

塑料在超音速飞行器上应用的某些問題(一)

苏联專家 B. A. 波波夫

有人說：未来的世界将是塑料世界。这是指塑料的应用范围而言，意思是說它最有發展前途。对于国民經济中許多部門和国防工业(其中包括超音速飞行器以及其他各种星际旅行用工具)來說，塑料已成了人們所考虑的主要材料对象，許多科学家也正进行着大量的研究。本文作者 B. A. 波波夫同志正是对塑料在超音速飞行器上的应用問題作了全面的介紹。本刊由于篇幅所限，未能全部刊完，希作者及讀者們原諒。为了能供同志們學習和参考，我們拟把其余各部分分別在以后連續登載，希同志們注意，并借此向本刊積極写稿的 B. A. 波波夫專家致以謝意。

編 者

第一篇 飞行器械受热特性

在設計和制造从直升和多座位旅客机到洲际彈道火箭和人造地球衛星等各种类型飞行器方面获得的成就，在一定程度上扩大和明确了我們对于伴随物体在地球大气層各区域飞行时产生的物理和物理-化学現象的認識；并且，虽然在这方面还有許多不清楚的地方，但人类的思想已达到了实际解决星际交通的問題和設計用于宇宙飞行的各种新型高速飞艇。在这个科学技术領域內，第一个制造并实际試驗了彈道火箭和人造地球衛星的苏联科学家和工程師們作了巨大的貢獻。

近几年来在苏联和一些其它国家里进行的有关各种高度超音飞行条件的大量研究、实验和計算工作的結果証明，發展升限不超过30～40公里高速航空事业里最严重的障碍之一即所謂空气动力热。

空气动力热或者运动热(有时也称做热障)表現为飞行物体受到以数十和数百度計的很高溫度，克服它則要求遵循一系列特殊条件。保証用于最大超音速飞行的飞行器正常使用的最

* “热障”一詞和所謂“声障”的用法相同，但有着截然不同的物理含义，实际上不限于一定的極限溫度。依我們的意見，“热障”的概念应包括对飞行器在飞行时發生影响的全部热过程，不仅限于与空气动力热有关的現象。

重要条件之一是正确選擇制造它們的材料。这些材料要能保証結構在运动时有必須的强度和剛度、飞行方向准确、内部各种仪表和裝置能不間斷的工作等等。

从这个观点來說，热障可以看作超音速飞行器結構用材料的主要質量标志，它确定了在相应的載荷及其相应的作用時間下，飞行器極限許可使用溫度。

超音速飞行器所受的其次的热作用是内部热幅射和太阳幅射受热現象。内部热幅射是由發动机以及控制飞行速度、方向和航程的各种自动和电子仪表在工作时放出的热所形成的，它直接散布于飞行器内部。当飞行于由于空气密度比較小而空气动力热的影响显著降低的很高的高空时(約100公里以上)，周圍大气的較高溫度(見圖1)和太阳幅射受热就开始有着一定的意义。虽然，后两个因素比起空气动力热引起飞行物体的溫度应力小得多，但随着飞行高度和速度这些物体承受的总热量能够达到很大的值。例如，相应的計算表明，比較小的歼击机(总体积等于35立方公尺)以1.5倍于音速的速度(馬赫数等于2.5或者速度等于2720公里/小时)在10700公尺高度飞行五分鐘时，它承受的总热量大約等于43106千卡[1]。

在这方面，應該指出設計和制造具有这种速度的飞机已成为目前的現實。

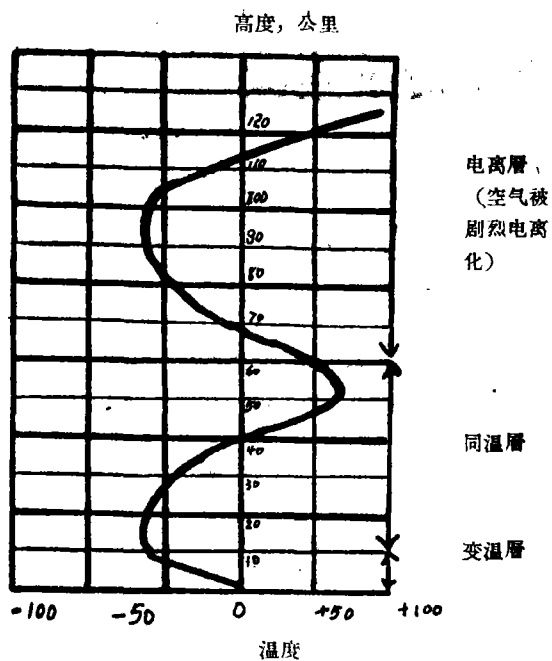


圖1 地球大气温度延高度分布状况。

根据苏联〔2〕和美国〔3〕專利文献的报导, 1947年已制成功了速度略超过2000公里/小时的飞机。其它文献上也提到相当于馬赫数* 2.5~3.0速度的飞机进行实际試飞●〔4〕〔5〕。

