

航空技術的展望

錢 學 森

(中國科學院力學研究所)

一 引 言

雖然人們對航空的興趣是很古老的，它在神話和傳說中已經出現了，但是真正的航空時代還只有五十多年，比起許多其他工程技術部門，航空是很年輕的。然而航空技術的發展是非常迅速的，在短短的五十多年內，我們已經看到多大的變化：早年的木架蒙布結構的雙翼式飛機很快地就被鋼架包千層板的結構所代替，速度也从 60 公里/時加高到 250 公里/時。但在 1930 年後，全金屬鋁合金的單翼飛機出現了，航空技術又有了很大的進步，民用航空隨着發展，航綫上的速度達到 300 公里/時以上。軍用飛機的速度是更快了，到第二次世界大戰的前夜，殲擊機的速度已經可以到 600 公里/時。同時由於空氣動力學的進展，我們可以看到更高的速度是可能的，要超過音速也是可能的；問題是如何取得強大的動力而又不加重量，也就是輕質動力機械的問題。這個問題由於噴氣推進機的創造而得到解決；現在的噴氣推進機在高速飛行中，每一馬力重 0.1 公斤，這差不多只是螺旋槳和活塞發動機的十分之一。因此，噴氣飛機的速度有了很快的增加，到現在各先進國家的殲擊機已能超過音速，而正在設計和試造中的殲擊機的速度是兩倍音速，轟炸機和民航機的速度也正在接近音速。

其實整個的航空技術發展還不止於此：由於在第二次世界大戰中軍事上的需要，火箭技術得到很大的進步，這配合了自動控制和無線電電子學在近幾年來的成就，就創造了飛彈，也就是不用人駕駛的，能自動運轉的飛行器。這不但在軍用航空中正在引起革命性的變化，也為人類整個的文化開辟着一個新時代。本文的目的是介紹一些由於上述的發展所產生的新航空技術問題，作為我國科學技術十二年規劃的一點參考資料。

二 流體力學的問題

航空科學中的一個很重要的部門就是流體力學，和它的專門化到工程上去的空氣動力學及氣體動力學。在美國有許多從事航空研究的人，以為流體力學的目的是把所有設計飛機的資料用理論上的計算來求出。這是不對的！所有的工程理論為了使數據的計算能夠真正作出來，必然地把事實簡單化。也就是說，沒有一個工程理論能完全代表事實，一絲不差，一點不缺。一般來講，完善的工程理論也許能代表事實中的百分之八十，差一點的工程理論更不能完備地代表事實。因此就是推論是完全不錯的，計算是完全不錯的，最好的工程理論也不過能作到百分之八十對，要作到百分之百的理論和實驗的數據

符合，流体力学中是不能够的。这也就是说，飞机的设计归根结蒂还是要靠实验，这包括风洞实验，各式各样的模型实验，局部元件实验，以及飞机试飞。这一点是搞流体力学的人必须要明白的，若不明白这一点，那必然容易盲目作些不必要的、没有价值的理论计算。

也许有人就要问，既然理论不能百分之百的准确，归根还要靠实验，我们为什么要去搞理论呢？回答是：这是因为理论可以使我们更明确地掌握事实；使我们了解实验的结果，使我们能进一步地利用实验结果。也就是说，有了理论我们就可以分析实验结果，因而发现问题的重点。知道了问题的重点，我们就可以集中力量，而更快地解决这个问题。为什么理论能使我们进一步地利用实验结果呢？这就是因为从理论我们可以寻找各式各样的相似律。这些相似律在空气动力学和气动力学中是十分重要的。最好用一个例来讲：大家都知道流体流过管子中的相似律，如果管子的直径是 D ，流体的密度是 ρ ，每秒的流量是 G ，每一管直径长的管子的压力下降为 Δp ，那么 Δp 被 $\rho G^2/D^4$ 除，

即

$$\Delta p D^4 / \rho G^2$$

是一个无量纲的数值。而这个数值是另一个无量纲数——雷诺数 $\frac{\rho G D}{\mu}$ 的函数。也就是

$$\Delta p D^4 / \rho G^2 = f\left(\frac{\rho G D}{\mu}\right) \quad (1)$$

此中 μ 为流体的粘性系数。我们注意到，这一个方程式，并不指明流体是那种流体，流体是水也好，流体是油也好，流体是酒也好，都一样可用。这也就是说，一次用水在一根管子里作了一系列的实验，那么我们就能依照方程式 (1) 描出一条曲线。这条曲线就可以用到其他不同粗细的管子，用到其他的流体、油或酒，而精确地预计其在各种情况下的压力下降。这真是所谓举一反三，大大地进一步地利用了实验的结果。

在设计高速飞机过程中，我们必要用到可压缩性流体的动力学，亦即气体动力学。在气体动力学中一个很重要的无量纲数是马赫数。在这里有一系列的相似律，它们是一种联结在不同马赫数之下的不同机体几何形状的相似律。例如图 1 所示，机身甲和机身乙几何形状很近似的，只不过机身甲的机头角度是 τ_1 ，机身乙的机头角度是 τ_2 ，机身甲的翼面厚度和机身乙的翼面厚度也可以分别用 τ_1 和 τ_2 来度量；同样地机翼的纵横比和仰角也成同样的比例。我们也可以说机身甲和机身乙的“厚度”是 τ_1 和 τ_2 。假如机身甲和机身乙分别在马赫数 M_1 和 M_2 气流中的升力系数是 C_{L1} 和 C_{L2} ，那么在亚音速中依照布朗得定律 (Prandtl rule)，

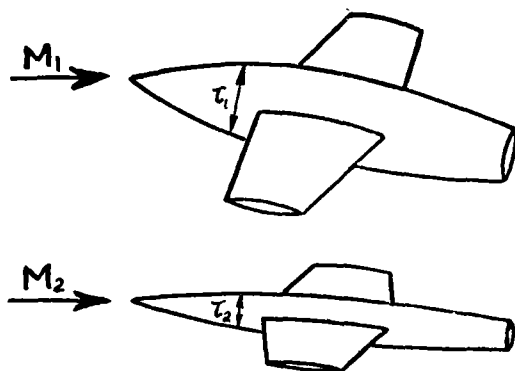


图 1 两个相似律中的机型。上面一个飞机模型比下面的飞机模型“肥”，翼面的厚度、机身的直径与长度比、翼面和机身的仰角对于两个模型都成一定的比率，这个比率就是 τ_1/τ_2 。

$$\left. \begin{aligned} U_{L1} &= U_{L2}, \\ \tau_1/\tau_2 &= \sqrt{1-M_1^2}/\sqrt{1-M_2^2} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

如果如方程式(2)所示,假如我們在速度比較低的風洞中用比較“厚”的模型測定了升力系数与仰角的关系,我們依照这个公式來推算另一比較“薄”的机身在比較高的速度中的升力系数。也就是說,我們可以把低速度風洞的利用范围大大地擴大。

