

現代空气动力学的問題

郭永怀

(中国科学院力学研究所)

航空工業从开始以来,一个很重要的目标,就是不断地提高飞行器的速度。因为速度的增加,气流里所产生的現象,就逐渐复杂起来。

二十几年前,飞行速度平均在每小时三四百公里左右,建立在空气是不可压缩没有粘性的假设上的流体力学,对于飞机的設計,就有了很大的贡献。后来为了战争的要求,飞行的速度提到六七百公里,在飞行和制造上,就第一次發生了困难,就是所謂“空气可压缩的困难”。因此空气动力学就不得不抛去它本来的假设,而换为空气是一个可压缩的理想气体。它的研究的对象,就由純粹計算流場的几何圖形,轉到考虑因为流动所引起的热力学的变态,这就發現冲击波一类的新現象。空气动力学就达到流体力学与热力学的結合。

现在各国又从事技术和軍事的竞赛,洲际导弹和人造衛星不久即将成为事实,于是我們就又面临第三个新时代的开始。如果远距离航行实现,飞速总須在20倍声速以上,在这样高的速度下,气流里的温度,至少是在6000°C以上。空气的温度这样高,它就不能保持本来的状态,而發生分离和电离的現象。要了解这一类的問題,于是空气动力学就不得不进一步和物理化学匯合了。

空气动力学的范围,既是如是之广,一个全面的叙述是不可能的。我現在专就飞行器外表的气流,順着速度的次序,很简单地介紹一下近十几年来空气动力学在这方面存在的一些問題,并且可能的話,指出这些問題今后發展的方向。

跨声速气流

假设我們作这样一个实验:把一个二元的机翼模型架在風洞里,讓空气吹过去。風速渐渐增加,翼截面上的气流就会慢慢地快起来,等到速度最高的一点达到那点的声速以后,我們就开始看到一些新現象。最显著的是流場里忽然發生了一些不稳定的扰动,用密度观察仪,我們就能看到許許多多的弱小的波动,跳来跳去(圖1)。繼續增加速度,这些小波动便次第变强,最后便堆垒一起而形成一個所謂 λ 冲击波(圖2)。

如果我們在这样一个实验里,从事测量飞机模型所受的举力和阻力,我們就發現以下的結果。若是飞行的馬赫数(即飞速和大气里的声速的比数)繼續增加,飞机所受的举力,开始的时候因为表面上气流膨脹的关系,它就慢慢地升

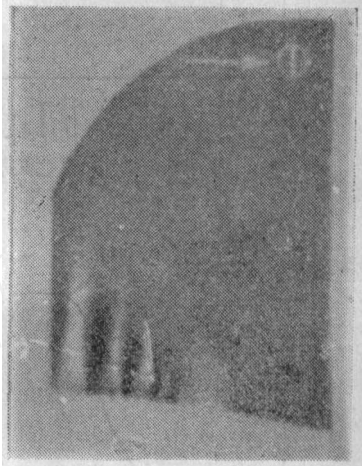


圖 1

高,达到相当的程度,在 λ 波形成之后,翼表面上的

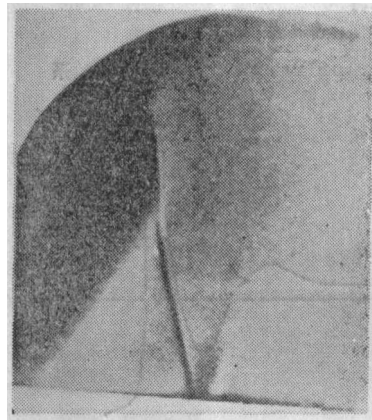


圖 2

压力就不随飞速很快地变化;相反地,腹面上的压力就很快地随速度的增加而降低,結果举力到了最高点便又下跌(圖3)。当微波开始出現以后,無旋流場就不存在。不断地增加馬赫数,弱

小的击波就逐漸地变强;因为击波的产生,在流場里就有了压力增加的不連續面,这就減低了流場一部份的动能,結果便出現了波阻力;冲击波愈强阻力就愈大。所以在举力下降的时候,阻力是很大的,这就产生所謂“空气可压缩的困难”(圖4)。在实际飞行时,最危險的是在举力下降时,力距由正轉負,發生因机头重而引起的在飞行时的控制的問題(圖5)。

从理論方面看,这又是怎样一个問題呢?我們知道,要是沒有冲击波出現,在飞速到达一个特殊数目后(即全流場仅仅翼截面上最高流速等于那点的声速),再提高飞速,貼着翼截面外边就有一或两个小区域是超声速流場,飞速增高,它們的面积也随着扩大。

