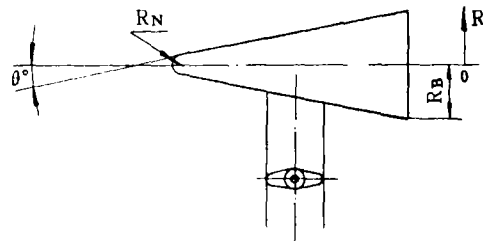


图 1 模型示意图

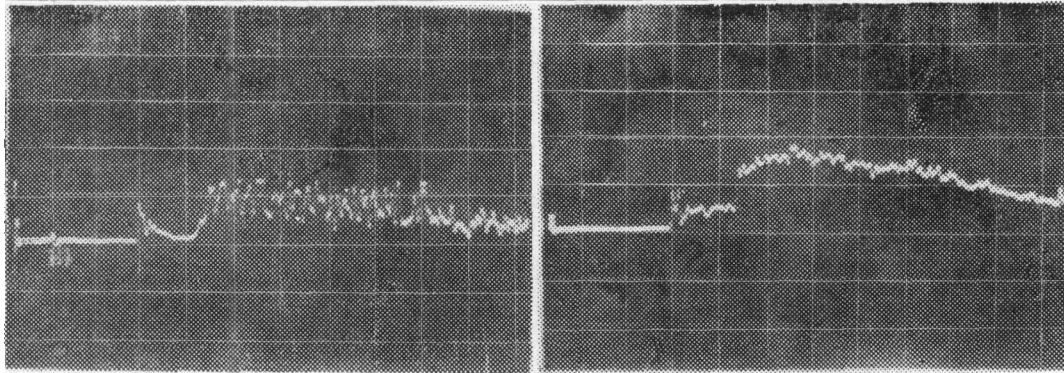
半锥角	钝度比 R_N/R_B	底部直径	底部形状
9°	0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4	150	平
15°	0, 0.1, 0.2, 0.3		
20°	0, 0.1, 0.2, 0.3		
25°	0, 0.1		
30°	0, 0.1		
11°	0.15	185.2	底

三、结果和讨论

在 5 毫秒的实验时间内, 做湍流底部热流测量, 时间是足够的, 可见图 2。

1. 支杆干扰对底部热流的影响

在 $M_\infty=6.3$, $Re_\infty/\text{米}=1.2 \times 10^7$ 来流条件下, 分别用悬线和菱形侧支杆测量了 11°



(a) 模型底部中心 (b) 模型肩部
图 2 $M = 8.5$ 时, 模型底部中心热流和肩部热流示波器曲线

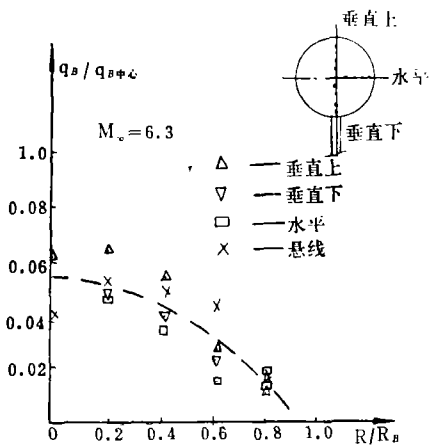


图 3 菱形侧支杆和悬线底部热流比较

钝锥的底部热, 结果见图 3。由图 3 可以看出, 用菱形侧支杆时, 测点位置在垂直上、垂直下和水平方向时 (见图 3 测点位置示意图), 所测热流沿径向的分布与悬线的结果基本一致, 数据散布度在目前的测量误差范围内。

2. 底部热流与来流皮托压力 P'_0 和总焓差 $(H_0 - H_w)$ 的关系 (H_w 为壁面焓)

来流参数很多, 为什么要选皮托压力和总焓差作为关联参数呢? 这是因为底部中心是后驻点, 它与前驻点在流动上有许多相似的地方。而头部驻点的热流率有精确解。实验证明, 来流总焓值和头部停滞压力, 在一定范围内这个公式可以简化为: $q_0 =$

$AP'_0{}^{0.5} (H_0 - H_w)$ 。那么, 底部中心的热流值是否也有类似的关系? 这种用层流驻点热流率公式估算底部热流的方法, 早被佩季 (Page)^[6] 采用过。他的方法比较复杂, 必须已知底部压力和回流区参数, 在工程上用起来不方便。我们由 1*、2* 飞行器的飞行数据得到的底部热流公式为: $q_B = K (P'_0)^{1.24} (H_0 - H_w)^{0.5}$, 结果见图 4。由图 4 看出, 在整个飞行过程中, 除了飞行器底部峰值热以后的几个点, 偏差比较大外, 其余点与本公式符合得较好。图上还有地面实验的结果, 也符合得很好。由这个结果可以看出, 底部中心热流率的确有一个与头部驻点热流率公式相近的关系式。只是两个公式中皮托压力和总焓差指数不同, 这可能是由于前后驻点流动差别造成的。