在不超过30公里的高空作这样大速度的飞行时, 将在飞行物体表面产生很显著的受热现象(見圖3和表1)。

鑒于随着温度增高, 現代的以及新創制的超音速飞机和所用材料的全部性能都經受着剧烈变化, 显而易见, 为了正确的、可靠的选择材料, 必須仔細了解在規定的飞行条件下, 材料的技术特性与温度的关系(空气动力热和承受载荷的数值、飞行時間及其它等)。

各种火箭装置的速度更大, 自然承受着大而且多的热作用和机械应力。虽然火箭与飞机的使用条件不同(火箭在大气稠密層的时间暫短等)。但选择最适宜的制造材料問題和超音速

飞机材料一样, 有着很大困难, 是現代材料学的严重問題之一。

在本篇文章里, 将簡短的在应用各种塑可能性的角度下討論有关超音速飞行器受热特性問題。因为本文作为概括了公布的某些有关塑料在这个專門技术領域应用的材料的情报性評論, 我們講过了关于塑料化学結構的理論和共知的它們的特性, 如想了解这些問題, 可参閱有关專題論文。

認為有必要扩大塑料材料工艺工作者对于各种飞行器在现实超音速飞行条件下受空气动力热的了解, 所以本文試圖以尽可能簡明易曉的方式闡述这个問題。

对地球大气層的研究結果表明: 对物体飞行条件有重大影响的密度、温度及以它們为轉移的压力各大气参数, 沿垂直方向, 以一定方式显著的变化着。上述各参数的变化規律是不同的。如果就整体來說, 空气密度与压力按着比較簡單的、接近于正比例的規律随着高度而减少(大气稀薄程度逐渐增大的結果; 这对100公里高度是一定的), 則温度的分布性質(在同一範圍內)有着完全不同的复杂得多的关系。从圖1的曲綫上可以看出, 自地球表面至100~120公里, 温度的分布沿高度呈最小与最大值(±50~60℃範圍)互相交替状态, 在較远的区域带有一定的增高傾向。大气最上層温度急剧增高是与宇宙質点和太阳辐射相关联的。虽然这些远方大气層温度的最大絕對值很大, 并依太阳位置能够發生剧烈变化(例如, 夜間能降数百度), 但由于稀薄空气导热性异常低, 对处于这个区域的飞行器受热作用沒有重大影响。然而, 完全忽視在很高的高空, 太阳辐射的受热作用是不可的。如上所述, 以超音速在比較不大的高空(不大于30~40公里)飞行时, 遇到的主要困难是由于运动热而使飞行器巨大受热的現象。

引起高速飞行物体高度受热的直接原因是运动的动能轉变为热能。实际上, 物体动能的局部减少, 也就是由于表面摩擦和压缩物体头部空气的力作用(阻滯效应)使速度降低, 是

* 馬赫数(M数)表示流体速度(飞行物体速度)与音速的关系 $M = \frac{v}{c}$; 音速(c)——是弱扰动在气体介質中的扩散速度, 为可变值, 依气体介質密度和温度及其它因素为轉移。声音在空气中的速度在攝氏零度和760公厘水銀柱下等于330公尺/秒。

与边缘空气层温度的增高及依传热定律而增高物体温度不可分割的相关联着；如火箭装置所处的情况就是这样〔4〕〔6〕。

因此，气体介质对在其中以高速移动的物体的空气动力作用，主要是由力（克服所谓正面阻力或者压差阻力）和热（空气动力热）的因素组成。可以列举下面数据作为说明这个原理。计算航程为5000公里，速度相当于了个马赫数飞机的空气阻力，50%由压差阻构成，另一50%则为摩擦阻力〔7〕。

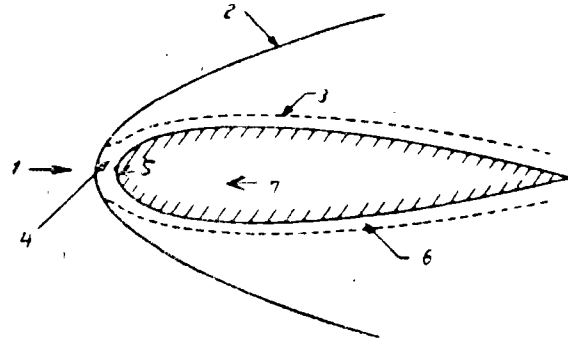


圖2 飞行物体周围边缘气层热过程：

1—迎面气流方向；2—冲击波；3—等温线；4—因压缩而温度增高区域（阻滞区）；5—发生完全阻滞的临点（阻滞点）；气流速度等于零，气体全部动能变为气体持热；6—因摩擦而温度增高区域；7—飞行物体。

在圖2〔4〕上表明了热气流在飞行物体附近的分布情况。

虽然这种关联着一种能转变到另一种能的快速流动过程是在运动物体周围薄的边缘层内进行的，但物体的受热程度依飞行高度和速度而能达到很大的值。

在圖3内曲线表明了由于空气动力热，飞行器蒙皮的均衡温度与高度和速度之间存在的关系。在这个圖和圖4内表示了各类飞行器现实的飞行区域以及其中某些飞行器的典型回程航道〔8〕〔9〕。

