

乘波飞行器的基础问题

王发民，姚文秀，雷麦芳

中国科学院力学研究所

摘要：本文着重介绍乘波飞行器构形的基础性问题。首先说明了高超声速流动的基本特色和高超声速飞行器气动布局面临的问题，在此基础上叙述了乘波飞行器的历史飞行原理，基本布局生成方法。同时还分析了转换位置、粘性等对飞行器布局的影响。

关键词：高超声速流动，乘波飞行器，激波，一体化设计

1 前言

从航空开始，飞机设计的趋势就是更快的速度，工程师们在坚持不懈地将推进技术发展到速度极限。涡轮喷气(turbojet)标志着对活塞发动机革命性的发展，并开创了以 $M=2\sim 3$ 飞行的超音速飞机时代。目前人们正致力于将速度范围推广到另一个阶段，即以 $M=5\sim 25$ 的高超音速飞行。以这样高的速度飞行的最实际、最有效的方法之一是乘波飞行器(Hypersonic Waveriders)。在后面的文章中，将探讨这类飞行器，并与亚音速和超音速设计对比。另外，将讨论高超音速流动的本质以便更好地理解这种气动布局所表示的流动特性以及优化乘波设计的途径。

什么是乘波飞行器？简单地说，乘波飞行器是利用自身激波提高其整体性能的飞行器。概念上类似水上运动摩托艇(sports-motorboats)乘其自身产生的弓形激波来减小摩擦阻力，象冲浪运动(surfers)乘着波浪头一样。飞机以 $M=1$ 或更高速度飞行时也产生波——空气激波。如果飞机的设计师能利用空气激波，就可乘这一激波以产生更大的升力，更小的阻力，飞行更远的距离，提高了整体气动性能。

基于下列事实，即在高超声速条件下，头部激波比较靠近飞机的下表面，在尾迹中产生了较高的压力区，即在飞机下表面该激波诱导一个大的压力，增加了飞行器的升力，这是乘波飞行器只有在高 M 数时才实用的原因。

什么是高超音速流动？通常的经验是高超音速范围开始于 $M=5$ 。在这一速度下没有流动特性的突变，如从亚音速到超音速时的声爆(sonic boom)，但是在低速时通常不重要的流动现象在 $M=5$ 左右开始重要起来。一些现象，如增加温度和产生激波，开始影响在 $M=3$ 左右的飞行器设计。其它，如化学反应流动，直到 $M=7$ 或更大时才有重要影响。虽然如此， $M=5$ 仍是速度的常规定义，在这一速度时，随 M 数增大，这些影响变得更加重要，因为乘波飞行器概念大多在这一速度范围内运行，因此要了解高超音速流动的特性以便弄明白它们是如何影响乘波飞行器设计的。

乘波飞行器简单历史：

五十年代：乘波飞行器是从 50 年代和 60 年代早期对带翼大气再入飞行器的研究发展来的。Terence Nonweiler 在 1951 年第一个提出了对大气再入飞行器使用乘波翼型。50 年代后期，他在 Queen's University 开展了与“楔形”再入飞行器的相关流动问题研究，飞行器是

由 Armstrong-Whitworth Aircraft Ltd. 提出的，并计划在 The British Blue Streak 火箭的头部发射（可惜最终取消了）。

1957 年—1959 年，他的工作最终得到了具有 \wedge 翼构形的金字塔形设计结果，其超音速性能从真实激波理论计算。根据 Nonweiler 教授的计算结果，再入体产生的大量热的再辐射将是这类飞行器冷却的最好方法，乘波飞行器将通过其上侧表面再辐射热，进入到再入过程中飞行器上侧产生的高的或部分真空中。而且它将气流吸收到下侧的腔内。

六十年代：60 年代，英国皇家航空研究中心(RAE)乘波概念的研究工作仍在继续，主要是针对 $M=6$ 飞机的稳定性验证了乘波概念。Nonweiler 到苏格兰的 Glasgow 大学任工程系的主任，在他的参与下，空间飞机协会 ASTAR 开始了对乘波飞行器的研究。

七十年代：1971 年，Hawker Siddeley Limited 的研究验证了发展英国两级入轨系统的可能性，设计两级带人有翼机，类似于美国早期的航天飞机设计。

第一级：36.9 米，设计为典型的 Nonweiler 乘波飞行器，使用吸气推进。

第二级：设计为乘波体，并带有 3629 千克载荷到低地球轨道。

1974 年，ASTRA 集中在较低的速度范围内开展乘波飞行器的应用研究，Waverider High Altitude Launch Experiment 计划提出了从高空气球上发射装配有 Cuckoo 固体火箭发动机推进的乘波飞行器的项目。

八十年代：1981 年，美国马里兰大学航空工程系的 Rasmussen 发表了与 Nonweiler 的二维 “ \wedge ” 设计相反的、新的三维流动下表面乘波体论文。它由锥形激波面产生的锥形流动解推导出，有更高的升力性能，也有更少的激波阻力。从此，使用越来越复杂的锥形激波和高度复杂的数值软件，设计出了整个一族由锥形导出的乘波飞行器。

1984 年，JPL 先进项目计划的负责人 James Randolph 博士，提出了用来进行绕行星的掷射机动飞行(Augment Gravitational Slingshot Manoeuvre Flight)，乘波飞行器概念，利用行星足够厚的大气层开展“兆”音速飞行。

“空气—重力—助推器”(AGA:Aero-Gravity-Assist)轨迹包含以超高 M 数下进入行星大气层的顶部，上侧朝下飞行，即升力指向行星以摆脱试图将飞行器再扔出去的离心力。看起来乘波飞行器是唯一的飞行器，有能力进行这一“兆”音速机动飞行。

1989 年，由 NASA 赞助，在美国的马里兰大学举行了乘波体国际会议 the First International Hypersonic Waverider Conference。

九十年代：90 年代早期，英国建立了另一个乘波飞行器研究项目，开始了 AspireSpace 的乘波飞行器研究。1993 年，The STSSR Research/AspireSpace 合作，研究小型带人乘波飞行器的亚轨道飞行，且最终飞行到轨道上。

2001 年 NASA's X-43 Hyper-X 试验飞行器将进入第一次试飞。X-43 是超燃冲压发动机的试验台，超燃冲压发动机是很可能用于未来乘波飞行器设计的一类发动机。最近美国空军资助了 LOFlyte 试验飞行器计划，该飞行器由 $M=5.5$ 的锥形流场设计，它由不同类型的控制面积和飞行器控制法则重新组合以寻求最有效的组合，研究其气动操纵性能。