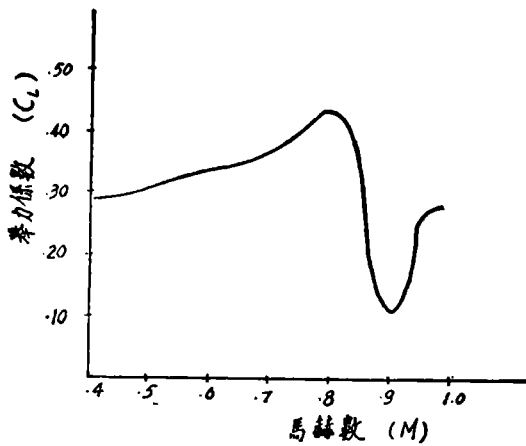


圖3 舉力係數與馬赫數之關係,仰角 3°

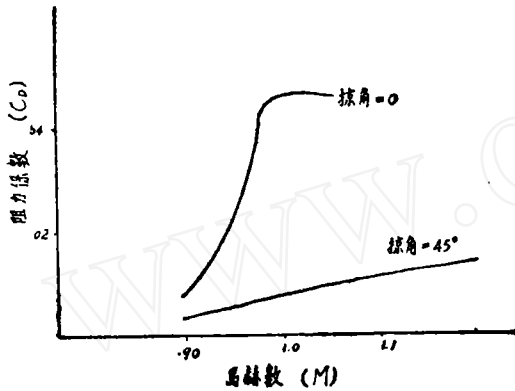


圖4 阻力係數與馬赫數在掠角為 0° 和 45° 時的關係

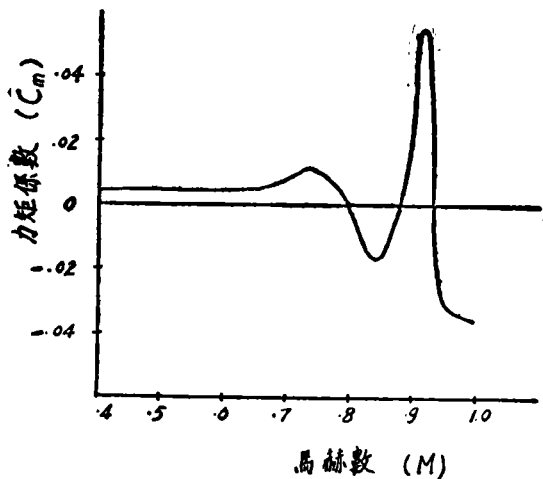


圖5 力矩係數與馬赫數之關係,仰角 3°

这样一个超亚声速混合的流場,要是能够使它实现,前面所看到的那些不利的現象就可以避免,跨声速飞行的問題就可以简单,推动机的能量也不需加大。

要解答这样的流場存在不存在的問題,我們首先要从理論方面看看,流場所适合的方程式的解存在不存在?因为流場有超亚声速并肩存在的特性,描写它的二次偏微分方程也就有不同的性格:在亚声速区域里是椭圆类型,在超声速区域里是双曲线类型。一

个二次二元偏微分方程是属于哪一类型,完全看它的三个主要系数所符合的一个数学的关系。从一区到另外一区,它的类型不同,这个数学关系就必须变号。因为系数包括速势位的导数,所以描写跨声速流場的方程式,就必须是非綫型的。在把一个翼截面的形状(直綫的如菱形除外)确定之后,找这样一个微分方程的解,并且还要适合边界条件,是一个非常困难的問題。这可以说是空气动力学里没有解决的問題之一。

这样一个問題要是解决了,究竟有什么好处?我們知道在古典流体力学里有一个很有力的定理,就是固体在流体里以等速运动,如果流場是無旋并且是連續的,固体所受的力就是等于零。所以,要是我們能够找到一个解并且还能証明它的存在,我們就有了高效能的跨声速飞行的理論的根据。我們就可以期望提高飞机的速度,而不过分影响推进机的能量。

理論方面既得不到解决,同时在实验里我們又看到翼截面上最高流速达到声速以后,冲击波就开始形成,于是就有了两种揣測:一个是說在翼截面决定之后,無旋連續流場只有在某些飞行馬赫数才存在,也就是說,方程式的解对于飞行馬赫数不是連續的,正同繩索振动的频率一样。因此,在实际飞行时,馬赫数如果不符合理論的要求,冲击波就会产生出来。另外一个說法是方程式的解对于馬赫数是連續的,但是并不稳定。这就是說,一有扰动,这种扰动就不会消灭,而漸漸滋长,至形成冲击波为止。这两种說法的結論是不冲突的,但是对导致这种現象的原因的看法,就根本不同。最后的解决,还要从方程式出發,所以哪种观点正确是很不容易証明的。

从正面既然不能克服跨声速飞行的困难,气体动力学家便提出一个延緩这个困难的發生的办法:就是采用有后掠角的

机翼(圖6)。它的理論是,在二元的机翼外的流場,加一等速的橫流(即垂直飞行方向),如果流場是無粘性的,它便不会增加或减少飞机本来所受的舉力和阻力,其結果便把阻力增加和舉力减少的現象移到