现查这些图表可以做出如下结论。在很高的高空（60公里以上），对机翼升力在克服重力起着主要作用的飞机及同类飞行器来说，以2.5马赫数或小于它的速度飞行是不能的，因为空气很稀薄，从而速压过弱，不足以造成必要的升力〔I〕。但与此同时，通过更有效的压

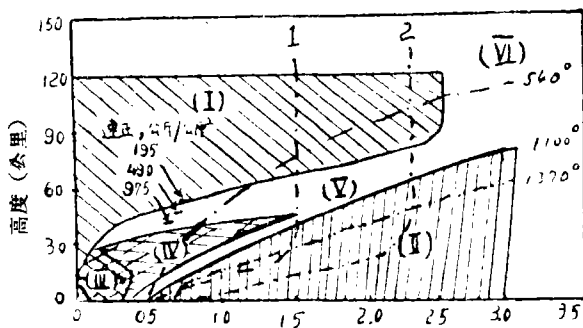


圖3 各种类型现代飞行器高度与速度、速压值和蒙皮均衡温度（在离前缘0.3公尺处测定的）之间的关系。

缩迎面大气层从而造成足够的空气动力来增大飞行速度，则有着把可能的高度依某些提高的明显倾向。飞行速度为1.0~2.5马赫数时，可能的高度相应的在25~60公里范围内。在更低的空域里，以此种速度来飞行是非常困难的，由于蒙皮过分受热的缘故（空气动力热的影响）〔II〕。据所引文献作者的意见，对这些条件来说，许可的空气动力热在飞机蒙皮上形成的温度等于1100°C。速度不超过500~600公里/小时的现代螺旋桨和涡轮螺旋桨客机和直升机最高飞行高度限于25~28公里（III）。现代超音速航空（马赫数=1.5~2.0）具有的可能升限大约在相同范围内（IV）。

火箭的飞行是不借助于机翼的升力，是靠比重力和空气阻力大得多的推力来实现的，其飞行速度、时间、高度同运动热的关系是不同于飞机的。这里，应该考虑到导弹的运动速度是非恒定值，依弹道状航迹为转移，随着时间而改变着。在火箭受热效果最不利的情况下，即〔地地〕时（作最大航程，最长时间飞行时），火箭的运动过程约定的可以分为以下三个阶段：1）火箭上升到了弹道——从地面到大气层的上层或者更上一些靠近它的地方（高度≥60公里）。这段路程需用2~3分钟完成，运动速度在整个时间都在增大着，而迎面气层的密度在减少着。因为飞行火箭有着不大的初速的时候速压值最大（在地面近处大气层里，见图3），而且此后，上述两个因素就按该种相互关系继续变化着，所以火箭在这假路程所受空气

动力热是比较不大的。2) 在大气上层沿弹道飞行——这段路程最长(约6~12分钟)。此时由于空气稀薄程度大,空气动力热的影响很小,可以不加考虑。此外,在这个阶段上还有由于太阳幅射作用和周围介质温度的影响使得火箭表面在某些程度上受热(图1)。3) 火箭的回程——进入同温层和着陆。这个阶段比以上各阶段的时间为最短(数十秒钟),伴有最高的空气动力热。以异常大的速度飞行返回地面的火箭(这种弹道火箭进入地球大气层时,马赫数能达到 $\geq 15 \sim 20$),它不得不克服随着回程增大着的稠密空气层的阻力。因此,关联着飞行物体运动能迅速转变成热能制动和摩擦过程在这个阶段达到了最大值。所以,火箭要能很好的完成自己的任务——在一定的地点着陆并能保留住仪器设备等,将在很大程度上取决于制造火箭用材料的稳定性和它能否在这个阶段异常高的温度和机械载荷的作用下保持必须的一系列物理-机械和绝电特性。

在图3里有不同初速[1.初速 $V \geq 15$ 个马赫数(~ 4600 公尺/秒)和2.初速 $V \geq 2.3$ 马赫数(700 公尺/秒)]弹道导弹的垂直回程轨道。从曲线上可看出这两个轨道通过空气稀薄区和高受热区,超出100公里高度的人造地球卫星的飞行空域被载运火箭的战术技术特性决定着。

