

乘波构形和乘波飞行器研究综述

赵桂林 胡亮 闻洁¹ 彭辉 张绵纯

中国科学院力学研究所, 北京 100080

¹ 北京航空航天大学动力系, 北京 100083

摘要 乘波构形的特点是高升阻比, 下表面上的流动是均匀的, 因此是推进系统 / 机身一体化设计的理想候选构形. 乘波飞行器是源于乘波构形的高超音速飞行器, 利用了乘波构形的高升阻比, 并可为吸气发动机提供已知的均匀流场. 本文比较全面地总结了乘波构形的生成方法和乘波飞行器的设计方法, 介绍了乘波构形的优化方法及影响因素, 给出了优化的乘波构形, 并介绍了乘波飞行器的研究进展, 提出了今后的研究重点.

关键词 乘波构形, 乘波飞行器, 高超音速

1 引言

乘波构形概念是 1959 年 Nonweiler 教授最早提出的^[1,2], 他在对带翼再入飞行器的研究中发现, 三维情况下, 飞行器下表面的流体从侧边向上表面流动, 造成下表面上流动产生横向分量, 导致飞行器升力减小. 为了阻止下表面的横向流动, 他提出了乘波构形的概念, 认为, 在高超音速飞行时, 构形上表面在生成升力时不起作用, 因为激波不与它接触, 构形性能最好时, 负荷较低.

乘波构形形状独特, 可以是任何的形状. 在设计飞行条件下, 乘波构形产生的弓形激波很好地附着在前缘上, 构形看起来就像是骑在附着激波上面, 因此称之为“乘波构形 (waverider)”. 与常规高超音速构形相比, 乘波构形有以下优点:

(1) 乘波构形有更高的升阻比. 在设计 M 数下, 乘波构形产生的弓形激波沿前缘很好的附着, 结果是激波后的高压力区域局限在下表面上, 且从下表面到上表面没有流动泄漏, 对常规高超音速构形, 这种上、下表面之间的流动泄漏导致多达 25% 的升力损失, 因而乘波构形产生的升力或升阻比要比常规构形高得多.

(2) 乘波构形下表面流场是均匀的, 且对源于轴对称流场的乘波构形, 在下表面上几乎没有或很少有横向流动, 使得这些构形成为发动机一体化的有吸引

力的构形.

乘波飞行器就是由乘波构形生成的一种特殊类型的超音速、高超音速飞行器. 乘波飞行器的优点之一是在设计飞行条件下, 乘波前体产生的弓形激波很好地附着在飞行器的外部前缘上, 这样通过激波面流入的空气被吸入激波与飞行器下机身之间, 只能从飞行器后部离开, 而激波后的高压区与飞行器上表面的低压区不会产生像常规飞行器那种不可避免的上、下表面之间压力互相沟通的流动. 乘波飞行器的另一个优点是, 下表面的流场是均匀的, 且对源于轴对称流场的乘波构形生成的乘波飞行器, 下表面上几乎没有或很少有横向流动, 这一优点使得乘波构形 - 机身 - 发动机一体化设计的乘波飞行器性能更好.

乘波飞行器应用前景十分广阔, 既可用作高超音速吸气发动机 - 气动构形一体化飞行器^[3~5]、单级入轨飞行器^[6,7], 双级入轨 (TSTO) 飞行器的第一级^[8~10], 也可用作能够穿越大气层的可重复使用的高超音速飞行器^[11~14]. 乘波飞行器还可作为高超音速导弹^[15], 在大气层内作低空高速飞行, 用于低空突防. 此外, 乘波飞行器可作为高超音速侦察机或战略巡航飞机^[16,17]. 在民用方面, 乘波飞行器可设计成一种洲际高超音速客机, 主要飞行段的巡航速度可达 $M5 \sim M6$, 甚至更高, 4h 可绕地球一圈^[18].

正是由于乘波构形和乘波飞行器的优点及广阔的应用前景, 从 20 世纪 80 年代末期开始, 许多国家

对乘波构形和乘波飞行器的研究给予高度的重视，投入相当大的精力，使得对乘波飞行器的研究工作进展很快。

2 乘波构形的生成

2.1 Λ 型乘波构形

1959年，Nonweiler^[1]提出了由已知的流场构造三维高超音速飞行器的观点。Nonweiler选择平面斜激波后的流场来生成有 Λ 型横截面和三角翼平面的构形(图1)^[2]。在以设计 M 数飞行时，这种构形的翼

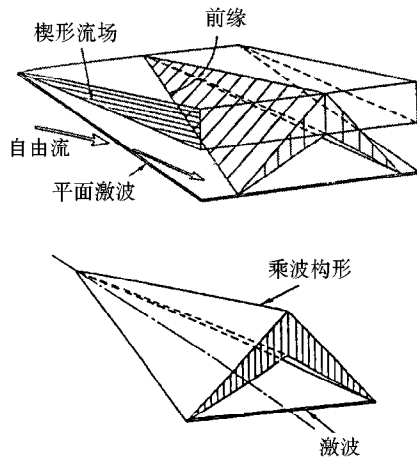


图1 Λ 型乘波构形的生成原理

看起来象骑在附着激波的顶部，因此被称为“乘波构形”。在设计 M 数飞行时，从下表面到上表面没有流动泄漏，因为激波附着在前缘上。当超音速气流流过楔形体时，必定会在其下方产生一道从顶点开始的斜激波，激波后的气流参数发生突跃，速度减小、压力增大。同样，对于由楔形体生成的 Λ 形翼，超音速气流流过时也会在其下方形成一个激波面，激波面后的气流会形成一个高压区，这一高压区导致了高升力。因此可以说，在相同的升力系数下比较时， Λ 型构形比其它带翼高超音速构形有更高的 L/D 值。乘波构形的气动性能优点在文献[19]中列举出来了，在文献[20~22]中有详细的分析^[21]。因为这种外形是由



(a) 上表面为自由流面



(b) 上表面为圆柱形

图3 源于锥体流动的乘波构形的底部图

如将上表面设计为膨胀面或压缩面(图3(b)，上表面是圆柱形的^[37])。

基本的二维流动推导出的，因此通常有平坦的表面和这些表面相交生成的锐利角，如果要考虑一些参数如黏性和气动热影响时，这种锐利角是不利的^[21,23,24]。

2.2 源于锥形流动的乘波构形

这种方法是Rasmussen^[25]在1980年根据高超音速小扰动理论提出的。此后，许多研究者对这一构形进行了广泛地研究^[26~40]。

当超音速气流流经一个圆锥时，会产生一道圆锥形激波(见图2)。若在这个锥形流场内选择一个流面作为下表面，再选取一个如图2(a)所示标有斜线和竖线的表面形成一个升力体构形，则超音速气流也会在此升力体下方形成一个由紧贴在构形前缘的圆锥激波面，在激波面后也是一个高压区。

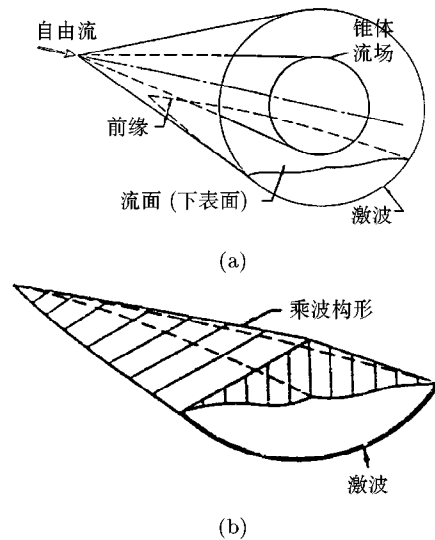


图2 源于锥形流动的乘波构形的生成原理

具体的生成步骤为^[35]：首先，生成无黏锥体流场，然后，选择自由捕捉面，它与锥体激波相交的交线即为前缘曲线，通过前缘曲线到锥体底部向下游追踪流线，即可生成乘波构形的下表面，通过前缘曲线向后跟踪自由流流线直到锥体底部就可生成乘波构形的上表面，乘波构形上表面上的压力等于自由流压力(图3(a))。上表面的设计也可以采用其它技术，

2.3 源于倾斜圆锥体或椭圆圆锥体流动的乘波构形^[41]

使用倾斜圆锥体和椭圆圆锥体流场对构造有弯曲

表面的乘波构形是很有吸引力的 [42~49]。这些流动的分析解与数值解不同，通常包含对基本轴对称圆锥体流动的干扰分析 [50~52]。

首先，确定通过与自由流结合的轴，这个轴是倾斜的，与锥体轴成一个角度，任何通过这个自由流轴的平面都平行于自由流。然后，在通过锥体流面与激波交叉点的自由流平面中选择一对平面，则形成了封

闭的气动体。因此，上表面是通过自由流顶点轴的一对自由流平面，下表面是锥体流场的弯曲流面。这些表面在交叉线处以表面之间的角度（唇缘角）在激波处相交。图 4(a) 是源于倾斜圆锥体流动的乘波构形，图 4(b) 是源于椭圆锥体流动的乘波构形，图 4(c) 是源于倾斜 - 椭圆锥体流动的乘波构形 [41]。

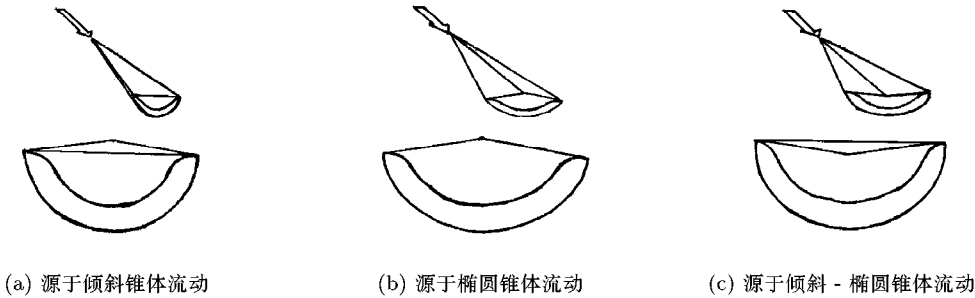


图 4 乘波构形

2.4 源于楔形 - 锥形混和流动的乘波构形

选择楔形 - 锥形混合流动是为了使乘波构形既有平面楔形乘波构形的特性，也有源于锥体流动乘波构形的特性，即来自楔形乘波构形下表面的均匀流动和来自锥体乘波构形的高 L/D 及更大的体积。

