

1627

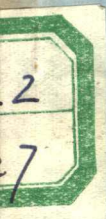
國防工業译丛

第 二 輯



Handwritten signature
1957-6-15

國防工業出版社



国防工業譯叢

第二輯

*

國防工業出版社編輯出版

北京市書刊出版業營業許可証出字第074号

北京市新中印刷厂印刷 新华書店發行

*

850×1168耗 $1\frac{1}{32}$ · $2\frac{3}{4}$ 印張·71,000字

一九五六年十二月第一版

一九五六年十二月北京第一次印刷

印数：1—3,400册 定价：(10)0.55元



內 容 簡 介

本輯“超音速歼击机”一文，主要討論超音速飞机設計方面的几个問題：阻力与推力、操縱性和穩定性及空气动力受热。本文着重研究“阻力的减小和动力裝置的选择”。

“如何保證導彈的穩定性和操縱性”一文，從導彈方面研究上文所提到的第二個問題。

“空气动力受热”一文，对第一篇所提出的第三個問題列举了几种目前設計的新方案并在比較。

“制造飞机無線电設備的新技術”一文，虽然是介紹美国在縮小無線电設備尺寸及新技術采用的成果方面的一些問題，但其中某些新方法，仍可作為我們研究这方面的借鏡。

“可操縱的砲彈”普通称为“導彈”，本文介紹導彈的特点和操縱，分析了三种型式的噴气發動机：火箭式、冲压式和噴气渦輪式的特性等。

“砲管的受熱和它的寿命”一文，通过實驗数据分析砲膛磨損的原因，並比較、分析各种減低砲膛磨損和燒蝕的方法。

“精密鑄造中的新方法”本輯續完。

“以統計分析法确定机床的精确度”，“几种酸洗阻化剂的研究”，“刀具鍍銘”，“高速鋼多次回火的过程”等篇都可作为工厂工艺师、冶金师等技術人員工作上的参考。

目 录

超音速歼击机 (上)	福札尔得	(1)
如何保证导弹的稳定性和操纵性	穆 克	(10)
空气动力受热		(16)
	* * *	
制造飞机无线电设备的新技术	司卡尔	(19)
	* * *	
可操纵的炮弹	加尔德涅尔	(33)
炮管的受热和它的寿命	C.A. 普利赫基考	(43)
	* * *	
以统计分析法确定机床的精确度	B. H. 阿维洛夫	(49)
精密铸造中的新方法 (续完)	B.A. 阿列克赛也夫 И.С. 别 尔 兴	(56)
高速钢多次回火的过程	M.A. 尼卡诺洛夫	(61)
几种酸洗阻化剂的研究	C.A. 巴列辛金 C.K. 诺维可夫	(74)
刀具镀铬	M.E. 高列许汀 B.M. 弗里甸威	(81)

超音速歼击机(上)

福札尔得

前 言

所謂“音障”以及超音速氣流的現象都是和空氣壓縮性分不開的。空氣壓縮性的反應是在1939~1945年間的飛行中開始研究的，在研究初期，殲擊機在高空中進行了急劇俯衝。這時發生了強烈顛簸以及操縱失效等現象。由於飛機上局部氣流已達音速，因而形成激波。

激波是有限振幅的壓縮波（和音波相反，音波是無限小振幅的壓縮波），它是低壓區（波前）和高壓區（波後）的分隔面。爆炸波就是一種很強烈的激波。當超音速氣流和激波相遇時，在激波法綫方向的氣流分速度總是由超音速降到亞音速。當穿過厚度約為0.0025公厘的正激波時，這種氣流速度的變化會達到每秒鐘數十公尺。迅速壓縮的過程就使動能變成熱能；而且激波後面空氣的靜壓力和溫度比激波前面為大。機械能變成熱能的過程是不可逆的；因而，激波實際上就是能的損失。如果要將激波附近的氣流保持穩定的狀態，那麼損失的熱能就需要機械能來補足。這種激波性質對設計超音速飛機很重要。激波總是使阻力增加。如果要保持穩定飛行，則激波所消耗的機械能應由相應地增加發動機推力而得到補償。由於激波而產生的附加阻力叫做波阻，波阻曾經是而且將來還是超音速飛行上主要的障礙。