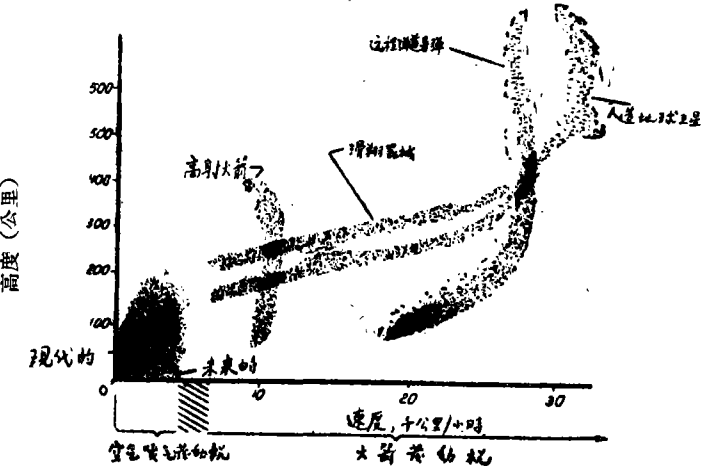


图4 现代快速和超音速飞行器可能的飞行区域*。
* 滑翔飞行器(滑翔轰炸机等)目前还没有制成。

在图4上以图表形式表明了上述各种类型飞行器的飞行区域和大致的运动轨道。上述的一切足够明显的证明了由于运动物体受空气动力热依其飞行条件而定是存在着重大限制的。

在其它一些著作里也阐述有关各种结构物受运动热的程度与飞行速度和高度的关系。例如,依美国“Dongbl”飞机制造公司人员的意见,设计速度为3.5, 4.0和5.0马赫数、飞行高度到10, 15和20公里的飞机,由于在这些条件下形成的过高的运动热是不合理和不可能的[10]。他们估计未来的飞机,即所谓特超音速飞机与现代飞机相比,无论在构造特点和在战术-技术特性上将是截然不同的(它们将以很大的超音速在约120公里的高度飞行)。近来,外国报刊上出现了关于设计配有火箭发动机的试验飞机(约定型号为X-15)的报导。它是从航空母舰上在30~40公里高度起飞,达到约300公里的高度后就沿着倾斜的轨道滑翔降落在地上[11](见图4)。据NACA研究室的材料所述[5],在现代美国飞机(包括试验机在内)的表面上依飞行速度不同能够达到表1所引的各种温度。

被其他研究者报导所证实的这些数据表明空气动力热对速度不超过马赫数2的飞机的影响是比较不大的[5][12]。在这些飞机表面上形成的温度对目前应用在飞机结构上的玻璃材料,飞行员座舱密封材料(也对飞行员本身),以及对雷达天线整流罩材料是有着某些危险的。

飞行速度约为2000~3000公里/小时(马赫数2~3)的飞机受着更高的热作用,要求采用能在200~300°C以上的温度下承受强力应力的新的耐热材料。图5[13]表示了15~18公里高度飞行的超音速飞机的速度和表面温度的关系[13]。从这个曲线上可以看出,虽然在这种高度下飞机周围的大气温度比较低($t^0 = -55^{\circ}\text{C}$),但随着速度递增的空气动力热的影响是能够达到很大的数值的。

表 1 飞机飞行速度与其蒙皮温度之关系

次序	飞机型号	计算飞行速度		蒙皮温度	备 注
		马赫数	公里/小时		
1	Конвер F-106	1.5	1620	60	—
2	Мак-дон-нел F-101-A	1.6	1728	62	喷气式拦截、照像侦察歼击机、实际速度为1600公里/小时
3	Локхид F-104A	2.0	2160	122	喷气式有人驾驶歼击机(涡轮喷气式发动机)最高升限为 18~19.8公里, 活动半径 800 公里, 巡航速度马赫数=1.85, 着陆速度为370公里/小时
4	Мартин ХВ-68	2.5		214	陆地战术轰炸机, 使用升限30公里
5	Велл-х-2 (试验机)	3.0	3180		试验型火箭飞机(液体火箭发动机)从母机 (B-50Ф), 设计速度4000公里/小时

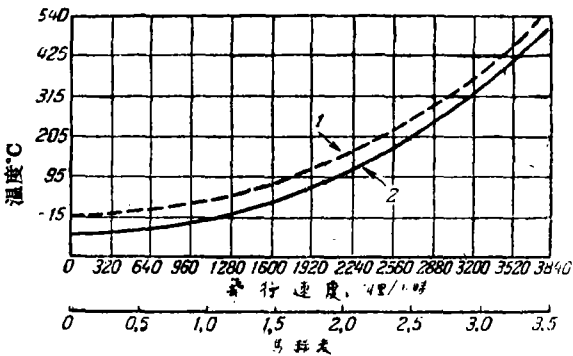


图 5 飞行高度为15~18公里飞机依其速度为转移的蒙皮所受空气动力热(周围空气温度等于-55°C)[9]: 1—增大的温度曲线; 2—实际温度。

如上所述, 飞行速度异常大的各种火箭装置同样受着非常强烈的运动热的影响。

在表 2 中列举了说明火箭导弹在归程中蒙皮依飞行速度为转移的受热状况的计算数据[14]*。

然而表内所引各种火箭表面的真实温度将低得很多, 这是由火箭装置飞行特点造成的一系列情况决定的: 在内部是由火箭箭体吸收, 在外部则幅射到大气里从而部分地散热; 火箭

表 2 火箭导弹飞行速度和蒙皮温度的关系

项 次	计算飞行速度	蒙皮温度	
	马赫数	°K	°C
1	5	1600	1327
2	10	4400	4127
3	15	7400	7127
4	25	12000	11727

蒙皮表面层的熔化和蒸发过程也消耗着大量的热;最后, 失热很主要的因素是消耗于飞行火箭周围空气分子的离解。我们都知道在温度约为 1000°C 以上时, 地球大气分子里的各种物理、物理-化学现象的强烈程度——原子在分子内的摆动, 分子离解, 离子化等等变得很显著, 并且随着温度的增高而继续增大着。所以, 边缘空气层一方面由于阻滞而生热, 同时其中形成的很大一部分热也消耗于破坏分子所作的功上。