生成的具体步骤是 [53]：首先，选择楔形 - 锥形生成体的宽长比和锥体半顶角。然后，求解生成流场，这一流场由三维 Euler 方程求解。求出流场后，乘波外形可由物体与激波之间区域内的任何流面生成。对前体设计，在进口处的尾缘形状 / 表面轮廓可由进气道和燃烧室的需要来确定。图 5 给出的是尾缘曲线向上游追踪形成了乘波构形的下表面。尾缘曲线的中心段选为平的，以便提供均匀的进口特性，并容易安装发动机。生成过程的剩余部分类似于其它乘波构形设计程序，流线向上游追踪直到与弓形激波相交，流

面与激波之间的交线定义为前缘曲线，上表面是与自由流流动方向相同的流面。图 6 给出了由楔形 - 锥形几何形状和尾缘曲线生成的乘波构形 [53]。

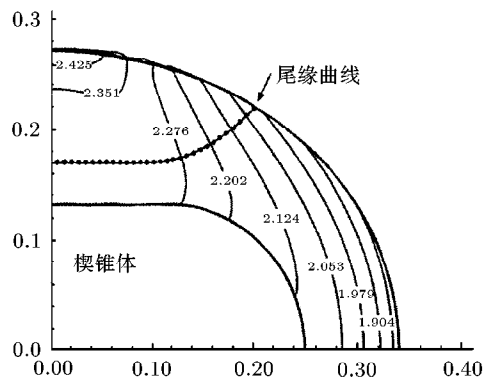


图 5 源于楔形 - 锥形流动的乘波构形的尾缘曲线

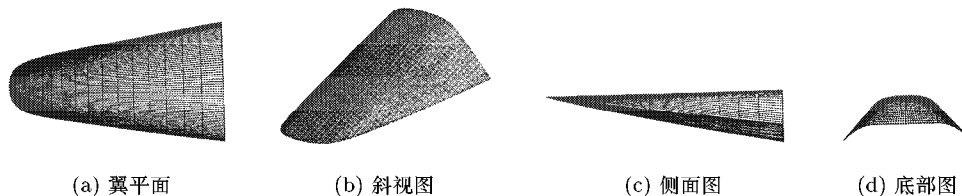


图 6 源于楔形 - 锥形流动的乘波构形

2.5 源于相交锥体流动的乘波构形

这种方法是 Sobieczky 等 [54] 提出的，此后，许多研究者对这种方法进行了深入研究 [55~63]。在这

一方法中，在由相交锥体定义的平面内，非轴对称激波后的流动段处理为锥形的。在出口面内，沿激波曲线使用一系列平面来定义流场。在每个相交平面内

激波角保持为常数,以便在展向方向上保证是连续表面.由激波角和当地曲率半径来确定每个平面的锥形流动顶点.

具体的生成步骤是^[54]:首先,给定自由流 M 数、激波、出口平面内的激波、以及前缘或尾缘曲线.其次,确定相交锥体的顶点和前缘点,然后通过沿已知锥形流动追踪流线就可构造出乘波构形的下表面,这与源于锥体流动乘波构形的生成类似.如果激波曲线是平的,即其曲率半径无穷大时,流线的斜率将是常数值,斜率等于楔形角,它对给定的自由流 M 数产生给定的激波角.图 7 给出了出口平面内典

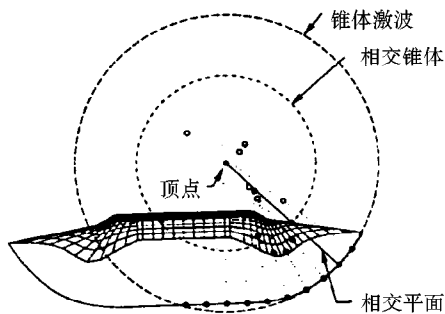


图 7 源于相交锥体流动的乘波构形在出口平面内的示意图

型的相交锥体乘波外形的示意图,图中点划线表示的是相交平面,沿线的圆圈符号定义了相交平面处激波

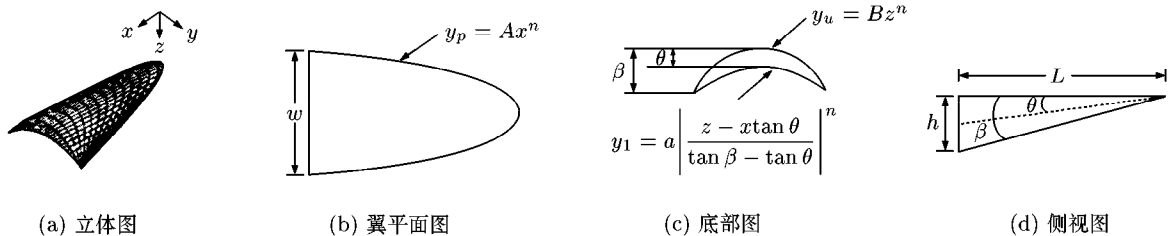


图 8 定常楔形角乘波构形

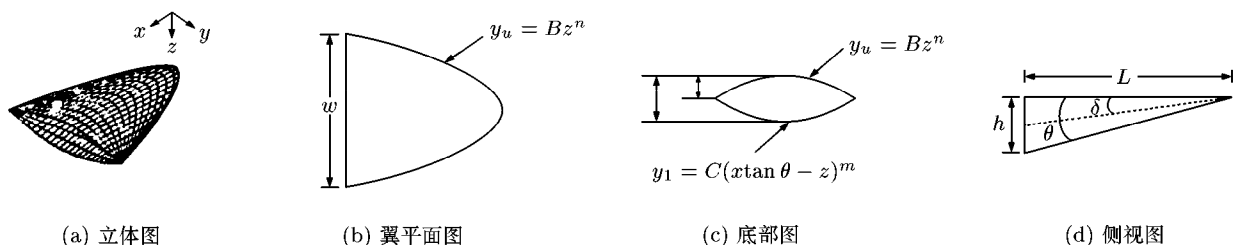


图 9 变楔形角下表面凸起乘波构形

构形. $n = m$ 且 $\delta = \beta$ 时,模型变为有平面激波的定常楔形角构形.对 $n = m = 1$ 且 $\delta = \beta$,这些方程进一步变为 Λ 型乘波构形.

曲线上、在出口平面内锥体表面上以及相交锥体顶点上的点.

2.6 生成乘波构形的定常和变楔形角方法

这种方法的具体步骤如下^[64,65]:

使用确定翼平面和上表面曲率的二维幂函数方程生成了有二维(平面)激波的乘波构形,如图 8 所示,参数 A 和 B 是正的比例常数,指数 n 在 $0 \sim 1$ 之间变化.为了保证是平面激波,即源于楔形流场,构形的楔形角 θ 必须为常数.通过控制这 5 个变量 (A, B, n, L, θ) 可生成各种乘波构形.

在假定有附着前缘激波时设计乘波构形.并不是所有变量与这一几何形状的混和都会得到有附着激波的、实用的乘波构形.对有附着激波的下表面曲率, β 必须小于最大的激波附着角.图 9 给出了由此生成的乘波构形.附着激波的要求将变量的数量减少为 4 个: A, n, L, θ .因此,这种方法称为定常楔形角方法 (the constant wedge angle method, CWA).

上述方法扩展到非平面激波(三维)时,称为变楔形角方法 (the variable wedge angle method, VWA),其中翼平面和上表面的生成与定常楔形角方法相同,只是增加了第 3 个幂函数以确定下表面的弯曲.通过控制 6 个变量 ($n, m, w, l, \theta, \delta$) 可生成各种乘波构形.

$n = m$ 时,模型变为有三维激波的定常楔形角

可见,乘波构形可由分析流场或容易求解的流场来生成,如平面楔形流场、轴对称体流场等,也可由复杂的三维流场生成,如楔形-锥形混合流场、相交

锥形流场等, 各种生成方法各有优缺点.

由分析流场生成乘波构形的优点是激波后的流场容易计算, 可以很快地进行设计, 且易于进行优化设计, 可是, 由这类流场生成的乘波构形下表面流动是非均匀的, 这是流场的轴对称本质造成的, 而且, 当乘波外形从简单的高升力体构形转变为发动机 - 气动构形一体化乘波飞行器的前体设计时, 这些简单流场就受到明显的限制. 而由三维流场生成的乘波构形, 既具有与轴对称流场生成的乘波构形的优点, 也能产生均匀的下表面流场, 更适宜于进行乘波构形 - 发动机一体化飞行器的设计.

由楔形流场、锥体流场、倾斜锥体流场或圆锥体流场生成的乘波构形在前缘处有潜在的过度气动加热问题, 并且体积效率较差. 即使消除了下表面上流动的展向非均匀性, 下表面流场在径向方向上也存在非均匀性. 例如, M8 优化的巡航外形的进口流场在垂直于表面的方向上有 6% 的压力变化和 5% 的质量流量变化^[53]. 而且, 因为生成流场是轴对称的, 所以在展向方向有径向变化的侧洗角, 因此, 需要进一步减小下表面流场中的流动非均匀性. 源于楔形 - 锥形流场的乘波构形与有相同长度的源于锥体流动的乘波外形相比, 其头部更加扁平, 而且即使源于楔形 - 锥形流动的乘波构形没有对最大 L/D 优化, 与优化的锥体乘波外形相比, 其 L/D 值更大.

3 乘波构形的优化

在飞行器飞行速度跨越超音速和高超音速范围时, 随着 M_∞ 的增大, 根据飞行经验, Kuchemann^[66] 给出了 $(L/D)_{\max}$ 经验关系式 $(L/D)_{\max} = 4(M_\infty + 3)/M_\infty$, 这一关系式在图 10 中由实线表示. 同时给出的是以前各种高超音速飞行器构形在不同的 Re 数 (圆圈) 以及文献 [10] 研究结果 (黑点) 的一些数据点. 从图 10 可以看出下列特点: (1) 实线表示的是常规高超音速构形所遇到的“ L/D (升阻比) 屏障”, 对常规高超音速构形这是难以突破的. (2) 圆圈是常规高超音速构形的数据, 几乎是随机的分布, 大部分都在表示“ L/D 屏障”的实线下. (3) 黑点是突破了“ L/D 屏障”的高超音速构形的数据, 这些构形是乘波构形.