通過激波時，壓力突然增長也就使得作用在飛機上的升力和力矩發生變化，激波和附面層的相互影響往往使附面層分離，而使升力減低。

激波後面壓力的局部增加影響到操縱面，而使軸接力矩增加。這對於在高亞音速下飛行的飛機來說，會造成操縱困難和操縱失效的現象。

大功率發動機的出現使激波不只是在俯衝時會發生，而且在平飛時也會產生。

早期噴氣式飛機最嚴重的問題是高速下的操縱性和穩定性問題。在以臨界 M 數以上的速度飛行時，由於激波很強，因而阻力隨速度增高率成為無限大。

為了減小空氣壓縮性的影響，因而採取了后掠機翼。

討 論 范 圍

本文目的是討論有关設計人員在設計超音速飞机时所碰到的某些問題。

图 1. a 是平直机翼的亞音速噴气歼击机阻力曲綫图。从图上可看出阻力是在急剧的增加，以致最大 M 数几乎保持不变，而且与推力無关。图 1. b 是后掠机翼的亞音速噴气歼击机阻力曲綫图。采用了后掠机翼才使阻力的增長得以延緩，因而可在俯冲情况下达到超音速的速度；而最大平飞速度还仍然是亞音速。

平飞时超音速的飞机可分成兩类：跨音速的和超音速的。

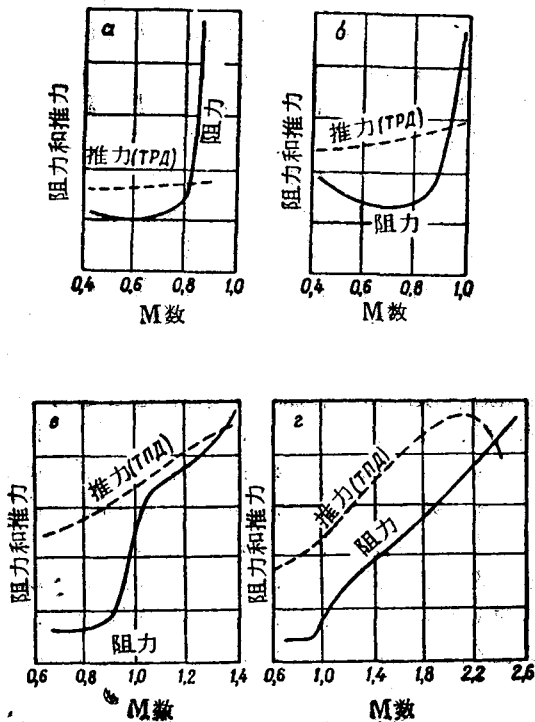


图 1 阻力曲綫图 (平飞)

a—平直机翼的亞音速歼击机；b—后掠机翼的亞音速歼击机；
 r—跨音速歼击机；r—超音速歼击机。

跨音速歼击机

早期的超音速飞机都是属于跨音速一类的。跨音速飞机所采用的后掠角比亚音速更大，机翼翼型相对厚度也更小，因而可更进一步地延缓阻力的增长，以致在平飞下可超过音速。图1.B是跨音速飞机的阻力曲线图。跨音速飞机的发动机在低超音速飞行状态下的剩余推力并不比阻力大多少，因而飞机的机动性不好。跨音速歼击机的特点是其最大水平飞行速度在跨音速范围内（即 $M < 1.5$ ）。

超音速歼击机

图1.Г是超音速歼击机阻力曲线图。这类飞机的阻力增长比较缓慢，它的推力曲线和阻力曲线相平行，直到超音速相当大时，由于进气效率的降低，而使推力曲线转为下降并与阻力曲线相交。装有涡轮喷气发动机的超音速飞机速度可达 $M = 2.75 \sim 3$ 。采用冲压式喷气发动机时，更可扩大速度范围直到 $M = 4$ 。