同一类的相似律在超音速气流中的是阿克來定律(Ackeret rule),在近音速(流中的是近音速相似律,在高超音速气体中的是高超音速相似律。在1954年斯布來特爾^[1]把近音速相似律改進了一点,依照他的定律,

$$\left. \begin{aligned} C_{L1} \cdot \frac{[(k_1+1)M_1^2]^{1/3}}{\tau_1^{2/3}} &= C_{L2} \cdot \frac{[(k_2+1)M_2^2]^{1/3}}{\tau_2^{2/3}} \\ \tau_2/\tau_1 &= \left(\frac{M_1^2-1}{M_2^2-1} \right)^{3/2} \frac{(k_2+1)M_2^2}{(k_1+1)M_1^2} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

在方程式(3)中 k_1 是流过机身甲气体的比热比率, k_2 是流过机身乙气体的比热比率。对照方程式(2)我們看出在那里沒有比热比率出現,但是方程式(3)中就有它,这就是說在近音速气体中气体的物理性質对流动有更大的影响。

超音速相似律和高超音速相似律可以归納为一个定律,这是1951年凡戴克^[2]所發現的,依照他的定律,在一种气体中,

$$\left. \begin{aligned} U_{L1}/\tau_1^2 &= U_{L2}/\tau_2^2 \\ \tau_1 \sqrt{M_1^2-1} &= \tau_2 \sqrt{M_2^2-1} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

以上举出的各式各样相似律都是利用在一个馬赫数下作的模型实验、來計算另一不同馬赫数下的气动特性。这顯然对模型实验上有不少的帮助,大大地减少了实验工作,節省了財力,所以相似律的發現是理論流体力学对航空工程的一个非常重要的貢獻。

前面也說过,流体力学的另一个貢獻,是了解实验的結果。这一点也是十分重要的。因为沒有对現象的了解,就不会知道改進的途徑。也就是說,惟有了了解現象才能看到什么地方有縫子可鑽,可以克服困难。举一个例來說:惟有了了解了附面層在什么情况下發生振盪,因而造成湍流,增加了阻力;然后才能設法穩定附面層,避免湍流,减少阻力。如果我們只是在实验上量了阻力的加大,而不知道是因为什么發生了湍流,那就不会發明减少阻力的方法。我們可以在这里附帶說的就是:最有效的穩定附面層的方法是把变厚了的附面層由机身表面的孔隙吸入机身,然后經過压缩机再向机后排出。在亞音速飛行中,用这样的方法可以把飛行阻力减少到 $\frac{1}{4}$ 以下,这是在民用航空經濟上有很大的影响的。但是在資本主义國家中,因为它們的航空研究和發展是完全为了軍用的高速(即超音速)飛行的,这个在亞音速飛行中重要的問題,虽然完全的理論及实验已經有了十多年的歷史,他們还没有造出一架利用这原則的民用飛機。所以在我們將來發展民用航空的规划中,必須注意到这一点,必須研究如何設計有孔隙的机身表面,如何把吸入的空气用適當的管路通到压缩机。被压缩了的空气可以通到燃燒室,再經渦輪而

[1] J. R. Spreiter, J. Aeronautical Sciences, 21卷, 70頁。

[2] M. D. Van Dyke, J. Aeronautical Sciences, 18卷, 499頁。

噴射到机身后的尾流中。这样我們就把附面層的控制和噴气推進原理配合起來，如果这个理想能够实现，那么飛機的尾流就不存在了（圖2）；飛機飛过了的空气中就不会再有任何橫向的气流，只有一点因產生升力所發生向地面的感生气流。这样我們就差不多做到“行动不生風”，把損耗減到進低限度，因而可以說开辟一个民用航空的新时代⁽¹⁾。

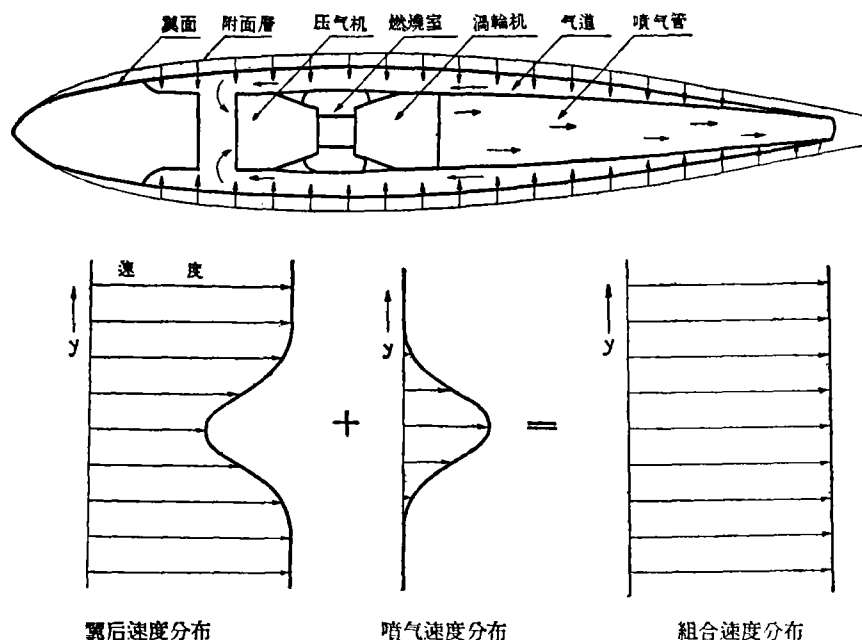


圖2 这是利用附面層控制的飛機的示意图。附面層由翼面吸入，空气經過推進机件，最后由尾管噴出。噴气的速度分布和尾流的速度分布相疊加就得出均匀的速度分布。

近年來航空事業進展得非常快，新的現象、新的問題天天都在出現，所以理論流体力学及實驗流体力学工作者是非常忙碌的。我們在上一小節中已經提出附面層中的片流变湍流的問題。这一个問題在亞音速流中，現已基本上得到答案，可是在超音速流中和高超音速流中，因为有了在亞音速情況下所無的新現象，現在尚未能完全了解，特别是关于非平面的擾动及高頻擾动。虽然在超音速飛行中附面層阻力是比造波阻力要小的多，所以从阻力的观点來看，这个問題是不很重要的。但是在高速飛行中，一个很难解決的問題就是机身表面發热的問題：当气流的高动能在附面層中变为热能，这热就要傳到机身中去，如果附面層是片流，热傳得还慢些，如果是湍流，热傳得更快，冷却問題就更困难了。在超音速飛行中，这片流或湍流的問題就成了一个关键問題。所以在超音速及高超音速中的附面層轉变点是流体力学必須要研究的。此外高速飛行附面層現象中还有一个很重要的問題，那就是在机身及翼面等前緣 激波和附面層相互影响的問題（圖3）。这是因为在超音速流中，激波傾斜得多，它离表面很近，因而限制了附面層的自然加厚，將附面層压薄。但同时附面層也把激波頂开，使激波的角度加大些，因而增加了激波后面的压力。这一个現象在瘦薄的机身和翼面尤为顯著，结果是增加了全机的阻