为了与地面数据进行比较, 我们把与 2* 飞行器几何相似的缩尺模型 (有平底和凹底两种底部形状) 在 $M_\infty = 8.5$, $Re_\infty/\text{米} = 4.7 \times 10^7$ 下得到的底部热流沿底部径向分布的结果^[7], 与 1*、2* 飞行器底部各测点的飞行数据^[8] 画在图 5 上。底部热流除以 $(P'_0)^{1.24} (H_0 - H_w)^{0.5}$ (飞行数据中, 壁面焓相对总焓是个小量, 计算时略去不计), 径向位置用底部半径无因次化。由图 5 看出, 地面结果与飞行数据符合得很好, 而且在 $R/R_B = 0.2 \sim 0.8$ 范围内, 凹底和平底区别不大, 都可以用公式 $q_B/q_{B\text{中心}} = [1 - (R/R_B)]^2$ 描述。这说

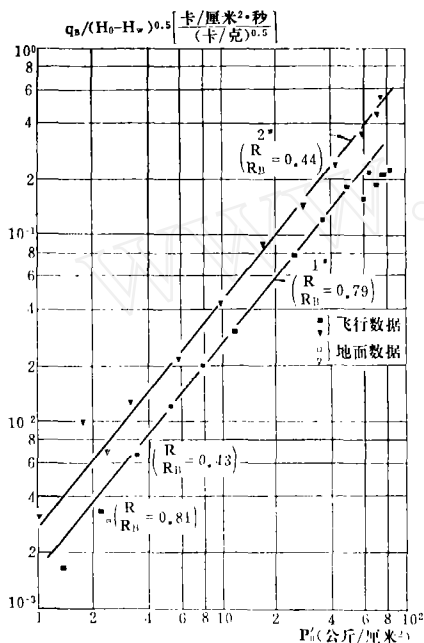


图 4 1*、2* 飞行器底部热相关曲线

明只要地面模型与飞行器几何相似，通过上述公式，可以外推到飞行条件中去。另外还说明， K 值与来流参数无关，只与物形和在底部的位置有关。

3. 物形-半锥角、钝度比对底部中心热流的影响

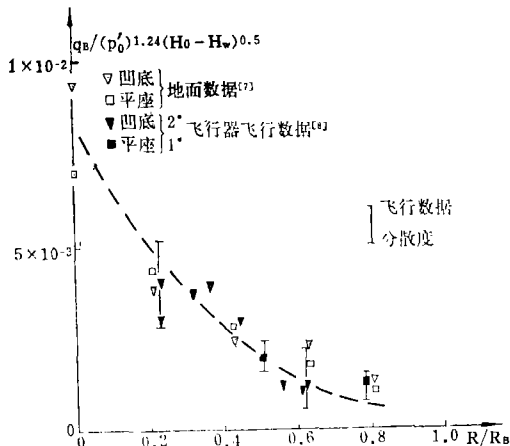


图 5 地面和飞行试验测得的底部热流数据的比较

在 $M_\infty = 8.5, Re_\infty/\text{米} = 4.7 \times 10^7$ 来流条件下，各种钝度比和各种锥角的底部中心热流结果，见图 6、7。由图 6 看出，半锥角 $\theta = 9^\circ - 20^\circ$ 时，底部中心热流随钝度比增加而增加， $\theta = 25^\circ, 30^\circ$ 时，钝度比由 0 变到 0.1 时却看不出变化。底部热流随钝度比增加而增加，是由于钝度比增加，肩部马赫数 M_c 减少，底部压力升高，底部压力升高使底部