几个问题

超音速飞机设计中主要问题如下：

1. 阻力和推力 当飞行速度超过临界 M 数时，由于产生激波而使阻力大为增长。设计家的努力方向就是要使激波延缓产生，以便可达到更大的 M 数。此外，也应减小激波强度，以使阻力相应地减小。减小波阻是达到超音速飞行的最重要的步骤。

2. 操纵性和稳定性 有效操纵性对于保证充分发挥超音速飞机的机动性来说是很重要的，此外，也应当具有适当的稳定性。对于超音速飞机来说，因为它的飞行速度范围很广，因而要满足这种要求很困难。由于亚音速和超音速气流性质根本不同，因而要在相当大的速度范围内（即 M 数由 0.2 到 2.2）得到比较成功的可靠操纵性，会使设计家碰到极为困难的问题。在稳定性方面，尤其是对称性运动的稳定性问题，似乎有难以克服的困难，而且许多设计家认为只有用人为改变水平安定的方法才能达到必要的稳定性。

3. 空气动力受热 流体运动中的温度升高是和速度的平方成正比的。空气动力受热是在很高的飞行速度下产生的，而且对设计家来说也是一个重要问题。为了解决空气动力受热的問題可以采用适当冷却、绝热、以及用

鋼、鈦和其他材料來代替鋁合金等方法。

本文將研究第一個而又是最重要的問題：減小阻力和選擇動力裝置。

阻力的減小

為了減小阻力，設計家第一，要儘量提高臨界 M 數；第二，當 M 數超過臨界值時，要設法在 M 數增加時，儘量減緩阻力的增長。

在跨音速和超音速飛行下，波阻占總阻力的一大部分。減少阻力主要是從飛機幾何形狀著手以使激波最小。

機翼

機翼波阻主要取決於兩個參數：

- 1) 機翼平面後掠角；
- 2) 翼型相對厚度。

圖2是上述二參數對臨界 M 數影響的曲線圖。該圖中臨界 M 數僅就機翼而言；如果機翼和機身組合在一起時，由於相互干擾總臨界 M 數將比單個部件的臨界 M 數要小。

圖3是機翼後掠角對波阻影響曲線圖，所列出的三種機翼相對厚度都是5%。從圖中可看出後掠角的作用是：

1. 增加臨界 M 數；

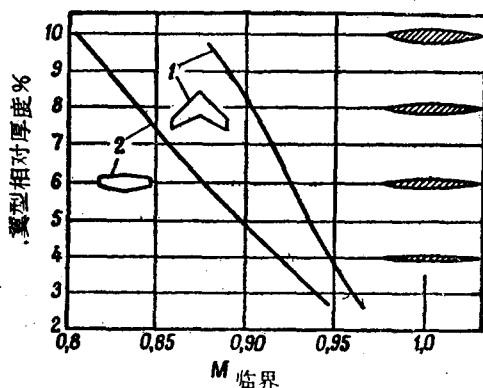


圖2 翼型相對厚度和機翼後掠角對機翼臨界 M 數影響曲線圖
1—後掠機翼(45°)；2—平直機翼。

2. 减小阻力增长的坡度;

