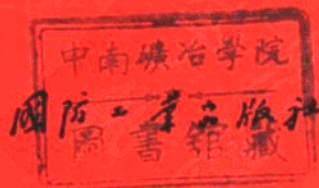


(苏联)Л.Г.拉依可夫著



230665

飞行器在飞行中的加热



飞行器在飞行中的加热

〔苏联〕Л. Г. 拉依可夫 著

林 飞 译

温 海 校



国防工业出版社

1964

內 容 提 要

本書闡述有關超音速飛行器氣動加熱的一些主要問題，並討論由於這種加熱所引起的結構特點。

作者研究了飛行器的加熱能源問題、超音速飛機、火箭和宇宙飛船（以衛星為例）溫度場的確定以及材料高溫特性。還援引了一些能夠承受高溫載荷的新材料和復蓋層。飛行器在高溫下的結構強度問題在書中也占有重要地位。

此外，書中還談到了如何在正確分析與全面考慮氣動加熱現象的基礎上，製造具有相當工作能力的結構。並以現有超音速飛機、火箭以及具有各種系統、設備的發動機為例進行了說明。

本書可供航空高等學校和專科師生、航空工程技術人員以及空軍、民航有關人員參考。

НАГРЕВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ПОЛЕТЕ

〔蘇聯〕Л. Г. Райков

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО

МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР

1962年

~~飛行器在飛行中的加熱~~

林 飛 譯

溫 海 校

*

國防工業出版社 出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第074號

新華書店北京發行所發行 各地新華書店經售

國防工業出版社印刷廠印裝

*

787×1092¹/₃₂ 印張3¹/₈ 65千字

1954年12月第一版 1964年12月第一次印刷 印數：0,001—1,600冊

統一書號：15034·847 定價：（科六）0.40元

目 录

緒 論	5
第一章 飞行器结构的温度状态	12
飞行器的加热现象	12
稳定热交换时的温度	14
未扰动大气温度对飞行器加热的影响	18
不稳定热交换时的温度	19
各种热流在总的热平衡中的作用	21
结构内部热传导	26
内部机舱的温度	28
操纵系统的温度状况	29
高超音速飞行器的温度状况	29
宇宙飞船的温度状况	31
第二章 高温对材料的影响	34
材料特性随着温度升高的变化	34
材料在短时间加热条件下的特性	35
材料在长时间加热条件下的特性	38
材料在高温下的疲劳特性	40
材料在高温时的腐蚀	42
材料在高温下的热物理特性	43
新耐热金属	44
耐热的非金属材料	49
耐热液体	51
第三章 结构在高温下的强度特性	52
一般概念	52

温度应力.....	53
温度应力对结构刚度的影响.....	56
结构在高温下的稳定性.....	59
结构中的残余变形.....	61
高超音速飞行器的强度特点.....	62
第四章 超音速飞行器的结构特点	64
防止加热对结构影响的可能方法.....	64
超音速飞机骨架结构的特点.....	69
火箭骨架结构的特点.....	73
第五章 超音速飞行器的动力装置、各种设备 和系统的结构特点	78
发动机的结构特点.....	78
各种设备的结构特点.....	82
各种系统的结构特点.....	87
结束语	100

緒 論

最近十年来，在航空发展方面的成就，可用超音速飞机和各种类型火箭的制造来说明。在这一段不长的时间内，飞机的速度从 $M \sim 1$ 增加到大大地超过音速，而弹道式火箭的速度则达到了宇宙速度。目前喷气技术和火箭技术得到了蓬勃的发展。

为了顺利地实现高速高空飞行，需要解决一系列新的科学问题，首先是解决超音速空气动力学问题。在这些问题当中，保证飞行稳定性的问题占有特别重要的地位。在大气中能够实现长时间操纵飞行的远程火箭和超音速飞机的制造，与这样一个重要的设计问题，即气动加热问题的解决直接相关。所谓气动加热问题，通常是指：由于飞行器在飞行时表面加热现象所引起的热交换、材料学、强度及结构设计等许多方面的问题。加热现象的产生又是因为物体在气流中运动时，紧靠物体表面的气流质点由于摩擦而受到阻滞的结果。虽然在任何速度下，物体表面气动加热现象都是存在的，但是，在速度小的时候，加热是不显著的。速度很高时则是另外一种情况。在具有很高能量的超音速气流中，表面加热将变得非常严重，因而必须采取专门措施来防止飞行器免受高温影响。

