

超音速飞机的 热障问题

方宝瑞编著



国防工业出版社

超音速飞机的热障問題

方宝瑞編著



國防工業出版社

1960

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第074号
机械工业出版社印刷厂印刷 新华书店发行

*

787×1092 $1/32$ 印张 $3\frac{6}{16}$ 68 千字

1960 年 6 月第一版

1960 年 6 月第一次印刷

印数: 0,001— 2,240 册 定价: (10-7) 0.51 元

NO. 3237

目 录

序	4
符号和注脚	5
第一章 緒言	7
第二章 气动力热和表面平衡溫度	11
§ 1 气动力热	11
§ 2 恢复系数	17
§ 3 气动力热产生的热量	22
§ 4 考虑輻射后的表面平衡溫度	40
第三章 高溫对結構和材料的影响	53
§ 1 高溫对金屬材料强度的影响	53
§ 2 高溫对非金屬材料及其他的影响	58
§ 3 热应力	60
§ 4 高溫时材料效率的評定	68
§ 5 强度計算和安全系数問題	69
§ 6 气动力热对气动彈性的影响	74
第四章 解决热障的一些途徑	76
§ 1 厚蒙皮	77
§ 2 隔热	79
§ 3 冷却	82
第五章 結構的高溫試驗	86
§ 1 結構的高溫試驗	86
§ 2 高溫試驗的热源装置	89
§ 3 石英灯作热源的高溫試驗技术	94
参考文献	105

序

热障是飞机超越音速以后速度急剧发展中所遇到的障碍。目前超音速飞机飞行速度的进一步提高有赖于此问题的解决。本书的目的是希望对超音速飞机的热障问题作一概括性的介绍，以便有兴趣的读者通过本书对此问题有一初步的了解。

热障不仅是超音速飞机继续发展中所急待解决的问题，同时也是所有高超音速飞行器，例如火箭和导弹，发展中所存在的问题。对于火箭和导弹，因为它们飞行时间都很短，速度极高，一般超过音速的五倍，甚至达到音速的10~20倍，而且有时飞行高度也极高，所以这类飞行器的热障问题及其解决方法都与一般的超音速飞机有所不同，因此未包括在本书范围以内。本书讨论的对象一般仅限于速度不超过音速的4~5倍的超音速飞机。

本书大部分内容是根据杂志文献中有关文章编写而成，再加以编者本人水平有限，因此难免有不恰当甚至错误之处，欢迎指正。

本书初稿曾经馮钟越同志提出许多宝贵意见，特此致谢。

符号和注脚

符 号

u	速度
T	温度
J	热功当量 (427 公斤米/大卡)
i	焓
C_p	气体的定压比热
C_v	气体的定容比热
γ	绝热指数, $\gamma = C_p / C_v$
R	气体常数
g	自由落体加速度, $g = 9.81$ 米/秒 ²
a	音速
M	马赫数, $M = \frac{u}{a}$
p	压力
ρ	密度
r	恢复系数
Pr	普郎陀 (Prandtl) 数
k	导热系数
μ	粘性系数
h	传热系数
CH	无因次的传热系数, 又称斯坦顿 (Stanton) 数 $CH = h / \rho u C_p$
CH'	C_p 不等于常数时的传

热系数

q	单位面积上单位时间内传递的热量
C_f	蒙皮的局部摩擦系数
S	雷诺相似数
τ	剪滞应力
Re	雷诺数, $Re = \frac{\rho u x}{\mu} = \frac{u x}{\nu}$
x	距前缘的距离
ν	动粘性系数, $\nu = \mu / \rho$
ϵ	相对辐射系数
B	波兹曼 (Boltzmann) 常数
D	直径
d	厚度
C	比热
λ	热容
t	时间
σ	应力
σ_b	抗拉极限应力
ϵ	应变
E	弹性系数
δ	延伸率
α	膨胀系数

