

# 双旁侧进气高超声速飞机前体设计

李广利, 崔凯, 胡守超, 屈志朋

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

**摘要** 针对高超声速飞机展开预研设计, 本文提出一种双旁侧进气气动布局方案。对前体采用两个乘波体组合的方式设计出不同的前体外形, 采用 CFD 数值方法, 在层流模型下详细分析了不同偏转角度、不同中缝最小距离、不同前缘幂次和不同前缘尾部 Y 参考值对来流压缩的影响。结果表明, 通过调整偏转角度、中缝最小距离、前缘幂次和 Y 参考值可以实现对来流的均匀压缩。为下一步设计隔离段和整机外形提供参考。因此, 双乘波体组合的方式可以作为双旁侧进气前体设计的一种方案。

**关键词** 高超声速飞机, 乘波体, 前体, 压缩性

## 引言

上世纪 50 年代末, 美国宇航局 X-15 飞行器用火箭发动机实现首次高超声速飞行, 之后世界各国航空航天领域就以吸气式高超声速推进系统为研究热点。60 年代开始, 国际上广泛进行了超音速燃烧冲压发动机等一批关键技术的研究。除了美国的 Hyper-X 计划之外, 世界多国也都有相应的高超声速发展计划和国际联合发展计划。

吸气式高超声速推进技术是发展的新一代低成本、高性能天地往返运输系统的关键技术, 具有强烈的航空航天和军事应用背景[1]。吸气式高超声速推进系统需要在大气中获得足够的氧气, 但是燃烧室要求的气流质量较高, 因此, 本文的工作就是设计满足其他要求的同时使得前体预压缩后的气流尽量均匀。

高超声速飞行中, 为了减小发动机等附加阻力, 往往采用机体一体化设计。对于吸气式高超声速飞行器, 机体和推进系统没有明确的划清界限。机体已经成为推进系统的一部分, 推进系统也是机体的一部分。在高超声速飞行中, 压阻和摩擦会很大, 形成升阻比屏障, 而乘波体的概念为克服升阻比提供了可能, 乘波构型使其非常适合作为前体。乘波构型是在 1959 年由英国的 Nonweiler[2]提出的, 乘波构型是由已知流场生成的气动构型, 在整个前缘产生附贴的激波, 由于前缘激波完全贴附, 下表面的高压流动不会向上表面“溢流”, 因此可以

产生很大的升阻比, 也不会因为产生横向流动而导致较大的压力梯度。乘波体作为前体, 利用前缘激波在下表面的来流进行预压缩, 然后压缩的气流供给给进气道。这就是前体与进气道一体化设计。如果设计合理, 在进气道入口可以得到满足设计条件的流场。

O'Neil[3]研究了超声速冲压发动机乘波飞行器的一体设计方法, 他的研究指出, 高超声速巡航和加速飞行器的总性能受到燃烧室的均匀性影响, 均匀的压力, 马赫数对有效地燃烧是非常重要的。因此, 由前体提供给进气道的流场特性, 在展向和进气道高度方向, 流场必须是均匀的。

从已有的文献来看, 乘波体的上表面一般都是自由来流或者弱膨胀面的方法设计。在实际设计中, 除了气动性能满足条件之外, 还必须考虑其他设计因素, 如容积限制等, 这些限制直接决定了飞行器的设计是否实用。所以, 仅追求气动性能很难满足设计的需要。在本文的设计中, 采用锥形流场流线追踪法双乘波体组合的方式生成飞行器前体, 既能满足气动性能, 通过改变一些设计参数也可以满足进气道均匀性。

## 1 前体设计

本文提出的前体外形是基于文献[4]中提出的设计方法, 该设计方法是基于追踪锥体流场的流线获得的。由于乘波体在高超声速条件下具有良好的性能, 所以选择用两个乘波体组合

的方式作为飞行器前体，从而可以安放两个发动机。首先研究了最简单的乘波体组合的方式，如下图 1 所示。从结果可以看出尾部流场均匀性、升阻比和容积率等都还具有乘波体的特性，说明采用两侧乘波体组合的方式是可行的。然后在考虑到前体容积和加上一定厚度之后生成了如图 2 所示形状。左右两侧按照追踪锥体流场流线的乘波体生成方式，上表面基于自由来流，下表面把左右两侧的乘波体均匀过度连接起来。这里我们给了几个可变的参数：(1) 组合角度  $A$ ，两个乘波体偏离水平面的角度。(2) 组合距离  $D$ ，下表面中缝最小宽度。(3) 前缘幂次  $P$ ，乘波体前缘线的幂次。(4)  $Y$  参考值，可以改变左右乘波体之间的宽度。本文通过设计改变不同参数之间的组合方式，运用数值方法计算，从而验证通过该方法获得能为发动机进气道提供较为均匀压缩气流的外形的方法是可行的。