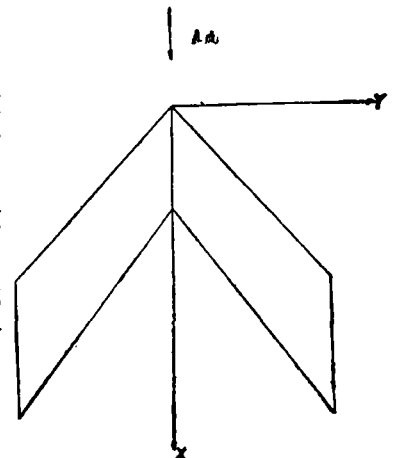


圖6 机翼平面圖形

更高的飞行馬赫数了。在后掠角等于 45° 的时候,飞行的馬赫数就能提高到40%左右。

实际上事情当然不是这样简单，因为机身机翼两端的存在，飞机外面流場就不是二元的，結果就減低了飞机的理想效能。此外翼面上的附面层，因为机翼的后掠，就發生不平均的分离現象，改变举力的分布，降低飞机的性能。虽然如此，采用后掠角的办法，依然削減了阻力，实现了跨声速飞行(圖4)。

超声速气流

超声速气流和跨声速气流不同，它的特点是穩定，并且所存在的冲击波，一般的極其微弱。因此就沒有跨声速气流里的困难，飞行的問題就比較簡單。

超声速流場和亚声速流場的另一区别，是超声速流場里要是有了扰动，它就不能向四处多方傳播。譬如一个压力点源，在空气里移动，如果它移动的速度比声速小，那么它的压力的影响，虽有上下游的不同，但仍能向各方傳送。它在不同時間所达到的地方，就像圖7a里那些圓所标示的一样。如果它的速度比声

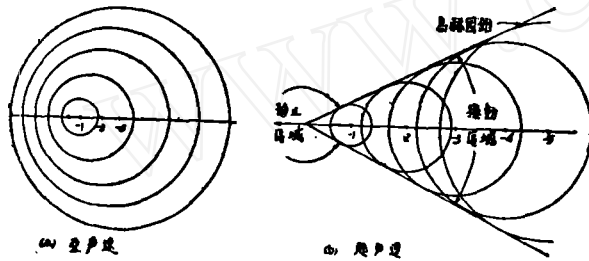


圖7 点源在可壓縮气体內移动

速高，不同時間所發出的信号，就能彼此相切而形成一個圓錐面(圖7b)，压力的影响就只限于圓錐里面，它外边就得不到信号。这就把流場分为两个区域：一个是靜止区，一个是扰动区。划分这两个区域的圓錐面，便叫做馬赫圓錐。因为这个关系，超声速流場的計算和亚声速流場是很不同的。

假如机翼的厚度小，飞行馬赫数又不过高，飞机产生的扰动就比飞速小，这时描写流場的方程式，就能根据逐次逼近的方法化为綫性的。在机翼薄的假定下，气流在翼面垂直方向的詳細情况可以忽略，翼形就可以用它的投影替代(圖6)，来簡化边界条件。超声速机翼的理論，就是这样建立的。一般說来，因为题目的性質不同，我們可以分用以下三种方法。

重叠法 因为算学的問題是綫性的，所以在边界条件确定之后，就可以用重叠法把方程式的基本解(即源)积分起来(即源)积分起来(即源)积分起来，便得到一个解。这个方法的应用很广泛，它可以用到超声速或亚声速前缘的情形(就是与前缘垂直的流速高于或低于声速)，也可以用到超亚声速混合的前缘的情形。計算的問題，在一般情形下，都可以化为求一对阿伯尔(Abel)的积

分方程的解。这个方法是 J. C. 依法尔(Evvard)和 E. A. 克拉舍持柯娃(Красильщикова)大約同时發現的。

此外还要注意后缘的問題。在超声速机翼理論里，后缘也有超声和亚声的区别。在亚声速时，与后缘垂直的流速低于声速，那里的流場就有亚声速流場的特性，它要适合庫塔-儒柯夫斯基(Kutta-Joukowski)的条件。在超声速后缘的时候，那里的流場就有超声速流場的特性，翼面上下的压力在那里就可以不連續，而底上两面的流速的方向，就必須一样。

同样，因为有超亚声速前缘的分別，在那条綫上流場的性質就也不同，这在阻力的計算上是很重要的。在超声速前缘的情况，問題比較簡單。可是在亚声速前缘的时候，那条綫上的流速便是無窮大，这对于阻力就有了貢獻，这个貢獻是“吸力”还是“推力”，就要看前缘的几何形状。所以在超声速机翼理論中，考虑前缘的阻力和它的几何形的关系，是很重要的。