注 脚

1	附面层外缘情况
---	---------

II 駐点情况

r 恢复温度的情况, 例如
 T_r 为恢复温度

e 平衡情况, 例如 T_e 为平
衡温度

W 蒙皮表面情况

∞ 流場中流体未受干扰处

情况

i 不可压缩流体的情况

ins 表面絕热, 沒有热傳
导的情况

0 开始时 ($t = 0$) 的情
况

第一章 緒 言

自从1882年俄国的莫扎依斯基駕駛飞机作了人类历史上第一次飞行以后，在这七十多年的時間内，航空技术得到了惊人的发展，飞机飞行速度获得了巨大增长。

在第二次世界大战期間，歼击机的速度已达每小时六、七百公里。当时飞机的动力装置是活塞式发动机和螺旋桨組，这种动力装置，由于重量和迎風面积大等原因，不适宜于作速度更高的飞行。在第二次世界大战結束前后，飞行速度的发展就暂时停頓下来。

渦輪噴气式发动机揭开了航空技术发展的一个新紀元。因为它的迎風面积小，在同样重量的情况下，它能发出比活塞式发动机大得多的功率，所以特別适宜于高空和高速飞行。

渦輪噴气式发动机使飞机的速度有很大的发展，在1949年左右不少歼击机的速度已超过每小时一千公里。此时，飞行速度进一步的发展碰見一个新的障碍——“音障”。当飞机的飞行速度与声音在空气中傳播的速度差不多时（空气中的音速与大气溫度有关。在标准情况下，海平面的音速为每小时1224公里。空气中的音速随高度变化的情况見图1。），飞行的阻力大大增加，同时飞机的气动力特性也有某些异常的变化。