(1) 原則見 G. V. Lachmann (J. Roy. Aeronautical Society, 1955. 3月号)。

力。这个现象因为同时有粘性作用及可压缩性作用，所以非常复杂，理论上计算是很困难的，而从实验上来解决又必须高超音速风洞，现在还没有完满的答案。

当飞行的高度因用火箭推进机而大大地增加，周围的空气变得非常稀薄，我们必须要注意到稀薄气流的问题，也就是说我们要考虑到分子间的空隙。在 100 公里高的高空，空气分子的平均自由路程就有几厘米长；再高些，分子平均自由路程就会更长，到了 200 公里的高度，分子平均自由路程就会比机身还长些。当然，在这种情况下，流体也不成流体，而是个个分子所成的分子群。所有流体力学的概念都不能用，我们必须要从新开始，由分子动力学的观点来另创一门

分子流的新学问。这里需要指出，在分子流中，分子和物体表面的作用是一个基本的环节，我们必须知道当一群分子以一定速度和一定角度冲击到表面上去后，这群分子是以什么方式再离开表面的，是以什么速度？什么角度？在速度及角度有什么样的分布？如果冲击的速度很大，动能近于分子的分解能，是不是分子会分裂，而因此反射出来的分子已经不是整个分子而是原子呢？也许冲击到表面上的分子会和表面上的物质起化学作用；我们知道当陨石落到空气的上层时，必然有这种现象发生。从这里，我们可以看到，稀薄气体的动力学自然而然把我们引到物理和化学的问题上面去，这一门学问现在正在生长，上面所说的分子和表面的作用就还没有能令人满意地解决。

当远射程弹道式火箭进入下层空气时，它的速度是很大的，马赫数可以达到 10 以上。在这种情况下，附面层中的温度必然很高，分子为因高温而分裂为原子，也会有一部分原子失去了一两个电子而成为带电的离子。那也就是说在流体现象中又有了化学变化的问题，我们不但要考虑到气体动力学中一些因素，而又要注意到化学动力学和因化学变化而产生或吸收的能量，又要考虑到因电子及离子而起的导电作用。所以要能分析这一个新现象，我们必须向物理学家和化学家学习，了解电子、离子、原子、分子的结合定律，结合及分裂速度，以及这些粒子的扩散等。自然这一个十分繁难的题目也不是只有负的一面而没有正的一面，正的一面是什么呢？那就是：因为流体是导电了，所以我们可以用由机体内部特别发生的电场和磁场来控制附面层的流型，这个新添的因素很可能给我们在设计上带来了很大的帮助，要紧的是我们要学会如何利用这个新因素。这就是说我们必须研究一门新学问：电磁流体力学。

上面说了一些流体力学发展的新方向。自然，我们也不能说在流体力学比较旧的领

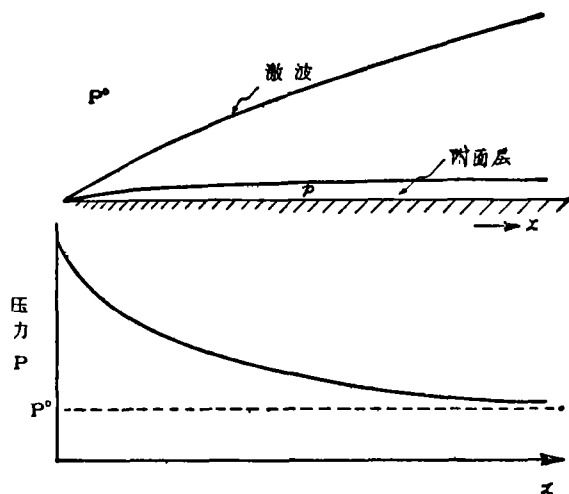


图 3 高超音速气流过平板的情况。原气流中的静压力是 P^0 ，一般静压力是 P 。激波因为有附面层的影响是弯曲的；因比平板表面的压力也不是均匀的，板的前部压力大，然后逐渐减少，最后近于 P^0 。

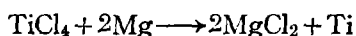
域里，就沒有新的問題。一个好例子就是渦輪机中的流体力学問題。这一个问题可以分为兩部分，一部分是把流体作为無粘性的，即理想的流体；另一部分的研究是把流体的粘性考慮在內的。在第一部分中主要的問題是如何設計叶片和內外殼形狀，以达到功率和压力比的要求。这一个问题現在只在亞音速的軸流机有了比較完美的解答，如果气流的速度增加到近音速或超音速，或者軸流改为混流或徑流，或者不是軸流而又高速，那么我們現有的答案都是片断的，实验結果也不够。所以第一部分的理想流問題离完全解决还很远。至于第二部分粘性流的問題，因为必然產生很复雜的二次流(secondary flow)所以研究工作只作了一个开始，我們現有的知識是不足的。不用說，只有在解答了这一組問題之后，我們才能把渦輪机設計得又精小而又有效率。而只有在能作到如此，才能把噴气推進机設計得輕小，减少它的耗油率。顯然，渦輪机里的流体力学問題是对航空事業有很大的重要性的。

三 材料和結構的問題

無論空气动力学的研究作得如何好，要把飛機的模型变成真能飛的飛機还是要靠良好的材料，还是要靠和良好材料配合起來的結構。所以我要講的第二個問題就是材料和結構的問題。

因为飛機的飛行中必須用翼面生出与重量相等的升力，而發生了升力，就有阻力，就需要推动力，就需要燃料；而燃料又要加重量。所以如何減輕飛機的重量是一个很基本的問題。这也就是說，飛機的材料必須要輕而又堅強。強、是为了能吃得住大的應力，堅、是为了在同一應力下，變形小，可以减少許多关于空气彈性力学上的問題。但是成为良好的飛機材料，其条件还不只是这三个，还有其他性質要注意到。例如鋁合金和鎂合金來比較，在輕、強、堅三方面綜合看來，自然是鎂合金好，但是因为鎂合金在一般实用大气环境里，很容易就被腐蝕，因而大大地減小了它的強度。也可以說鎂合金在實驗室里的強度是不可靠的。所以鎂合金一直就未能完全代替了鋁合金，而只能用在二等的、次要的、不吃大力的結構上。

近來因为飛機的速度大大地加高，因而机身表面的溫度也隨着加高，例如在馬赫數等于2的時候，机身表面的平衡溫度就約為 300°C 。在這種比較高的溫度，鋁合金的強度就大為減小，鎂合金的強度也就更小了。所以我們必須來找新的材料。自然我們會想到合金鋼，因为合金鋼很堅強而熔點也高；鎂的熔點是 651°C ，鋁的熔點是 659.7°C ，而鐵的熔點是 1535°C 。但是鋼有一個缺點：就是鋼太重！鎂的比重是1.74，鋁的比重是2.699，而鐵的比重是7.86。我們在元素的周期表中找，我們會找到鈦(Ti)。鈦的比重是4.5，而熔點是 1800°C 。當然我們要問鈦的強度有多大，鈦的強度在加入少量適當的其他元素成為合金后，就可以接近于合金鋼。它的楊氏模量是和鎂相近，比鐵小一半。但它有很好的抗銹能力，一般是不用外加油漆的。所以鈦合金是比較輕而又很強的金屬材料，特別適用于高速飛行。但是事無十全十美，想用鈦合金也有一個困難。鈦雖然不是稀有金屬，但想從氧化鈦(TiO_2)提出金屬鈦不是一件容易的事，問題是提出來的金屬鈦必須很純，不能含碳。含了碳就會使它變脆，失去延展性，不能用為金屬材料。現在一般在用的方法是用純化的液體氯化鈦(TiCl_4)滴入鎂中，令它們起下列的化學變化：