应该指出, 上述证明火箭飞行时表面所达到的真实温度比计算数值低的各点, 部分的也适用于高速飞机空气动力热的状况。

下面的例子将表面超音速飞行器表面温度的计算数值和实验数值之间有着很重大的差异。

对高度为 23 公里、速度约为 4 个马赫数的假设歼击机机翼表面温度的近似计算值等于 600°C。其中假定为: 机翼蒙皮没有特种绝热层, 其内腔温度是 20°C。在摹拟现实飞行的条件下进行的这类制件的模型和实样试验结果表明: 其表面的真实温度将为 280°C[15]。

在有关这类问题的专门技术文献里提到, 由于与飞行物体的运动热相关联的, 除了上述各点还包括太阳幅射造成的热幅射和热吸收过程的各种原因, 而在其表面形成的实际温度比

有*的地方提到: 目前在自由飞行中速度已测到 23 个马赫数, 在实验室里则测到 50~200 个马赫数[9]。

計算所得理論数值約低 150°C [12]。例如，火箭導彈在 15 公里高度，以相當于馬赫數 8 的速度飛行時，計算數據表明其表面溫度為 2500°C ，但試驗結果証明溫度較低，不超過 2200°C 。

作為對超音速飛機和火箭裝置的共同性的意見，應該注意到由於運動熱所形成，並以一系列因素（飛行速度和時間，所遇大氣密度和其溫度等）為轉移的热量是不均勻地分布在飛行物體的表面上。最大的溫度值將處在飛行器的前部——即制動點和其鄰近的部位（見圖 2）。例如，根據一些間接和直接試驗結果的專門計算表洲際彈道導彈（ $\cong 25$ 個馬赫數）頭部吸收的热量達到 23.5 千卡/公尺² 秒[16]。而尾部主要是由於摩擦受熱，所有的溫度值要低得多。溫度值除了速度外，在大氣密度恒定或增高着的空域里，在很大程度上取決於大氣密度和飛行時間。很明顯，火箭裝置上頭部和尾部的溫度梯度要比飛機高得多。如上所述，物體的飛行時間對其受熱程度有着異常重大的意義。與其它類型飛行器相比有着最大速度（達 25 個馬赫數）的火箭，特別是遠程彈道火箭的總的飛行時間是最小的（約 8~12 分鐘）。它們處於空氣動力熱表現最劇烈的最稠密大氣層的時間是數秒鐘。這些情況以及這類裝置大多數為一次作用，對製造它們的材料提出了特殊要求。這些材料必須在比較短的時間內承受住巨量的熱，此後如同整個制件一樣，其需用性就已失掉了*。圖 6 說明了帶液體火箭發動機的遠程洲際彈道導彈的估計圖以及它的飛行航迹（17）。在這個圖上可看出，這種飛行器是由 3 個組合式推進裝置構成（共三段），必要時這些推進裝置的數量可以增多，在飛行過程中，隨着燃料的消耗和達到一定的高度和速度，第一和第二段相繼從火箭上脫落，而位於頭部的第三段裝有彈藥（其中有原子彈或氫彈），將繼續向目標飛行。據公報的材料表明，現代遠程彈道火箭的飛行升限可達 500 公里，其活動半徑為 5500~9000 公里。飛行速度小的多（2~3 馬赫數），在更低的空中（30~40 公里范

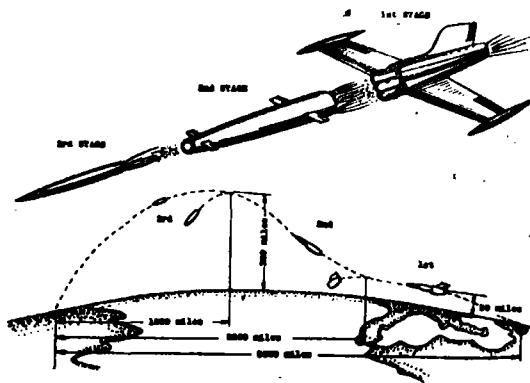


圖 6 洲際彈道導彈各組成部分的總圖和飛行軌道。

圍內）飛行的有人駕駛和無人駕駛的飛彈在空中的持續時間比較長（15、20 等分鐘），在一些情況下有人駕駛的飛機要作不止一次的重複飛行。雖然該種裝置表面热量的絕對值要比前一種情況小的很多，但熱作用時間要更長，並且更均勻的分布于整個結構上，從而導致整個飛行器更深、更透的受熱。

所以超音速飛機在對材料的要求上是不同於火箭的。雖然，其表面空氣動力熱的热量絕對值比火箭小，但它必須能經受多次較長時間的伴有機載荷的熱作用（在相應的飛行速度和高度下），同時在大氣因素，溫度劇烈變化等的影響下，其性能不應發生變化。因此，只有在考慮了使用條件，包括飛行物體受熱表面和所遇冷空氣氣流之間傳熱過程在內的全部因素時，才有可能為某種超音速飛行器正確的評定和選擇材料。