3. 减小最大阻力系数, 并将产生最大阻力的速度值移向超音速范围。

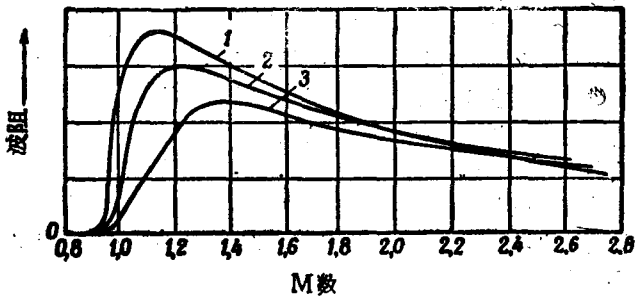


图 3 典型机翼无升力时后掠角对于波阻系数的影响

梯形比: 4.5 展流比: 3 翼型相对厚度: 5%

1—平直机翼; 2—后掠机翼(30°); 3—后掠机翼(45°)。

从图 3 中看出, 当 $M > 2$ 时, 三种翼型的波阻实际相同, 因此, 高速时后掠机翼就没有必要了。无疑地, 跨音速飞机在以 $M = 0.9 \sim 2.0$ 速度下飞行时后掠机翼是很有利的。此外, 必须提出, 如果上述三种机翼(图 3)都和同一机身相配合并作跨音速飞行时, 则平直机翼与机身组合的总波阻比后掠机翼和机身相组合所增大的程度将要比图 3 中所示机翼为大。这是因为在 $M \approx 1.0$ 时机身和平直机翼相互间的不良干扰所致。超音速飞机趋向于采用很薄的机翼, 因而它的后掠角就可以比近代跨音速飞机较小些。

超音速飞行时机翼翼型相对厚度对于阻力的影响很大。在超音速下, 机翼波阻约与机翼翼型相对厚度平方成正比。如机翼翼型相对厚度减小 $1/2$, 则机翼波阻约降低 75%, 这就是薄机翼所以被广泛采用的原因。目前使用的歼击机翼翼型相对厚度为 9~12%, 即将使用或正在设计的为 6~9%, 将来的歼击机翼翼型相对厚度将为 3~6%。(目前一些较新式的歼击机如 F-101, F-102 等相对厚度已经减小到 5%——原书编者注) 这种很薄的机翼对于减小飞机阻力及保证在超音速下飞行是必要的。但是采用薄机翼对气动力、结构、以及生产造成了很多困难, 对于后掠机翼尤其严重。

上述有关机翼波阻也可运用到其他升力面——垂直安定面和水平安定面上。设计家也应该使这些部件的阻力减到最小。

机 身

为了减小机身和飞机其他部分的波阻，必须避免产生正激波，同时儘可能减小相对直径（即机身直径与机长的比值）。

机头应相当尖锐。如果进气口要设在机头处，则在保证进气效率的可能范围内，进气口的直径应该儘量地小。机头的圆锥角是一个十分重要的参数，因为头部波阻差不多是与圆锥角的平方成正比的。

驾驶员座舱盖的形状对波阻的影响很大。前风挡玻璃对机身轴线的倾斜角度应该小，因为风挡玻璃的波阻是和这个倾斜角的平方成正比的。座舱盖的后部应该有良好的整流形状，而整个座舱盖应该儘可能做得小些。这些要求都给驾驶员的视界带来了某些限制。设计家在减小座舱尺寸的时候应该考虑到最小限度的视界。

在高超音速速度下，空气动力受热的现象也使得座舱盖的构造有了新的改变。硅玻璃的抗温性能很好，因而可代替目前通用的透明玻璃。但是硅玻璃做成大块而且曲度复杂的透明玻璃罩在生产上是很困难的。将来的座舱盖是用许多小块的、曲度不大的玻璃片拼成。在很多新式的飞机上已经开始对座舱盖的构造作显著的更改了。

粘 性 阻 力

粘性阻力包括型阻和表面摩擦阻力在内。减小粘性阻力也是一个非常重要的因素。外形线条的平滑，不仅对于减低波阻很必要，同时对于降低粘性阻力也很有利。应设法使蒙皮表面光滑，並儘量减小蒙皮表面，以使表面摩擦阻力达到最低限度。所谓蒙皮表面，不仅指的是飞机外表面，而且也包括内部进气道在内。

诱 导 阻 力

当超音速飞机在高空飞行，以及在高空以高超音速巡航飞行的时候，降低诱导阻力（由升力而产生）是特别重要的。诱导阻力 D_R 可由下列方程式求出：

$$D_R = \frac{k}{\pi q} \left(\frac{W}{b} \right)^2,$$

式中

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2.$$

诱导阻力系数 k 及机翼的翼展载荷 $\left(\frac{W}{b} \right)$ 是变数，式中 W ——飞机重

量； b ——翼展。很可惜，机翼的后掠角和减薄翼型——相对厚度（即翼型厚度与弦长比值）对于减低波阻很有作用，但在亚音速时，对于诱导阻力系数却不利。图4是后掠角及相对厚度对于诱导阻力系数 k 的影响。当速度超过临界 M 数时，激波影响了升力分布。在超音速范围内，诱导阻力系数随着速度的增加而显著地增长。