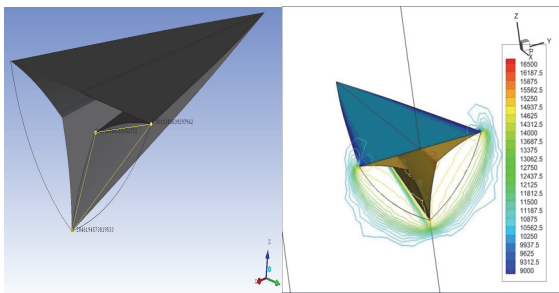


图 1 双乘波体组合外形和尾部流场示意图

表一 双乘波体气动性能初步评估

$Ma_\infty$	H Km	攻角 °	升阻比	进气道 流量 Kg/s
6	26	0	3.55	4.74

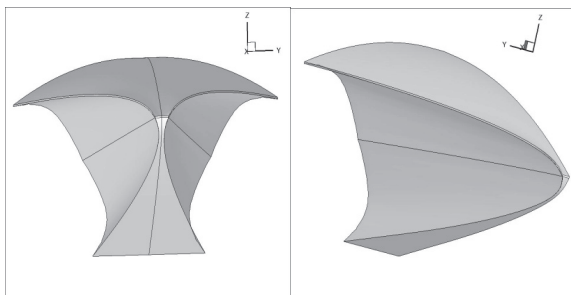


图 2 飞行器前体示意图

## 2 数值计算与结果分析

本文采用 Fluent 对飞行器的三维流场做了数值模拟。控制方程在空间上采用一阶迎风格式离散，时间项采用显式格式，采用层流模型进行计算。为更好捕捉激波，飞行器边缘处进行加密。前体物面网格尺度为 5mm，加密处物面尺度为 20mm，外部远场物面尺度为 100mm，网格量大概为 230 万。

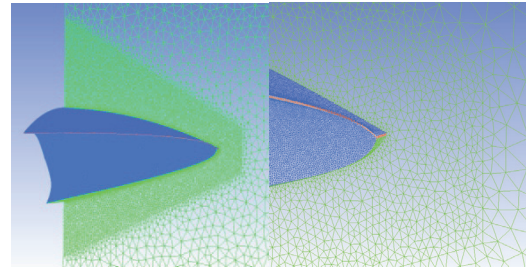
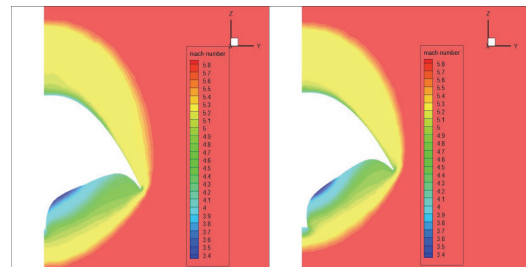


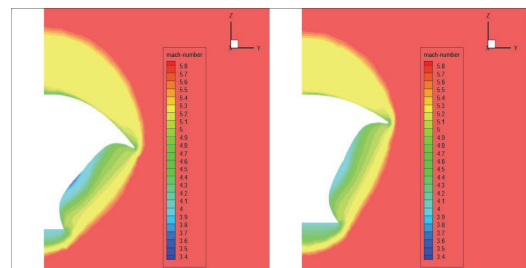
图 3 前体计算网格

首先，在前缘幂次为 2， $Y$  参考值为 10，中缝最小尺度为 20mm 时，对偏转角度分别 20、30、45、60 做了计算。同样在前缘幂次为 2， $Y$  参考值为 10，偏转角度为 30 时，对中缝尺寸 10、15、25、30 做了计算。



偏转角度为 20

偏转角度为 30



偏转角度为 45

偏转角度为 60

图 4 不同偏转角度尾部 Ma 分布图

表 2 偏转角度和中缝最小距离各工况升阻比数据

	A20	A30	A45	A60
升阻比	1.499	1.257	1.255	1.211
(L/D)				
	D10	D15	D25	D30
升阻比	1.249	1.255	1.267	1.271
(L/D)				

结果表明：偏转角度越大时，尾部压缩气流的均匀性越好，中缝距离对流场影响比较小。随着偏转角度的增大，升阻比会有明显的减小，而随着中缝最小距离的增加，升阻比有小幅度的增加。