圓錐形流 由于超声速流場的特性，在很多情况下流場变量会在通过一点的直綫上不变，而仅随經綫两个方面改移。結果流場方程式就由三元化为二元，并且压力的分布，在綫性的假設下，又能进一步从拉普拉斯方程式导得，計算的困难就大大減低(圖8)。

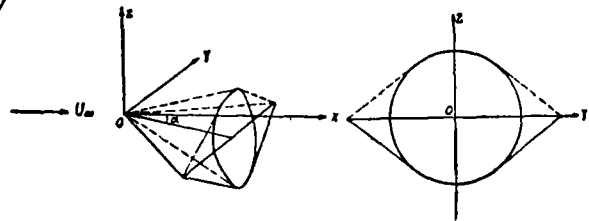


圖8 圓錐形流

圓錐形流的重要性是，适合于这个条件的非綫性的三元流場也可以計算。在一般情形下，三元机翼理論的建立是很困难的，准确的解几乎是不可能。可是有了圓錐的特性，算学的問題就可以变为一个二元的，数字的計算就可以进行，所得的結果用来了解气流的問題和校勘近似解的准确度，都是很有用的。圖8里的三角机翼，在仰角 4° 和馬赫数3的时候，近似解与准确解的比較，不論是冲击波，馬赫圓錐和压力分布，两种計算的差別是很大的(圖9)。

細长机翼 当机翼細长的时候，例如縱橫比小而掠角大的机翼，或者是一个飞彈，气流在飞行的方向变移較慢，勢位的方程式中的一項，包含在飞行方向的导数，就可略去不計。这就是說，要是流場在任何截面确定之后，在其它的截面上的問題就是一个二元的(圖10)。这个省略的方法，用到超声速机翼的問題上，是 R. T. 郑司(Jones)首先倡导的，它同亚声速里的有名的 M. M. 茫克(Munk)方法是一样的。在

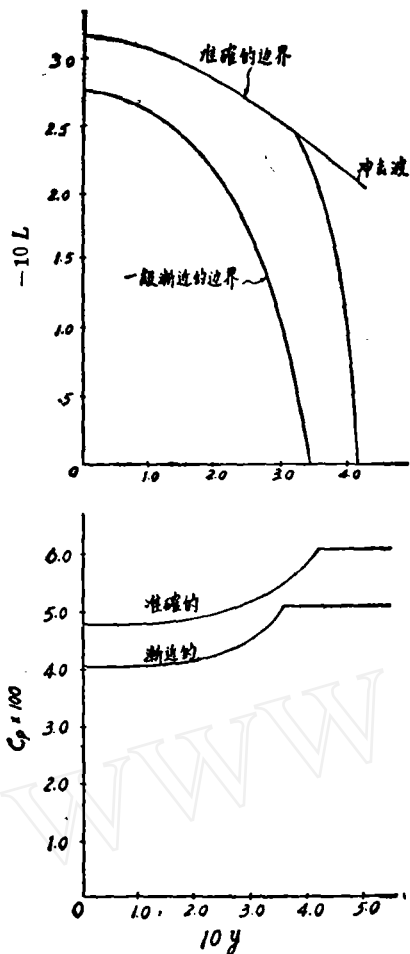


圖9 准确与近似解的比较
 $\alpha=4^\circ$, $\gamma=45^\circ$, $M=3.0$

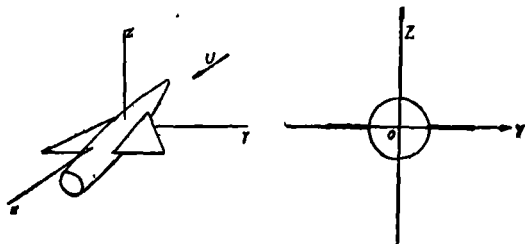


圖10 縱橫比小的飞机

縱橫比小的情况，机身和机翼的干扰就产生較大的影响，有了郑司的方法，这問題便得到了解决。

近年来在实验上发现，细长飞机的阻力，在接近声速时，和它的轴向截面积分布有直接关系。要是一个飞机的轴向截面积分布和一个轴向对称的物体的截面分布一样，它们的阻力就是相似。例如三个机形：**A**是一个轴向对称体，**B**是一个轴向对称体和一对后掠 45° 的翼，**C**是把**B**的机身修削过，使它的截面积分布和**A**一样。它们的阻力如图11所示。当馬赫数低于1.4，飞机**C**的阻力就比**B**的阻力少很多。