經過几年的努力，人們掌握了跨音速和超音速的空气流动規律，并且制出了推力更大的渦輪噴气式发动机，飞机順

利地突破了音障，人类已经能以比声音更快的速度在空中飞行。现在，速度为音速两倍左右的歼击机和轰炸机已是现实的事了。

今日，速度更进一步的发展又遇见了一个新的障碍，这就是“热障”。

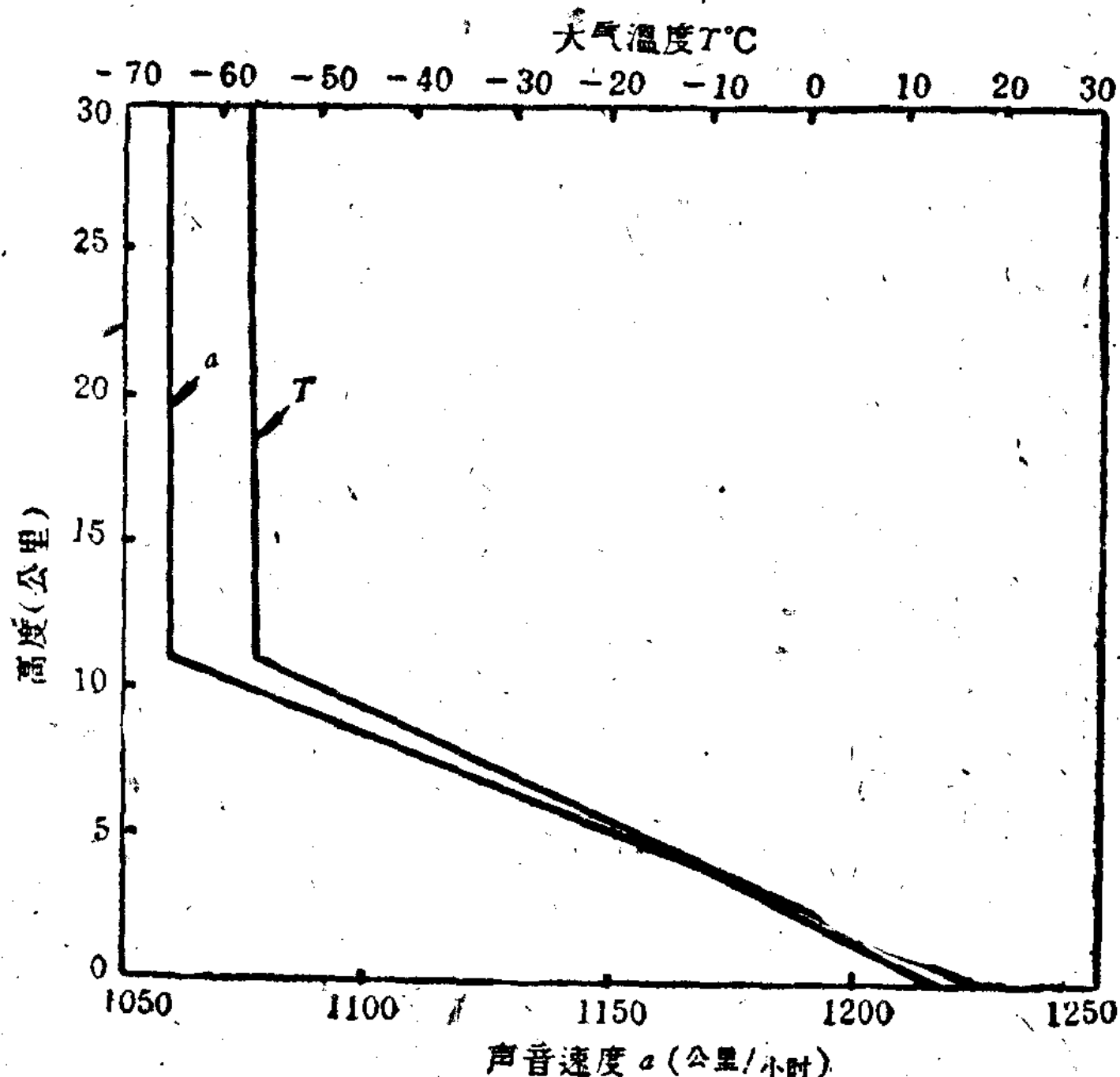


图1 不同高度上，空气的温度和声音的速度（标准情况）。

不久以前，甚至在今日，高空的低温对不少飞机还是一个严重的问题。飞机飞到高空以后，必须对乘员加以保温，并要采用防冰装置。对于速度较低的旅客机，这个问题更为重要。图1所示为空气温度随高度变化的曲线。从图上可以看

出,在11公里的高空,大气的温度已低至 -56.3°C 。虽然高空的温度很低,但是随着速度不断的提高,飞机与空气的摩擦热就逐渐显著起来。当飞机的速度超越音速两倍时,飞机与空气的摩擦热——气动力热就对飞机的材料、结构、设备和乘员发生显著的影响,以至于不采取一些措施就会妨碍飞机的正常飞行。这就是所谓的热障问题。

图7表示在不同的大气温度下(相当于各种不同的高度上),各种马赫数时空气的驻点温度。由图上可看出,在11公里的高度上,当飞行速度相当于马赫数2(即速度为音速的两倍)时,驻点温度为 117°C ;当速度为音速的三倍时,驻点温度就增加到 334°C 。驻点温度与飞行速度的平方成比例,它随速度的增长增加得非常快。当然,飞机在飞行时,蒙皮上所承受的温度要小于驻点温度,但至少在机身的头部和机翼的前缘温度是接近驻点温度的。所以,当飞行速度超过音速的两倍时,飞机就相当于在灼热的空气中飞行,而且这种灼热的程度随着速度的增长愈来愈严重。

这样的高温到底对飞机有什么影响呢?首先我们知道,人就不能承受很高的温度。维持人正常工作的温度为 $10\sim 30^{\circ}\text{C}$,短时间内的工作温度也不能超过 $45\sim 50^{\circ}\text{C}$ 。