2 高超声速流动 (Hypersonic Flows)

乘波飞行器通常以高超音速飞行，因此我们需要更加仔细的考虑高超音速流动的性质。

薄激波 (Thin shock Wave):

当超音速流通过一个楔形，这一在楔形的尖端处就形成激波。这种激波称为斜激波 (oblique shock)，它与楔形表面成某个角度(垂直于表面的激波称为正激波(normal shock))。随着 M 数的增大，激波角变小，如图 1 所示。楔形表面与激波之间的距离随速度的增大而减小。对高超音速流动，这一距离相对于物体来说就非常小，这一表面与激波之间的流场通常称为激波边界层 (shock layer)。这一薄层在飞行器设计时会产生许多复杂情况，例如，在小 Re 数时，激波边界层可能与边界层融合形成完全粘性的激波边界层。

在大 Re 数时，激波边界层可作为无粘处理 (意味着无摩擦)。在 M 数趋于无穷大极限时，激波边界层形成了无限薄、无限密的片，或者，本质上是一个平板。无穷大的平板是在高超音速时是最有效的升力面，无粘的激波边界层可被用于开发预测高超音速气动特性的简单理论。

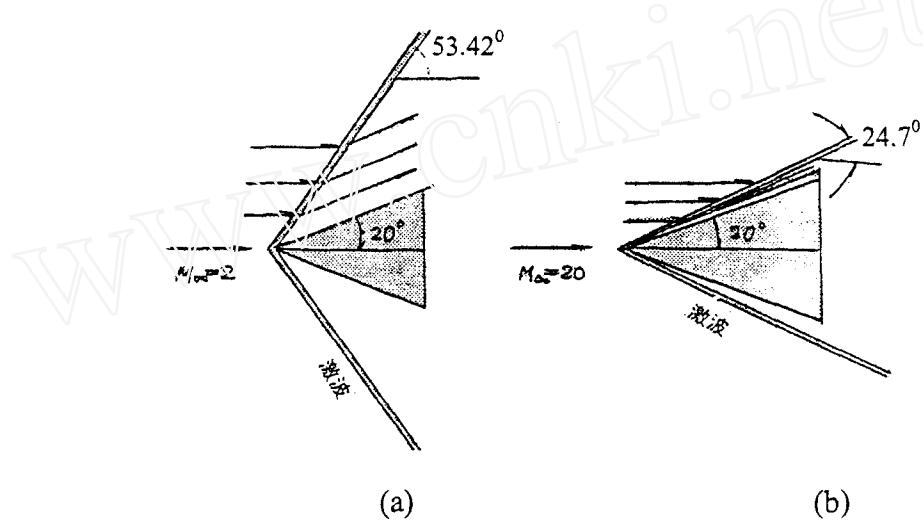


图 1 20° 楔的激波和流线(a) $M=2$, (b)= 20

熵边界层 (Entropy Layer):

在实际应用中，为了减少热流量，前缘必须是某种程度的圆的或钝形的。靠近钝形前缘，斜激波变得高度弯曲。激波理论告诉我们，跨越激波熵增加了，且随着激波强度的增大，熵增加得更大。从而在头部附近的流动近似于通过了一个正激波，与通过远离物体中心线的更小激波角的流动相比，它将经历更大的熵变化。在前缘附近大的熵梯度产生了“熵边界层”，它沿物体的表面向下游流动。

经典的边界层在该熵边界层内生成，并受到熵梯度的较大影响。另外，熵边界层是一个强旋涡区域，在壁面附近的速度流场中产生大的梯度，这种现象称为“旋涡干扰(vorticity interaction)”，在预测高超音速飞行器的气动性能、热传导以及边界层形状时，由急剧弯曲的斜激波诱导的大的速度或热力学梯度变成了棘手的问题。

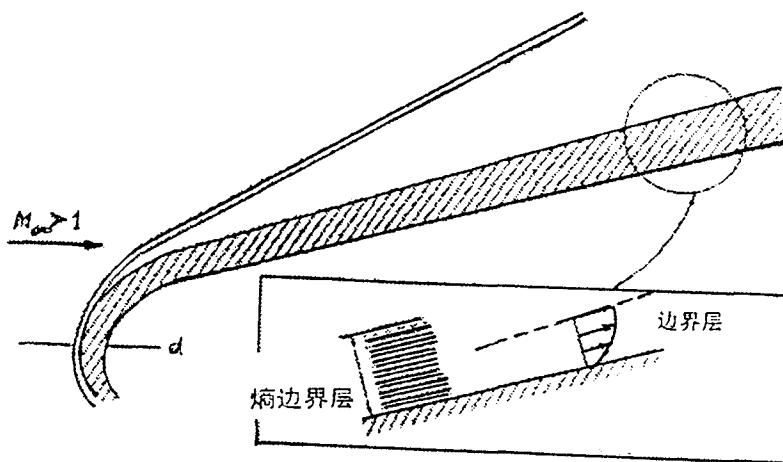


图 2 熵层结构

粘性干扰 (Viscous Interaction):

当飞行器在大气层中飞行时，在物体表面附近形成的薄的区域成为“边界层”。在这一层中，流动减速，从“自由流”速度减小到表面的 0。在亚音速时，随速度的增大，边界层的厚度趋向于减小，厚度与 Re 数成反比关系： $\delta \propto x/\sqrt{Re_x}$ ，可是，随速度的增大，物体表面附近流动温度的增加（由于摩擦生热）使得边界层变得更厚。流体粘性的增大和密度的减小，推动边界层增厚。这两个因素的结果是边界层厚度随 M 数的平方变化： $\delta \propto M^2/\sqrt{Re_x}$ ，随着 M 数的增大，边界层快速增长，导致非常大的阻力。如果边界层可变得非常厚，这将会影响远离物体的无粘流场，这种现象称为“粘性干扰”。粘性干扰可大大影响物体的表面压力分布和表面摩擦，从而影响物体的升力、阻力、稳定性和加热特性。

高温流动 (High Temperature Flow):

高超声速飞行产生摩擦和生热。物体运动动能的一部分被空气吸收，并通过粘性耗散过程带离物体。可是，高超音速飞行器产生了这样多的热量和这样高的温度，在飞行器周围的流体中引起化学变化。下面总结了随温度增大空气所经历的最著名的化。

High Temperature Effects on Air

Temperature [K]	Chemical Chang
800	Molecular vibration
2000	Oxygen molecules(O_2) dissociate
4000	Nitrogen molecules(N_2) dissociate
	Nitric oxide(NO) forms
9000	Oxygen and nitrogen atoms ionize