当氯化镁用真空挥发出去后，留下的钛粉是很纯的。但是这时的钛还是成绵状的，必须加热压延后，才能成钛材来用。我们从上面所述的制造过程中看到，这样得来的钛成本是高的。它首先从钛矿中用氢气提出很纯的氯化钛，然后再把还原作用所生的氯化镁电解，回收镁。这是一个间接的方法。直接的方法是用钛的熔盐电解。可是世界各国现在还没有能完全解决钛的熔盐电解中的问题，所以廉价钛的生产，还是冶金家所要继续努力的问题之一。

在更高的温度，即由 300°C、400°C 升到 600°C、700°C，如在喷气推进机的涡轮叶片，钛和一般合金钢，都不行了，我们必须用高合金钢。其实在这种材料中，铁的成分已不算重要，其主要成分是镍、铬、钴、钼、钨等金属，也就是所谓高温合金。它们都能在高温含氧气流中抗锈，也有很大的强度，只是它们的比重较大些，而且在常温下不能切削，必须用精密铸造方法制叶片。对我国说这些高温材料也带来一些问题，这就是因为据目前资料来看，我们缺少镍和铬的矿源。所以一旦需要大量生产喷气推进机，这些原料的来源就会成问题，因而如何把高温合金中的镍和铬用别种我国丰产的金属来代替，便成为冶金家所必须注意和努力的问题。

喷气推进机的效率，即用油量，可以用高温及高压来改进。但是用高温，燃烧室和涡轮的材料就必须更加要能耐火。到了 900°C 的高温，就是高温合金也不行了。当然，冶金用的耐火材料是可以抵抗这样的高温的，但是这种材料都是金属的氧化物，再加上玻璃体把一个个氧化物的晶体粘合起来。它们不但脆而没有延展性，而且更坏的是氧化物的导热系数都较低，远小于金属。这种氧化物的耐火材料在骤然加热或冷却的时候，就很容易因发生大应力而破裂。也就是说，用了这种材料所作的涡轮叶片，很容易在开车或停车时损坏。要想解决这个问题，我们必须要有熔点化合物中有较大的导热能力的。这些化合物是金属元素的碳化物、氮化物或硼化物，如碳化钛 (TiC)、氮化钛 (TiN)、碳化硼 (B₄C)。自然我们还同时要注意到抗氧化的能力和在高温中的强度。这一类的材料的研究本来是为了金属切削工具的刀口，例如现用的碳化钨工具材料就是碳化钨和碳化钛的混合物加上钴粉压制和烧结而成的，所以这类材料又称硬质合金。硬质合金的制造要用粉末冶金方法；因此为了发展这种抗高温的硬质合金，我们除了研究粉末材料本身之外，还要大大展开粉末冶金的工艺研究。

最近硬质合金的高温材料研究又注意到另一种化合物，即金属元素间的化合物。例如镁的熔点是 651°C，铋的熔点是 630.5°C，这都是比较低的熔点。但是这两种金属元素间的化合物二铋化三镁 Mg₃Sb₂，是一种硬质合金，它的熔点远远高过金属镁和铋，是 1,228°C。也就是说，我们从两种金属元素中得到比个别元素的熔点要高得多的化合物。自然，要制造它，我们不能只混合熔化了了的镁和铋，因为化合物产物的熔点，要比熔液的温度高得多；所以要制造这种硬质合金也必须用粉末冶金的方法。这种新的高温硬质合金是目前很有希望的一个研究对象。

在前面我们讨论了几个等级的高温材料，都能在它们个别温度领域内保有很大的强度和抗锈性质。但很显然地在这一方面的发展不是无止境的，我们现在知道的最高熔点是碳化钨 (W₂C) 的熔点——3,887°C，再要高是难了。这也是说固体材料无论如何是难用

在 $3,000^{\circ}\text{C}$ 以上的。但是在火箭推進机中如果用氫气和氟气作燃料，燃燒室的温度会到 $4,600^{\circ}\text{C}$ 。那么用什么材料來作燃燒室呢？解决这个問題自然是用冷却的办法，也就是使燃燒室壁的温度远小于火焰的温度。这样即使火焰的温度高，室壁の强度还可以保持。这个办法当然并不新奇，汽車发动机的汽缸早就用了这办法。但是火焰的温度如果很高，要保持表面一定的低温，那就引起很大的導热量，也就是說非要把大量的热从表面吸去，然后才能維持表面的低温，这給冷却系統的设计帶來了困难。在这些情况下，一般冷却系統是不能勝任的。新的建

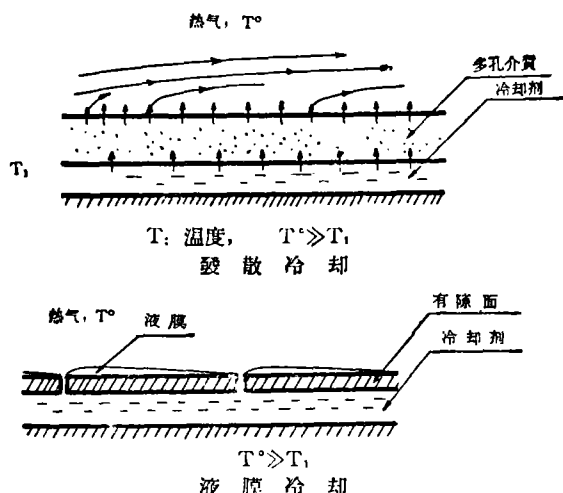


圖4 两种高效率的冷却方法。温度是 T 。 T° 是热气温度， T_1 是表面温度。發散冷却的冷却剂可以是液体也可以是气体。液膜冷却自然只能用液体。

議是把冷却剂(液体或气体)从壁面孔隙压入燃气中(圖4)，液体得到燃气的热就揮發，气体也加热，从高温燃气傳來的热就这样地被吸收了；我們也可以說从燃气來的热被“推回”到燃燒室中去。这个冷却方法很像人在热天出汗的道理，因此这种冷却方法也可以名为發散冷却。我們要注意到，这發散冷却是无限制的，燃气温度再高，我們只要再多压入些冷却剂就可以了；如能把这个冷却办法研究好，不要說是几千度的温度，几百万度的温度也是可以不怕的！所以發散冷却把我們从高温問題中完全解放出來！

有了良好的材料，下面的問題就是結構設計的問題。在这一方面，我們可以說是航空技術中比較落后的一面。在过去的十五年，空气动力学、推進机兩方面都有了非常大的進展，而独飞机結構仍然停留在十五年前的概念，我們还是用金屬薄殼結構，只不过把表面殼的厚度加了些，把圓头铆釘改为齐面铆釘。在设计上是作得更仔細了，把殼的厚度也作成因負載不同而漸漸改变的，不是同一厚的板了，有些地方也不用铆上去的肋杆了，而整个肋杆和殼板一齐用重型油压机从鋁錠压挤出來。但这都是些小改進，而不是原則上的改進，不是像从鋼架蒙布的結構改到金屬薄殼的結構那样具有質的改变。我們不能否認：結構工程师落后于空气动力工程师和推進机工程师。