表1 Д16 和 B95 在不同温度下的100小时持久强度 σ_b 公斤/毫米²

$T^{\circ}\text{C}$	Д16	B95
20	43~45	53~54
100	40.7	47.6
150	37.5	32.5
200	27.8	15.2

飞机上的一般设备、附件和仪表在温度超过 100°C 时也都不能正常地工作。

飞机的主要金属材料——一般的杜拉铝,在 150°C 以上,强度下降相当显著。表1为Д16 和 B95 在几种温度下的100

小时持久强度。从表上可看出，当温度超过 150°C 时，材料强度降低得非常厉害。

一般的高强度合金结构钢的工作温度不能超过 $250\sim 300^{\circ}\text{C}$ ，因为它们的热处理温度不是很高的。

高温对材料的影响还不仅是使材料强度降低，同时也使结构的刚性降低，因此使在高速飞行中已很严重的气动弹性问题更加严重起来。

高温使一般材料的疲劳强度降低。

高温在结构内部产生热应力，这种热应力甚至可能使结构破坏或者产生某些危险的变形。

克服热障的方法首先当然是寻求耐热的、并适合飞机上采用的金属和非金属材料。这里有两个途径：一是提高现有材料的耐热性、二是寻求新的耐热材料的品种。对于飞机上所用的仪表和附件也应修改设计，使其能在更高的温度下正常工作。

要大大改善材料的抗热性有一定的困难，对于某些非金属材料 and 飞机上的设备尤其如此。因此，就必需考虑改善它们的工作环境，即降低它们所受的温度。对于一般飞机，尤其是歼击机，最大速度飞行的时间都不很长，因此隔热和冷却等保护性措施是解决热障问题的一种有效方法。

当温度很高时，材料的性能对温度非常敏感；温度稍增一点，材料的强度就要降低很多。因此，如何准确的求出飞行时飞机上各部分的温度就是一件非常重要的事。准确的知道了飞机各部分的温度，方能正确判定它对飞机的影响，这样才可以适当的选用材料和正确的采取其他克服热障的措施。因此，必须对气动力热的理论方面作进一步的研究，弄

清它的形成、发展过程和影响因素等问题。飞机具有复杂的外形和结构，计算它的气动力热和温度分布是一件复杂和困难的工作，因此需要从理论的研究上，得出比较准确而又简化的工程计算方法。

完全依靠理论计算来求出气动力热对结构的影响还不是很很有把握的，必须同时进行材料和结构的高温试验。用试验方法模拟气动力热，测出它对材料和结构的影响，如强度的降低、热应力、结构内温度的分布和变化情况。

气动力热对飞机的影响是多方面的，因此，只有在飞机和发动机的设计和研究、材料、冶金和工艺等部门的共同努力下，才能胜利的克服热障，使航空技术向更新的领域发展。

第二章 气动力热和表面平衡温度

§1 气动力热

当一个物体以很高的速度在大气中运动时，由于物体与空气的摩擦就会产生热量。例如，陨石坠入大气中，其发生的高热足以使陨石本身熔化。飞机以高速度在空气中飞行，也会产生热量，当然这种热量要比陨石坠入大气中所产生的热量要小得多。这种因为物体以高速度在空气中运动所产生的热量叫气动力热。

气动力热是怎么产生的呢？这主要是因为空气不是一种理想流体，它有粘性存在。空气的粘性使它在流过物体的表面时形成一层附面层。在附面层的外边缘，气体的速度等于

外界流速；因为粘滞的关系，附面层内的流速逐渐减小，以至在接近物体表面的气体流速变为零（见图2）。热量就是由这种气体速度的阻滞产生的，也就是说，气动力热是在附面层内产生的，所以气动力热的研究与附面层的研究有很大的关系（为方便起见，在今后讨论中，假设物体是静止不动的，外界的空气以相等的相对速度在运动）。