高超音速乘波构形可以突破常规高超音速构形的“ L/D 屏障”, 有更大的 $(L/D)_{\max}$ 值, 但是, 无论是风洞试验还是在真实飞行, 乘波构形作为高超音速、高 L/D 构形的潜在优势至今尚未完全证实. 问题是因为乘波构形有大的湿表面面积, 导致构形的摩擦阻力较大. 前面介绍的乘波构形的设计结果^[67~69]

都是基于无黏流动假设, 然后再加上构形表面摩擦的估计值得到的, 结果, 设计出的乘波构形的实际气动性能常常达不到预测值. 为了克服这一不足, 需要对设计出的乘波构形进行优化, 优化过程就是在使 L/D 最大的同时, 尽量减小湿面积, 从而减小表面摩擦阻力, 使得构形的气动性能满足要求. 由于在优化过程中考虑了黏性的影响, 这样就能够气动性能的有效性 (L/D 高) 与伴随着高 L/D 时的较大湿面积 (摩擦阻力大) 之间找到平衡, 得到需要的乘波构形. 在优化过程中除了要考虑黏性的影响 (包含边界层转换的影响) 外, 还要考虑其它方面的影响, 如钝前缘、膨胀的上表面 (与标准的自由流表面的假定不同, 有与自由流方向平行的所有生成因子的上表面) 等的影响^[20].

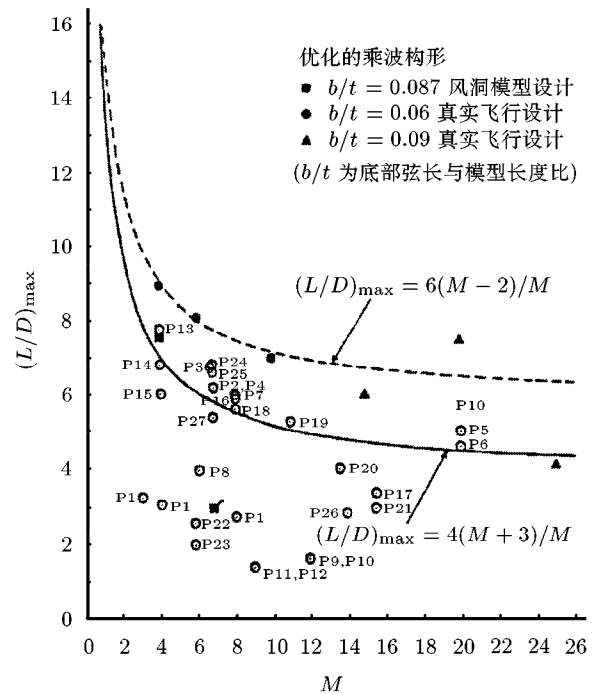


图 10 各种高超音速构形的最大 L/D 的对比

3.1 乘波构形的优化方法^[21]

一般通过改变前缘曲线形状 (它与单一乘波构形的几何形状相关) 来进行优化, 直到构形的性能系数 (最大 L/D 或最小总阻) 达到优化值. 优化方法选择 Nelder & Mead^[70] 的非线性单元方法, 这是 0 阶方法, 只需要寻找函数赋值的优化值 (不需要微分). 这些函数赋值决定着每种构形的性能系数 (如 L/D 或 C_D). 零阶方法是最简单易行的, Vanwie^[71] 指出在用于类似源于锥体流动的乘波构形等的优化时, 非线性单元方法与其它高阶方法一样有效.

非线性单元方法是通过在“单元”的 $(n + 1)$ 顶

点值处函数的比较,用程序的逻辑性决定的其它点的最高函数值代替顶点值,使 n 个变量的函数最少,然后,在函数最小值的方向上,“移动”这个单元点.在寻找函数最小值时,使用了3种措施——反射、膨胀和收缩(图11).其中,寻找的是2个变量(X_1 和 X_2)函数的最小值,而等值线定义了函数.包含 $n+1=3$ 个顶点(三角形)的单元在函数面上移动,通过反射或“后滚翻”到函数谷底,如果能够加速这一过程,则就能扩展开,最终收缩到最小函数值.优化过程中的限制采取的是“屏障”或边界的形式,即单元不允许交叉 [21].

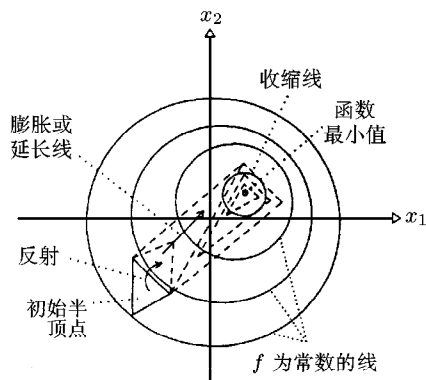


图 11 两个变量的函数 f 的单元方法的等值线

一般要最小化的函数是 L/D 或总阻力系数的负值.每个函数赋值都对应着唯一的乘波构形,它可由前缘形状来参数化,因此,一条前缘曲线代表单元的一个顶点.在与流动相交的平面 ($x-y$) 内,前缘由5点定义,其中的一点限制在乘波构形对称面 ($x-y$) 上,这样,将确定前缘需要的 x, y 坐标数量从10个减少到9个.通过将最后的前缘点限制在激波上,就可将坐标数量进一步减少到8个.正是这8个变量,通过优化程序的逻辑性干扰来优化乘波构形 [21].由于优化问题简化为寻找8个 ($n=8$) 变量定义的函数的最小值,因此这一问题的单元有 $n+1$ 个或9个顶点,每个顶点对应着一条前缘曲线的一系列坐标.为起单元方法,必须选择9个前缘形状——称为基本前缘形状.文献 [21] 中,基本前缘形状由多项式表示.图12中给出了一系列的基本前缘形状,其中实线是优化后得到的前缘曲线.

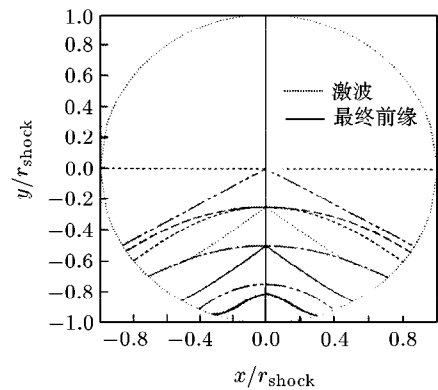


图 12 初始和优化乘波构形的设计

3.2 乘波构形优化的影响因素

图13给出了对源于锥体流动的乘波构形 [20], 在不同的激波角 θ_s 下优化乘波构形的 L/D 、 C_L 和体积系数 $\eta = V^{2/3}/S_P$ 的值.由图可见, L/D 曲线有最大值(在 $\theta_s = 12^\circ$ 时),是“优化中的优化”.

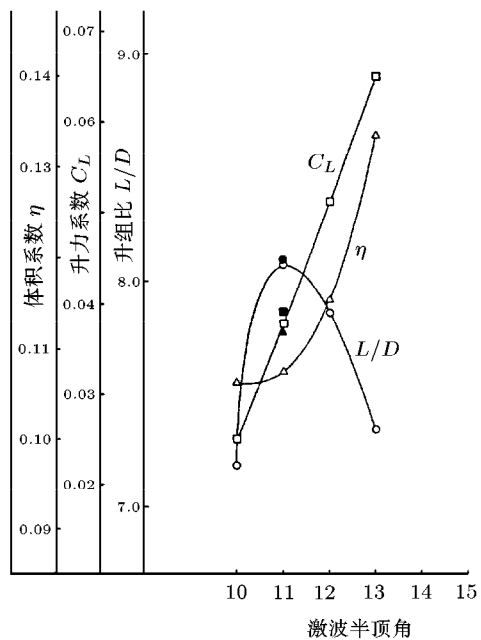


图 13 M6 时一系列优化乘波构形的结果

图14给出了在不同 θ_s 值时优化外形的前视图,可见,优化乘波构形的外形随激波角 θ_s 的变化相当大.文献 [20] 对乘波构形优化过程中的黏性影响进行了数值研究,其中转换位置从层流到湍流变化,结果表明乘波构形的优化对转换位置相当敏感,见图15.优化过程中要准确预测高超音速时的转换位置.



图 14 M6 时一系列优化的乘波构形的前视图

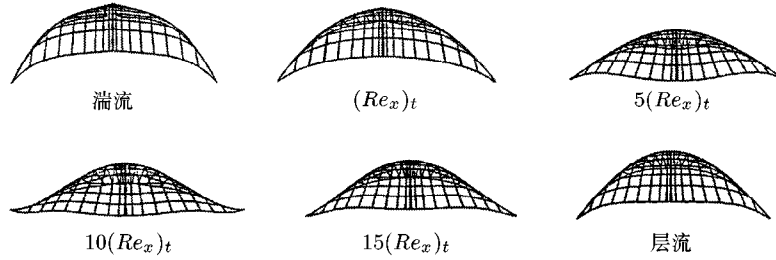


图 15 根据各种边界层转换标准设计的优化乘波构形的前视图 ($M = 10$)

3.3 优化的乘波构形

3.3.1 无黏优化的乘波构形

在 M 数为 (6 ~ 25) 的范围内, 对有细长比限制, 不包含表面摩擦 (无黏) 时进行了优化. 图 16 是无黏

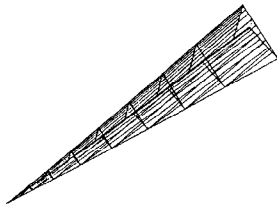


图 16 优化的 M10 无黏 Λ 型乘波构形

优化的乘波构形图^[20], 实质上是像楔形的 Λ 型乘波构形, 类似于 Nonweiler 提出的由平面斜激波后二维流动生成的经典乘波构形. 这表明, 有细长比限制条件下, 无黏优化的乘波构形实际上就是 Λ 型乘波构形.