图5所示为三种不同平面形状的机翼当 M 数改变时系数 k 的变化。

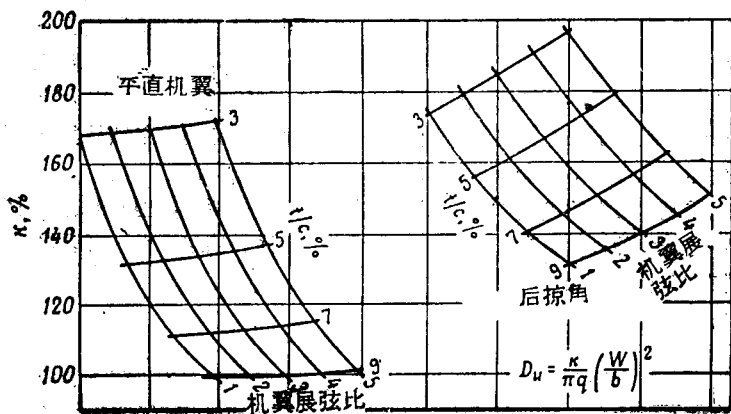


图4 亚音速中诱导阻力系数 k 的变化（ t/c ——翼厚与翼弦之比）

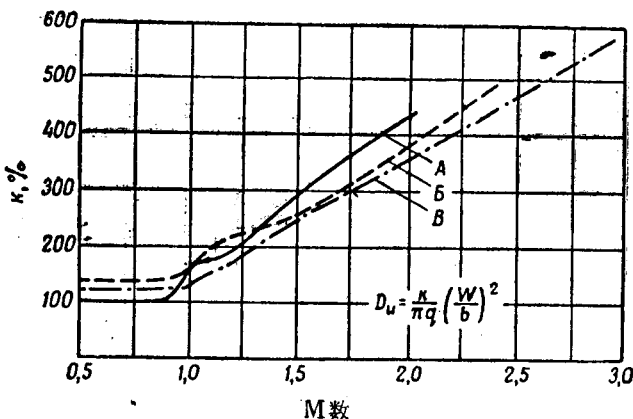


图5 超音速歼击机三种机翼诱导阻力系数与 M 数的关系

机翼	后掠角(1/4弦长)	展弦比	相对厚度 $t/c\%$
A	0	4.0	6.0
B	50	3.3	7.0
B	30	3.75	4.0

在一特定的不大超音速范围内可以采用机翼曲度或扭曲(或两者同用)以得到最有利的升力分布,这样诱导系数 k 可以大为减少。但是在这个速度范围之外的任一速度下飞行时,反而会造成 k 值的升高。因此,对于长时间在某一速度下飞行的飞机(如轰炸机),可以找到使它的诱导阻力大为减低的机翼形状。而对于歼击机来说,欲使其在很大速度范围内都必须具备良好的飞行效能,通常是不可能运用上述方法得到良好的效果的。