随着温度的增大，关于理想气体特性的假定不再有效，飞行器将飞行在化学反应边界层 (chemically reacting boundary layer)。当工作流体的特性变化时，即密度和传热特性，物体的气动特性和加热特性会剧烈变化。

低密度流动 (Low Density Flow):

对跨大气层飞行器而言，飞行器要高超声速经过低密度流体。在低密度流动中，空气不能再认为是连续的，空气单个粒子 (particles) 之间的距离变得如此大，以至于粒子开始影响物体的气动性能。在这种条件下，普通的气动关系，如 Euler 和 NS 方程破坏了，取而代之的是必须使用动力学理论 (kinetic theory) 来分析气动性能。低密度流动与连续流动之间的一些最重要的差异包括：

- 速度滑移 (velocity slip): 表明通过物体的空气粒子的速度在物体表面上必须为 0 的粘性、无滑移条件失效了。因为在低密度流动中摩擦可以忽略，因此在物体表面上的流动速度不再为 0。
- 温度滑移 (temperature slip): 物体表面上的气体温度等于物体表面材料温度的假定失效了。

一旦这些滑移条件开始起作用，只要附加了修正项，由连续假定推导出的大多数方程都可一直使用。可是，最终密度变得非常小以致于流体粒子只与飞行器本身相互作用而它们相互之间则不再撞击，在这一自由分子流动中，流动结构变得难以定义，激波厚且不清楚，飞行器的气动性能和热力学性能在分子层面上受到影响。例如，图 3 表明当从连续流动到自由分子流动转换时，球的阻力系数的变化。

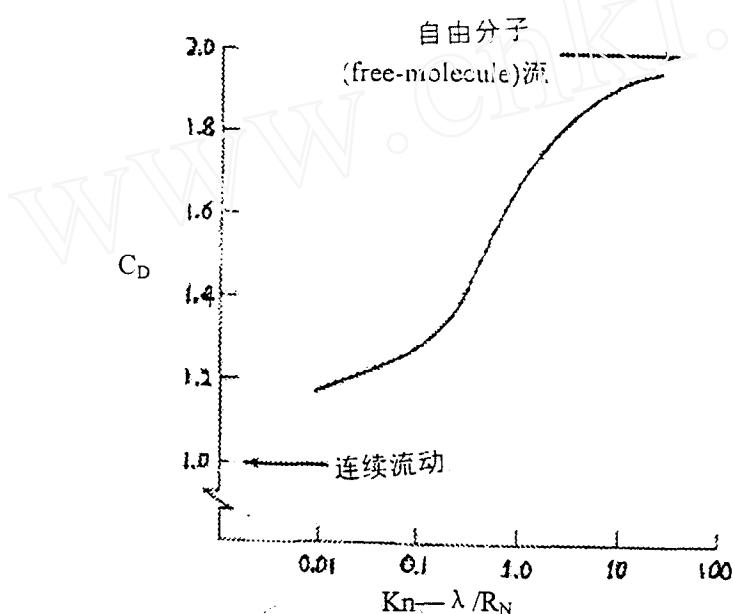


图 3 从连续介质到自由分子流高超声速气动阻力系数

混合作用 (Combined Effect):

上面描述了高超音速飞行时的最重要的流动特性。每个因素都在实际高超音速飞行器设计和运行中起到很大的作用。图 4 中总结了高超音速流动的基本特性：

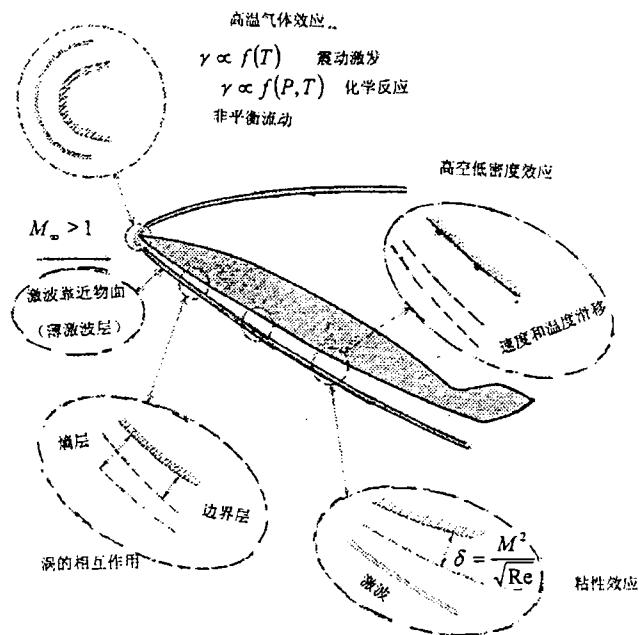


图 4 高超声速流动特性

3 高超音速飞行器设计 (Hypersonic Vehicle Design)

在详述乘波飞行器设计和性能细节之前，我们将首先观察与一般高超音速飞行器相关的特征和设计问题。基于这些一般的结果，我们将明白为什么乘波飞行器代表着最大整体性能的最佳构形。

构形 (configuration):

大家知道，无限薄的平板代表着最大的高超音速升力面。平板的升阻比是在高超音速时能达到的最高的。可是，它不能容纳任何体积如有效载荷、发动机、燃料等，明显是不切实际的。图 5 所示的是典型的高超音速飞行器构形。

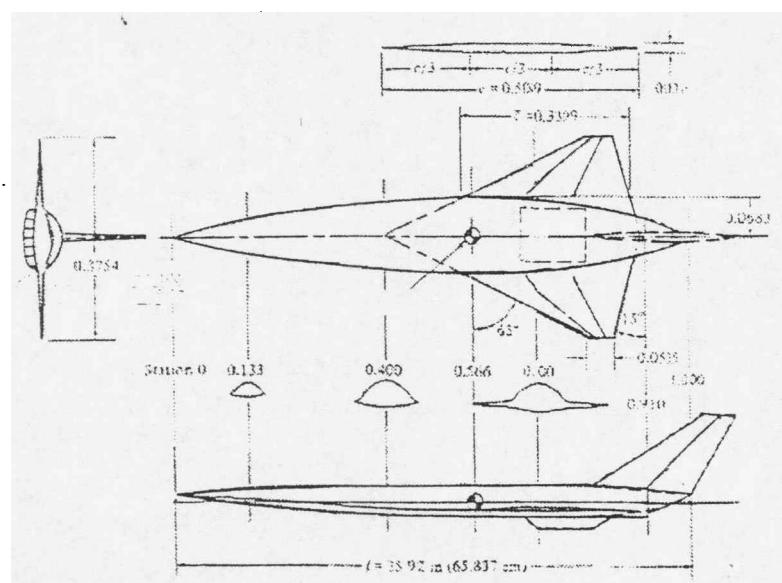


图 5 典型高超音速飞行器构形

注意，这些设计有下列综合特性：

- 非常小的前部面积以及高度的流线构形以使整体表面积最小；
- 非常小的翼面积，但是机身的成型通常能产生额外的升力；
- 推进组件高度一体化进飞行器中。

这一特殊设计是 80 年代早期 NASA 进行的，开展了直到 M8 的风洞试验项目，以测量高超音速飞行器的气动性能。

综合的气动性能 (General Aerodynamic Performance):