从理論上說，这是一个最小阻力的問題。就是当机身和机翼规定后，机身应如何变形，才能得到最小

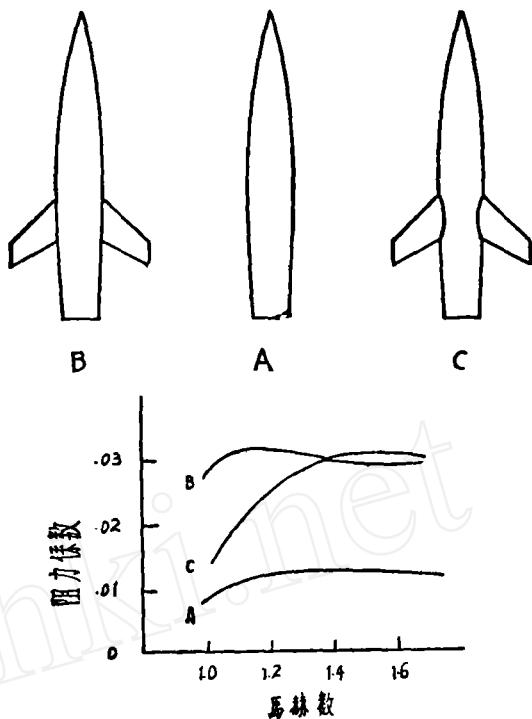


圖11 机身修削对于阻力的影响

阻力。这一类問題，也因有了郑司的方法而解决。

以上所說的这些方法，由于方程式的綫性化，就有这样一个后果：就是在流場里所發生的扰动，它不能用当地的声速傳播，而是按照远处空气里的声速傳播，不随流量的变移而不同，結果所算出的冲击波形状就不够准确(圖9)。要是在一个問題里存在着复杂的冲击波的结构，因为波形的計算不准确，所算出的压力在翼面上的分布就不会可靠。最简单的一个例子，就是一个三角形翼所产生的斜击波与馬赫圓錐的干扰。因为有冲击波的存在，一級近似解和准确計算的結果，相差就很大(圖9)。这是一个極普通的情形，在重要的問題里，这是必須注意的。

高超声速流

从实际数字的計算我們发现，馬赫数增大，一級

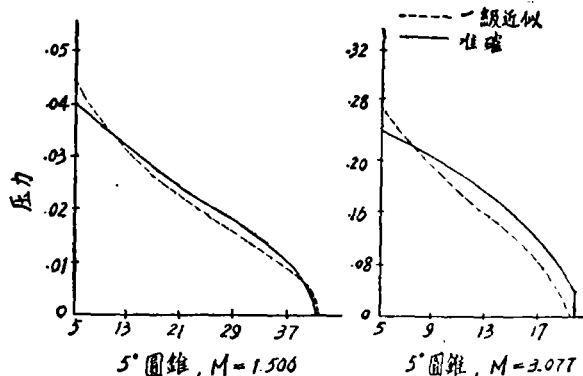


圖12 近似解的准确度在低速与高速时的比較

近似解的准确度就渐渐减低。例如计算在圆锥子午面里的薄板上的压力，高速和低速两种情况之下，准确和近似的結果，相差就很大(圖 12)。这就証明，在厚度小的假設下，馬赫数大的时候，一級近似法所忽略的項目就会很重要。

当飞速超过声速很大，即所謂高超声速，机翼的厚度虽小，而产生的扰动倒不一定小。在这种情况下，流場里的馬赫角就很小，斜冲击波的角度也很小。假如馬赫角和机翼的厚度同样小，它們的比就是一个重要的数目。根据这个假設，我們就可以重新估計描写流場的方程式的各个項目，并且还可进一步把这个簡化了的非綫型的方程式，轉換为一个同机翼厚度和馬赫数無关的方程式。也就是說，两个翼面相似而厚度不同，如果厚度和飞行的馬赫数的乘积一样，这两个流場便也相似。这个相似律是錢学森先生首先發現的。

这定律的应用很广泛。它可以应用到二元和三元流場，也不受無旋或有旋的限制。它在实际問題中的重要性，是在寻找不到三元的高超声速流場的解的时候，这个定律便能預先告訴我們舉力和阻力与机翼的厚度和馬赫数的关系，这对整理实验的数据是很有用处的(圖 13)。

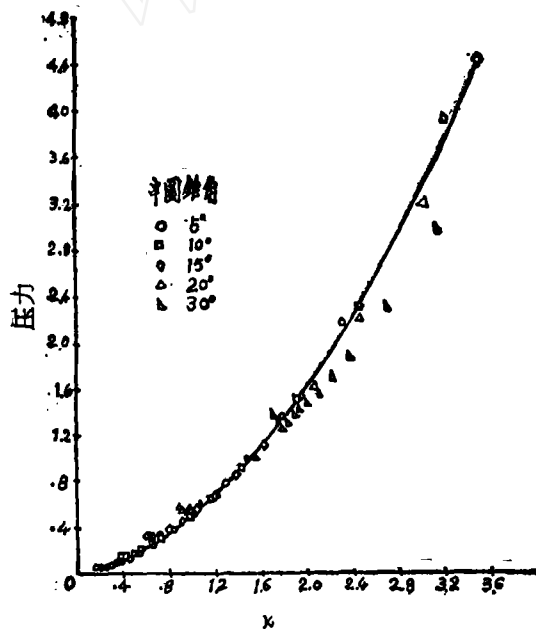


圖 13 表面压力与相似数之关系

高超声速的另一問題，是飞体的頂端不尖，如圓形或方形。这样飞体前面的冲击波，就不能与飞体接触而保持一定距离。因此冲击波后面的流場就不能是純超声速而是跨声速，計算上不論是二元还是三元的流場都是極其困难的。这是于实际有关的一个問題，很有研究的价值(圖 14)。