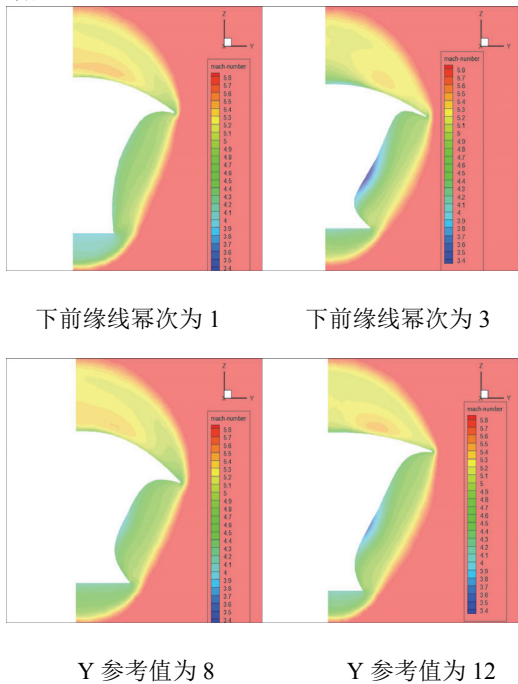


图 5 改变上下边缘次幂和 Y 参考值后尾部 Ma 分布情况

基于以上结果，考虑到容积的情况，我们以偏转角为 60，中缝最小距离为 20 为基础，进一步考查前缘线的幂次和 Y 参考值对流场的作用。在 Y 参考值为 10 的情况下，考查了一组上边缘线为 2 次幂，下边缘线为一次幂和一组上下边缘线都为 3 次幂的情况。接下来在固定上下幂次为 2 的情况下，考查了 Y 参考值为 8 和 Y 参考值为 12 的情况。

通过结果我们发现，在下边缘线为一的情况下尾部压缩气流的流场均匀性较好。而在上下边缘线为 3 次幂的情况下，在中间部位会出现小部分低马赫区，使得流场均匀性破坏。由于下边缘为一次幂，使得下表面面积增加，从

而整体升阻比增大，但是，阻力也增大很多。Y 参考值可以调节尾部乘波体的宽度，Y 为 8 相对于 10 有所压缩，使得尾部流场均匀性较好。当 Y 为 12 时，相当于尾部做了拉伸，使得在靠近中间部位有一个明显的低马赫区，使得均匀性不好。由于 Y 为 12 时，前体下表面面积较大，和下缘线为一次幂情形类似，整体升阻比增大，阻力也增大。

表 3 上下边缘次幂和 Y 参考值各工况升阻比数据

	下边缘 线次幂 1	上下边 缘线次 幂 3	Y 参考 值为 8	Y 参考 值为 12
升阻比	1.436	1.295	1.178	1.223
(L/D)				

### 3 结论

本文用数值模拟方法研究了前体用乘波体组合的方式的可行性，然后在此基础上，研究了不同偏转角度、中缝最小距离、上下边缘次幂和 Y 参考值对压缩性能的影响，为下一步设计隔离段从而能为发动机提供达到要求的气流提供了可能性。结果表明：

- 1) 飞行器前体采取乘波体组合的方式并没有改变乘波体的特性，能产生较大的升阻比，并且压缩后的气流也能满足高度的均匀性。
- 2) 随着偏转角度的增大，压缩后的气流均匀性越好，而中缝最小距离的改变对整个流场影响较小，对均匀性几乎没有影响。上下边缘的次幂对均匀性影响较大，当下边缘为一的时候均匀性较好，当上下边缘为 3 的时候流场均匀性质量不高。当 Y 参考值为 8，即乘波体尾部距离较小时比 Y 参考值为 12 时均匀性好。
- 3) 通过改变一些参数可以调节双乘波体组合方式下前体压缩的均匀性。为下一步设计隔离段形状从而能满足发动机所要求的气流提供了可能。从而可以实现对整机的设计。

### 参考文献

- 1 黄志澄，高超声速飞行——人类新世纪的不懈追求，太空探索，n6,2004,pp:22-25
- 2 Nonweiler, T.R.F., Aerodynamic Problems of Manned Space Vehicles, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol63, 1959, pp:521-528

3 O'Neil M K L, and Lewis M J, Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles, Journal of Aircraft, Vol. 30, No.6, 1993, pp: 943-952

4 Kai Cui, Dongxu Zhao, Guowei Yang, Waverider configurations derived from general conical flowfields.

## DESIGN OF THE DUAL-LATERAL AIR INTAKE HYPERSONIC VEHICLE FOREBODY

LI Guangli, CUI Kai, HU Shouchao, QU Zhipeng

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

**Abstract** Based on the pre-research for hypersonic vehicle design, this paper proposes a dual lateral air intake aerodynamic layout design. Using the idea of two waverider combination, we design different forebody. Using CFD numerical methods, detailed analysis for the stream compression was made with different deflection, raphe minimum distance, the leading edge of power and the the tail of the Y reference value in a laminar flow model. The results show that by adjusting the deflection, the raphe minimum distance, the leading edge of power and Y reference value can be achieved to flow uniformly compressed. It can provide a reference for the next step to design the isolator and the whole shape. So, the idea of two waverider combination is feasible.