通过航空专家们大量的理论和实验研究，使得有可能制造能够承受很大热负荷的可靠的飞机和火箭结构。这些飞行

器結構恶劣的高溫工作条件，使它們不仅在結構本身制造方面，而且在其使用方面都具有一定的特点。如果没有关于这些特点的知識，要合理地使用超音速飞行器那是不可想像的。

目前，各种杂志都刊登了大量有关上述問題的文章。通过对这些丰富資料的分析和总结，可以指出由于气动加热作用所引起的飞行器結構特点。

按照飞行速度和飞行高度的不同，現代飞行器可以分为两类。第一类飞行器具有不太大的飞行速度(M 数在2以下)和飞行高度(H 在20公里以下)；而第二类飞行器則具有很大的飞行速度(M 数可达20左右)和很大的飞行高度(达到 $H \geq 200$ 公里)。这两类飞行器的出現，在很大程度上决定于发动机裝置的发展。推力較小、燃料消耗量不太大的发动机的制造，促进了各种型式的第一类飞行器的发展；而大功率发动机的制造，則与很高的燃料消耗量相联系。由于在飞行器上携带的燃料儲备的限制，所以这种发动机的工作時間是不长的。但是，这完全足以使第二类飞行器达到很大的飞行速度和很高的飞行高度。

由于航空技术的进一步发展，首先是发动机制造业的发展，看来，制造出飞行数据介于上述两类現代飞机和火箭之間的飞行器是可能的。

虽然可以說，在从現代超音速飞机过渡到可駕駛卫星和宇宙飞船的时期中，完全能够制造具有各种飞行 M 数和飞行高度的飞行器。但是，实际上，現在制造出来的所有具有很大的 M 数和飞行高度 H 的飞行器，可能的飞行 M 数和飞行高度范围，将受到很大限制，特别是对稳定飞行來說尤其如此。在这种情况下，只存在一条联系第一类和第二类飞行器的狭

窄走廊（区域）。在此走廊内，实际飞行才是可能的。这种可能飞行区域或者稳定飞行范围表示在图1上。

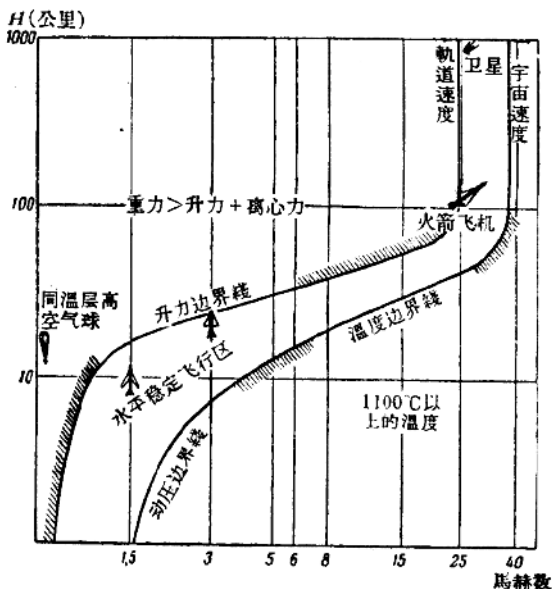


图1 飞行器在水平稳定飞行时可能的飞行区域。

飞行器在飞行速度和飞行高度方面的限制决定于已有的物理学原理。比如，大家都知道，稳定飞行的条件是作用在飞行器上所有的力，无论水平力还是垂直力都应当保持平衡。这就是说， $P = Q$ （发动机装置的推力等于飞行器的迎面阻力）， $Y = G$ （飞行器的升力等于它的重量）。后一个等式可以写为：

$$c_y \rho \frac{V^2}{2} S = G$$

或者:

$$c_y \rho \frac{V^2}{2} = p,$$

式中 c_y ——升力系数;
 ρ ——空气密度;
 V ——飞行速度;
 S ——翼面积;
 p ——每平方米翼面上的载荷。

由于 $V = Ma$, $a \approx 20\sqrt{T}$, 其中 T 为空气的绝对温度度数, 故上述方程又具有如下形式

$$\rho T \approx \frac{p}{200 c_y M^2} = f(H),$$

式中 M ——飞行马数;
 a ——音速;
 T ——空气的绝对温度;
 H ——高度。

这样一来, 便得到主要的空气动力特性 (c_y) 和飞行器飞行速度与飞行高度之间的关系。从该方程可以看出, 升力系数愈大, 则 PT 值愈小, 亦即高度愈大。

对于稳定飞行而言, 最小飞行速度对应于大的 c_y 。因此, 飞行器飞行区域的上部边界决定于最小速度, 亦即还可能进行稳定飞行的速度。当然, 像飞机重量、翼面积、机翼展弦比、可用功率等参数也会影响它的大小。利用根本改变结构的方法, 虽然可以向上提高上述走廊的上部边界; 但是, 这只能通过使其他性能变坏来实现。

带翼飞行器飞行速度增加到超过相应 $M = 1$ 的速度以

后, 由于 c_y 的急剧下降, 使得极限飞行高度增加不多; 但是, 当以很大的速度飞行时, 在飞行器法向力平衡方程式中将增加一项开始起很大作用的离心力。在轨道速度 (~ 7.5 公里/秒) 时, 该力完全可以平衡飞行器的重量。

如果所研究走廊的上部边界是飞行器的空气动力特性所决定, 那么它的下部边界就可由飞行器的强度来决定。众所周知, 飞行器的强度是受限制的。强度限制是从减小结构在飞行器总重量中的相对重量观点出发而引出的。譬如, 飞行速度的增加就会引起作用在飞行器上载荷的迅速增加, 这就需要提高强度, 因而重量也就增加。为了避免重量的增加, 便需要限制它的最大飞行速度。对于有限机动和非机动的飞行器来说 (如轰炸机), 极限速度将受到按在颠簸气流中保证安全飞行条件所决定的低空过载的限制。在这种条件下, 其限制为:

$$n_{\max}^3 = 1 + \frac{1}{2} c_y^a \rho \frac{Vu}{p},$$

式中 $n_{\max}^3$ ——最大过载的额定值 (取自强度规范);

u ——阵风速度的额定值;

c_y^a ——升力系数对冲角 α 的导数。

从此关系式出发, 我们可以得到极限 M 数为:

$$M_{\text{пред}} = (n_{\max}^3 - 1) \frac{40\rho}{c_y^a u} \frac{\sqrt{T}}{\rho} = f_1(H)。$$

由此可见, 由于空气密度的减小, $M_{\text{пред}}$ 随着高度的增加而增加。

对于机动飞行的飞行器 (如歼击机), 飞行速度受到不超过水平飞行最大动压 $q_{\max}$ 条件的限制。根据这一条件, 可

以得到极限M数

$$M_{\text{пред}} = 20 \sqrt{\frac{2q_{\text{max}} T}{\rho}} = f_2(H)。$$

但是，上述两种强度方面的限制，仅仅确定了图1上飞行器稳定飞行的高度与速度走廊下部边界的左边部分，而下部边界的其余（主要的）部分，则是根据结构在气动加热下的允许温度确定。

近似地估计这种加热的绝热滞上温度计算公式具有如下形式

$$T_{\text{топм}} = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right),$$

式中 T —— 外部空气温度；

k —— 绝热指数，即空气定压比热与定容比热之比。

从该式中可以看出，滞上温度是M数平方的函数。

当然，在实际情况下，飞行器表面的温度还不同于 $T_{\text{топм}}$ ，关于这一点，将在下面说明。尽管如此，但是，在许多情况下，飞行器表面温度取决于滞上温度。

为了使飞行器能够越出稳定飞行走廊的下部边界（热限制），它的结构必须能够承受很高的温度（或者具有相应的加热防护物）。由于整个可能飞行的走廊是在飞行器表面温度为 1000°C 左右情况下作出的（只有少数材料，在外载荷不大时，才能长时间承受这样的温度），因此，对于研究现代飞行器的气动加热问题具有非常现实的意义。

由于可能飞行走廊的边界是相对稳定飞行条件而言（图1），因此，对于短时飞行的飞行器来说是没有什么意义的。此外，飞行器在很短时间内，可以依靠动能，超出走廊的上部边界（达到所谓动升限），或者由于结构不是瞬时加热，也可