美國雜誌登載的下述有關超音速飛機表面（飛機型號及其使用條件沒指明）受空氣動力熱和“標準”*（額定）原子彈爆炸時熱過程的不完整比較數據是有些意思的[18]：飛行 12.5 分鐘在該飛機表面所形成的總热量（關閉發動機以後）等於 2730 千卡/公尺²。如熱輻射系數為 0.4，則熱輻射的全部損失約為 273 千卡/公尺²。“標準”原子彈爆炸時飛機表面承受的熱量，如

* 該例子不適于所謂回返火箭，也不完全适于星際空間的飛行器。
** 一個標準（額定）原子彈相當兩萬噸三硝基甲苯（作者注）。

吸收系数是0.4*, 則大致等于273千卡/公尺²。同时应该指出, 飞机加速飞行时, 由边缘大气层向蒙皮的对流传热最大强度约为 35500千卡/公尺²小时; 最强的热幅射损失 \cong 5200千卡/公尺²小时; 最强的太阳能吸收量 \cong 420 千卡/公尺² 小时; 原子爆炸时最强的热能吸收量 约为 137,000 千卡/公尺²小时。最后, 得出結論: 如果除去原子爆炸的热作用这类飞机的主要热源是来自边缘大气层的对流传热, 亦即运动热。

虽然缺少一些必須的补充情报, 但該例也能使之对超音速飞机在其运动时和由于太阳幅射作用而产生的吸热值和热幅射值作某些了解。

目前对与太阳幅射, 各种电离现象和宇宙幅射对飞行器械的作用有关的问题研究的还不够。这些现象将只表现在数百公里的很高的高空。例如, 据公布的資料当物体运动于60公里以上的高空时与迎面气流和冲击波(一般的空气动力)阻滞, 作用相关的现象退到了次要地位, 代之起决定作用的空气分子同飞行物体壁分子相互作用的过程[19]。在法国研究工作者有关發射人造地球卫星的著作里提到, 从500公里起空气动力阻力值将小于太阳幅射对飞行

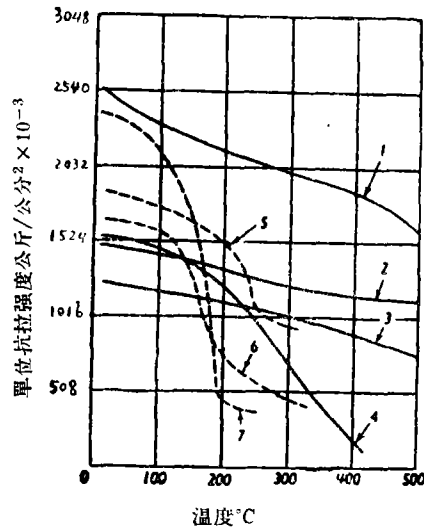


圖7 某些类型结构材料单位抗拉数值变化与温度之关系[21]:
1—耐热钛合金; 2—含12%Cr的鋼; 3—含18%Cr的鋼; 4—耐热鋁合金; 5—聚脂層状玻璃塑料; 6—酚-甲醛層状玻璃塑料; 7—环氧層状玻璃塑料。

物体(地球卫星)的压力值[14]。据所引作者的意見[20]这种情况对延長卫星的寿命将有良好的影响, 能使得制造卫星采用像聚乙稀这种热絕緣性比較的材料**。显然在这些离地表面遙远的大气层里分子間的距离是这样的大, 以致从飞行物体表面流过的迎面气流以失去了連續性从而是使阻滞和摩擦过程造成的發热现象剧烈的降低[9]。

从上述可知, 由于空气动力热的作用在超音速飞行器械特别是火箭装置的表面上产生的异常的温度能部分的或者全部的破坏(熔化, 蒸發等等)构成它們本身的材料。如对现实结构模型的試驗室風洞試驗結果表明, 鋁合金在气流速度为5个馬赫数时即熔化, 而鋼在6个馬赫数时熔化[12]。当飞行速度为2~3个馬赫数时空气动力热对航空结构的作用能使硬鋁, 鎂合金, 鋼和層状塑料这些航空受力材料的强度大大降低并使之絕热和絕电性能劣化(見圖7~10)。

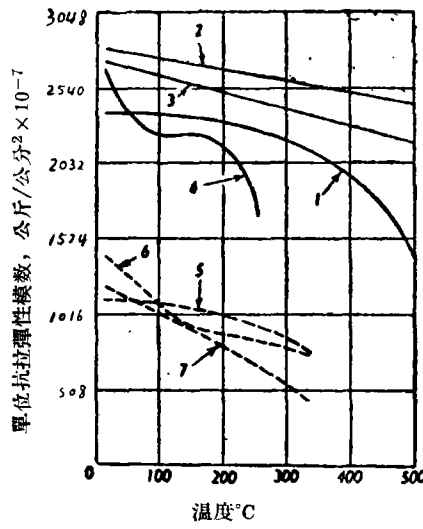


圖8 某些类型结构材料单位抗拉彈性模数变化与温度之关系[21]:
1—耐热钛合金; 2—含12%Cr的鋼; 3—含18%Cr, 8%Ni的鋼; 4—耐热鋁合金; 5—聚脂層状玻璃塑料; 6—酚-甲醛層状玻璃塑料; 7—环氧層状玻璃塑料。