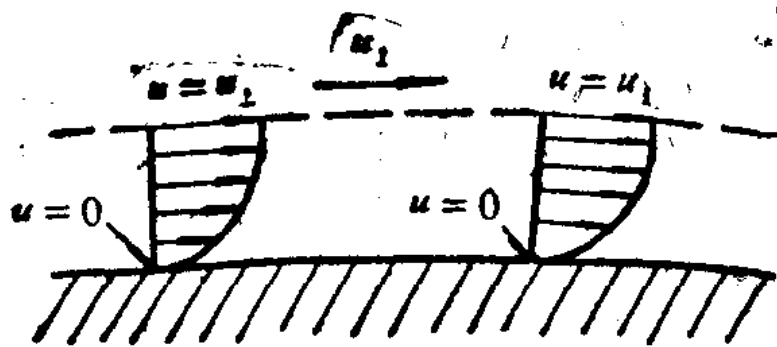


图2 附面层内的速度分布。

为进一步说明气动力热的产生，我们考虑这样一个流场，气体以 u_1 的速度在运动，气体

的温度为 T_1 。在这流场内，每一流线的能量应为常数。流体的能量是由两部分构成：动能 $\frac{1}{2g}u_1^2$ 和焓 i （也就是总的热能）。这两种能量的和应为常数，即

$$ji_1 + \frac{1}{2g}u_1^2 = \text{常数}, \quad (1)$$

式中 i —— 焓的热功当量。

以上方程称为气体能量方程或者热焓方程。由焓的定义可知：

$$i_1 = \int_0^{T_1} C_p dT,$$

式中 C_p 为空气的定压比热，在温度不是很高的时候，可以认为 C_p 是一常数 ($C_p \approx 0.24$ 大卡/公斤 $^{\circ}\text{C}$)。当温度增加到 1200°K 时，这个假设的误差尚不超过 6%（见图3）。当 C_p 为常数时，

$$i_1 = C_p T_1,$$

由此，公式（1）可写为：

$$JC_p T_1 + \frac{1}{2g} u_1^2 = \text{常数} = JC_p T_H, \quad (1a)$$

式中 T_H ——駐点温度，即 $u_1 = 0$ 时的空气温度。

显然 T_H 是大于 T_1 的。由热力学我們可知下列关系：

$$C_p = C_v + \frac{R}{J} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{R}{J},$$

式中 R ——气体常数，

$$\gamma = C_p / C_v$$

将上式代入公式（1a），即得

$$T_H = T_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma R T_1} \cdot \frac{u_1^2}{2g} \right);$$

同时因为

$$M = \frac{u}{a},$$

$$a = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\gamma g R T},$$

$$\text{所以} \quad T_H = T_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right), \quad (2)$$