以超出走廊的下部边界。

图 2 上给出各种航空结构可能的工作温度范围。其中有些温度值曾在许多现代飞行器上有过记载。

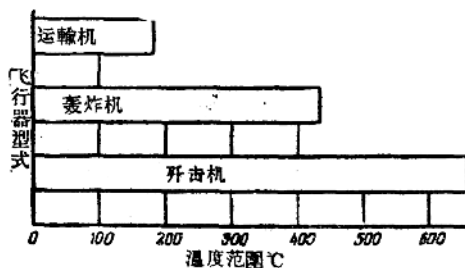


图 2 各种航空结构可能的温度范围。

第一章 飞行器结构的温度状态

飞行器的加热现象

各种飞行器在飞行时，由于外部（主要方面）和内部的热源而被加热。气动加热、太阳和行星的辐射（包括地球与其周围大气的辐射）是飞行器的外部热源。飞行器各部件工作时的热量损失，则是飞行器加热的内部热源。其中包括，由发动机壁和发动机燃气放出的热量，以及电子设备和无线电设备等放出的热量。

气动加热是一种对流传热过程。发动机和各种设备的热量以及太阳热能等的传递，则主要是通过辐射形式进行。在这种情况下，从发动机燃气散出的热量，以及太阳和行星的辐射热，直接传给了飞机或者火箭的外蒙皮；而来自发动机壁和各种设备的热量，则传给飞行器的内部结构。

对于超音速飞行器来说，与物体绕流特点有关的气动加热特别显著。大家知道，当流体（或气体）流过物体时，紧靠物体表面的一层质点将受到阻滞。这种流体质点受到阻滞的过程，必然与飞行器被加热表面所放出的热量有关。在此情况下，热交换过程实际上只在附面层内进行，在这一层内，真实流体（或气体）的主要性质——粘性将完全表现出来。空气附面层，或者摩擦层，是靠近物体绕流表面很薄的一层。在这一层内，绕流速度从物体表面的零值，逐渐增加到外部气流的速度。在外部空气流中空气流动可以认为是没

有摩擦的。附面层厚度实际上也是变化的，在物体前缘其厚度为零，而在尾部区域厚度增加到几厘米。

但是，空气的阻滞和热量的散出，不只是在附面层内可以看到，而且当气流受到压缩时，譬如形成冲波时，气体温度也将发生改变。

冲波是这样一种表面，它和气流方向垂直或者形成某一角度，空气通过这一表面时，其压力突然增加，其密度和其他热力学参数亦产生突然变化。如果流经尖头物体的超音速气流，由于物体和其邻近一层气流的相互作用，使其原始方向发生改变时，那么将会产生斜冲波。当超音速气流流经钝头物体时，则在物体头部的前面将产生正冲波。前述情况，产生的有时可能是冲波系。

空气经过一个或几个冲波时将受到滞止，这时，一部分机械能不可逆地变成了所谓空气内能（热能），而后，热量便向周围空间散发。

压力改变时的散热现象，在一些完全滞止的点上也可以看到。这些点处于飞行器的前部。

冲波后的温度是未扰动气流速度的函数，譬如，对于正冲波来说，其大小可由下式确定：

$$T_{\text{стз}} = T \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right) \left(\frac{2k}{k-1} M^2 - 1\right)}{\frac{(k+1)^2}{2(k-1)} M^2}.$$

从该式可以得出：当未扰动气流 M 数等于 2 时，正冲波后的温度大约增加 0.5 倍；当 $M = 3$ 时，增加两倍；当 $M = 4$ 时，则增加 3.5 倍。

必须指出，由于气流压缩而引起的飞行器加热，只产生

在局部地方。而飞行器整个繞流表面的加热，則是由于附面层內空气质点与飞行器表面之間的摩擦，使空气一部分机械能轉变成热能的结果。

气流在附面层內的滯止与压缩无关，亦即与压力和密度的增加无关。相反，运动物体表面附近的空气密度，由于加热的结果，甚至还会减小。

稳定热交换时的温度

从紧靠蒙皮处的附面层散出的热量，一部分傳給了气流速度不等于零即沒有完全被滯止的上面区域的气流，因此，繞流物体表面的温度沒有达到按上述公式所确定的滯止温度。

由于上述原因，在計算时，絕热滯止温度不能采用上述公式所确定的值，而应代之以絕热壁温度。絕热壁温度有时也称为零热傳导温度或者恢复温度。后者（即絕热壁温度）对应着平衡温度（即沒有輻射热交换时理想絕热表面上的温度），絕热壁温度可以按照下面公式确定：

$$T_{ад} = T \left(1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right).$$

