

# 乘波体前体/进气道优化设计及性能分析

赵 山, 金玉华, 成楚之

(北京电子工程总体研究所, 北京 100854)

**摘要:** 在以圆锥流场生成乘波体外形基础上, 对乘波体前体和冲压发动机进气道进行了优化设计。乘波体前体以设计点 ( $Ma=4.5$ ) 为优化基础, 综合考虑在各个飞行马赫数下的最佳气流转角问题。数值模拟结果表明, 该方法设计的乘波体外形符合乘波反设计原理, 在整个飞行马赫数范围内发动机的进气道性能良好。

**关键词:** 乘波体前体; 进气道; 优化设计; 性能分析

**中图分类号:** V 42 **文献标志码:** A

## Optimization design and performance analysis for waverider forebody and inlet

ZHAO Shan, JIN Yu-hua, CHENG Chu-zhi

(Beijing Inst. of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China)

**Abstract:** On the basis of the waverider configuration generated from the cone flow, the optimization design is conducted on the waverider forebody and the ramjet inlet. The design point ( $Ma=4.5$ ) is the optimization basis for the waverider forebody, and the problem of the best flow turning angle under various flight Mach numbers is comprehensively taken into consideration. The numerical simulation results show that the waverider configuration designed by using this method conforms to the theory of waverider inverse designs and the ramjet inlet is of good performance in the whole range of flight Mach numbers.

**Keywords:** waverider forebody; inlet; optimization design; performance analysis

## 0 引言

超声速飞行中, 随着马赫数的升高以及波阻和摩阻的增加, 会形成升阻比屏障, 而乘波体的概念给出了打破升阻比屏障的可能。其原理是乘波体将激波后的高压流体都限制在飞行器的下表面, 不会绕过前缘, 泄漏到上表面, 因此在相同的攻角下, 乘波外形的升力要比普通外形的升力高很多; 在相同的升力下, 乘波外形的升阻比要比普通外形的升阻比高。

乘波体的初步设计过程一般是选用已有精确解的二维或三维流场来确定外形。目前, 用得比较多的是无攻角、无侧滑的圆锥绕流流场。这样, 在生成的乘波机下方, 将会产生预期的圆锥激波。然而, 锥型流场的本质决定了进气道进口处流场的不均匀, 给发动机的工作带来不利影响。O'Neil 研究了超声速冲压发动机乘波飞行器的优化设计方法<sup>[1]</sup>。他的研究指出, 超声速巡航和加速飞行器的总性能受到燃烧室流场的均匀性的影响, 均匀的质量流量、压力和温度对有效的燃烧是非常重要的。由于飞行器发动机的正常工作对前体流场特性的需求, 所以无论是在展向还是沿进气道高度的方向, 前体流场本身必须是均匀的。他的研究表明, 对于由锥形激波产生的乘波体前体, 进气道头罩表面是从锥体流

场的流线追踪形成的, 进气道流动近似为二维流动。

因此, 期望能够采用其他方法来生成所需要的外形, 以减小进气道进口处流场的不均匀性。本文在利用经典的圆锥绕流流场生成乘波体外形基础上, 还研究了考虑冲压发动机进气道优化设计的乘波体外形。

本文考虑乘波体的非设计情况处理措施, 采取可变前体压缩转角的优化方法<sup>[2-3]</sup>, 采用在节点布置微型伸缩机构的变转角方式, 依据“小”变化的原则, 即第一级转角的变化不超过  $\pm 3^\circ$ , 前体各个节点变化前后的纵向位置不变。算例假设飞行器在  $Ma=4.5$ , 高度为 30 km 进行巡航飞行。以整体压缩效率、动能恢复系数等为目标函数, 以进气道流量系数、附加阻力系数和燃烧室入口无量纲静压为约束条件, 采用等激波强度设计思想。综合考虑在各个飞行马赫数下的最佳气流转角问题。