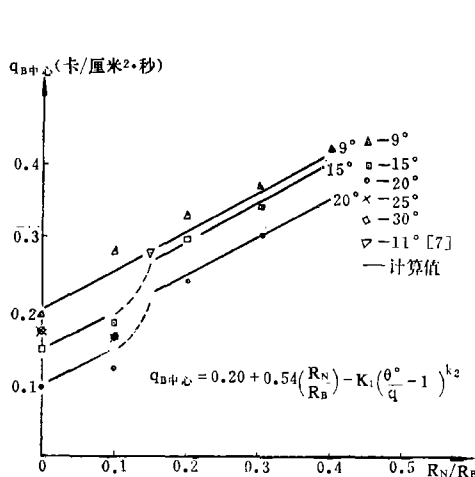
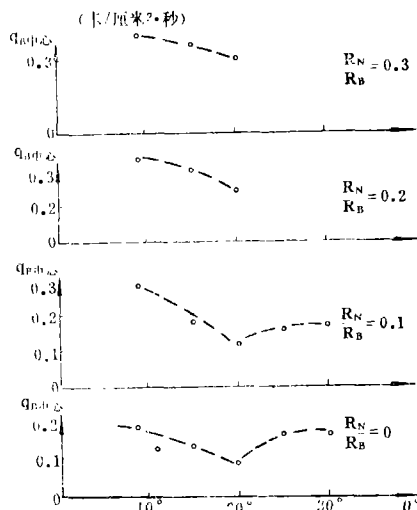


图 7 底部中心热流随半锥角的变化



热流增加。由图 7 看出,当锥角增大时,底部中心热流随半锥角增加而减少,在 20° 附近有一个最小值,然后慢慢增加到常值,这可能是由于锥角增大,肩部过度膨胀造成的。肩部过度膨胀使底部热流降低。同时,由于锥角增大而降低,肩部马赫数使底部压力增加,这又使底部热流升高。在小锥角时($\theta \leq 20^\circ$)前一因素起了主导作用,底部热流随锥角增加而慢慢减少。在大锥角时,($\theta > 20^\circ$)由于底部压力随锥角增大急剧上升,这一因素减弱了肩部膨胀的作用,使底部热流随锥角的变化很小。同样,在大锥角时,肩部膨胀的作用也减弱了钝度的影响。

由图 6 给出以下公式:

$$q_{B\text{中心}} = 0.20 - K_1 \left(\frac{\theta^\circ}{9} - 1 \right)^{K_2} + 0.54 \left(\frac{R_N}{R_B} \right) \quad (1)$$

$$\text{当} \quad \begin{cases} 0 \leq R_N/R_B \leq 0.1 & \begin{cases} K_1 = 0.09 \\ K_2 = 1 \end{cases} \\ 0.1 < R_N/R_B \leq 0.4 & \begin{cases} K_1 = 3.38 \times 10^{-2} \\ K_2 = 2.86 \end{cases} \end{cases}$$

用 9° 尖锥底部中心热流值无因次化得到:

$$\left(\frac{q_B}{q_{B-9^\circ\text{尖}}} \right) = 1 - K'_1 \left(\frac{\theta^\circ}{9} - 1 \right)^{K'_2} + 2.7 \left(\frac{R_N}{R_B} \right) \quad (2)$$

$$\text{当} \quad \begin{cases} 0 \leq R_N/R_B \leq 0.1 & \begin{cases} K'_1 = 0.45 \\ K'_2 = 1 \end{cases} \\ 0.1 \leq R_N/R_B \leq 0.4 & \begin{cases} K'_1 = 0.169 \\ K'_2 = 2.86 \end{cases} \end{cases}$$

公式适用范围:半锥角 $\theta = 9^\circ - 20^\circ$, 钝度比 $0 \leq R_N/R_B \leq 0.4$, 它与实验点的偏差除两点外(一点为 20%, 一点为 14%), 其余均不超过 10% ($q_{B-9^\circ\text{尖}}\text{中心} = 0.20$ 卡/厘米²·秒(平底))。

4. 一个计算底部热流的公式

对于钝锥或尖锥模型,底部某一点的热流值,可以写成:

$$q_B = \frac{q_B^*}{q_{B\text{中心}}^*} \cdot \frac{q_{B\text{中心}}^*}{(q_{B-9^\circ\text{尖}}^*)_{\text{中心}}} \cdot \frac{(q_{B-9^\circ\text{尖}}^*)_{\text{中心}}}{(H_0^* - H_w^*)^{0.5} (P_0^*)^{1.24}} (H_0 - H_w)^{0.5} (P_0')^{1.24} \quad (3)$$

式中“*”为地面实验来流条件。

由(2)、(3)两部分结果可以得到:

$$\frac{q_B^*}{q_{B\text{中心}}^*} = \left(1 - \frac{R}{R_B} \right)^2 \quad (\text{见图 5})$$

$$\left(\frac{q_B}{q_{B-9^\circ\text{尖}}\text{中心}} \right) = 1 - K'_1 \left(\frac{\theta^\circ}{9} - 1 \right)^{K'_2} + 2.7 \left(\frac{R_N}{R_B} \right) \quad (\text{见(2)式})$$

$$\frac{(q_{B-9^\circ\text{尖}}^*)_{\text{中心}}}{(H_0^* - H_w^*)^{0.5} (P_0^*)^{1.24}} = 0.0058 \frac{\text{卡/厘米}^2 \cdot \text{秒}}{(\text{卡/克})^{0.5} (\text{公斤/厘米}^2)^{1.24}} \quad (\text{本文数据})$$