但也有两种新的結構設計現在正在研究中，它們有可能發展成航空結構。一种結構是从預应力混凝土發展出來的，另一种是从塑膠結構發展出來的。我們都知道混凝土的特性：它在压力下的强度是很大的，但是它在張力下的强度很小。要补救这些缺点，我們在受張力的部分中加入鋼筋，使鋼筋承受張力，混凝土本身只受压力，这就是鋼筋混凝土的原理。更進一步，我們可以在空的模子中，先把鋼筋拉緊，使鋼筋中有很大的張力，然后拌入混凝土。那么如果当混凝土凝結后，我們把鋼筋放松，鋼筋必然回縮，因而把那有鋼筋部分的混凝土加上压力，也就是預加上了压应力。这样即使結構在承受負載时在那一部分有發生張应力的傾向，也不过把預加的压应力减小些，可以不出現張应力，这样我們調和了混凝土受压强度与受張强度的差別，使它的性能接近于金屬材料。这就

是預应力混凝土(圖5)。从这里我們得到一个啓發:如果我們把任何脆性的材料加上適當的預应力,我們就可以把它“金屬化”,免去因脆而帶來的結構上的缺點,這也就是說我們能因此把可用材料的範圍大大地擴大。譬如一般燒結材料,像瓷,是很脆的,它本身不能用為結構材料。但是如果我們在瓷結構中加入鋼絲,再把鋼絲適當地拉緊,那么瓷體中就有了預应力,把它金屬化,也可以用來作飛體的翼面了。當然,上面所說的瓷,也許太重,不宜用于飛機。可是有許多瓷性材料是很輕的,如碳化硼(B_4C)這一個材料,它的密度只有2.50,這一類材料是可以考慮來用在航空結構中的。

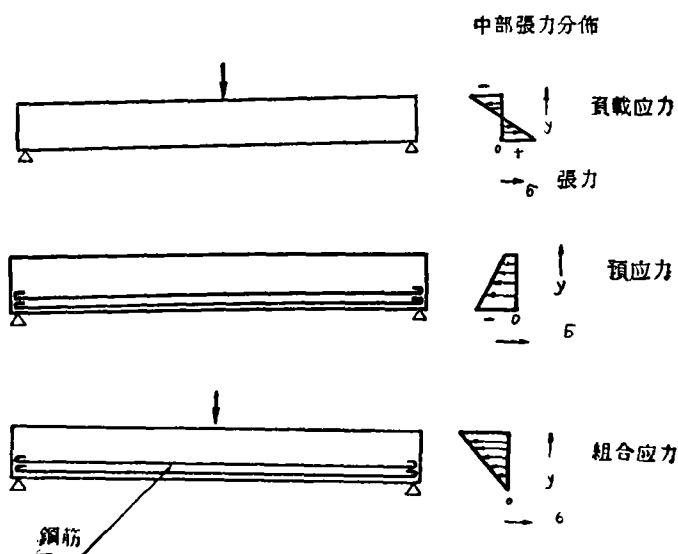


圖5 預应力梁的原理。上圖是沒有預應力的梁在負載下的應力分佈。中圖是預應力的分佈。下圖是預應力和因負載產生的應力的疊加,也就是預应力梁在負載下的實際應力分佈。

第二種新型結構是用塑膠來制成的。但是塑膠的強度不很大,在航空結構上純用它是不夠的,我們必須要加入更堅強的材料,作為抵抗張力的物質。現在在試用的是玻璃絲,因為玻璃拉成細絲以後,它的強度更大,而且很柔軟,我們把玻璃絲先放入模型中,然後澆入塑膠液。當塑膠凝聚後,玻璃絲就鑲入了塑膠體中,大大地增加了它的強度和堅度。又因為塑膠和玻璃都是比較輕的物質,最後的結構也很輕。現在有些汽車的車身就是這樣制造的。這一個材料很適合於大批制造,成本也比較低,所以像飛彈(或導彈)這一類要有大量生產的東西,利用這種玻璃絲塑膠材料來做它們的機身和機翼面是要研究的一個重要問題。

說到飛彈,我們自然要想到,這一個結構只運用一次,而在這一次總運用的時間也是很短的。防空飛彈的飛行時間不過幾分鐘,就是遠距離彈道式飛彈也在一小時以內。這就是說,飛彈結構的運用壽命是很短促的,不像一般結構壽命要長到幾年或幾十年。我們很可以利用這一個特點,來改進飛彈結構的設計,減輕它的重量。舉個例:金屬在高溫下受了負載就會漸漸變形,即所謂蠕變;也就是說在一定時間後,它有相應的變形。我們也知道為了結構能完成它的任務,變形是要受一定限度的,而蠕變的速度是因應力大而增加的,所以要壽命長,那么蠕變速度必須低,應力也必須設計得小些。反過來說,如果壽命很短,應力就可以大大加強,結構減輕,在運用時間內也不會有程度以外的變形。這就說明了,如飛彈這種壽命短小的結構,我們在設計還有許多可以取巧的地方。最有名的例子就是德國在第二次世界大戰中的V-2飛彈,這飛彈尾端有裝置在火焰中的四片木質葉片,是為了起飛時控制火箭的,木葉片自然會在火箭的火焰中燃燒起來,但

是因为使用它的时间只在起飞时的一分钟，燃烧及消损是不成问题的。其实这个短寿命结构概念的应用也不限于飞弹，就是一般飞机，我们也可以把一次飞行作为一个段落，把有些零件的寿命作为一次飞行的时间（即几小时），这些零件就可以在一次飞行降落后拆下作废，另换新的。由上面的讨论看来，显然地，短寿命结构这一概念，是在一定情况下，解决设计上的困难，使结构减轻，并可能采用劣等材料，因而大大地减轻成本。

四 推进机的问题

我们在前面已经讲过转动机械中的流体力学问题。我们在那里指出：我们在这方面的知识还是不够的；我们还没有能够把今后改进转动机械效率的方向肯定下来，我们还在探索。但是有一点我们必须在这里讲：现在因为有了十几年在压气机方面的研究工作，轴流式的压气机的效率已经相当的高，已经接近了90%。相比之下，高负载的喷气推进机内的涡轮机的效率是低的，它只有70—80%。自然这是因为我们提高了每级涡轮的负载，以减少轮数和减轻重量。如果能不顾重量，把轮数增加，因而减轻每一涡轮的负载，效率是可以像陆用固定燃气涡轮机那样高的。可是航空用的机器必须轻，高负载是不能免的，因而如何提高涡轮机的效率就是目前一个重要的研究问题。