超音速歼击机的机翼设计主要是从波阻的角度来考虑,因而设计家常常不得不容许这种机翼具有较高的诱导系数 k 。为了补偿这一点,可以设计得使机翼的翼展载荷减小一些。

综合结果

图6和图7给出了在同一条件下超音速飞机和亚音速飞机阻力的比较。

图6中的曲线表示飞机在全部速度范围内水平飞行时的总阻力系数。超音速飞机曲线中考虑了所有上述的各种方法的影响。这些方法在 M 数大于临

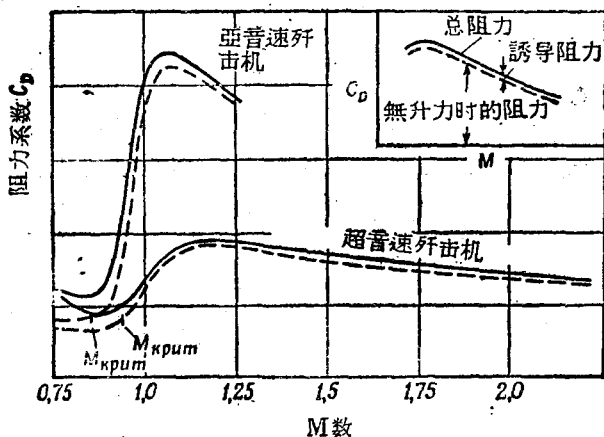


图6 超音速飞机和亚音速飞机阻力系数的比较(对流层水平飞行)
($M_{\text{крит}}$ ——临界M数)

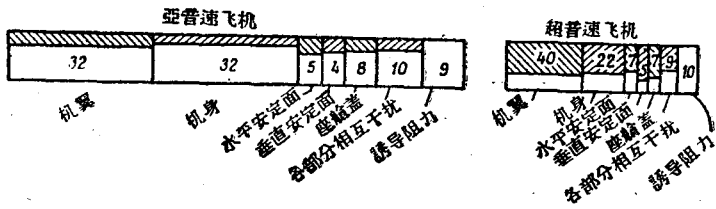


图 7 亞音速及超音速歼击机阻力分类比較 ($M=1$ 近对流層水平飞行)
 每塊長方形內斜綫面积表示粘性阻力。数字表示結構部件的总阻力
 占整架飞机总阻力的百分比。未划斜綫面积代表波阻。每塊長方形
 的長度相当于結構部件的阻力

界 M 数情况下很有效,即阻力的增長較緩慢,同时最大 CD 值要小得多。應該注意的是,当 $M=1.5$ 的时侯,超音速歼击机的阻力系数变为几乎是直綫。这就說明在同一高度上以超音速速度作水平飞行时飞机的阻力近于与速度平方成正比。这一点的重要性在下面談到超音速歼击机性能时还要着重提到。

亞音速飞机和超音速飞机阻力的更詳細的分析見图 7。應該注意,在規定阻力大的飞行高度和速度下,由于气动力方面的改进,因而超音速飞机部分是粘性阻力。而亞音速飞机总阻力的 75% 是波阻。同时还应注意一点:虽然亞音速及超音速飞机各个構件的阻力占总阻力的百分比大致相同,但是超音速飞机每个部件的阻力絕對值却明显地比較小些。例如,超音速飞机的座舱盖阻力占 7%,而亞音速飞机是 8%,比較一下这两个部件的絕對值,就可看見現代超音速飞机座舱盖阻力只有早期亞音速飞机座舱盖的 40%。应注意不論超音速还是亞音速飞机机翼和机身产生的阻力的和要占全架飞机总阻

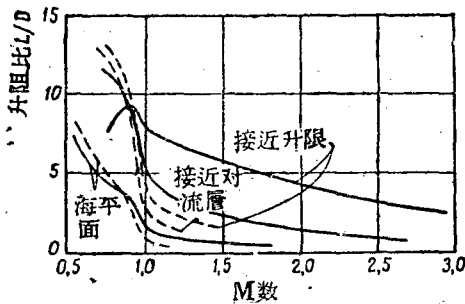


图 8 亞音速歼击机 (以虛綫表示的) 及超音速歼击机 (以实綫表示的) 水平飞行中典型升阻比的比較

力的 $\frac{2}{3}$ 。显然，如果設計家將注意力集中在這兩個部件上，就可以得到最有效的結果。

图 8 是典型的亞音速歼击机和超音速歼击机在水平飞行中的升阻比比較图。这些曲綫表明在高的超音速速度下波阻使气动力效率（即升阻比）变坏了。在低空飞行时因为空气的密度大甚至超音速歼击机在适度超音速时升阻比也急剧地下降。例如說，在海平面上超音速飞机为了达到相当于 $M=1.5$ 的速度需要的推力差不多为飞机重量的兩倍。同时也要注意不論任何高度亞音速飞机在跨音速下飞行时，升阻比均显著下降。当在高空中飞行时，要达到相当于 $M > 2.5$ 的速度，只需要大致为飞机重量的 30~40% 的推力就足够了。