* 由于缺少有关受原子爆炸影响的飞机的外廓尺寸以及它与震源的距离, 就难以对上列数字所表示的經過作出真实的了解。
** 法国的設計曾規定用聚酰胺或者特种布作成輕球状的地球人造卫星; 这个卫星在离带动火箭奔向軌道的頂点时将开始自行活动。

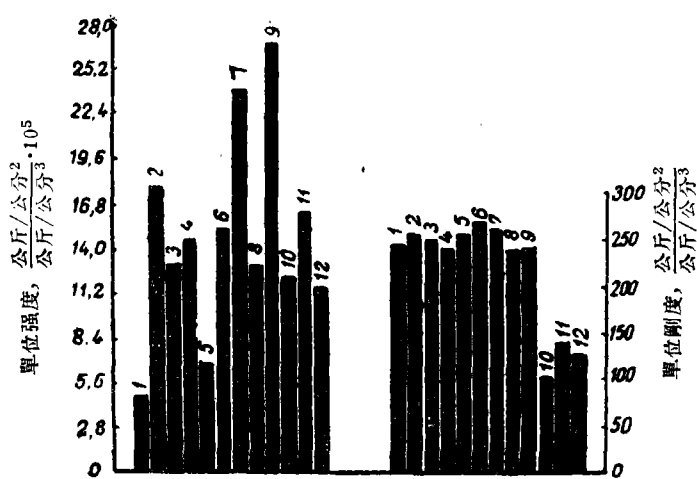


圖9 某些結構材料單位抗拉強度值和室溫下剛度比較:
1—純鋁; 2—含鋅的鋁合金(牌号为D. T. D687); 3—Hiduminium 100 鋁合金; 4—鎂合金(牌号为Z. W. 3); 5—軟鋼; 6—不銹鋼(牌号 REX 448); 7—超高強度鋼(E. N. 40c); 8—純鈦; 9—可熱處理的鈦合金(牌号16AR4V); 10—聚脂樹脂基玻璃塑料馬爾叩“Марко”; 11—環氧樹脂基玻璃塑料; 12—酚-甲醛樹脂基石棉布層狀塑料(牌号: 杜列斯托斯 Дурестос)。

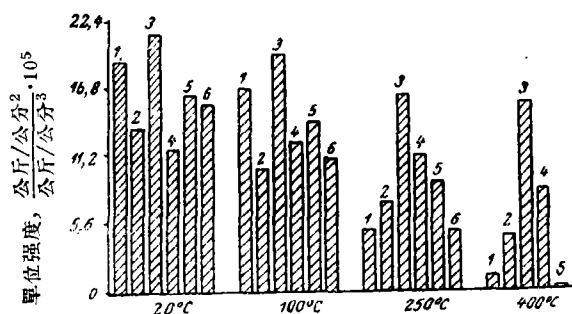


圖10 在高溫下各種結構材料單位抗拉強度的比較:
1—鋁合金(牌号DTD683); 3—(2), 鈦合金(牌号为Y. C. Y. 314); 4—(3), 不銹鋼(牌号为M-160); 5—(4), 環氧樹脂基玻璃塑料; 6—(5), 鎂合金。

從圖7和圖8的曲綫上可以看出, 非金屬結構材料(玻璃布層狀塑料)雖單位強度絕對值不及金屬, 但溫度增高時(至250°範圍內)這些特性比金屬如鎂合金和鋁合金降低的少[21]。這種情況也被圖9和圖10的比較數據所証實, 這些圖說明了玻璃布和石棉布基層狀塑料在100~250°溫度時比上述金屬合金在保持後備強度上更為可靠[22]。在飛行時間較長時, 物體所受高溫將在其整個表面比較均一化, 這時材料以及用它製造的構件和組合件的強度降

低的特別劇烈。發生這種溫度均一或者固定化的情況歸因於物體空氣動力熱值逐漸等於它向周圍介質熱幅射的值[8]。隨著溫度的提高, 除了材料的機械性能絕對降低外, 其內部產生很大的內熱應力, 從而使得整個結構的剛度特性降低。

當整個結構的溫度差異愈大, 也即相接觸的受力材料導熱系數, 綫膨脹和體積膨脹系數及其它熱物理特性上相差得愈劇烈, 這些應力表現得也愈劇烈。同時應當強調指出飛機式結構件最大的溫度應力表現在不固定的飛行條件下——對飛機是起飛和降落過程, 對火箭是進入軌道和返回地面的過程。這些應力引起了不應有的變形, 最後導致飛行器的破壞。專門的研究結果表明, 降低結構材料的導熱性

或者復以特種絕熱層能大大降低空氣動力熱的有害作用。例如, 根據公布的情報, 對作1小時飛行的超音速飛行器應用表面絕熱層能使主要結構的受熱強度降低一倍[23]。表面絕熱層的厚度和重量限制了這類防熱層的应用。