3.3.2 源于锥体流动的乘波构形的优化结果

对最大 L/D 优化乘波构形可得到最有效的高超音速巡航构形, 而对最小总阻力优化乘波构形可得到最好的加速型高超音速构形. 图 17 比较了 M6 时源于锥体流动的乘波构形对最大 L/D 和最小总阻力优化后的构形^[21]. 结果表明, 对最大 L/D 与最小总阻力优化, 得到的乘波构形相当不同.

3.3.3 源于相交锥体流动的乘波构形的优化结果

文献 [39] 中, 为了使优化时使用的设计参数最少, 激波曲线定义为一个线段和 3 阶多项式, 而前缘曲线定义为 3 个线段. Nelder & Mead^[70] 的 0 阶非线性单元方法用于优化乘波构形, 这一方法曾成功的用于优化锥体乘波构形^[20,21]. 在最大 L/D 、有限制条件下的最大 L/D 、最大体积等 3 种条件下, 对源于相交锥体流动的乘波构形进行了优化, 图 18、图 19、图 20 分别给出了优化后得到的乘波构形的 4 个视图, 可见, 不同限制条件下得到的优化乘波构形很不同.



图 17 对不同性能参数优化的 M6 乘波构形

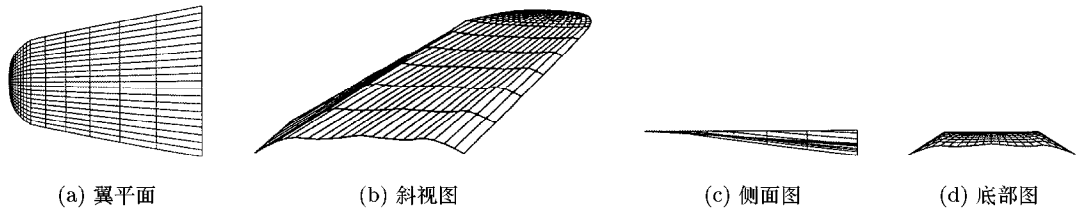


图 18 对最大 L/D 优化的乘波构形

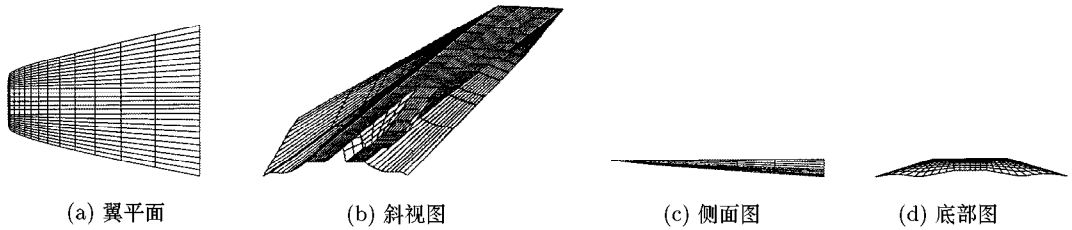


图 19 有限制条件时对最大 L/D 优化的乘波构形

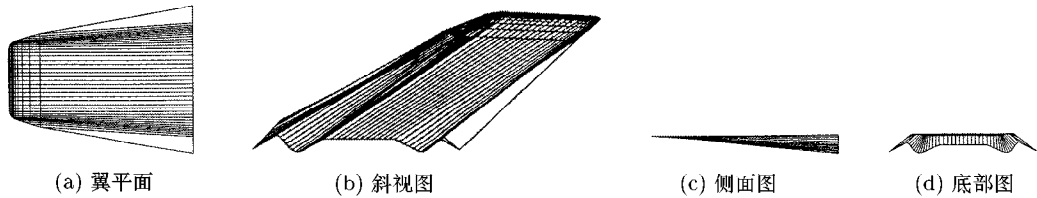


图 20 对最大体积优化的乘波构形

4 乘波飞行器设计

4.1 由乘波构形直接生成乘波飞行器^[16~18,33~35]

这种飞行器是以乘波构形作为机身，然后直接组装飞行器所必需的组件，如控制面、发动机、座舱

等，使之成为性能较好的、发动机 - 机身一体化的高超音速乘波飞行器。这种生成方法比较简单，但需要进行大量的研究工作来探讨各种组件对飞行器气动性能的影响。

图 21 是由 2 种乘波构形直接生成的 M4 高超音

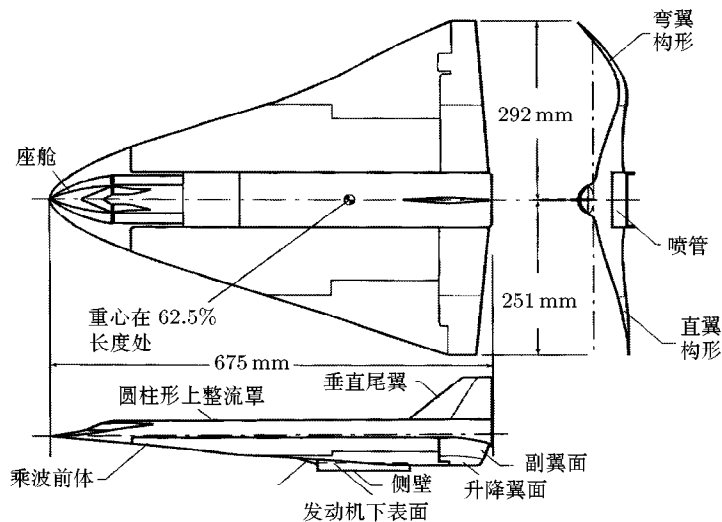


图 21 源于乘波构形的 M4 高超音速巡航飞行器

速巡航飞行器^[16],包括直翼模型和弯翼模型.图22是这种飞行器的风洞实验模型照片.这种源于乘波构形的高超音速巡航飞行器,包括座舱、推进系统和控制面.其中,推进系统包括进气道压缩斜面、有2个侧壁的无流动通过的发动机模块以及喷管/膨胀面,控制面包括升降副翼、副翼以及垂直尾翼.对这种高超音速飞行器的研究表明,与纯乘波构形相比,这种源于乘波构形生成、有后体封闭的高超音速乘波飞行器的升阻比减小了,但与常规高超音速飞行器相比,经过对控制面和推进系统等进行优化设计后,这种飞行器的气动性能明显提高^[35].

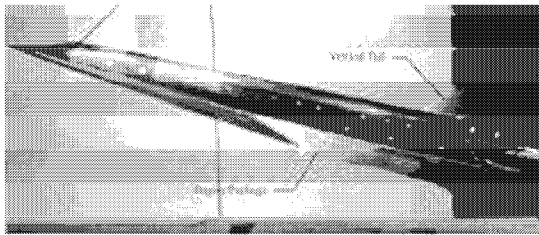


图 22 由乘波构形直接生成的乘波飞行器实验模型照片

4.2 乘波构形 - 发动机 - 机身一体化设计的乘波飞行器^[72~74]

这种乘波飞行器,飞行器的前体作为发动机的压缩面,而后体则作为飞行器的喷管,因此,需要将发动机和机身作为一个完整的系统来研究.具体设计步骤如下:(1)确定超燃冲压发动机燃烧室长度;(2)设计进气道、发动机罩和喷管^[73],见图23;(3)生成乘波前体.文献^[72,73]在将乘波构形-发动机-机身作为一个整体设计时,乘波构形的设计使用反向设计方法.这种方法是首先确定进气道曲线,然后,从进气道曲线到生成激波向前追踪流线生成乘波构形的下表面,从下表面流线/激波相交线向后追踪自由流线生成乘波构形的上表面,这种设计方法的关键是确定进气道曲线形状.为了使发动机捕捉到的质

量流量最大,就必须有效地利用飞行器下表面与生成激波之间的气流作为进入进气道的质量流量,这要求发动机罩唇缘应是圆弧形,且尽可能靠近生成激波;(4)优化设计.首先优化乘波前体的形状,由圆弧形进气道曲线生成的乘波飞行器头部是尖的而上表面是凹的^[80],考虑到气动加热和体积系数等因素,这些飞行器可能是不实用的.因此,对进气道高度展向均匀性的要求在某种程度上就要放松,并允许进气道曲线为椭圆形来代替圆形线.其次优化相对于飞行器长度的前体长度,由于锥形流动的本质,发动机罩唇缘的位置影响着飞行器下表面的压力和角度,因此,飞行器的升力和阻力就受到影响.同时,对给定的进气道高度,发动机罩唇缘位置也决定了横截面内的最大发动机罩唇缘半径.

根据上述生成方法,不同研究者采用不同的乘波前体生成方法,得到了形状各不相同的乘波飞行器.图24是文献^[73]生成的乘波前体-发动机-机身一体化的高超音速巡航飞行器(M10),图25是文献^[73]生成的乘波前体-发动机-机身一体化的高超音速加速飞行器(M10),乘波前体是源于锥体流动的乘波构形,并且是对发动机和喷管优化的.图26是文献^[53]生成的M10乘波构形-发动机-机身一体化的高超音速巡航飞行器,乘波前体是源于相交锥体的乘波构形,飞行器的外形是通过最大 L/D 优化的乘波外形并用发动机截面代替前体中心截面后部而得到的.