## 1 乘波体形成

由圆锥绕流生成的锥导乘波设计时, 选定马赫数和基准圆锥后求解该圆锥绕流流场的解, 再确定流动捕捉管 (FCT) 与圆锥激波面相交, 形成乘波机前缘<sup>[4-5]</sup>。在前缘曲线上选取若干点, 依次追踪这些点在激波后流场组成的流面, 构成乘波机下表面。与传统的构造方法不同的是, 本文

提出的相交楔锥方法中基本流场中存在三个圆锥激波面,余弦圆柱曲面与第一个激波面相交得到边缘线,经过流线追踪后到达第二个激波面,然后以所有流线与第二个激波面的交点连线当作第二个边缘线,继续进行流线追踪,经过流线追踪后到达第三个激波面,然后以所有流线与第三个激波面的交点连线当作第三个边缘线,直到结束。整个乘波体的下表面流线变成直线,直线转角由优化设计进气道确定的转角确定。

用该方法得到的乘波前体下表面本身具有三级压缩面,对进气道来说,前体承担了大部分的压缩功能,使得高超声速飞行器进气道发动机的设计更加便利。乘波体上表面依然是从边缘线出发,在一个自由流场中进行流线追踪而生成。对比乘波体下表面由直线形成楔面,新构型在设计状态飞行时下表面激波为相同激波强度的平面激波。下表面主要取决于设计马赫数、激波角和产生激波的表面型曲线的选取。采用前体/进气道混压式设计方法,这样可以简化发动机进气道的设计,并充分利用前体和进气道协调对来流进行压缩和增压;前体采用三级压缩系统<sup>[6]</sup>。乘波体下表面尺寸示意图如图 1 所示,乘波体外形图如图 2 所示。

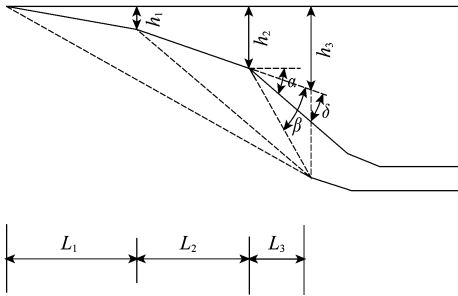


图 1 乘波体下表面尺寸示意图

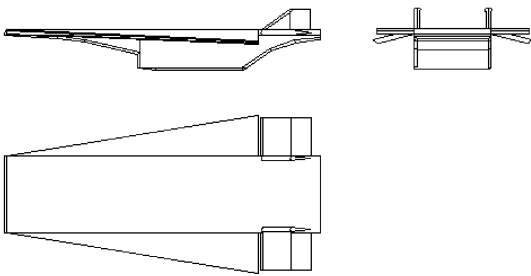


图 2 乘波体外形示意图

乘波体下表面的优化原则是:保证前体激波不会进入进气道;在满足目标函数较大的情况下,尽量使较多的激波”约束;在无法满足“shock-on-lip”条件时,尽量使进气道入口达到设计马赫数;若上述二者存在多种结果或者无法达到,则以整个压缩过程效率系数为目标函数,以压缩转角为自变量,以静压比  $\frac{P_3}{P_0}$ 、流量系数  $m_c$  和附加阻力系数  $D_a$  为约束条件,求出最优转角。其中  $P_3$  为隔离段进口静压,  $P_0$  为自由来流的静压。根据文献[7],  $0.5 \text{ atm} < P_3 < 10 \text{ atm}$ , 本文将其转换为以自由流为参考静压的静压比无量纲界限值,将  $30 \text{ km}$  高空静压  $P_0$  代入得  $43 < \frac{P_3}{P_0} < 864$ ,

最佳值应该在  $50 \sim 700$  之间。

设计过程中可以由激波角和激波偏转角的关系确定斜激波。即

$$\tan \delta = 2 \cot \beta \frac{M^2 \sin^2 \beta - 1}{M^2 \cos(2\beta + \gamma) + 2} \quad (1)$$