上面的飞行器进行的风洞试验表明，在约为 4° 攻角下，达到的最大升阻比为 5.5，与牛顿理论推导十分吻合。可是，这些结果也弄清楚了，高超音速飞行器的升阻比要远小于典型的亚音速和低超音速飞机的升阻比。例如，象 the P-51 Mustang fighter 和 F-111 bomber 这样的设计，最大升阻比通常约为 12~15。对高超音速设计研究，得到的结论是随 M 数增大，最大升阻比减小。Kuchemann 分析了这一趋势，得到了通用的经验关系式：

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{4(M_{\infty} + 3)}{M_{\infty}}$$

该关系式，是由真正的飞行数据和试验结果得到的，已被证明在超音速和高超音速区域内都是准确的。图 6 描述了 Kuchemann 的方程（实线）以及一系列常规高超音速飞行器的真实结果（圆圈）。

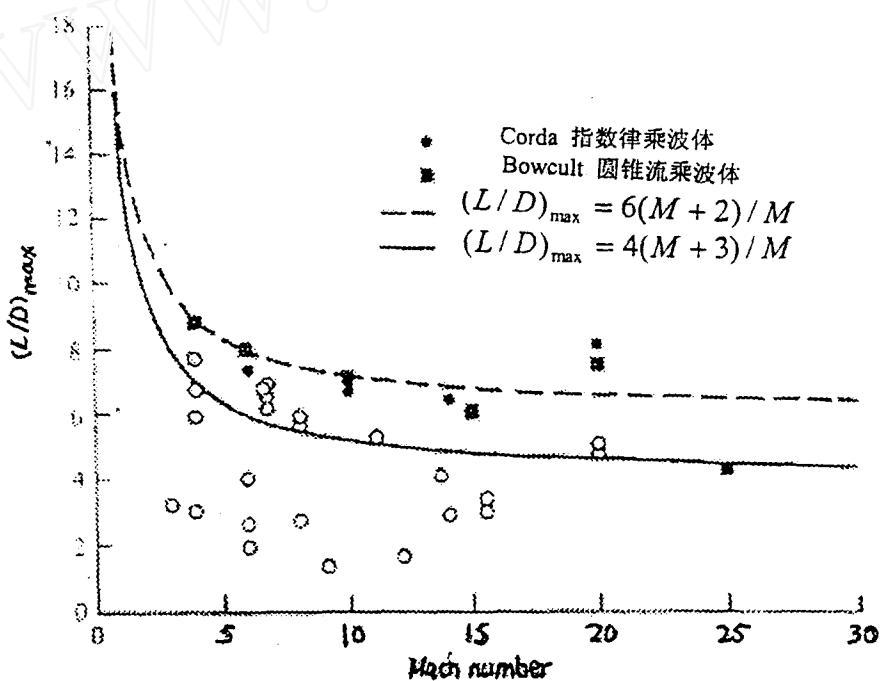


图 6 高超音速飞行器最大的升阻比和 L/D 屏障

注意，大多数圆圈在实曲线以下，许多人称这一曲线为“L/D 屏障 (L/D barrier)”，

从图 6 得到的结论是，在高马赫数 M 时很难达到高升阻比。因为在这样高的速度下飞行器受的强粘性影响（高的表面摩擦阻力）以及强激波（大波阻 wave drag）。明显的，这一结果令人气馁，因为在定常高度巡航飞行范围内的飞机直接与 L/D 有关，是“气动效率”的最大度量。虚线和实符号表面了目前正在进行的突破 L/D 屏障的研究努力。

压缩升力 (Compression Lift) :

在高超音速时，难以得到高的升阻比，那么如何优化飞行器外形才能突破 L/D 屏障呢？首先，使用基本动量原理，考虑到理想的高超音速外形可能是半径连续增大的细长旋转体，或锥形。锥形通过的流体传输动量变化来产生升力。换句话说，根据牛顿运动第三定律，物体对流体产生了向下的力，而流体则对物体产生了向上的力。当传输给周围流体的动量中向下的动量最大而向前的动量最小时，物体的 L/D 最大的。可是，旋转体既向上传输动量又向下传输动量，作用于各个面的压力消失了。可以理解为在下表面上产生了正升力，而在上表面上产生了负升力。因而这一所谓的动量原理说明旋转体的上半部可以除去，得到图 7 给出的形状。



图 7 用动量定理生成的高超声速体外形

其次，考虑翼的形状。图 8 图示的是由上述方法得出的、有一些任意翼形的旋转体的上视图。在通过高速流场时，它产生了激波，且物体只向表面与激波之间的流体传输向下的动量。因而，翼应扩展到激波内以捕捉这一动量变化，但不能在其下，因为这一额外的面积将只产生更多的摩擦阻力和结构重量。

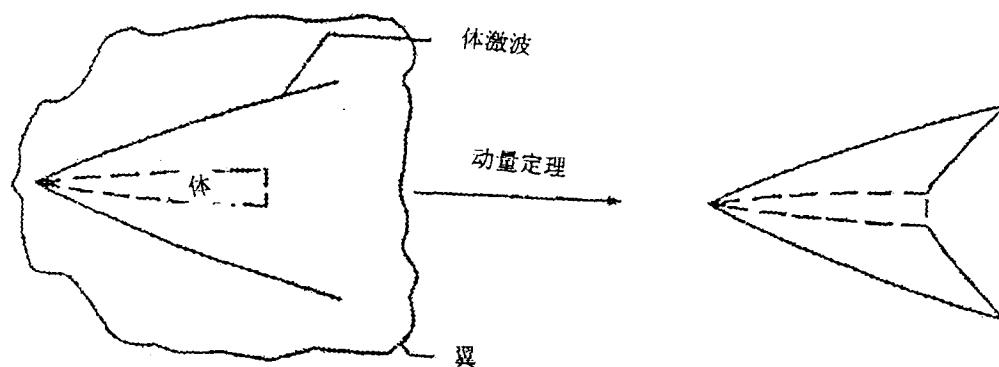


图 8 用动量定理生成的高超音速翼形

回到以前讨论的物体的前视图，物体不但向流体传输向下的动量，而且还有侧向分量。如果这一侧向动量也能向下偏转，升力可进一步增大。利用该结果的方法是使用翼梢折板 (tip flaps)，或者翼梢向下偏转使绞接线平行于流动方向。