有時, 對這種用途可以使用具有高强度和良好的可向外導熱性的材料, 其中包括普通的航空結構材料。它們在這種場合的作用是把飛機受熱高部分的热很快的導向受熱較低的部分。然而, 這種辦法大多數都使結構過重很多。例如, 為使飛機免受作用30秒的8100千卡/公尺²熱沖擊量的影響, 用硬鋁制蒙皮重55公斤/公尺²等等[24]。顯然更有利的防銹措施是製造內部絕緣層, 從內部減輕蒙皮重量。在這方面, 無疑問各種類型的有機和無機非金屬材料有決定作用, 它們大多數是良好的絕緣材料, 在絕熱特性上平均比金屬強5~9倍。不錯, 此時在某些情況下可能增高蒙皮的溫度, 擴大結構溫度的梯度。在一些情況下根據飛機條件以升華層和蒸發層等作為防空氣動力熱的有效措施具有成效。

上述的一切明顯的表明了雖然航空學在解

决一系列有关各种类型飞行器高度和速度巨大而复杂的问题上获得了显著的成就，但至今还没有完全解决保证它们正常而可靠工作的材料问题。

在解决这个多方面性的异常重要的问题的道路上主要困难是空气动力热。

在这种情况下，制造和应用能满足现代航空事业高度而特殊要求的各种非金属材料问题，就显得特别迫切了。

油漆防护层，塑料和用于制造受力、刹车、无线电工程和绝热零件的陶瓷，弹性体基的密封件，气密件，缓冲件，软管等，玻璃材料，耐热和耐气体腐蚀和化学腐蚀的金属陶瓷等——这是任何一个现代飞艇结构不可缺少的但远非全部应用领域。如果考虑到大多数有机非金属材料在飞行器装置里起着非常重要的作用，而它的热稳定性却大大不及无机材料（金属、硅酸盐等），显然使之更加完善或者代之以其它更耐热的物质将使解决这个专门的材料学课题更加复杂。但如果以为在这方面没有任何好的一面是错误的。

目前，在一些国家里由于研究工作者们紧张的工作，在上述方面已取得了一定的成就并确定了进一步进行广泛研究的道路。

本篇文章的进一步叙述将仅限于有关塑料这个局部的、比较狭窄的一类材料在航空学里应用的问题，它将引述这些材料的性能和在现代超音速飞机和火箭上应用的范围。

毫无疑问，在不久的将来将制造更耐热和机械强度良好的非金属材料，它们将在航空工业材料方面占据应有的地位。

本文作者对Л. Б. 西森廖夫和Г. В. 普罗洛果夫同志在看阅本文手稿中所作的一些宝贵意见以及担当本文翻译的王兆吉同志表示感谢

参考文献

1. Кинслер, Журнал "Вопросы ракетной техники", №2, стр. 331 (1956).
2. Газета "Прада" от февраля месяца 1958 г.
3. Журнал "Вопросы ракетной техники", №5, стр. 162 (1956).
4. Экспресс-информация АН СССР, серия "Ракет-

ная техника", выпуск 31, август 1957.

5. Экспресс-информация АН СССР, серия "Ракетная техника", выпуск 10, март 1957.

6. В. И. Феодосьев, Г. Б. Сиярев "Введение в ракетную технику", оборонизгиз, 1956 г.

7. Экспрессинформация АН СССР, серия "Самолетостроение", выпуск 14, апрель 1957.

8. Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение и двигателестроение", выпуск 5 февраль 1957.

9. Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение", выпуск 21, июль 1958

10. American Aviation Daily Vol. 107, №22, P 211. 1956; Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение", выпуск 20, май 1957.

11. (7b) "Flying", P 13, Sept. 1958.

12. "Niles" Annee, 36, N 1569, P 7, Fevr 1956; Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение", выпуск 18, май 1956.

13. Журнал "Химия и химическая технология", №8, стр. 168—183, 1956

14. Журнал "Вопросы ракетной техники" №4, стр. 191, 1957,

15. "Journal of the royal aeronautical society", Vol. 60, №946, P 402-407 June. 1956; Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение", выпуск 36, ноябрь 1956.

16. "Aviation week" Vol. 65, №16, P 26—30, 1956; Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение и двигателестроение", выпуск 11 март 1957.

17. Rocket-Jet flying, 1956. winter-spring edition, Volume 133.

18. Экспресс-информация АН СССР, выпуск 14, октябрь 1956

19. "Aviation age" Vol. 28, №5, P4-58, 1958; Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение", выпуск 14, апрель 1958

20. Экспресс-информация АН СССР, серия "Ракетная техника", выпуск 2, январь 1957,

21. Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение" выпуск и январь 1958.

22. Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение и двигателестроение", выпуск 8, февраль 1957.

23. "Journal of the Royal Aeronautic society" Vol. 60, №551. P712—720 1956; Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение и двигателестроение" выпуск 16 апрель 1957.

24. Экспресс-информация АН СССР, серия "Самолетостроение", выпуск 48 ноябрь 1956.