自然我们也不要忘了另一个改进热效率的办法是提高涡轮的工作温度，并相应地提高压缩比。要提高工作温度，从现在的850°C到1,100°C，我们必须研究新的耐高温材料。要把温度更提高，我们必须用冷却叶片的办法。这两个问题我们在前面也已经讲过了。现在放在我们目前的一个重要问题是：如何利用现在已经研究出来的材料和冷却方法来设计高温涡轮及叶片。冷却设计的问题是尽可能得到均匀的温度，不使任何一点超过材料的高温限度。各国现在正在这方面努力，谁也没有能完满地解决这问题。

现在我们来讲一讲一种新型的动力机械：气波机。

我们都知道燃气轮机比活塞机轻，举个例来讲，飞机的活塞推进机带螺旋桨在内，每一马力的机重量是约1公斤。而现在的喷气式涡轮推进机每一马力的机重量只有0.1公斤，因此在现代的飞机中我们已完全看不到活塞发动机了。燃气涡轮机为什么这样轻而活塞机为什么这样重？这原因有好几个，但其中主要的是燃气涡轮的转速比活塞机要大得多，它也没有往复运动，因而免去了一切惯性力。没有惯性力可以减轻机重，转速高可以多出功能。所以同一重量的燃气涡轮要比活塞机的功率大得多；也就是说同一功率的燃气涡轮要比活塞机轻得多。但是燃气涡轮也有它的缺点：它的最高工作温度现在只有850°C，而活塞机的燃气温度在高达1,600°C。高温可以提高热工效率，但要提高燃气涡轮的工作温度不是容易的，——前面也已经说过了。我们能不能创造出一个新方法呢？解答这个问题的关键在于明了为什么活塞机的燃气温度可以高，燃气涡轮不能高；而实际上燃气涡轮用的材料要比活塞机更耐高温。这里的道理是活塞机的汽缸并不只与高温燃气相接触，高温燃气在汽缸中是要膨胀的，而膨胀了的气体温度会下降的。所以汽缸壁的温度决不是燃气的最高温度，它在大部分时间是与较冷的气体相接触的。这个原因再加上汽缸形状简单，容易用水来冷却，使活塞机能够用高温燃气而不需要特殊材料。我们能不能够一面保持这个活塞机的优点，一面免除活塞机的惯性力，因而增加它

的轉速呢？我們必須知道慣性力的來源是在往復運動的活塞，要解決這問題，我們要創造出沒有活塞的活塞發動機！這是可能的，我們可以用氣柱本身作為活塞，這樣金屬的活塞就不需要了。這就是氣波機。氣柱作為活塞就是利用氣波傳播的一定速度，約 800 米/秒，這比一般活塞的平均往復速度就大 60 倍。因此如果我們能在氣波機中也產生像活塞機汽缸中的高溫高壓，我們就可以把氣波機的功率提高到同重量的活塞機功率的幾十倍。所以氣波機的研究可以產生一種和燃氣輪機一樣輕，但有更高熱工效率的動力機械。這也是我們又回到往復式原理的動力機械。當然這是一個很重要的研究題目。

現在我們要談一談推進機與飛機配合的問題。

差不多一直到現在，飛機的設計和推進機的設計是分開兩起作的。設計推進機的人估計航空方面的今後需要，作出新型推進機的技术條件，像若干公斤的拉力，每公斤每小時燃料的消耗量等。工程師就在這個技術條件下設計新機器。新機器的設計、試造、改進、直到成批生產，大概要有三、四年。新型推進機在試造時期，工程師就可以作出它的最後定型後的性能的估計。這個性能的估計就是飛機設計師的原始資料之一，他用這個資料進行飛機的設計。當然，在推進機逐步改進的時候，原有估計必有更改，飛機設計也必須隨着有些更改。但在基本上的情況仍然是推進機先設計，飛機後設計；設計推進機的時候並沒有一定的新型飛機作為目標，它可以是歼擊機，它也可以是民用飛機。

可是現在推進機的動力加大了很多，燃料的消耗量很大，推進機對飛機性能起了決定性的作用。推進機不是單作為飛機的一部分，而必作為一個主要部分。也因為噴氣推進機的每秒空氣流量是很大的，遠遠超過了活塞機的流量，因而進氣口、排氣口的裝置和安排對飛機的空氣動力性能也有了重大的影響。也就是說，推進系統的設計是與飛機的總體設計分不開的。此外，現代的推進系統的組成部分多：有進氣擴散器、有空氣壓縮機、有燃燒室、有渦輪、有尾管燃燒、有噴氣管口。每一部分的設計原則又可以有很多的选择。譬如空氣壓縮機可以是軸流式，也可以是徑流式，也可以是混流式；可以是亞音速的，也可以是近音速的，也可以是超音速的；可以是一個轉子的，也可以是兩個轉子的；可以是單流的，也可以是分流的。而每一種配合有它的獨特的性能：要最大的推力呢，還是要最大的經濟性；要只作高速飛行呢，還是要作短時間的高速飛行并較長時間的低速飛行。換句話說就是：推進系統的設計決不能局限於幾個現有的，已定型了的推進機，而必須要依照一定新型飛機的技術條件、技術任務，考慮了全體的成百的組合可能性，然後選出最好的設計。這最好的設計可能是很特殊的、“四不像”的動力系統，它可以是沖壓式和渦輪式的聯合系統；它也可以是沖壓式噴氣機和火箭的聯合系統。總而言之，飛機和推進機分頭兩起設計的时代已經過去了，現在的要求是：飛機設計師和動力設計師必須密切的合作，一個新飛機要有為它單獨設計的推進系統。飛機工程師必須懂得動力的問題，而推進系統的工程師也必須懂得飛機設計的問題。在一個新型設計開始時，兩方面的工程師要一起工作，共同擬出一個最好的方案。

五 新型的飛行器

最後我們要講一講飛行的整體問題。

飛機的升力是由在空氣中運動得來的，所以飛機必須在得到一定速度後方才能起飛，

也必須以一定速度降落地面。因為要求飛機最高速度的增加，在飛機的幾十年歷史中都是在不斷地想辦法減小阻力，也隨着減少了翼面。因此，飛機的起飛速度就從早年的每小時五、六十公里到了現代的每小時近二百公里。這樣飛行場的跑道就越來越長，更要作得堅固，能負降落時的沖擊力。如此，飛行場就無法建築在城市里，必須要在城郊。但是這不但不方便，也不經濟，因為從市里到城郊要花相當時間，部分地抵消了因飛行而省下來的時間。更重要的是大飛行場是戰時敵人的好目標，容易被轟炸，轟炸了跑道就不好用。因此在國防飛行和民用飛行上，我們要求能不用跑道，至少也必須把跑道縮短。自然在這一點上，我們會想到直升機，用螺旋翼的直升機。但是現在的直升機傳動機件複雜，機身重量大，而且也不能在平飛時達到高速度，所以螺旋翼式的直升機現在只能作為短程飛行工具，和特殊軍用飛行工具，還不能滿足我們在上面所提出的要求。我們也不能說直升機在將來可以改進到令我們完全滿意；它有它的基本的限制。