式中 $M_1 = u_1 / a_1$ 为所考虑点的馬赫数。

假设空气为理想流体，则

$$\gamma = 1.4,$$

因此公式（2）可写为

$$T_H = T_1 \left(1 + \frac{M_1^2}{5} \right). \quad (2a)$$

假设附面层内的空气是理想流体，也就是说，空气流速由 u_1 降到零是一个等熵绝热的过程，没有热交换和能量损失，于是，物体表面的空气温度就是駐点温度 T_H 。

上述的假设是不存在的，因为实际上空气不是理想流体，

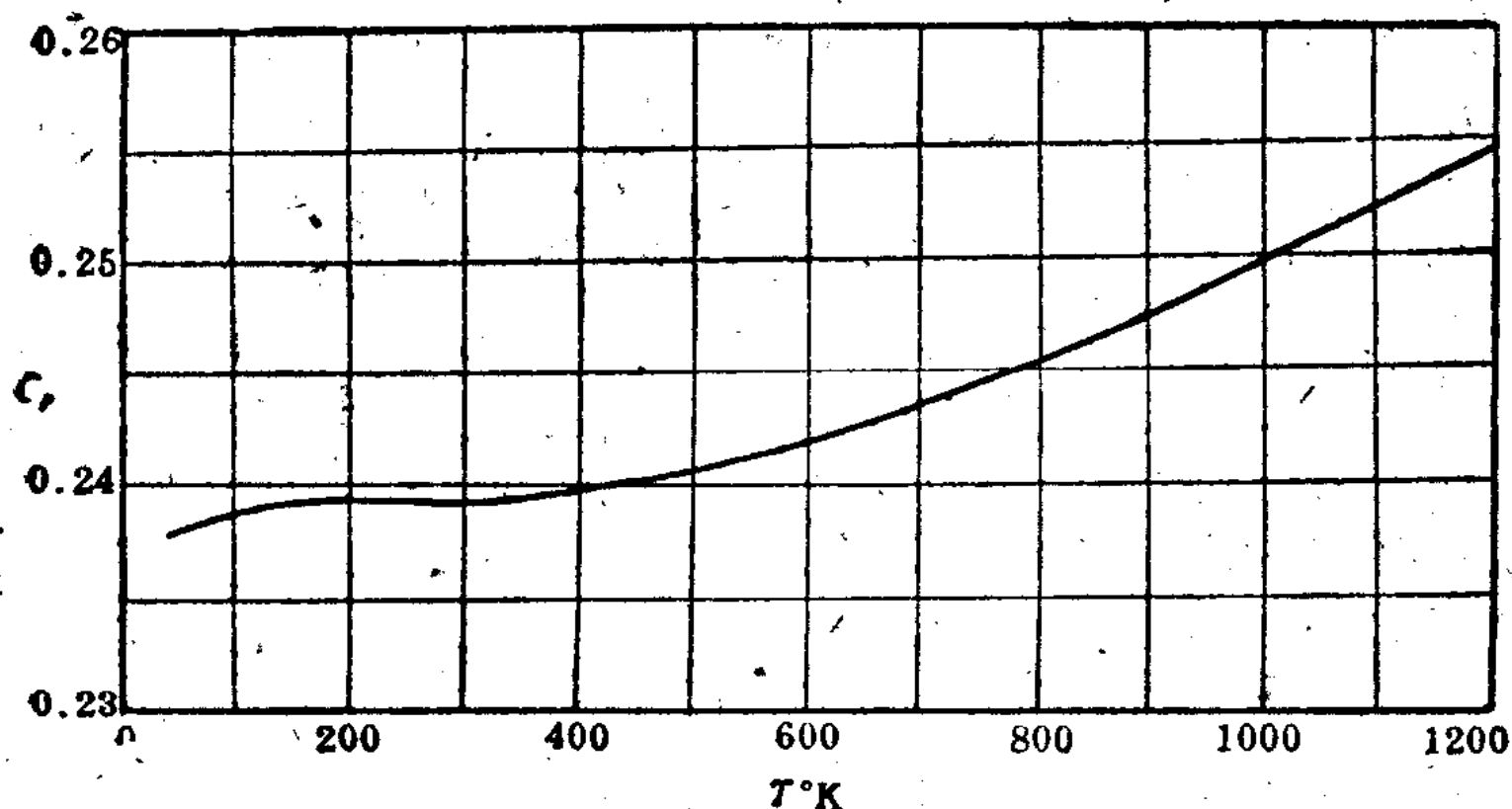


图 3 空气定压比热与温度的关系[8]。

附面层的产生就是因为空气有粘性存在。外界的空气在进入附面层以后，由于粘性引起剪滞力，于是流动速度愈靠近物体表面愈降低，而温度则愈来愈高。附面层内流体的能量不断通过热传导和粘滞损失进行传递和交换。靠近物体表面的空气温度较高，而靠近附面层外表的空气温度就较低，热量自然要从温度较高的内部传向温度低的外部。这样就使靠物体表面的空气温度要比原来有所降低。粘滞损失是一种由机械能到热能的变化，一般高动能区的流体有将其能量传向低动能区的趋势。附面层的外部流速高，内部流速低，因此在附面层内的能量就要从外部传向内部。这两种能量（热能和动能）传递的方向是相反的，其作用也是相反的。对于空气来说，附面层内部能量的传递以热能传递占主要地位，也就是说，使靠近飞机表面的空气温度降低的趋势占优势。因而，靠近飞机表面的空气温度就不是驻点温度 T_H ，而是小于驻点温度的某一温度，我们称此温度为恢复温度 T_r 。它用下