圖 14

高超声速流——粘性的影响

当空气吹过一个平薄板时，因为粘性的关系，板的表面一層气流就被滞緩下来。在风速低的时候，这个粘性層是很小的。可是在风速高的时候，因为动能的消耗大而产生很高的温度，于是附面層里的气体就膨胀，附面層就会很厚。根据附面層的理论，我們知道附面層的厚度是和馬赫数的平方成正比，和雷诺数的平方根成反比。所以在馬赫数大(即速度高)的时候，附面層是可以很厚的。

在高超声速的情况下，因为有这样厚的一層气流被滞慢下来，为了保持物質連續条件，薄板附近的流綫的旁轉角就要增大，如同繞过一个有厚度的固体一样。結果純粹由于粘性，就产生一个强烈的冲击波和高温度。从这个观点出發，这个問題是可以同一个無粘性气流吹过有厚度的固体一样处理的(圖 15)。

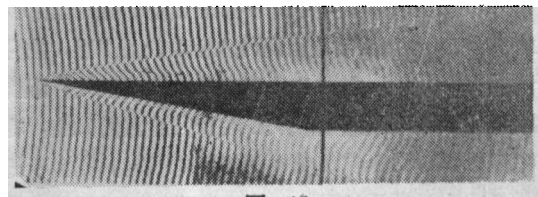


圖 15

这里一个極有趣的問題，就是如何計算薄板極尖端的流場。在那里的流場，很显然的，不会是屬於附面層类型的。要解决这个問題，就牽涉到納費尔-斯篤克斯(Navier-Stokes)方程式的解在那点的特性。这是一个基本的問題，它的解决，新的观点是必要的。

高超声速流——分离电离的影响

一个飞彈在空气中飞行，因为頂端与空气挤压，那里就产生最高的温度，(即所謂駐点温度)。如果空气是个理想气体，这点的温度与外界之差，就等于飞行的馬赫数的平方乘外界温度的五分之一。

第二次世界大战，德国 V-2 飞彈的馬赫数大約是 5。根据这个算法，它頂头上的温度，在接近地面时，就在 1500°C 左右，这就很接近于鉄的熔点了。在不同的馬赫数和一定的高度，我們可以画一条曲綫。从这曲綫可以看出，当飞行的馬赫数是 10，在四公里上空，飞彈的最高絕對温度就达到五千多度(圖 16)。換句話說，飞彈速度在十倍于声速的时候，它的頂端

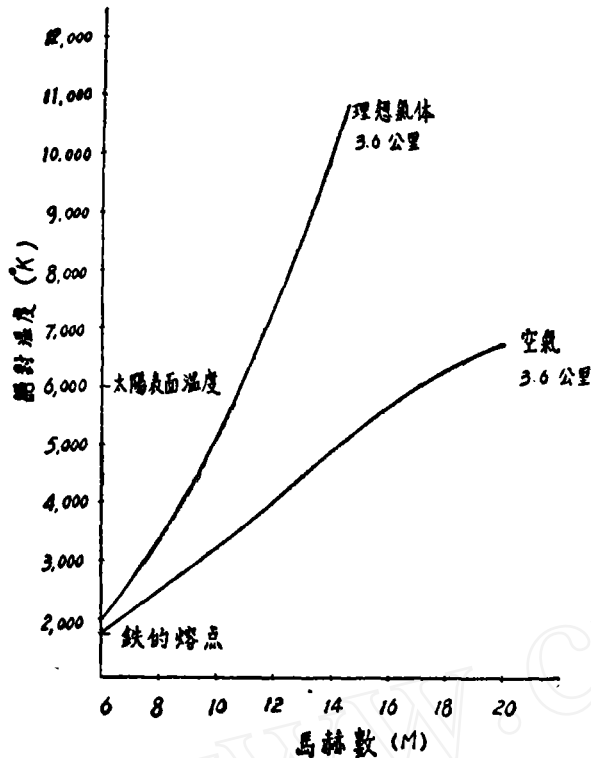


圖 16 駐點溫度與馬赫數之關係

上的溫度，就幾乎同太陽表面的溫度一樣了。

事實上我們知道，這是不夠準確的。因為當馬赫數超過 5 以上，空氣的分子的热運動就很強烈，在分子劇烈地碰撞時，便發生分離現象。飛得越快，溫度愈高，分離現象就愈強。從激波管實驗我們知道，在 50 公里的高度，分離現象在兩千絕對溫度、相當於馬赫數 6 左右，就開始發生，到了四千多度，氧的分子