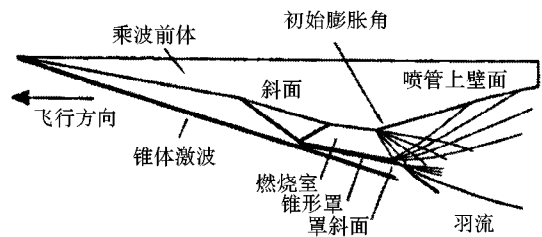


图 23 进气道斜面和喷管形状

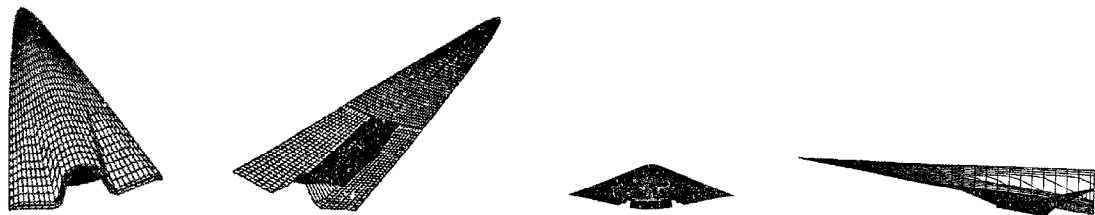


图 24 乘波前体 - 发动机 - 机身一体化的高超音速巡航飞行器 ($M = 10$)

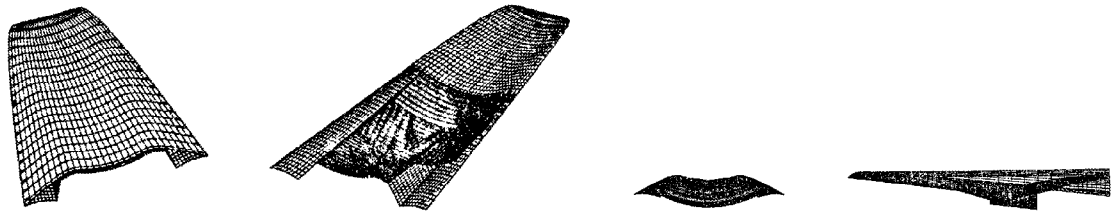


图 25 乘波前体 - 发动机 - 机身一体化的高超音速加速飞行器 ($M = 10$)

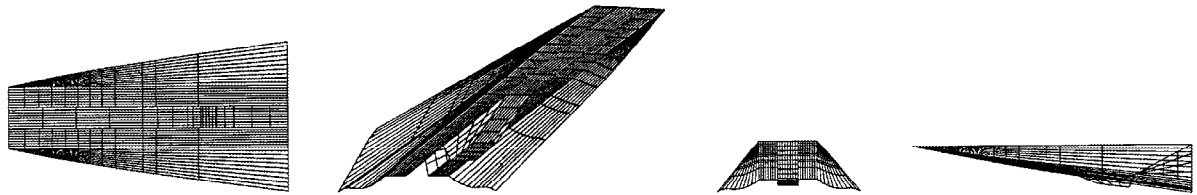


图 26 M10 乘波前体 - 发动机 - 机身一体化飞行器

4.3 高度一体化设计的乘波飞行器^[61,75~77]

这种方法是在文献 [73] 的基础上开展的, 其中, 在给定了进气道条件以及升力等于重量的限制条件后, 巡航飞行器针对最大飞行距离进行优化, 加速飞行器针对最大净推力进行优化. 对巡航器, 在巡航条件下净推力为零, 需要的是最大巡航距离, 它与比冲和升阻比的乘积成正比.

图 27 是乘波飞行器设计模型^[76]. 源于相交锥体的乘波构形形成了前体和机身的一部分, 前体要为进气道提供均匀流动. 压缩面由多项式曲线确定, 形成前体的下表面, 前体与二维、三段进气道斜面相联. 前体和斜面的角度及长度要保证在巡航飞行条件下, 所有激波都聚焦在发动机罩唇缘上. 进气道喉部位于发动机罩反射激波与机体龙骨线的交点处, 可变的发动机罩在非设计条件下能消除喉部激波. 乘波构形后的机身表面由多项式曲线确定, 飞行器的后部段

进行修整以使底部面积为 0. 控制面的设计是根据为 McDonnell Douglas DF-2 设计的控制面进行的^[78]. 图 28 是根据这种方法设计的乘波飞行器.

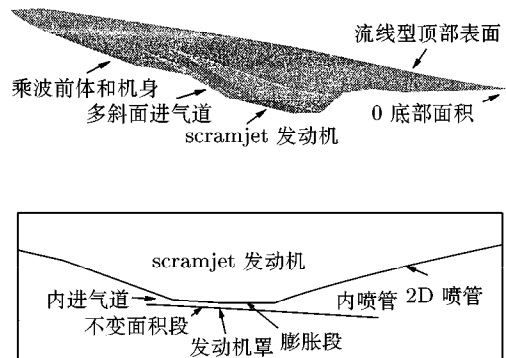


图 27 源于乘波构形的高超音速飞行器设计的侧视图和超燃冲压发动机通道的放大图

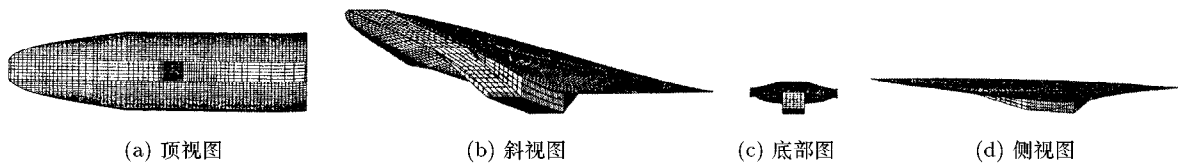


图 28 根据最大巡航距离要求设计的高超音速乘波飞行器

4.4 翼 - 机身 - 尾翼 - 进气道 - 发动机混和一体化设计的乘波飞行器^[79,80]

(1) 生成源于乘波构形的飞行器. 这里, He 等^[81]提出的反射自由流尾缘曲线以及 Lin^[49]的分析近似

值, 一起用于生成有翼 - 机身和小翼的多方向弯曲乘波构形^[79].

(2) 设计推进系统. 图 29 中, 有均匀宽度的平面构形用作 scramjet 发动机, 并与乘波前体的下表

面匹配. 推进系统包括 3 部分: 压缩面、燃烧室、膨胀面, 乘波前体的下表面用作压缩面.

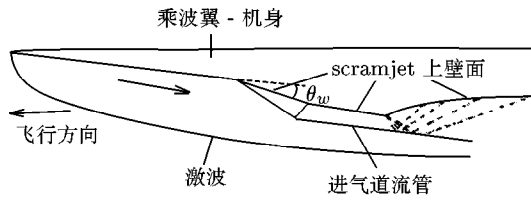


图 29 混合一体化设计的乘波飞行器

(3) 进行一体化设计. 根据不同的任务需要, 设计出不同的吸气高超音速飞行器, 包括巡航飞行器和加速飞行器. 最后, 对设计出的飞行器进行优化. 对巡航飞行器, 有效的设计不但要保证推力和阻力之间的平衡, 而且比冲 (I_{SP}) 与升阻比 (L/D) 的乘积 ($I_{SP} \times (L/D)$) 要大. 对加速器, 必须有尽量高的有效比冲 ($I_{SP,eff}$).

完成上述步骤后, 就生成了如图 30 所示的 2 种飞行器, 图中, 2 种飞行器的上表面完全相同 (图 30(a)), 下表面则不同 (图 30(b) 和图 30(c)).

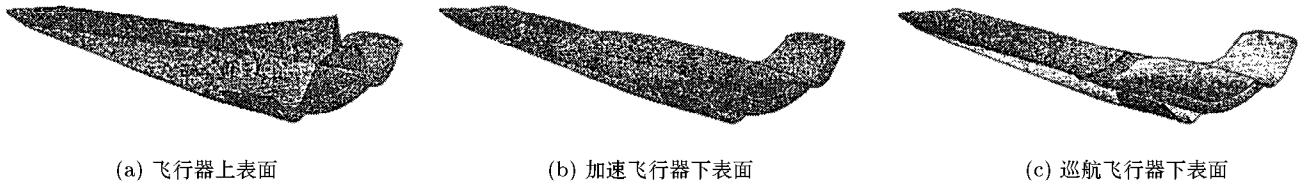


图 30 乘波飞行器 ($M = 8$)

5 乘波飞行器应用研究

5.1 LoFLYTE 乘波飞行器

LoFLYTE (low observable flight test experiment) 乘波飞行器是由乘波构形直接生成的高超音速飞行器, 设计 M 数为 5.5, 在 $M = 5$ 时进行了优化, 它是 NASA 兰利研究中心 (NASA Langley research center) 和美国空军 (U.S. Air Force) 联合进行的地面和飞行试验项目的验证机. 图 31 是 LoFLYTE 乘波飞行器的实验模型照片^[16]. 这种飞行器包括混和翼 - 机身、安装在翼上的双垂直尾翼和位于机身下的发动机吊舱. 试验中, 垂直尾翼的位置进行了系列

变化. 发动机吊舱仅仅是安装在机身下的能通过流体的简单通道^[17]. 图 32 是实际飞行过的 LoFLYTE 高

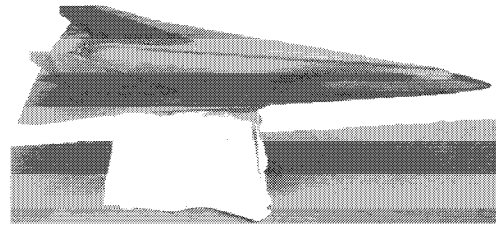


图 31 LoFLYTE 风洞模型照片

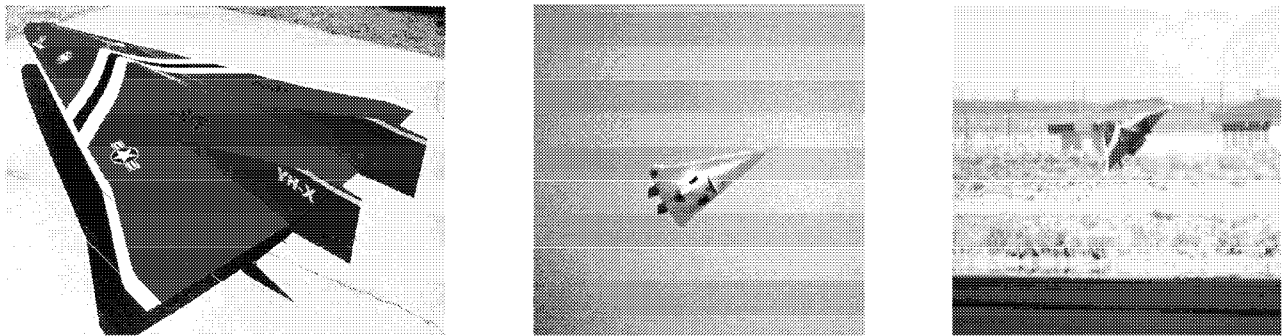


图 32 LoFLYTE 高超音速乘波飞行器照片和飞行照片 (1997.6.23)

超音速乘波飞行器的照片和飞行中的 LoFLYTE 飞行器照片, 飞行器以喷气发动机为动力的遥控飞行器. 1996 年 12 月 16 日, LoFLYTE 在美国加利福尼亚莫哈韦 (Mojave) 机场进行了 34s 首次飞行试验, 这是第一个真正飞行过的源于乘波构形的乘波飞行器, 具有十分重要的意义. 此后, 在 1997 年, LoFLYTE 乘波飞行器又进行了一系列成功的飞行, 证明了乘波飞行器有优越的亚音速飞行特性. 试验研究结果表明, LoFLYTE 飞行器的低速特性是令人满意的. 飞行器在设计起飞和降落条件下高升力系数是合理的, 使得飞行器有可接受的起飞和降落速度.