在噴氣推進機沒有創造出來的时候，這個飛機的主要矛盾，看來是沒有方法來解決的。但是現在不同了，噴氣渦輪推進機已經做到能發出4倍於它機重的靜止拉力，而這個拉力即在相當飛行速度下也不減少。那麼我們可以把噴氣管的方向轉到向地面，取得升力；如果全機重量不大於4倍噴氣機的重量，我們就可以令飛機垂直起飛，“平地臨空”，完全不需要跑道。升到相當高度，我們可以再把噴氣管的方向改向後方，飛機就可以照常飛行了。要降落的時候，可以把噴氣管再轉向下，飛機就能慢慢地着陸，就如人坐下來一樣。如果因為噴氣管的方向不容易轉變，我們也可以固定了噴氣管，可是在起飛的時候，把飛機機身立起來，使噴氣管向下。升起後再慢慢運用空氣動力把機身轉入平向，向前飛行。這樣我們就有可能創造出不用跑道的超音速飛機。

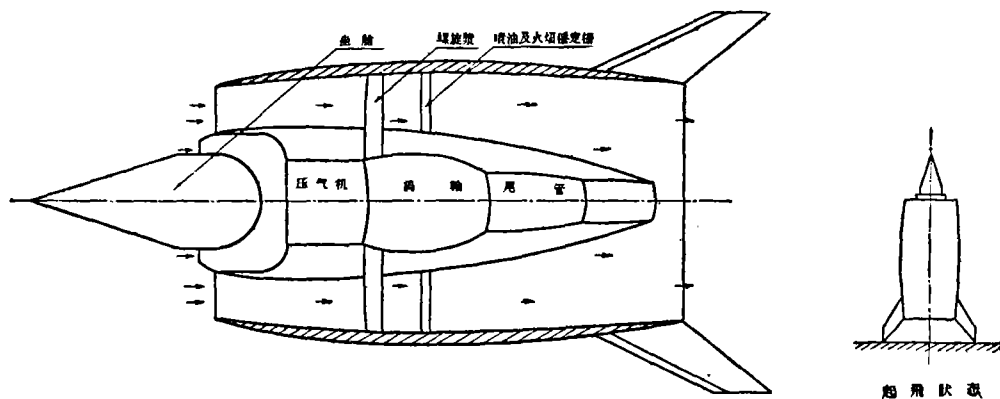


圖6 這是桶形機的示意圖。這機型是可以達到超音速的。進氣分為兩部，一部分經過渦輪噴氣機，一部分經過螺旋槳略受壓縮後，直接噴出，或與油燃燒後再噴出。

這個基本概念在實現的時候，還可以加以種種的改良。譬如為民用載客，我們就不一定需要達到超音速，那麼我們就可以用螺旋槳和燃氣渦輪來代替噴氣機，這樣同重量的動力機械就可以發出更高的拉力，因而即使全飛機的重量大於動力機重量的4倍，也可以直升。我們也可以把螺旋槳包在一個環形翼中，成為一架分流噴氣推進機，在起飛

的时候和超音速飛行的时候可以利用尾管燃燒來加大拉力。这就是蔡伯罗斯基(H. Zborowski) 所謂的桶形机了(圖 6)。桶形机沒有廣闊翼幅, 在这一点上它像三角翼的飛機, 但它能垂直起飛、垂直降落, 不要跑道, 它也能达到超音速。

这里必須說明的是: 上面所說的一些新的飛行器, 因为用了革命性的運轉方法, 帶來了一系列飛行穩定和平衡的問題; 特别是在从直升飛行轉到平向飛行的时候, 或相反地从平向飛行轉到垂直下降的时候。这些穩定問題是不容易解决的, 但是因为在过去十几年自动控制和調節的理論与技術有了飛躍的發展, 使我們有把握能解决这个困难的穩定問題。我們可以說: 沒有任何机械系統不能用自动控制方法來人工穩定, 所以一定能用自动控制和調節的办法, 來把这些新飛行器的操縱性能做到尽善尽美。

自然依照上面所說的方法來垂直起飛和降落是需要相当大的动力的。这在有些飛機, 像旅客机是要有困难的。我們还是要找一找別样的办法。一个可能的办法就是所謂“噴气衿翼”。这是把噴气推進机的噴管改裝, 讓噴气从翼面后緣的縫出來, 如果噴气的方向是向下的, 那么我們可以体会到因反作用而產生的升力。假如 m 是每秒噴出的質量, v 是噴气的速度, θ 是噴气方向与飛行方向所成的角度, 那么因噴气而得到的升力应是

$$mw \sin \theta \quad (5)$$

如果噴角直接向下, θ 是 90° , 升力也最大, 是 mw 。但是实验結果告訴我們, 升力因噴气而增加的部分、远远超过 mw , 即使 θ 不是 90° , 也是如此; 增加的升力是 mw 的 3 倍以上。这里的原故是翼面压力的分布受噴气影响, 有了更变, 使翼面產生了更大的升力。

因此, 我們也可以把噴气衿翼看作是噴气升力的擴大器, 把升力擴大到 3 倍以上。这自然对飛機設計上有很大的帮助⁽¹⁾。(圖 7)

我們也可以从另一方面來看这个現象: 我們知道一般翼面的最大升力系数 C_L 是 1.5 左右。原因是在高仰角下, 附面層会从翼面分离, 造成渦流, 反而失去升力。但是如果在翼面的后緣有了噴气, 噴气对它兩旁的气流有牵引作用, 使分离了的附面層从新回到翼面上來, 因而能使升力加大。据实验結果, 升力系数在噴气情况下可以达到 13。这就是說用了噴气衿翼的办法, 我們可以把最大升力系数提高 9 倍。

这就是說起飛速度或降落速度可以减小到一般的 $1/3$ 。如果一般飛機的起飛速度是 200 公里/时, 那么用了噴气衿翼, 起飛速度就可以落降到 70 公里/时。据估計: 即使高速达 800 公里/时的旅客机, 也可以在短短的 500 公尺的跑道上飛起來, 也越过一般高度的建築物。500 公尺大小的廣場在城市中心也能开辟出來, 所以用了噴气衿翼的原理, 民

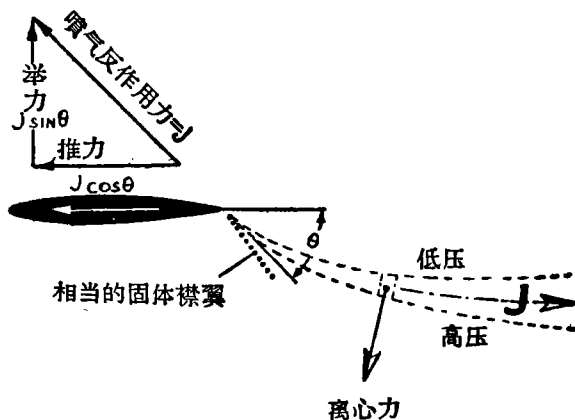


圖 7 噴气衿翼的作用。噴气角是 θ , 气由翼的后緣射击, 速度是 v , 質流量是 m , 噴气反作用力就是 $J = mv$ 。

(1) 詳見 I. M. Davidson (J. Roy. Aeronautical Society, 1956, 1 月号)。

用机场就可以从城郊搬到城市中心来。这真是很理想的了。在国防航空上，这种用喷气引擎的飞机也是它的好处：它的飞行场小，也因为起飞速度低，不用坚固的水泥跑道，可以在草地上起飞。所以无论从那一方面来看，喷气引擎这个原理是值得研究的。喷气引擎是把飞机和推进系统密切结合起来，所以也是前面说过的综合设计原则的一个实例。