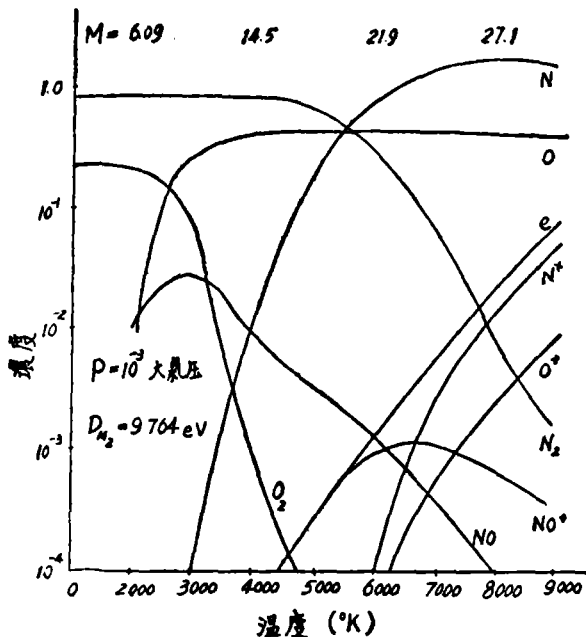


圖 17 空氣的分離與電離

就完全分離，電離現象接着就開始了(圖 17)。

在這樣情況下，顯然我們不能再把空氣看作簡單的理想氣體，而應當看作相當複雜的混合氣體。在討論氣體流動所產生的現象時，分離電離以及因分離而引起的化學鏈式反應的影響，就不能不顧。例如在估計駐點溫度時，要是把這些現象算在里边，但是假設它們都在平衡狀態，我們就可以得到一個結果(圖 16)，它同原來根據理想氣體的假設所算出的結果相差很大。在馬赫數 12，實際上能達到的溫度，幾乎是理想氣體中的溫度的一半。對於駐點溫度的影響是這樣大，對於流場其它的變量也是一樣。這類現象對於未來航空工業的重要，是不難想見的。

因為有分離電離的發生，在空氣動力學中就產生以下的一些問題：

(1) 空氣的組成 在普通溫度和高度下，除了微量稀有氣體，空氣含有 78% 的氮和 21% 的氧。當飛速增加而發生分子分離後，從實驗上知道，不僅有氮和氧的原子出現，還有一氧化氮存在。根據這個事實，在平衡狀態下就可以算出不同溫度和壓力下各種氣體的濃度(圖 17)。在考慮空氣分離發生後的不平衡現象時，一氧化氮的所以產生就是一個很重要的問題。

(2) 弛豫時間 在分離、電離等現象發生以後，實際問題里所要知道的，便是決定從這個現象的開始到達热力學的平衡狀態的過渡時間。知道了這個時間，我們方能決定，在一個問題里，哪里的氣體已達到平衡，哪里的氣體是在非平衡狀態。在各種情形下，決定這個時間，便是一個很基本的研究。

舉氮氣的分離來說。如果分離的發生是由於兩個原子的自由振動被激動過猛而破裂的結果，那麼所算出的弛豫時間，在 2000°C 左右，大約是千分之一秒。如果溫度高，分子相碰的動能強，分離的發生就可以不必等待自由振動的激動。這樣的話，在 9000°C 時，弛豫時間便是 10^{-7} 秒。實驗證明這是正確的。

有了這兩個不同的結果，我們便可以看出它在實際問題里的影響。假設氣流的速度是每秒 6000 米，須要達到平衡的長度，根據第一個弛豫時間，就要 6 米，根據第二個便是 0.06 厘米了。這就是說，弛豫時間如果是千分之一秒，6 米長的機身，在飛速是每秒 6000 米的時候，機身外的氣流，便都不在平衡狀態，這對於飛機設計上所需要的數據的計算是很困難的。

此外，我們還要知道：(1) 空氣的热力學函數，(2) 傳送係數(即熱傳導，擴散，粘性等係數)，(3) 碰擊截面，(4) 化學反應速率，等等。這一系列問題的研究，是要從理論和實驗雙方進行的，它們的解決，對於將來航空工業的新技術的發展，是有莫大的貢獻的。

电磁流体力学

根据实验的结果，在20公里高度，飞速在15倍声速左右，空气便是很好的电导体(图18)。因此最高速的气流便能用电场和磁场来控制，这个技术的应用产生了一门新科学：电磁流体力学。