亞音速飞机的升阻比一般大于 12~15（在相当于亞音速飞机的一般速度下）。超音速飞机，在超音速飞行中升阻比要比較小些。

（下輯續完）

如何保証导彈的 穩定性和操縱性

穆 克

超音速导彈的設計師永远是应当致力于改善航速、高度和航程等飞行性能的。可是穩定性和操縱性則总是最难解决的問題。假如說某种导彈具有很好的飞行性能，但是不能飞得正确，有时甚至飞不到目标。这种情况無論如何是不能令人滿意的。获得这些飞行性能是困难的，因为空气动力、特别是压力中心不仅随迎角的变化而变化，同时也会随 M 数的不同而变化。

在导彈制成之前，設計師不可能掌握有足够精确的說明其空气动力特性的各种数据。产生这种情况是有許多原因的。用理論空气动力学方法来解这些問題是不够的，而解决超音速的空气动力学問題比起古典的亞音速的飞机空气动力学問題*則是更复杂得多。进行風洞試驗同样不能获得足够精确的数据。

进行飞行試驗虽然有很重要的意义，但不能永远得出全無遺漏的数据

* 古典的亞音速空气动力学是指由水力学直接發展出来的空气动力学。——校者註

来，因为飞行試驗到最后導彈一定要遭到破坏，因而將数据用無線电波傳到地面上的工作一定要受到限制。

由于缺乏絕對可靠的原始数据，超音速導彈的設計工作是非常困难的。因此如何使導彈的試驗設計具有正确的理論根据就显得更有重要的意义了。超音速气流，虽然与許多偶然因素有关，但它們都是以簡單的基本原理为基础的，而这些原理在目前都經過了很透徹的研究。但也有一些在某种程度上是有爭論的余地的問題，这类的問題包括有，在絕緣状态中和在干扰状态下彈体及其尾部的升力、側力和迎風阻力产生的原因等。

超音速飞行时的最大升力

对某些以攻击不动的和移动很慢的目标为目的的導彈來講，彈体和彈翼的最大升力問題仅有次要的意义，但对以攻击歼击机之类目标为目的的導彈而言，則此因素就具有非常重要的意义了，因为它能保證进行必要的机动飞行。

在某些情况之下超音速導彈彈体可以获得足够的升力，但是此升力不能完全被利用，因为它在彈体迎角很大时会产生非常大的迎風阻力。因此就必须研究在机动飞行时能保證有足够升力的彈翼的作用，此种情况下彈体的軸綫几乎与飞行軌迹平行。有时以彈体为軸轉动彈翼也可以获得所期望的机动性和操縱性。用这种方法可使彈体旋轉慣力达到最小，而且彈体迎風阻力也是非常小的。

彈体形式

在目前已經可以肯定彈体应采取良好的流綫型的外形和尖形的头部。最通用的彈体形式为，圓柱形的尾部，尖形的头部和橢圓弧形的外形。

彈体的最末端可呈紡錘形。彈体永远应有一个平的底面，这对噴口來講是必要的，但即使是没有發动机的砲彈也要有一个平底面。

从迎風阻力数值这方面來考虑，前部过大的压力的影响比尾部真空的影响要大得多。不容許把前部压力提高到最大限度。必須考虑到尾部真空不可能降得非常低，理論上它不可能降低到絕對真空（实际上这种真空从来也达不到）。在平底尾部实际存在着的不完全真空与很高的前部压力比較起来是微不足道的。