式表示:

$$T_r = T_1 \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right), \quad (3)$$

式中 r ——恢复系数, 其值小于 1。

由理論計算和實驗可知, 对于平板, 紊流附面层的 $r \approx 0.9$, 层流附面层的 $r \approx 0.85$ 。这点以后我們还要較詳細的談到。

在以上的討論中我們假設能量的傳遞仅在附面层內进行, 这种傳遞仅使附面层內部的能量分布有所改变, 而其总能量并不改变。这也就是假設飞机表面是絕热的, 气流的高溫并不傳入飞机的蒙皮。同时附面层的能量也不向外界大气傳遞。这种假設是为求恢复系数所必須的。

但是, 实际上飞机表面并不是絕热的, 附面层內的热量会傳入飞机机体。因此, 飞机的蒙皮溫度不会是附面层的恢复溫度 T_r , 而是小于附面层恢复溫度的某一溫度, 我們称这溫度为表面平衡溫度 T_{we} 。

表面平衡溫度主要由下列三个因素决定: 单位時間內附面层产生的气动力热量、傳入飞机的热量和蒙皮表面的热輻射。

附面层单位時間內傳入飞机的热量与傳热系数、飞行速度、飞行高度、蒙皮溫度和附面层恢复溫度有关。蒙皮的热輻射与蒙皮表面的物理性质和蒙皮表面溫度与外界大气溫度差有关。当蒙皮表面相对輻射系数較大, 同时表面溫度和外界溫度差相当大时, 輻射現象可以較显著的降低表面平衡溫度。

从对飞机結構影响的方面来研究气动力热問題一般要解

决两个問題:

- (1) 結構上各处因气动力热产生的平衡溫度;
- (2) 結構由原有溫度升高到平衡溫度的过程和这过程对結構的影响。

上述两个問題是密切相关的。气动力热是一个很复杂的問題，一般要用逐步和簡化的方法加以解决。例如，一般我們先假設附面层与蒙皮之間沒有热傳导，这样来求附面层的恢复溫度。假如蒙皮与內部結構隔热（沒有热交換），并且不考虑它对外界的热輻射，那么蒙皮的溫度就是附面层的恢复溫度。假如我們考虑蒙皮对外界的热輻射，此时蒙皮的溫度就是前面提过的平衡溫度。为了簡化問題起見，在求平衡溫度时，一般都假設蒙皮与內部結構是隔热的，热量不向飞机內部傳遞。

实际上当蒙皮首先受到附面层的加热而溫度升高以后，就有热量傳入內部。而且因为各处蒙皮本身的溫度不同，它們本身之間也有热的傳遞。飞机在飞行过程中各部分溫度变化的情况，什么时候达到平衡溫度，这些對我們都是很重要的問題（严格的說来，当考虑結構內部热量的相互傳遞以后，蒙皮和其他結構上的溫度都是随着飞行状态和時間随时在改变，无所謂平衡溫度）。

在这段各部分溫度还不一致的時間里，就产生了我們很不希望的热应力。而且即使蒙皮不向結構內部傳热，因为它本身有一定的导热性和热容，所以在一定的時間內，沿蒙皮厚度上还是有溫度梯度的，因此也有热应力存在。

要研究这些問題，首先就要結合飞行状态准确的求出在飞机表面各处附面层傳入的热量，然后結合蒙皮的热輻射，