5.2 用作两级入轨 (TSTO) 第一级的高超音速乘波飞行器

德国飞行器设计和结构力学研究所 (institute for aircraft design and structural mechanics, IFL) 与 DLR 的设计气动研究所 (the DLR institute of design aerodynamics) 合作进行了高超音速乘波飞行器设计, 目的是用作两级入轨 (two stage to orbit, TSTO) 的第一级^[9,10]. DLR 生成乘波外形, 因为乘波构形气动性能优越, 且有适合于燃料箱、驾驶舱、载荷等一体化的体积分布. IFL 研究飞行器性能,

包括确定燃料质量、发动机尺寸、热防护系统、起落架重量等, 使用的是 PrADO-Hy (preliminary aircraft design and optimization-hypersonic) 程序^[82]. IFL 还对 DLR 生成的乘波构形进行了参数研究, 包括展弦比、翼平面、激波角等, 以便评价发动机位置、燃料体积、起落架位置等对乘波飞行器尺寸和起飞重量的影响.

图 33(b) 是作为 TSTO 第一级的基本乘波飞行器, 设计 M 数为 12, 图 33(a) 是带有第二级的 TSTO 飞行器. 飞行器发动机与德国 “Sanger” 项目中使用的发动机模型相似, 发动机尺寸不改变. 由于发动机几何形状不变, 因此, 只能改变发动机的数目. 起落架位置和尺寸的选择, 考虑了负荷在头部与主起落架之间的分布、起落架的收回、轮胎的选择以及起飞性能的要求.

对作为 TSTO 第一级的 4 种不同飞行器进行了比较, 包括基本乘波飞行器 (图 34), 改进的乘波飞行器 (图 34(a)), 升力体飞行器 (图 34(b)), 和混和体飞行器 (图 34(c)). 其中, 改进的乘波飞行器设计 M 数为 12.0, 机身角 5.5° , 双三角翼翼平面, 有更大的翼负荷.

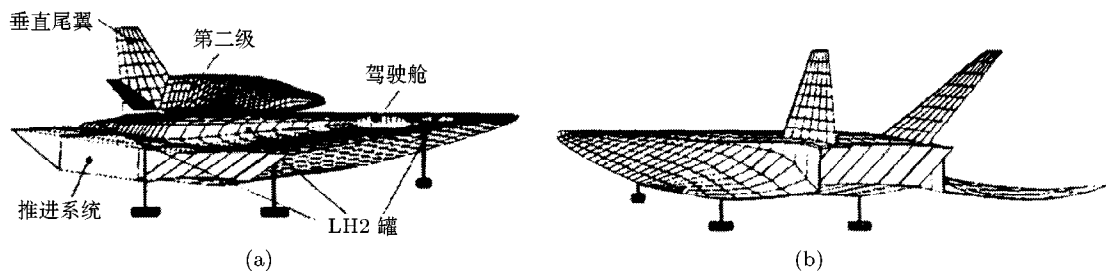


图 33 基本乘波飞行器

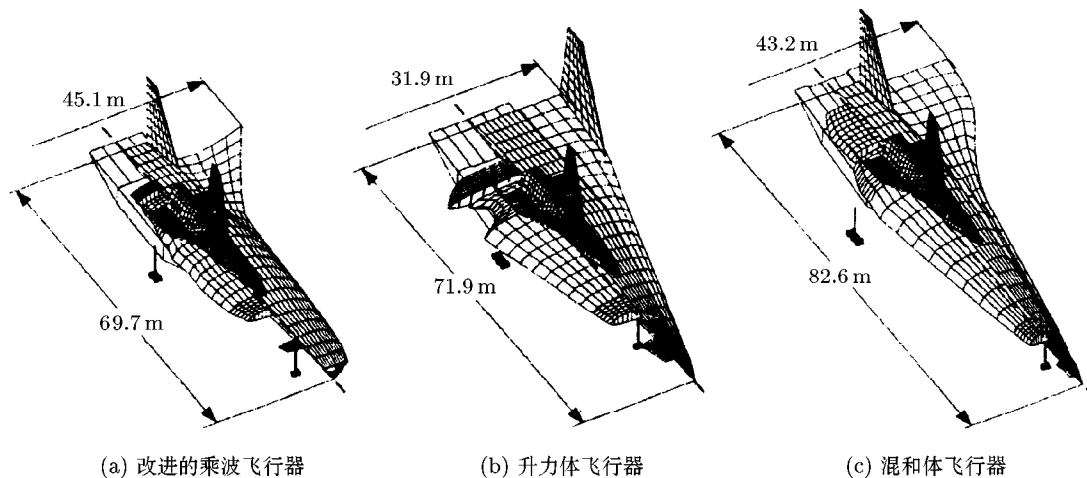


图 34 TSTO 第一级飞行器

图 35 和表 1 是 4 种飞行器的对比结果. 图 35 条形图表示的是与基本乘波飞行器相比, 设计参数的相对变化, 表 1 内列出了参数的绝对值. 2 种乘波飞行器的对比表明, 较大的机身角和双三角翼有利于飞行器性能的提高. 改进的乘波飞行器起飞重量为 $3 \times 10^5 \text{kg}$, 与基本乘波飞行器相比减小了 27.1%, 原因是结构重量减轻和发动机数量减少, 说明要仔细选择和设计参数. 所有飞行器中, 升力体飞行器起飞重量最大, 翼面积较小, 能更好地利用有效体积, 结构重量和空载重量相对小, 但气动性能较差, 需要使用特大型发动机和 $1.451 \times 10^5 \text{kg}$ 燃料. 混和体飞行器

起飞重量介于 2 种乘波飞行器之间, 它通过更好地利用有效体积而补偿了较差的气动性能, 其结构重量对参考面积的比值与基本乘波飞行器的几乎相同. 改进的乘波飞行器结构重量对参考面积的比值较小, 起飞重量最小, 巡航飞行中 L/D 值更大, 与混和体飞行器相比, 优势明显. 研究表明, 乘波飞行器克服了常规飞行器重量大、体积系数小的不足, 可以使用乘波飞行器作为第一级来设计 TSTO, 高超音速乘波飞行器有巨大应用潜力. 但是结果也表明, 乘波飞行器并不总是高超音速飞行器的最佳选择, 乘波飞行器的性能需要仔细研究, 如低速飞行特性、前缘设计等 [9].

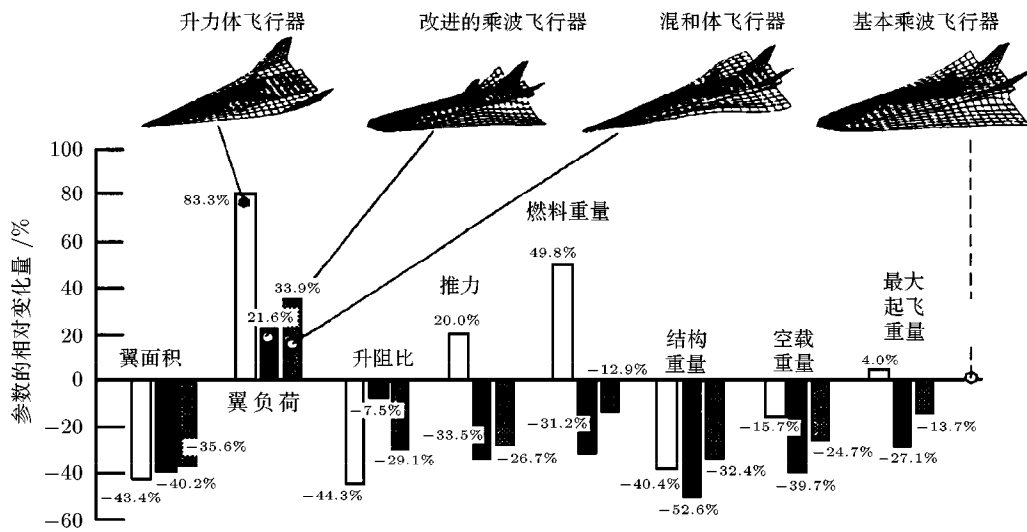


图 35 结果分析

表 1

	翼面积 (m^2)	翼负荷 (kg/m^2)	升阻比	推力 (kN)	燃料重量 (10^3kg)	结构重量 (10^3kg)	空载重量 (10^3kg)	最大起飞重量 (10^3kg)
基本乘波飞行器	2519	162	7.9	6×510	96.8	86.1	202.2	407.4
改进的乘波飞行器	1506	197	7.3	4×508	66.6	40.8	121.9	296.9
混和体飞行器	1623	217	5.6	5×448	84.3	58.2	152.1	351.5
升力体飞行器	1427	297	4.4	6×612	145.1	51.3	170.3	423.8

5.3 高超音速乘波导弹

将乘波飞行器用作导弹 [15], 是因为乘波飞行器下表面上有较高的压力, 升阻比 (L/D) 大. 对高超音速乘波导弹弹体的要求是双重的: 一是导弹必须满足内部结构、负荷和燃料要求, 二是保证外部尺寸要在垂直发射管或发射支架所允许的尺寸范围内. 具体的设计步骤如下:

(1) 设计乘波前体. 图 36 是乘波前体 / 进气道的几何形状和激波结构, 通过设计使前体和进气道系统产生二维平面流场, 这样与三维非平面流场相关的许多问题就避免了. 如图 9 所示, 使用分析变楔形角方法 (the analytical variable wedge angle method, VWA)[64,65] 生成乘波前体.