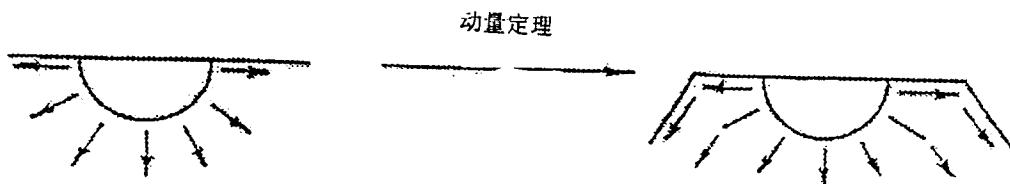


图 9 用动量定理生成的高超声速翼梢外形

图 10 是应用基本动量原理生成的飞机外形。注意，上面外形除了未加工的面貌外，使用这种方法成功设计了飞行试验 M3 的飞机。

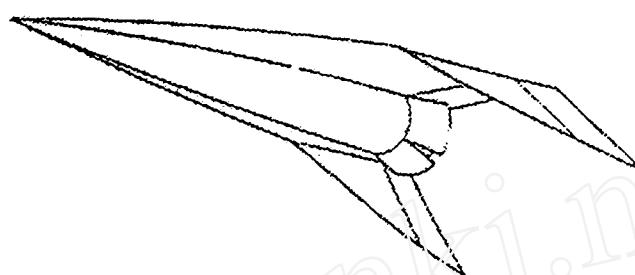


图 10 用动量定理生成的高超声速飞行器外形

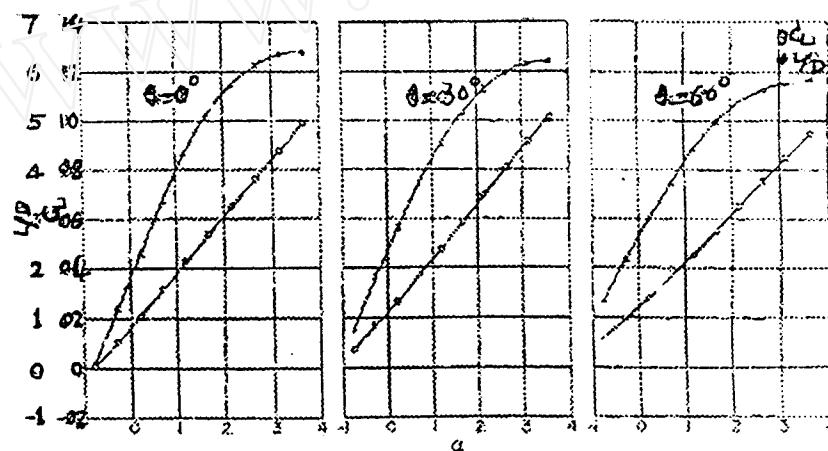


图 11 升阻比 L/D 随翼梢偏转角增大的变化曲线 $M=3.0$

这些“平顶 flat-top”翼在 $M=3\sim 6$ 的速度范围内进行了风洞试验。发现尽管随着翼梢折板偏转的增大，最大 L/D 稍有减小（由于增大了升力曲线斜率），对给定的攻角， L/D 在小攻角时增大了，如图 11 所示。

这一研究的作者已经偶然发现了乘波飞行器的基本设计标准。他们归因于动量原理的增大升力可以理解为压缩升力。压缩升力是这样一种升力，它的获得是因为紧密靠近薄激波时在高超音速飞行器下表面上得到表面压力的增大。将翼前缘与飞行器前体形成的激波相匹

配的概念是隐藏在乘波飞行器概念后的根本原理。

稳定性和控制 (Stability and Control):

因为亚音速与超音速设计标准之间的基本差别，可以预想，在这些条件下飞行器的稳定性和可控性之间存在基本差别。确实，人们开展了许多研究来决定在其速度范围内高超音速飞行器控制优化方法。LoFlyte 就是这样的研究飞行器。

大多数高超音速飞行器都设计有舵 (rudders) 和混合的升降舵一副翼 (elevator-ailerons) (或升降副翼 (elevons)) 作为基本舵控制面。另一个特征是经常使用翼稍折板，它不但能提高升力而且有助于提高舵的有效性。副翼和翼稍折板的混合有时称为翼稍副翼。通常，混合有这些控制面的高超音速飞行器在巡航和起飞/降落条件下都表现出了适当的稳定特性。可是，整体飞行器设计，尤其是翼的外部的设计，在稳定和控制性能方面起重要作用。例如，图 12 所示的进行风洞试验的飞行器有直翼和弯翼，或者用翼的上反角到翼稍变化。