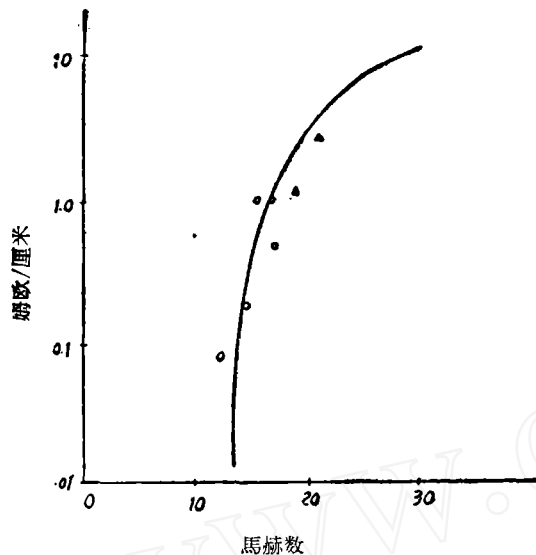


图18 空气电导与马赫数之关系

Δ $P_1=1$ 毫米水银柱; \circ $P_1=1$ 厘米水银柱
 $P_1=\frac{1}{10}$ 大气压

举个例子来说，一个电导体(如流体金属)装在直圆管里，在管的垂直方向再加一均匀磁场(图19)。因为流场和磁场的相互感应，便产生电流场，在管的横

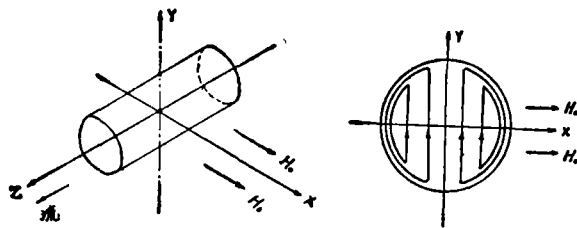


图19 电磁流量计和感应电流的分布

截面上下就有电位差；在管的两端就建立了压力差，这就保持电导体的流动。这种办法已经用于循环原子反应堆里有放射性的冷却剂。同样的，在气体变成电导体时，气流里的动能和电能的交换，也是可能的。

高温下的冷却问题

高速飞行的最重要的一个障碍，就是高速度带来的高温。为了解决高速飞行，如何冷却机身，便是一个最基本的实际问题。我们知道，当飞速逐渐增加，从热附面层传到机身的热，不论是在层流或湍流的时候，是和马赫数的平方成正比的。因此在高速飞行时，这个热量是很大的。

如果附面层是层流，这个热量是可以计算的。可是在湍流的时候，这个问题就很困难。速度要是低，这个问题的处理，是一面靠实验，一面用动量与热量交换相似的观念，得到些估计。但这些办法，用到高速的问题上就完全不对。冯卡芒(von Kármán)在1936年曾为阻力作了一个估计。近几年来，有不少人(例如范维斯特 van Driest)想改进他的计算，可是结果与实验比较，一点也不符合(图20)。阻力(即动量)既无法估计，进一步的热的交换问题就不能讨论。

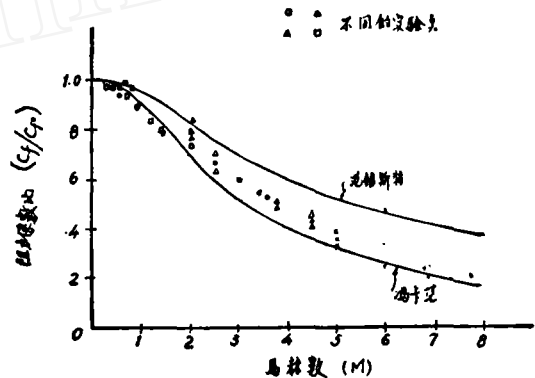


图20

温度再行上升，到分离和电离发生以后，在固体表面上就有再结合的现象，放出大量的热，热的传导问题就更加复杂。这类问题的研究，也是刚刚开始，还没有具体成就。

从这个简略的介绍可以看出，空气动力学还是一门比较年轻的科学。它的生活力还很强，将来的发展是无限的。在这个紧要关头，希望我们的空气动力学工作者，能够抓着时机，尽量地充实自己，好在空气动力学发展史上的第三个年代里，作些贡献。本文承钱学森先生读过，提出不少宝贵意见，特此志谢。

更正

本刊1957年第4期116页左栏第5行“的不”二字间应加一“隐”字；右栏第8行“陆合东西”应为“陆合东南”。

第7期199页左栏倒数第1行“核磷酸”应为“核苷酸”；200页左栏反应(4)中，“ \leftarrow ”应为“ \rightarrow ”；203页左栏反应(19)的生成物中应加“+水”；204页右栏倒数第13行中“ \leftarrow ”应为“ \rightarrow ”，倒数第4行“在酸液里”应为“在碱液里”。

第8期237页左栏照片上下倒置。

第9期278页左栏第(1)(2)式左端“ $P(E)$ ”应为“ $P(E) dE$ ”。