(2) 设计进气道. 除了前体压缩外, 乘波导

弹的进气道使用了3个连续的压缩斜面(对每个发动机). 前体后3个压缩斜面斜角的限制条件是, 后一个斜面与前一个斜面至少有相同的激波跳跃压力比(当地楔形斜角增大). 进气道的设计使前体激波和3个压缩斜面激波都汇聚到发动机罩唇缘处(见图36), 这可为发动机提供了最大的质量流量. 进气道斜面与发动机罩唇缘有相同的宽度, 进气道长度通过进气道激波在发动机罩唇缘上的条件来确定. 因此, 进气道几何形状直接确定了发动机尺寸、进气道特性和质量流率.

(3) 设计scramjet发动机. 设计的主要参数是确定进气道压力以及燃烧室长度和高度等.

(4) 设计喷管. 因为导弹总尺寸的限制, 所以喷管长度和高度也受到限制. 确定了进气道和燃烧室尺寸后, 才能根据剩余的 length 和高度来设计喷管.

(5) 设计弹身. 使用激波膨胀理论、斜激波关系式和Prandtl-Meyer膨胀理论计算弹身的气动力参数.

在上述设计过程中, 包含有许多设计参数, 单发动机模型有15个, 双发动机模型有19个, 其中, 进气道压力 P_{inlet} 、燃料体积系数 κ 、燃料混和及燃烧效率 η_m 是最重要的设计参数. 图37给出了根据这些参数设计的乘波导弹, 设计 M 数为6, 通过改进设计和优化来增大最大巡航距离^[13]. 从图37中不同导弹可见: (1) 所有飞行器都有几乎相同的前体长度和翼平面形状(平面发动机对流动的要求指定了头部是竹片状的); (2) 单一发动机设计只有非常小的控制面偏转来进行修正; (3) $\kappa = 50\%$ 的双发动机设计(图37(f)和图37(g)) 要进行修正需要相当大的正的控制面偏转(0° 攻角).

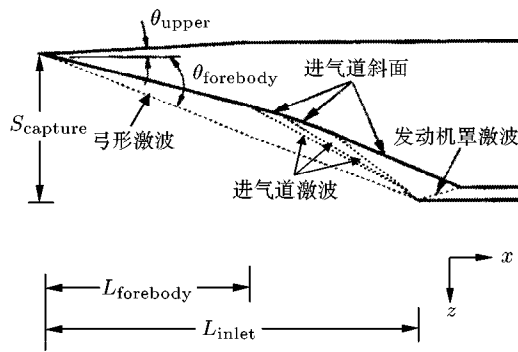


图36 乘波前体 / 进气道几何形状和激波系统

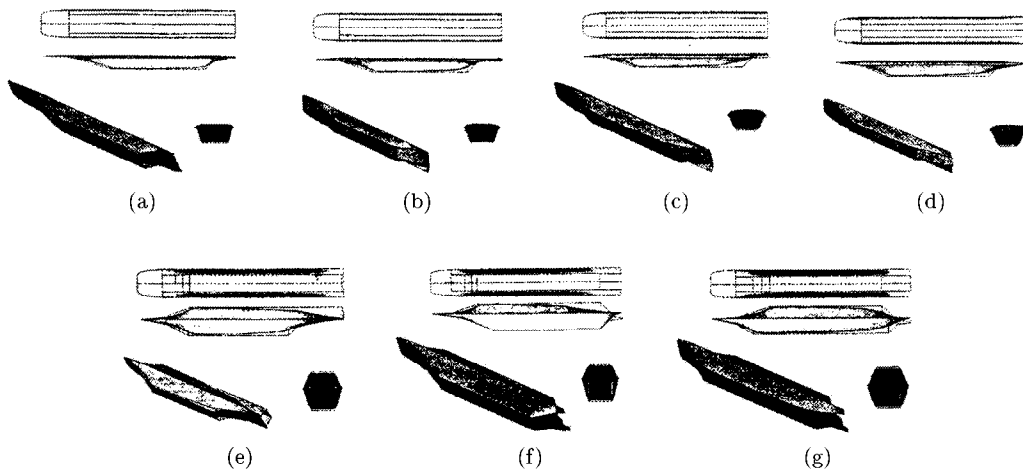


图37 高超音速乘波导弹

6 今后的研究重点

本文比较全面地总结了乘波构形生成方法和优

化方法, 介绍了乘波构形优化过程中的影响因素和优化的乘波构形, 总之, 对乘波概念和乘波构形的研究已经进行了大量工作, 乘波构形的优点已受到

广泛重视,被认为是高超音速飞行器的理想前体构形.从1995年第6届国际空天飞机和高超音速技术大会上所公布的许多国家的航天计划来看,乘波外形已被多数国家选为单级入轨飞行器或双级入轨第一级飞行器的基本构形前体^[83,84].

乘波飞行器是源于乘波构形的飞行器,乘波构形是与超燃冲压发动机(scramjet)一体化的理想构形,乘波构形与scramjet发动机的一体化设计将得到性能优越的高超音速乘波飞行器.但是,由于没有成功的scramjet发动机设计,制约了乘波飞行器的应用研究发展,因此,至今没有真正意义上的高超音速乘波飞行器.可喜的是,目前国内外对scramjet发动机的研究已经有了很大的突破,据报道2001年美国和澳大利亚先后试验过scramjet发动机,虽然都未成功,但说明国外scramjet发动机已进入试验阶段,这必将促进乘波飞行器研究的进一步深入,最终研制出实用的高超音速乘波飞行器.

今后关于乘波构形和乘波飞行器的研究重点应集中在:

(1)目前已经提出了很多种乘波构形的生成方法,要提出新的生成方法难度较大,因此,今后乘波构形的研究重点不是生成方法,而应集中在对已有的生成方法所生成的乘波构形进行综合评价,以便根据不同的需求选择生成方法,进而生成满足要求的乘波构形.

(2)对乘波构形的优化,今后的工作除了更全面地考虑各种影响因素之外,重点要确定优化的基本标准,以便有针对性地开展乘波构形的设计、优化研究,得到满足要求的、性能优越的乘波构形.

(3)加快scramjet发动机研究,以便为乘波飞行器的研究提供高效的推进系统.

(4)增强数值研究能力,编制出功能强大的数值模拟软件,进行更精细的流场计算、一体化和优化计算.开展乘波构形-发动机-机身一体化设计研究,根据需求设计出源于乘波构形的高超音速乘波飞行器,推进乘波飞行器应用研究进展.

(5)尽快完善试验设备,能对各种乘波飞行器模型方案进行试验研究,以便尽快制造出少量乘波飞行器原型机投入试飞.

总之,乘波飞行器是一种有广泛应用前景的、性能优越的飞行器,许多国家已充分认识到这一点,所以国际间的合作将会大大增强,这必定会促进高超音速乘波飞行器早日投入使用.

参 考 文 献

- 1 Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles. *J of the Royal Aeronautical Society*, 1959, 63: 521~530
- 2 Nonweiler T R F. Delta wing shapes amenable to exact shock-wave theory. *J of the Royal Aeronautical Society*, 1963, 67: 39~40
- 3 Eggers A J Jr, Ashley H, Springer G S, et al. Hypersonic waverider configurations from the 1950's to the 1990's. In: Proceedings of the 1st International Hypersonic Waverider Symposium, NASA/University of Maryland, 1990-10-17-19. 1990
- 4 Rasmussen M L, Stevens D R. On waverider shapes applied to aero-space plane forebody configurations. AIAA-87-2550, 1987
- 5 Tincher D J, Burnett D W. Hypersonic waverider test vehicle: a logical next step. *J of Spacecraft and Rockets*, 1994, 31(3): 392~399
- 6 Anderson J D, Lewis M J, Kothari A P, Corda S. Hypersonic waveriders for planetary atmospheres. AIAA-90-0538, 1990
- 7 Tincher D J, Herdt R A. Application of viscous optimized waverider technology for evader MaRV and HGV missions. In: Proceeding of the 1st International Hypersonic Waverider Symposium, University of Maryland, 1990-10-17-19. 1990
- 8 Strohmeier D, Eggers T, Haupt M. Waverider aerodynamics and preliminary design for two-stage-to-orbit missions. Part 1. *J of Spacecraft and Rockets*, 1998, 4(35): 450~458
- 9 Bardenhagen A, Kossira H, Heinze W. Interdisciplinary design of modern hypersonic waveriders using the integrated program PRADO-HY. ICAS 94-1.4.1, 1994
- 10 Kossira H, Bardenhagen A, Heinze W. Investigations on the potential of hypersonic waveriders with the integrated aircraft design program PrADO-Hy. AIAA-93-5098, 1993
- 11 Lewis M J, McRonald A J. The design of hypersonic waveriders for aero-assisted interplanetary trajectories. AIAA-91-0053, 1991
- 12 Anderson J D, Ferguson F, Lewis M J. Hypersonic waveriders for high altitude applications. AIAA-91-0530, 1991
- 13 Lewis M J, othari A P. The use of hypersonic waveriders for planetary exploration. In: AIAA/Jet Propulsion Laboratory 2nd International Conf On Solar System Exploration, Aug 1989
- 14 Randolph J, McRonald A. Solar system "fast mission" scenarios using hypersonic waveriders. AIAA-91-0531, 1991
- 15 Starkley R P, Lewis M J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles. *J of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(4): 510~519
- 16 Pegg R J, Hahne D E, Cockrell C E Jr. Low-speed wind tunnel tests of two waverider configuration models. AIAA-95-6093, 1995.