因此，流經头部的波阻所产生的有害影响比流經尾部者要大得多。

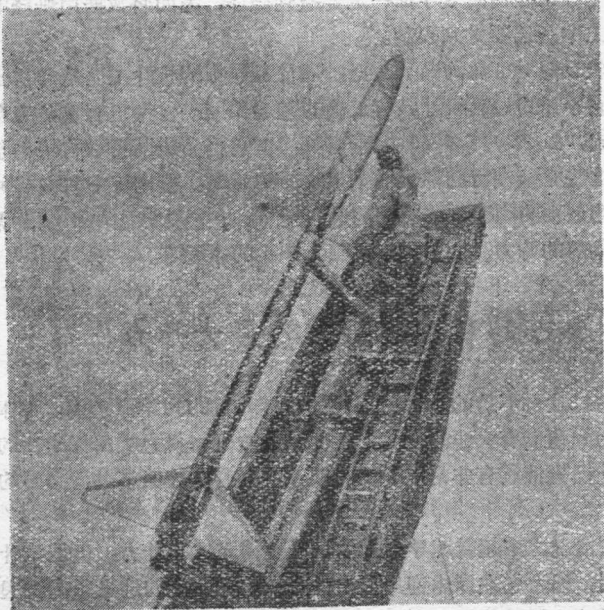


图 1 美国航空咨询委员会(NACA)火箭试验站对十字形交叉式三角尾翼火箭之稳定性的测定

为了减少对尾部波阻的影响而把弹体改成流线型是没有必要的，因为这会增加外表面，而外表面的增加势必会引起附加的摩擦。

最合理的办法是选择适当的弹头外形来尽可能的减少弹头的压力，而在尾部所形成的真空（即所谓底压）可略而不计。

导弹上三角形机翼之应用

三角形机翼有一箭头形直的前缘和非箭头形的后缘。前缘之后掠角一般不依翼展变化而变动，因为那样作只会带来生产上的困难，而得不到任何空气动力方面的效果。大后掠角引起的气流会使产生的波压力减小。

后缘没有必要有后掠角。后缘只能影响在它后面的气流区。它对机翼的迎风阻力不会有影响，因为极迅速的超音速运动使得一切音学现象向气流的方向传播。在支持面的任一点上都听不到因后缘而产生的任何噪音。所以直后缘并不能对机翼产生有害的影响或者改变气流路线。

非箭头形后缘对于安装操纵装置是比较方便的。在导弹上操纵装置是由

自动駕駛仪或者某种远程电子操縱系統操縱的。当傾轉此类操縱裝置时，仅在傾轉的舵面上产生空气动力。在超音速气流中傾轉的舵面不能改变垂直安定面和水平安定面不动表面上的升力和側力，導彈的水平与垂直安定面象低于音速飞行的飞机一样安装在舵的前面。要想能影响前述的升力和側力，那就必須使音波逆气流傳播，而这是違犯物理定律的。因此之故加大了舵面接头的力矩和負荷。这样一来在超音速飞行时，普通襟翼式舵面便丧失了它的基本优点。有些設計师在超音速时用繞翼展中心綫轉动的机翼来代替傾轉式舵面，但这种型式的操縱系統結構是不如安在后緣上的普通尾舵的結構簡單。



图 2 超音速飞行时尖彈头之斜激波

箭头形机翼

一些超音速不大的飞机有着箭头形的或者后移式的机翼。这类飞机也有一些采用反箭头形机翼。箭头形机翼的后緣几乎与前緣平行。有無限翼展的箭头形机翼几乎与直机翼相当，这种直机翼的气流流速等于飞行速度在箭形机翼前緣垂直方向上的分速度。当后掠角相当大的时候，垂直分速可能比音速小，此时机翼就不会产生波阻，因为波阻只在超音速时才能产生。对于带有有限翼展之机翼來說，前述現象在机翼端部则会减弱，因而引起的总波阻就不会太大，只在翼端部分上引起局部波阻。

在超音速導彈上一般不采用箭头式机翼，因为它的翼展一般相对于彈体和翼弦來說比較小，因此端部阻力很大，于是实际結構的波阻也就很大。此外大的 M 值要求很大的后掠角，在这种情况下宜于將翼端与彈体連在一起，这就使机翼变成了三角形。

把箭头形机翼改成三角形的就能减少弯曲力矩和扭力矩。此外在箭头形