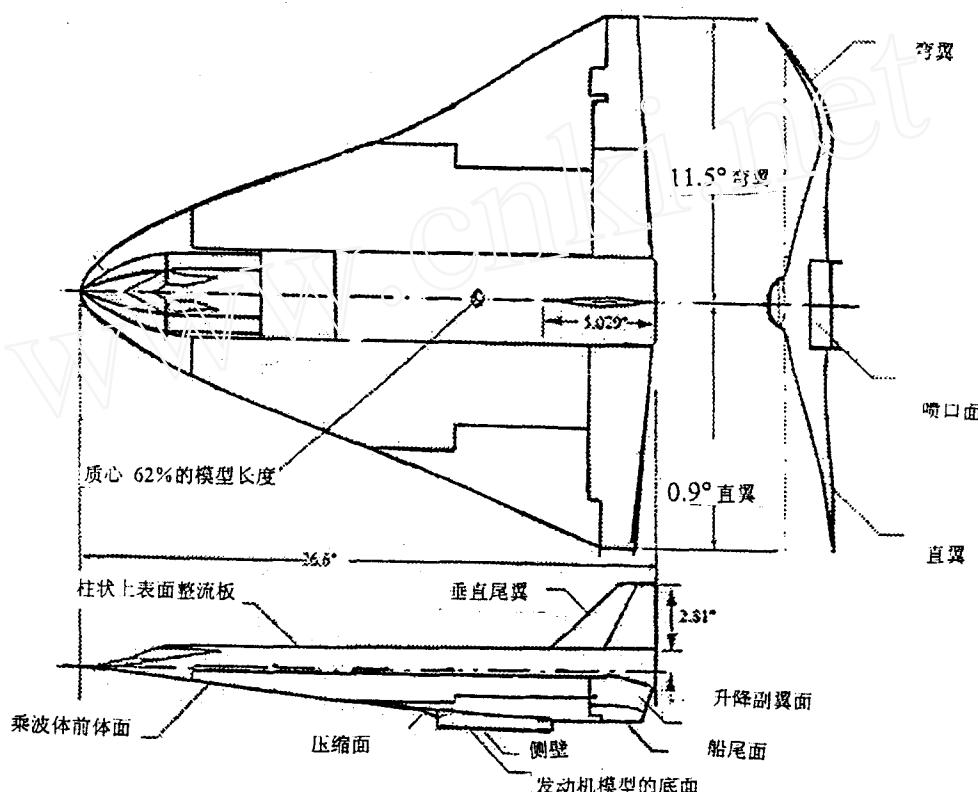


图 12 为比较稳定性和操纵性能用锥形流场生成的直翼和弯翼乘波飞行器

结果表明直翼上的副翼提供了更大的滚转力矩和较小的负偏航，弯翼则提供了大的侧向稳定性。发现两种设计都是流向不稳定的，表明高超音速飞行器很可能需要能遥控的自动驾驶仪 (fly-by-wire) 控制系统、燃料控制系统。

推进系统一体化 (Propulsion Integration):

亚音速飞机典型特征的发动机安装是与其本身明显不同的组件。例如，波音 747 的发

动机吊舱很容易确认。这种情况在高超音速吸气设计中几乎是完全不可能的。薄激波在高超音速飞行中是如此的平常，以至于必须仔细地防止一个组件的激波来干扰其它组件。另外，高超音速飞行器很可能使用某种类型的冲压或超燃冲压发动机。这些发动机依靠飞行器本身的运动在进气道入口前来压缩进口气流。

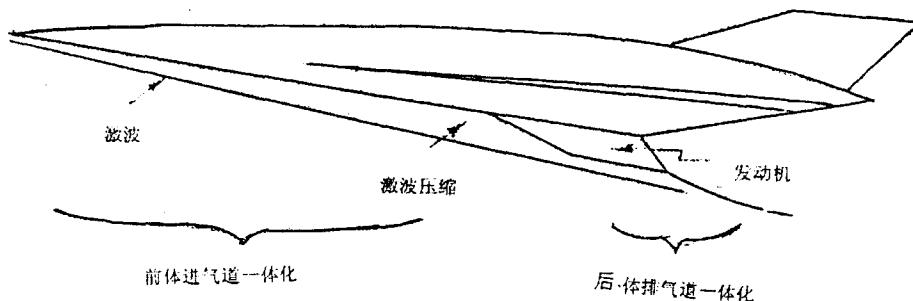


图 13 高超音速飞行器的发动机/外形一体化

合理安装发动机包利用飞行器前体产生的激波来压缩气流以增加发动机内流压力，结果将产生更大的推力。另外，设计飞行器的后体来促进排气的膨胀，将后体实际上作为 scramjet 喷嘴的膨胀段。因而，整个飞行器的下表面是推进系统的一部分。

传热问题 (Heat Transfer Issues) :

高超音速飞行器要在非常高的温度流动中度过飞行的大部分。设计者必须特别注意温度问题以保证在高温下结构和材料不出问题。气动问题导致设计者采用非常锐利的前缘表面以使阻力最小。但是传热问题要求钝外形以便将热流量扩展到更大的面积上，并且为使用吸热材料或烧蚀 (ablative) 材料提供体积。这一矛盾可通过使用低温冷却系统来在某种程度上减轻，低温冷却系统是用泵使低温流体在飞行器结构内尤其是沿前缘流动。高超音速飞行器也将需要某种类型的耐热易变形的涂层，如 the SR-71 Blackbird 和 Space Shuttle 使用的。

4 乘波飞行器设计 (Waverider Design)

我们已经探讨了各种用于预测和求解高超音速流场的理论。我们也看到了高超音速飞行器的综合特性以及设计者应知道的各种问题。现在，我们学习如何根据假定流场的特性来优化乘波飞行器。

八翼 (Caret Wing) :

乘波飞行器起始于 50 年代进行的带翼大气再入的研究工作。1959 年，Terence Nonweiler 提出可从已知的流场来构造高超音速飞行器。特别是，Nonweiler 选择了平面楔形激波（在 2D 楔形上形成的激波）后的流场，并使用激波后的流面 (stream surfaces) 来生成物体外形。在高空看，这一外形象三角翼，但实际上从后面看是凹入的金字塔形，称为八 (Caret) 翼，八翼的优点是如图 14 所示，在设计 M 数时，物体象骑在附着激波的顶部。

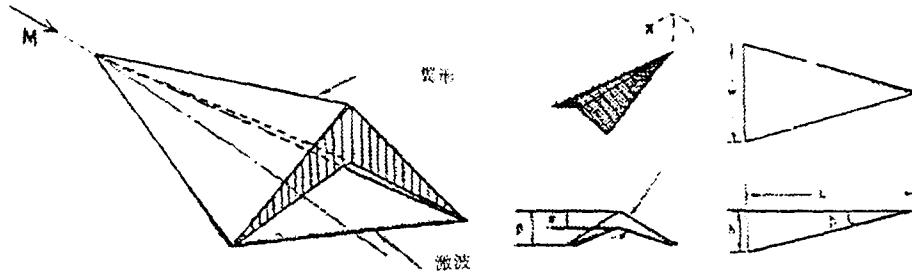


图 14 Caret 翼形的附着激波及其三

因为平面激波在前缘附着，因此没有从下表面到上表面的流动泄漏，包含在飞行器下面的流体因为激波的存在而为高压，因而导致了在翼下表面上产生的压缩升力。

锥形—流动乘波飞行器 (Conical-Flow Waverider) :