要讲新型的飞行器，我们就必须说一说火箭。当然我们知道火箭是中国人创造的。远在七百年前的宋代，火箭的原理就发现了。但是一直到第二次世界大战的前夕，这一个原理没有什么发展。在第二次世界大战中，火箭大为各国所重视，苏联首先造出威力大的火箭炮。短射程火箭的优点也很快地被德、英、美等国所发现，在作战上被大量采用。然而使我们最感兴趣的是远射程火箭，即出名的德国 V-2 火箭。它是用液体推进剂的：燃料是 $\frac{1}{4}$ 水和 $\frac{3}{4}$ 酒精的混合物，氧化剂是液化氧。它的起飞重量有 13 公吨，但其中 68% 是推进剂。它也是垂直起飞。它的射程有 300 公里，最大速度约 4 倍于音速。从 V-2 开始，世界各先进国家都一直在研究和发展远射程火箭。最近我们常常听说所谓弹道式洲际火箭。这就是说火箭是没有翼面的，它的飞行是像炮弹一般，它的射程大到可以从一个洲射到另一个洲。这也就是说这种火箭的射程在 6,000 公里以上。要能达到这射程，火箭的最高速度必须是 15 倍音速以上，也就是 15,000 公里/时以上。弹道的顶点高度有 1,000 公里。这种火箭也是垂直起飞，所以达到高速的时候，也就是火箭燃烧终止的时候，火箭已经很高，可以说是在大气层之外了，所以虽然有高速也没有什么空气阻力。但是当火箭再回向地面的时候，它必然再进入大气层，这时空气阻力很大，火箭表面可以达到很高的温度，产生一系列新的气体动力学上的问题和结构上的问题。这在前面已经讨论过了。

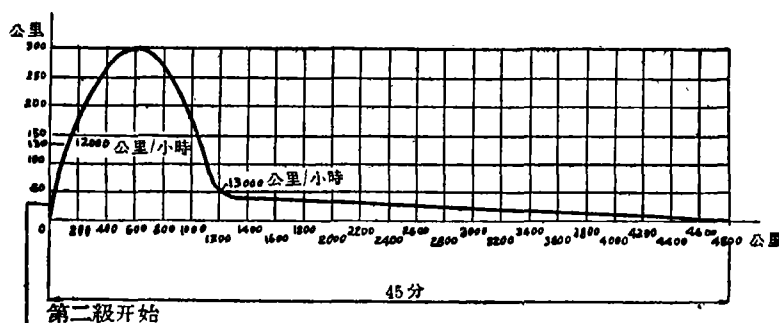


图 8 这是一个有翼的远程火箭的“弹”道。横坐标是岸落地面的距离，纵坐标是高度。这个火箭被另一个无翼的更大的火箭从地面推到 25 公里的高度，在那里火箭的速度是 4,800 公里/时。所以这个火箭组有两部分。一个起飞火箭，也叫第一级，一个远程火箭，也叫第二级。第一级在 25 公里高度终止作用，两个火箭也就分离开；第二级继续前进。第二级上升到 130 公里高度，速度 1,200 公里/时，然后燃烧停止，火箭以后完全靠惯性飞行。全射程是 4,800 公里。这是一个设计计算的结果。

我们自然要问，我们能不能想办法来利用这回向地面的大速度呢？答复是肯定的，只要我们把火箭装上翼面；翼面所产生的升力就使火箭能滑翔（图 8）。这样火箭的速度就可以慢慢地减小，慢慢地落到地面。根据计算，如此就能把火箭的飞行距离增加二倍，可以达到 18,000 公里。其实因为地球的半径是 6,500 公里，地球表面上最远的距离也只不

过 20,000 公里, 这种有翼的远程火箭差不多能“一口气”从地面上一点飞到任何另一点。问题是这样的火箭上能不能坐人, 作为旅客机。要回答这个问题, 我们必须知道这种火箭起飞的时候是很重的, 但重量的绝大部分, 约 85% 是推进剂, 那么当燃烧终止后, 推进剂用完, 火箭体是很轻的, 它并不较一般飞机重。因此, 它的降落速度也不会比飞机大。所以有翼的远程火箭是可以载人的。这样我们就可以创造出一种超高速的运输工具。它从北京到莫斯科只用半小时。由于飞弹的发展, 我们相信在十年内, 完全有条件实现这种革命性的运输工具。

因为远程火箭有一部分飞行是在空气层以外的, 所以这种飞行器已经不完全是“航空(气)”的飞机, 而是局部的“航空”(间)的飞机。也就是说我们已经是处在真正航空、航空间时代的前夜。明天是人类文化的另一时代, 是人造卫星、星际飞行的时代。这才是我们航空技术的真正远景。

〔上接99頁〕

計、包裝管理都有一套技術可以參考, 特別是一些新的發明, 例如放射性同位素的应用, 虽然刚刚开始試驗, 但希望很大, 其他如电磁波处理和抗生素处理, 也都值得研究, 必須迎头赶上。

3. 值得特別提出的是种子粮的保管問題, 种子粮虽然比食用粮数量少, 但要求却比较高, 不僅不能損耗變質, 还必須保持生活力。現在种子与食用粮同样保存是不合实际要求的。這個問題現在就必須开始作專門研究。

4. 薯类也是主要食粮之一, 但貯藏問題要比谷物困难得多, 因为水分高, 容易感染病害, 并且会抽芽皺縮, 農家窖藏虽然有些經驗, 但存在問題仍多。我們也試过收穫前及貯藏中用藥剂抑制發芽, 但效果有限, 技術繁而費用大。最近先進國家用放射性同位素抑制發芽, 是一个有希望的办法, 值得深入研究。

5. 从生物学上看來, 貯藏的基本問題在于生理生化的变化及病虫消長的規律。谷粒薯类都是活的植物器官, 都有它們發育的过程。在發育过

程中, 一般都有一个自然休眠的时期。在这个时期中, 生理活动小, 不会萌动。休眠期的早晚長短, 各品种不同, 并且因栽培环境而有变化。了解和掌握这个規律, 在一定限度内就可以人为地延長或破除休眠, 这样不僅对于貯藏有利, 对于防止谷粒在穗上發芽和即时促使种子或塊莖萌动都是很重要的。这种工作是很基本的生理学問題, 要結合整个植物發育过程來做。在貯藏期中虽然整个生理活动較少, 但各別酶的活动仍在進行。这些活动如何影响品質, 值得生物化学家研究。至于病虫消長, 微生物彼此之間的相互关系等, 在理論上和實踐上都有很大的意义。

6. 粮食貯藏問題, 需要多方面的研究。苏联有全苏谷物研究所等两个全國性的研究機構, 欧美各國也都專門性的機構。希望粮食部最近能成立一个粮食研究所, 結合農業、商業及衛生部門, 与科学院的研究機構共同研究粮食貯藏方面的各項問題。