式中,  $\delta$  为激波偏转角;  $\beta$  为激波角;  $M$  为波前马赫数。三道激波的交点确定出进气道头罩唇缘的位置。依据斜激波关系式,可以求得斜激波前后的压力比

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma(M^2 \sin^2 \beta - 1)}{\gamma + 1} + 1 \quad (2)$$

式中,  $P_2$  为波后压力;  $P_1$  为波前压力。在设计过程中应基于等级波强度的原则,即来流经过几道斜激波的压比基本相等。

附加阻力定义为作用在前体沿流向的作用力分量,发动机的附加阻力用无量纲的阻力系数表示

$$D_a = \left( \int (P - P_\infty) dA \right) / (0.5 \times \rho \times V_\infty^2 \times A_c) \quad (3)$$

## 2 优化设计结果

### 2.1 乘波体下表面优化结果分析

乘波体下表面优化的目的是在保证燃烧室参数满足设计要求的情况下,增加前体压缩的整体压缩效率,提高前体压缩机构的总压恢复系数,同时要获得较高的进气道流量系数和较小的附加阻力系数。现将各个目标函数随外流马赫数的变化曲线列举如下,以表明优化结果的优劣。

压缩前体的目标函数随马赫数的变化曲线如图 3、图 4 所示。

图 3 中存在转折点,它们将整体压缩效率随马赫数的变化曲线分为两个不同的阶段,第一阶段为启动阶段,此时由于马赫数偏小,无法在进气道入口达到设计马赫数;第二阶段为收附阶段,此时可满足“shock-on-lip”条件。整个飞行阶段的前体压缩效率都保持在 0.96 以上,优化结果令人满意。设计情况的压缩效率并不是整个马赫数范围内的最大值,因为此时它要满足更多的束缚条件,但是它为第二阶段的极大值。动能效率系数与压缩效率系数成线性正比关系,因此其变化规律与压缩效率系数一致。

图 4 表明,总压恢复系数与压缩效率系数成非线性正比关系,因此其变化规律与压缩效率系数相似。流量系数在马赫数为 3.8 时就可达到 1。

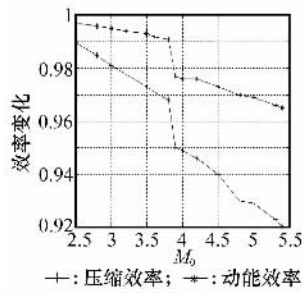


图 3 压缩过程效率系数和动能效率系数随马赫数的变化

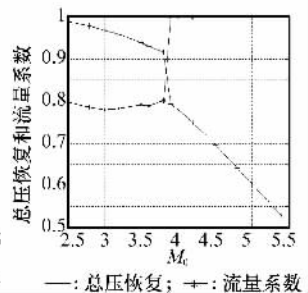


图 4 总压恢复系数和流量系数随马赫数的变化曲线

图 5 以无量纲静压  $\frac{P_3}{P_0}$  (燃烧室静压与自由流静压之比)

为例,作出其变化规律。随着马赫数的增加,激波强度增大,进气道入口马赫数增加,燃烧室的各个静参数(静压、静温等)是逐渐增加的,如图 6 所示,低马赫数下附加阻力主要是溢流造成的,在高马赫数下,附加阻力随着溢流的消失转变为零。

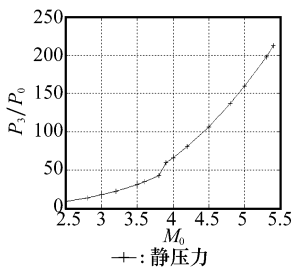


图 5 燃烧室静压随马赫数的变化

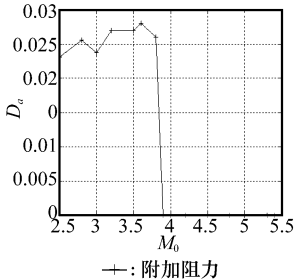


图 6 附加阻力系数随马赫数的变化

### 2.2 乘波体气动特性优化结果分析

图 7~图 9 分别给出了  $Ma=2\sim 8$  时,乘波体升力、阻力和升阻比随攻角的变化特性曲线,从中可以得出如下结论:

(1) 不同的马赫数下乘波体升力系数都随着攻角的增大而增大,同时升力系数斜率也随攻角的变化而变化。随着攻角增加气流经过乘波体下表面前体的压缩增强,乘波体压力增大,压差阻力、升力增加。

(2) 风轴系下的阻力系数的变化趋势和升力系数基本相似,但是乘波体阻力随攻角增加而产生的增量主要是诱导阻力,因此阻力系数的变化斜率增长要比升力系数的变化斜率快,到攻角为  $4^\circ$  时,  $C_D$  变化率已经大于  $C_L$  变化率,随攻角增加乘波体后部尾流区的压力比略有提高,但压差阻力减小小于乘波体的升致阻力的增加。

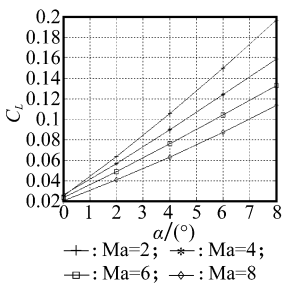


图 7 升力系数随攻角的变化曲线

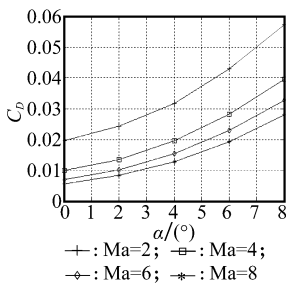


图 8 阻力系数随攻角的变化曲线

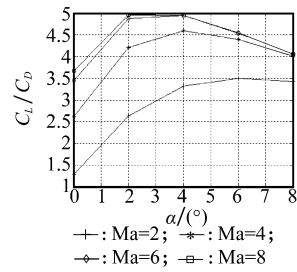


图 9 升阻比随攻角的变化曲线

(3) 随着攻角增大,乘波体的升阻比  $\frac{C_L}{C_D}$  先是增大,然后减小,因此当马赫数大于 4 时,攻角为  $3^\circ\sim 4^\circ$  时,存在一个较大升阻比。

### 3 结论

(1) 上述基于圆锥激波理论前体进气道反设计乘波体的设计可以得到比较理想的结果,在来流马赫数大于 4 时,选乘波体升阻比可以达到 4 以上。对于该乘波体布局,马赫数 4~6,攻角  $3^\circ\sim 4^\circ$  有较好的气动特性。

(2) 可变前体压缩转角方案设计乘波体下表面对改变整个飞行马赫数范围内发动机的进气道性能有很好的效果,且变化在  $3^\circ$  范围内,实现起来较为方便。

(3) 为适应不同任务的要求,可变前体压缩转角方案实际操作时可事先将转角随马赫数的变化拟合成图,实行连续变化,可变转角方案可以作出不同的响应方式。

### 参考文献:

[1] O'Neil M K L, Lewis M J. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1993,30(6):943-952.

[2] Starkey R P, Lewis M J. Simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders[J]. *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(4):516-523.

[3] Starkey R P. Investigation of air-breathing hypersonic missile configurations within external box constraints[D]. *Department of Aerospace Engineering, Maryland University*, 2001.

[4] 左克罗,霍夫曼. 气体动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1989.

[5] 徐华航. 空气动力学基础[M]. 北京:国防工业出版社,1980.

[6] Curran E T, Murthy S N B. *Scramjet Propulsion*[M]. Reston, Va: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.

[7] Lewis Mark J. *A hypersonic propulsion airframe integration overview*[M]. Reston Va: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.