在使用简单的二维相切楔形流场设计 \wedge 翼外，也可使用更复杂的流场生成高超音速物体。实际上，任何轴对称物体上的流场都可用于设计激波沿前缘附着的乘波飞行器。最普遍使用的流场是基于锥形的。典型使用的锥形包括正圆形锥体 (right circular cone)、斜圆锥形和椭圆形锥体 (inclined circular and elliptical cones)、偏转的圆形和椭圆形锥体 (yawed circular and elliptical cones)、以及有流向弯曲的物体。一些研究者进一步使用变量的微分和高超音速小扰动理论来寻找有最大升阻比的优化的乘波飞行器外形 (参照 Bowcutt , Anderson & Capriotti (1987) 和 Corda & Anderson (1988))。图 15 详细图示了锥形流动乘波飞行器设计原理。使用数值技术来求解关于锥形表面的无粘锥形激波。物体的下表面通过锥形流动流面与激波相交来决定，这一相交生成物体的前缘。物体的上表面通常通过假定它是自由流表面或膨胀表面来设计。后一种情况下， L/D 可以有小的增大，代价是使用更复杂以及更耗时的构造方法。这一过程的结果是如图 16 所示的三维无粘流动乘波体。

相交锥体乘波飞行器 (Osculating Cone Waverider):

前面提到的对锥形流动技术的修正是相交锥体方法 (osculating cones method)。尽管锥形流动导出的乘波飞行器相对容易设计，但是它们往往是超长的难于发展成为实用的飞行器。相交锥体方法的优点是使用多个锥体来设计非轴对称激波模式，这允许在飞行器设计中有更大的适应性，例如，设计者可以使用各种锥形激波形状设计飞行器的不同部分，以便将发动机、乘员驾驶舱、控制面以及其它高阻力组件合并在一起改善性能。图 16 图示了相交锥体导出的乘波飞行器的一个例子。

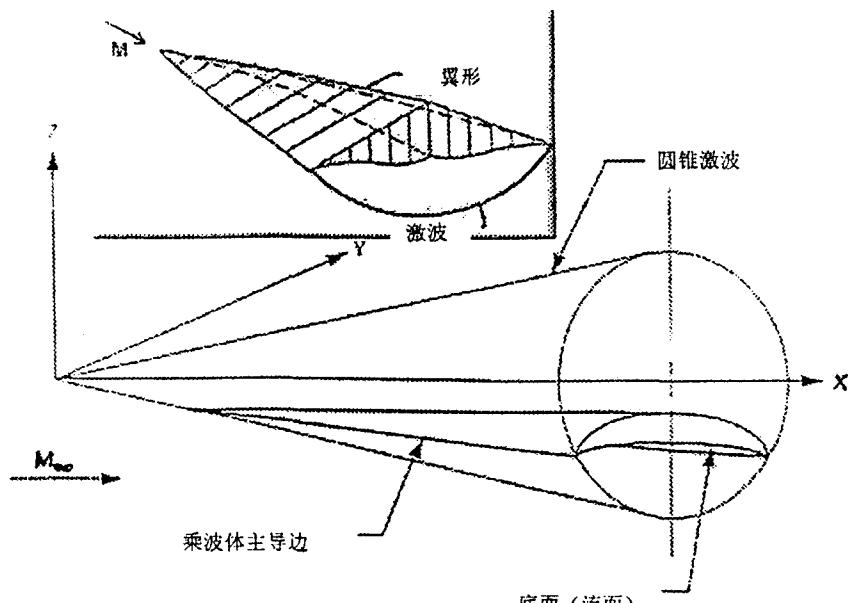


图 15 圆锥激波的结构：圆锥流乘波体

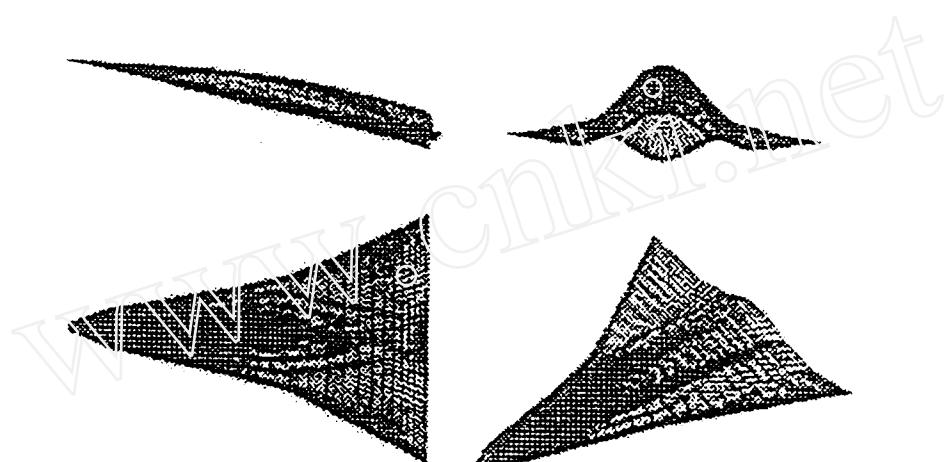


图 16 用密切锥形方法设计 Mach6 乘波体设计

粘性乘波飞行器 (Viscous Waverider):

迄今讨论的乘波飞行器都是在假定无粘流动（无摩擦）设计的。因为粘性力在高超音速飞行时起到了非常大的作用，可以预想粘性力会对飞行器的外形有明显的影响。从上面讨论的基于无粘分析的锥形流动乘波飞行器开始，一些研究者使用积分的边界层关系式在设计过程中包含了粘性的影响。设计者只需改变锥形激波角 (θ_s) 以便在给定的 M 数下生成整个一族优化的锥形乘波飞行器。图 17 是这一系列的例子。注意随着假定的激波角的变化，每个飞行器的外形是如何变化以达到优化其 L/D 性能。

在图 17 (a) 中，对给定的 M 数导出的每个飞行器的性能与定位于设计 M 数的优化外形进行比较。表明对 12° 的激波角设计的乘波飞行器获得了最大 L/D 值。 $M=14$ 推导的飞行器在图 17 (b) 中给出。(c) 给出了不同边界层条件下设计的乘波体的不同形状。