由于平底和凹底结果在目前数据分散度范围内,故取它们的平均值。将以上三式代入(3)中,得到:

$$q_B = 0.0058 \left(1 - \frac{R}{R_B}\right)^2 \left[1 - K'_1 \left(\frac{\theta^\circ}{9} - 1\right)^{K'_2} + 2.7 \left(\frac{R_N}{R_B}\right)\right] (H_0 - H_w)^{0.5} (P'_0)^{1.24} \quad (4)$$

式中, q_B ——卡/厘米²·秒; H ——卡/克;
 P'_0 ——公斤/厘米²。

用此公式对1*、2*飞行器整个飞行过程的底部热流进行了计算。计算结果与飞行数据的比较见图8,由图上可看出符合得很好。

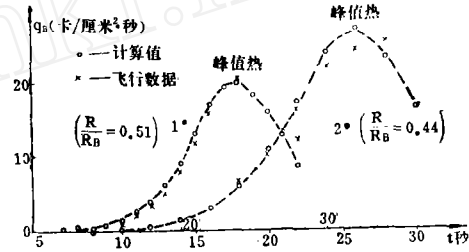


图8 飞行数据和计算值的比较

四、结 论

(1) 综合飞行数据得到底部热的相关公式为:

$$q_B = K (H_0 - H_w)^{0.5} (P'_0)^{1.24}$$

在激波风洞中 $M_\infty = 8.5$ 的来流条件下测得的数据,与2*飞行器几何相似的模型的湍流底部热流的数据,也与这个公式符合得很好。

(2) 底部形状为平底和小凹底时,底部热流沿径向的分布在 $R/R_B = 0.12 \sim 0.8$ 范围内,由于底部形状引起的差别不大,可以用公式 $q_B/q_{B\text{中心}} = [1 - (R/R_B)]^2$ 描述。

(3) 半锥角 θ 和头部钝度比 R_N/R_B 对底部中心热流的影响可以用下述公式描述:

$$\left(\frac{q_B}{q_{B-\theta^\circ\text{尖}}}\right)_{\text{中心}} = 1 - K'_1 \left(\frac{\theta^\circ}{9} - 1\right)^{K'_2} + 2.7 \left(\frac{R_N}{R_B}\right)$$

(4) 综合物形和来流对底部热流的影响,最后得到计算尖锥或小钝锥、平底或小凹底模型湍流底部热流的公式为:

$$q_B = 0.0058 \left(1 - \frac{R}{R_B}\right)^2 \left[1 - K'_1 \left(\frac{\theta^\circ}{9} - 1\right)^{K'_2} + 2.7 \frac{R_N}{R_B}\right] (H_0 - H_w)^{0.5} (P'_0)^{1.24}$$

(5) 用菱形侧支杆测得的底部热流的数据是可靠的。

结 束 语

底部热的实验工作是由本实验室设备组和传热组同志共同完成的。报告经卞荫贵先生审阅并提出宝贵意见。谨在此致以谢意。

参 考 文 献

- [1] J.M.Cassanto, *AAIA. J.* 10, 3(1972).
- [2] Balmer, B.M, *J.S.R.* 11, 11(1974).
- [3] 李清泉、肖林奎, JF8 激波风洞调试报告,力学所报告,1975.
- [4] 李仲发,在激波风洞中传热测量技术,首届激波管会议报告,1978.

- [5] 肖林奎、谭秀华等, JF8 和 JF4B 直通型激波风洞状态调试报告, 力学所报告, 1981。
[6] Proceeding of the 5th international Symposium on space technology and Science 63. pp. 295-300.
[7] 李静美、唐贵明、俞鸿儒, 在激波风洞中湍流底部热流的测量结果, 第二届空间热物理会议文集, 1978。
[8] 罗启宇, 利用底部热流测量确定锥形再入体附面层转换位置的方法, 气动力学杂志, 1(1981)。

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF TURBULENT BASE HEAT TRANSFER IN HYPERSONIC FLOW

Li Jinmei

Lo Qiyu

(*Institute of Mechanics, Academia Sinica*)

(*Institute of Beijing Special Electrical Machinery*)

Abstract

An engineering formula for estimating turbulent base heat transfer of hypersonic flow is given on the basis of flight data and the experimental results in shock tunnel. The influences of free flow, cone angle and bluntness are considered.

The data of base heat transfer obtained by side support are compared with ones by hanging. The results show that the influence of side support on base heat transfer can be neglected.