式中 r ——温度恢复系数。

温度恢复系数可以看作是附面层內壁温的实际增量，与絕热滯止情况下壁温增量之比：

$$r = \frac{T_{ад} - T}{T_{топн} - T},$$

对于层流附面层來說， $r = 0.85$ ，对于紊流附面层來說， $r = 0.88 \sim 0.89$ 。

在沒有热輻射情况下，物体繞流的层流和紊流温度恢复

系数的不同，使得其表面终了温度也有所不同。譬如，当 $M=2$ 时，差值大约为 2.5%；当 $M=5$ 时，大约为 4.7%；而当 $M=10$ 时，则为 5.6%。

但是，飞行器温度的精确确定是根据热平衡来进行的，也就是说，要考虑所有吸收的热量、散出的热量和剩下的热量。

在飞行器表面的加热过程中，存在着各种形式的 热 流，其中主要的是飞行器的气动加热，这是一种强迫对流的热交换过程。

大家都知道，对流的热流可按牛顿定律确定：

$$q_{\text{кон}} = h(T_{\text{ср}} - T_{\text{тел}}),$$

式中 h —— 散热系数；

$T_{\text{ср}}$ —— 介质温度；

$T_{\text{тел}}$ —— 物体温度。

在气动加热的情况下，可以把恢复温度 ($T_{\text{ад}}$) 看作是介质温度，这时，

$$q_{\text{кон}} = h(T_{\text{ад}} - T_{\text{обш}}),$$

式中 $T_{\text{обш}} = T_{\text{тел}}$ —— 飞行器蒙皮表面的温度。

散热系数 h ，借助雷诺数 Re 而和蒙皮摩擦系数联系起来；同时它又是下列许多参数，如周围大气参数、飞行器的飞行速度以及表面温度等参数的复合函数。

除了强迫对流散热以外，在飞行器表面的总的 热 平 衡 中，热辐射也占有重要地位。

● 雷诺数 Re 是表征气流的惯性力与粘性力之比

$$Re = \frac{V \rho l}{\mu},$$

式中 l —— 从附面层起始点，沿物体纵截面外形所测得的距离；

μ —— 气流的内摩擦系数，或粘性系数。

被加热的飞行器蒙皮，将向周围空间和各种结构构件辐射热量，同时，它也接受太阳、行星和内部结构构件的辐射热。

辐射热流可根据斯捷芬-波尔兹曼定律确定：

$$q_{\text{изл}} = 4.96\varepsilon \left(\frac{T_{\text{обм}}}{100} \right)^4,$$

式中 $q_{\text{изл}}$ ——辐射热流；

ε ——辐射系数或物体的黑度。

这种热交换形式，在蒙皮温度很高，散热系数很小时，亦即在高速高空飞行时特别显著。图3表示了飞行器被加热时，这种热交换形式对其表面平衡温度的影响。譬如当 $M=6$ 时，考虑热辐射 ($\varepsilon=0.5$) 的蒙皮温度为不考虑热辐射的一半。

飞行器的蒙皮，只有在一定的条件下，才能获得太阳、地球及其周围大气和各个行星所辐射的热量。同时，所得热量的大小还与昼夜的时间、是否存在云层，以及飞行高度有关。关于辐射热的数值的确定将在下面给予说明。

原子爆炸时所产生的热辐射，同样也是一种能够影响飞行器结构温度的、突然的热辐射源。

以上所述各种热流，以后将简称为各部集中加热源的热流 ($q_{\text{внш}}$)。

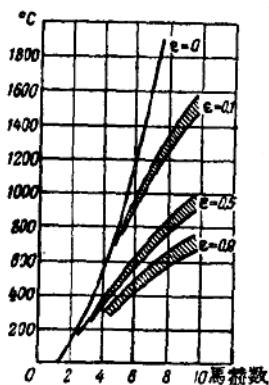


图3 表面热辐射对结构平衡温度的影响。