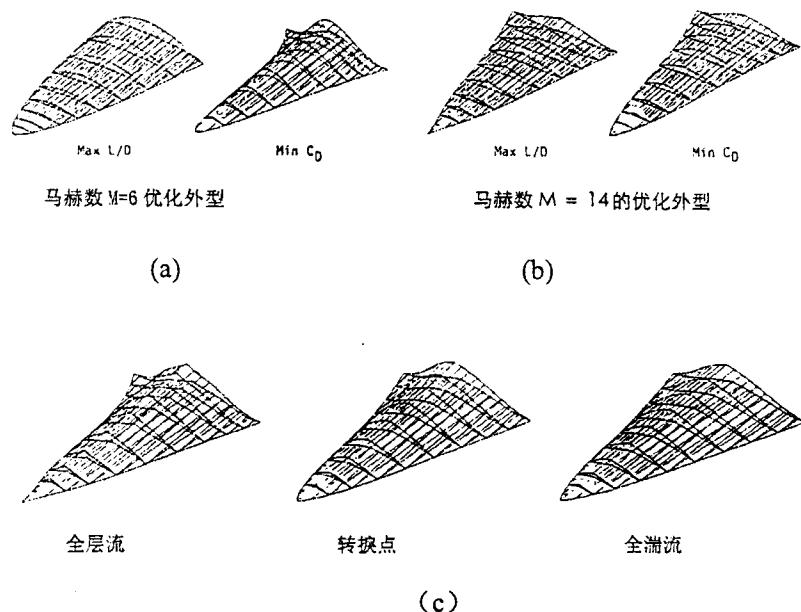


图 17 马赫数 $M=6, M=14$ 不同条件的优化外形

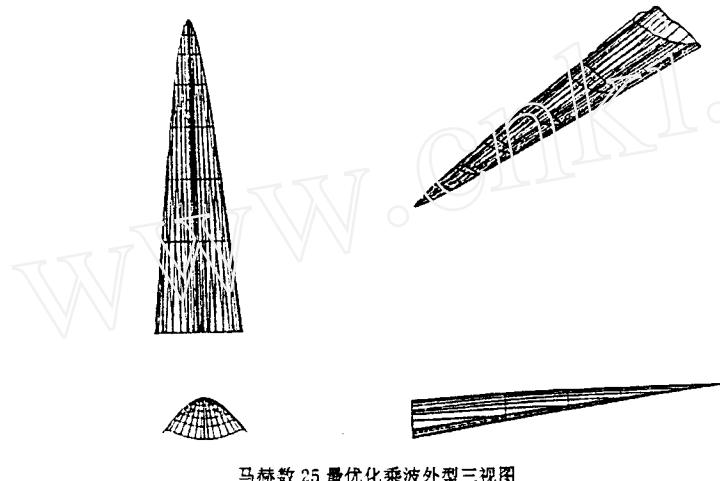


图 18 $M=25$ 乘波外形

作者将这一技术也用于 M_{25} 乘波飞行器，生成了在高超音速飞行上限的乘波体。得到的外形在图 18 给出。

注意，由于在这样高的速度下，非常小的马赫锥很大的翼后掠。在 M_{25} 飞行器中升起的样条中心体 (raised spline centerbody) 明显地也需要注意。这一特征是放置在设计中的对体积的要求的结果造成，表明了在最小表面摩擦与保持有效的飞行器体积之间的折中。

返回到高超音速飞行器的气动特性，回忆“ L/D 屏障”对高超音速飞行器研究是这样的重要：

这些粘性优化设计 (实数据点) 表明已突破了屏障，并且实际上更加接近的遵守了下列关系式 (图 6 中用虚线表示)：

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{6(M_\infty + 2)}{M_\infty}$$

因而，这些结果表明乘波飞行器在突破 L/D 屏障方面表现出了很大的保证，在未来高超音速飞行器设计中值得更多的考虑。这里概述的粘性优化技术也被用于能量定律物体，因为这类物体表现为最小阻力外形。关于粘性优化的能量定律物体，可参见 Sabean and Lewis (1998) 得到更多信息。

星形体 (Star Bodies) :

最后值得注意的乘波飞行器是锥形流动设计的另一种变化，称为星形体。除了表现出迄今讨论的概念的楔形外形外，星形体实际上就是由多个在前缘叠加和连接的锥形流动或者能量定律外形乘波飞行器组成。图 19 给出的是由两个相连接的能量定律外形组成的星形体的例子。

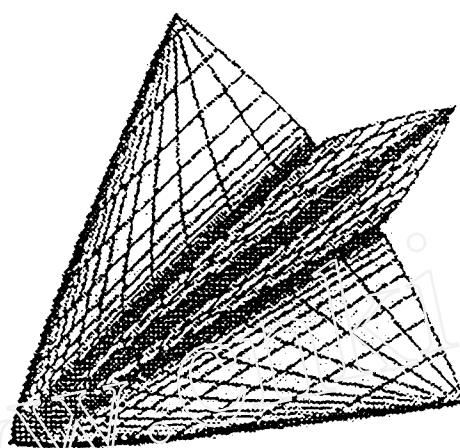


图 19 Mach6.4 星形体设计

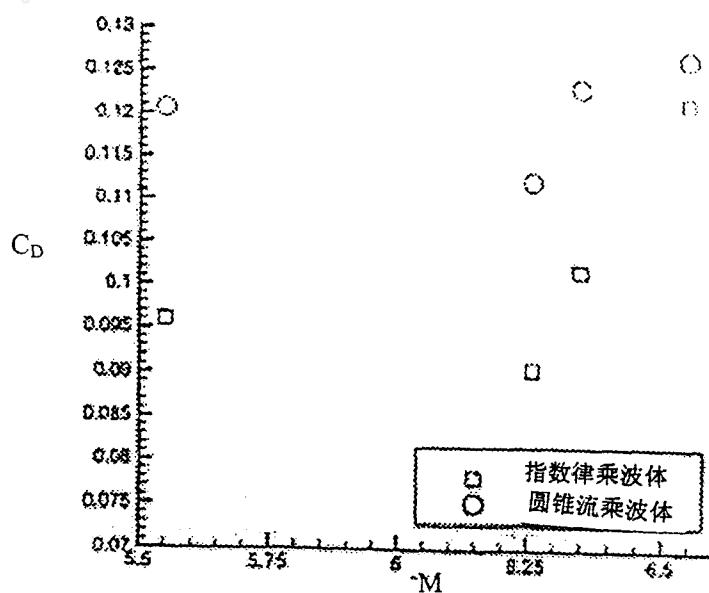


图 20 星形与锥形乘波体阻力系

其它方法 (Other Approaches) :

上述预测高超音速流场特性的技术只代表可得到的许多方法中的一小部分。激波膨胀方法 (the shock expansion method) 假定二维或三维物体下游流场可由 Prandtl-Meyer 膨胀理论 (expansion theory) 来决定。高超音速小扰动理论 (hypersonic small disturbance theory) 和薄激波理论 (thin shock theory) 是用于决定物体与激波之间流场特性的近似方法。空间推进有限差分技术 (space-marching finite difference techniques) 和特征线法 (the method of characteristics) 也常常用于求解需要的网格空间上的流场。要了解这些方法以及其它高超音速预测方法的更多的信息，可参考 Anderson (1989, 1990)。