- 17 Hahne D E. Evaluation of the low-speed stability and control characteristics of a mach 5.5 waverider concept. NASA-TM-4756, 1997
- 18 Pegg R J, Hunt J L, Petley D H, et al. Design of a hypersonic waverider-derived airplane. AIAA-93-0401, 1993
- 19 Anderson J D Jr. A survey of modern research in hypersonics. AIAA-84-1578, 1984
- 20 Bowcutt K G, Anderson J D Jr, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders. AIAA-87-0272, 1987
- 21 Corda S, Anderson J D Jr. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields. AIAA-88-0369, 1988
- 22 Towend L H. Research and design for lifting reentry. *Progress in Aerospace Sciences*, 1979, 18: 1~80
- 23 Venn J, Flower J W. Shock patterns for simple caret wings. *J of the Royal Aeronautical Society*, 1970, 74: 339~348
- 24 Nardo C T. Aerodynamic characteristics of two-dimensional waverider configurations. *AIAA J*, 1972, 10: 1258~1261
- 25 Rasmussen M L, Jischke M C, Daniel D C. Experimental forces and moments on Cone-derived waveriders for $M_\infty = 3$ to 5. *J of Spacecraft and Rockets*, 1982, 19(6): 592~598
- 26 Kim B S, Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows. *J of Spacecraft and Rockets*, 1983, 20(5): 461~469
- 27 Jischke M C, Rasmussen M L, Daniel D C. Experimental surface pressures on cone-derived waverider for $M_\infty = 3 - 5$. *J of Spacecraft and Rockets*, 1983, 20(6): 539~545
- 28 Rasmussen M L. Analysis of cone-derived waveriders by hypersonic disturbance theory. In: Pro of the 1st Int Hypersonic Waverider Sym, NASA/University of Maryland, 1990
- 29 Hozumi K, Watanabe S. A study of aerodynamic performance of cone-derived waverider configurations. In: Pro of the 1st Int Hypersonic Waverider Sym, NASA/University of Maryland, 1990
- 30 He X, Rasmussen M L. Computational of analysis of off-design waveriders. *J of Aircraft*, 1994, 31(2): 345~353
- 31 Stecklein G, Hasen G. Numerical solution of inviscid hypersonic flow around a conically-derived waverider. AIAA-93-0320, 1993
- 32 Jones K D, Sobieczky H, Seebass A R, Dougherty F C. Waverider design for generalized shock geometries. *J of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(6): 957~963
- 33 Cockrell C E Jr. Interpretation of waverider performance data using computational fluid dynamics. AIAA-93-2921, 1993
- 34 Cockrell C E Jr, Huebner L D, Finley D B. Aerodynamic performance and flow-field characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations. AIAA-95-0736, 1995
- 35 Cockrell C E Jr, Huebner L D, Finley D B. Aerodynamic characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations. NASA-TP-3559, 1996
- 36 Yijian Shi, Bor-Jang Tsai, Miles J B, Kakkattukuzhy M. Isaac: Cone-derived waverider flowfield simulation including turbulence and off-design conditions. *J of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(2): 185~190
- 37 Ohta T, Matsuzaki R. Flow visualization on lower surfaces of wave rider configurations at Mach 5.5. *J of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3): 405~407
- 38 Ohta T, Miyagawa T, Matsuzaki R. Experimental study of cone-derived waveriders at Mach 5.5. *J of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(4): 445~448
- 39 Bowcutt K G, Anderson J D Jr, Capriotti D. Numerical optimization of conical flow waveriders including detailed viscous effects. AGARD CP-428, 1987
- 40 Pike J. Experimental results from three cone-flow waveriders. AGARD CP-30, Hypersonic Boundary Layers and Flow Fields, May 1968
- 41 Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. *J of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(5): 537~545
- 42 Rasmussen M L. On hypersonic flow past an unyawed cone. *AIAA J*, 1967, 5: 1495~1497
- 43 Doty R T, Rasmussen M L. Approximation for hypersonic flow past an inclined cone. *AIAA J*, 1973, 11: 1310~1315
- 44 Rasmussen M L, Lee H M. Approximation for hypersonic flow past a slender elliptic cone. AIAA-79-0364, 1979
- 45 Rasmussen M L, Broadway R T. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. AIAA-83-2084, 1983
- 46 Rasmussen M L, Clement L W. Cone-derived waveriders with longitudinal curvature. AIAA-84-2100, 1984
- 47 Jischke M C. Supersonic flow past conical bodies with nearly circular cross sections. AIAA-80-0028, 1980
- 48 Hemdan H T, Jischke M C. Inlets for waveriders derived from elliptic-cone stream surfaces. *J of Spacecraft and Rockets*, 1987, 24(1): 23~32
- 49 Lin S C, Rasmussen M L. Cone-derived waverider with combined transverse and longitudinal curvature. AIAA-88-0371, 1988
- 50 Cheng H K. Hypersonic flows past a yawed circular cone and other pointed bodies. *J of Fluid Mechanics*, 1962, 12: 169~191
- 51 Munson A G. The vortical layer on an inclined cone. *J of Fluid Mechanics*, 1964, 20: 625~643
- 52 Melnik R E. Vortical singularities in conical flow. *AIAA J*, 1967, 5: 631~637
- 53 Takashima N, Lewis M J. Waverider configurations based on non-axisymmetric flow fields for engine-airframe integration. AIAA-94-0380, 1994

- 54 Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves. In: 1st International Waverider Symposium, University of Maryland, 17~19, 10, 1990
- 55 Center K B, Sobieczky H, Dougherty F C. Interactive design of waverider geometries. AIAA-91-1697, 1991
- 56 Eggers T, Sobieczky H, Center K B. Design of advanced waveriders with high aerodynamic efficiency. AIAA-93-514, 1993
- 57 Sobieczky H, Zores B, Wang Z, Qian Y J. High speed design using osculating axisymmetric flows. In: PICAST'3, Sept 1~5, 1997
- 58 Sobieczky H, Zores B, Wang Z, Qian Y J. High speed design using the theory of osculating cones and axisymmetric flows. *Chinese J of Aeronautics*, 1999, 12(1): 1~18
- 59 Qian Y J, Sobieczky H, Eggers T. Waverider design with parametric flow quality control by inverse method of characteristics. In: Proc Int Symp On Inverse Problems in Engineering Mechanics (ISIP 2000), Nagano Japan Elsevier Science, 2000-03-07-10. 2000
- 60 Center K B, Jones K D, Dougherty F C, Seebass A R, Sobieczky H. Interactive hypersonic waverider design and optimization. In: Proc 18th ICAS Congress, Beijing, 20~25, September, 1992
- 61 Takashima N, Lewis M J. Engine-airframe integration on osculating cone waverider-based vehicle design. AIAA-96-2551, 1995
- 62 Jones K D, Bauer S X S, Dougherty F C. Hypersonic waverider analysis: a comparison of numerical and experimental results. AIAA-91-1696, 1991
- 63 Miller R W, Argrow B M. Subsonic aerodynamics of an osculating cones waverider. AIAA-97-0189, 1997
- 64 Starkley R P, Lewis M J. Simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders. *J of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(4): 516~523
- 65 Starkley R P, Lewis M J. Analytical off-design lift-to-drag-ratio analysis for hypersonic waveriders. *J of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5): 684~691
- 66 Kuchemann D. The Aerodynamic Design of Aircraft. Oxford: Pergamon Press, 1978. 448~510
- 67 Cole J D, Zien T F. A class of three-dimensional optimum hypersonic wings. *AIAA J*, 1969, 7(2): 264~271
- 68 Kim B S, Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows. AIAA-82~1299, 1982
- 69 Kim B S. Optimization of waverider configurations generated from non-axisymmetric flows past a nearly circular cones: [dissertation]. School of Aerospace, Mechanical and Nuclear Engineering, University of Oklahoma, 1983
- 70 Nelder J A, Mead R. A simplex method for function minimization. *Computer J*, 1965, 7: 308~313
- 71 Vanwie D M. An application of computational fluid dynamics to the design of optimum ramjet and powered missile components: [dissertation]. Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, Maryland, 1985
- 72 O'Neill M K L, Lewis M J. Optimized scramjet integration on a waverider. *J of Aircraft*, 1992, 29(6): 1114~1121
- 73 O'Neill M K L, Lewis M J. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles. *J of Aircraft*, 1993, 30(6): 943~952
- 74 O'Neill M K L, Lewis M J. Scramjet integration on a waverider. In: 1st International Waverider Symposium, University of Maryland, 17~19, 10, 1990
- 75 Takashima N, Lewis M J. Navier-Stokes computation of a viscous optimized waverider. AIAA-92-0305, 1992
- 76 Takashima N, Lewis M J. Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations. *J of Aircraft*, 1999, 36(1): 235~245
- 77 Takashima N, Lewis M J. Optimized mission-oriented waverider vehicle with base closure. AIAA-96-0810, 1996
- 78 Tarpley C, Pines D J, Kothari A J. Low-speed stability analysis of the dual fuel waverider configuration. AIAA-96-4596, 1996
- 79 Lin S C, Liu Y W, Shen M C. Design of hypersonic waveriders with wing-body- tail-inlet-engine. *J of Spacecraft and Rockets*, 1997, 34(2): 258~261
- 80 Lin S C, Luo Y S. Integrated design of hypersonic waveriders including inlets and tailfins. *J of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(1): 48~54
- 81 He X, Rasmussen M L, Cox R A. Waveriders with finlets. *J of Aircraft*, 1994, 31(5): 1135~1142
- 82 Vanmol D. Heat transfer characteristics of hypersonic waveriders with emphasis on the leading edge effects. [dissertation]. Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, Maryland, 1991
- 83 钱翼稷, 王卓. 乘波飞机——理想的高超音速飞行器外形. 国际航空, 1997, 7: 16~18
- 84 黄志澄. 空天飞机的乘波外形. 气动实验与测量控制, 1992, 6(3): 1~10

AN OVERVIEW OF THE RESEARCH ON WAVERIDERS AND WAVERIDER-DERIVED HYPERSONIC VEHICLES

ZHAO Guilin HU Liang WEN Jie¹ PENG Hui ZHANG Mianchun

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China

¹ Dept. of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

Abstract The principal advantages of waveriders are the high lift-to-drag ratio at the design point and the uniform flowfield on the undersurface. So waveriders are important candidate configurations in the propulsion/airframe integration design for airbreathing hypersonic vehicles. The waverider-derived hypersonic vehicles enjoy the high lift-to-drag ratio at a high coefficient of lift, and may provide a known uniform flowfield for an airbreathing engine. This paper summarizes the generation methods of waveriders and waverider-derived hypersonic vehicles, and the optimization methods of waveriders and the influential factors in the process of optimization, gives some optimized waveriders, and briefly reviews the research progresses of waverider-derived hypersonic vehicles. The paper concludes with a discussion of some critical issues for the further research of waveriders and waverider-derived hypersonic vehicles.

Keywords waverider, waverider-derived hypersonic vehicle, hypersonic