

乘波体设计方法及设计参数分析

李国良, 刘晓文, 纪楚群, 龚安龙, 周伟江

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: 乘波体是一类典型的高超声速飞行器外形, 它具有较高的升力及升阻比特性。建立了一套基于激波装配法的乘波体设计方法, 该方法采用激波装配法获得精确激波位置, 同时引入导波体的概念, 通过设计导波体的构型来决定激波面的形状, 引入导波体构型参数。通过改变导波体俯视外形前后锥角度、前后体长度比、侧视外形表面后锥角度等参数, 比较其对最终乘波体气动特性的影响, 并分析了这些参数改变对乘波体气动特性影响的内在机制, 为工程化乘波体设计提供理论指导。

关键词: 激波装配法; 导波体; 乘波体; 设计参数

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 03-0045-10

A Design Method of Wave Rider and Analysis of Design Parameter

LI Guoliang, LIU Xiaowen, JI Chuqun, Gong Anlong, Zhou Weijiang

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Wave-rider is a typical high-speed vehicle configuration, which is higher than ordinary vehicle in terms of the ratio of lift to drag (L/D). Based on shock fitting method, a new design method of wave rider is found, which introduces shock generating body (SGB) and gets the accurate outer shock surface. The configuration of SGB is designed to define the outer shock surface. The configuration parameters of SGB including the front/rear cone angles in overlook side, the ratio of fore body length to rear body length, and the below angles of rear cone in overlook view are studied at the effect on the aerodynamic characteristics of wave rider. The mechanism behind the effect is analyzed, which guides the design of engineering wave rider.

Key words: Shock fitting method; Shock generating body; Wave rider; Design parameters

0 引言

Kuchemann^[1]根据已有超声速飞行器的升阻比总结了飞行器最大升阻比与马赫数相关的经验公式

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

根据这一经验公式, 高超声速飞行器的最大升阻比存在难以突破的极限值, 这就是所谓的升阻比屏障。近年来多项研究指出, 乘波体布局能够打破传统布局存在的升阻比屏障, 乘波体在设

收稿日期: 2020-03-10; 修订日期: 2020-04-09

作者简介: 李国良 (1978-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为高超声速气动布局设计。

E-mail: liboyang0929@sina.com

通信作者简介: 刘晓文 (1982-), 女, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为高超声速气动布局设计。

E-mail: liuxiaowen_1982@126.com

计状态下飞行时,产生的激波完全附着在前缘,就像是骑乘在激波面上飞行。该型飞行器在设计状态飞行时激波完全附着在前缘,下表面流动被附着激波限制没有向上表面泄露。对于乘波体布局的飞行器最大升阻比与飞行马赫数的关系为^[1]

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

以马赫数6为例,乘波体布局比升力体布局的升阻比高33.3%。乘波体概念由Nonweiler^[2]在1959年提出,他使用二维切楔的高超声速流场生成“ Δ ”型乘波体。此后,乘波体的研究工作经历了从简单外形到复杂外形的生成方法,从单一的气动外形设计优化到乘波飞行器推进系统与机身一体优化设计的发展历程,目前正尝试向工程化乘波体设计的阶段迈进^[3-5]。图1为美国HyTech计划演示验证飞行器X-51。机身前体部分为乘波构型,来流经激波压缩后,沿着压缩面的流动被限制在前缘激波内,形成较均匀的沿下表面分布流场,消除发动机进口处的横向流动,有利于提高总压恢复系数及全机的升阻比特性。

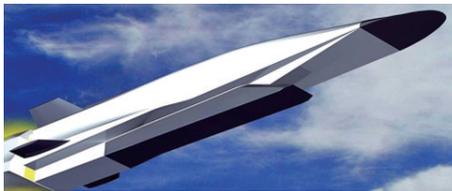


图1 X-51外形

Fig. 1 X-51 configuration

乘波体设计方法主要分为正设计方法和反设计方法。正设计方法是先给定基本流场,通过流动捕获管与激波的交线确定乘波体前缘,然后进行流线追踪获得乘波体,如以楔型流场为基准流场的 Δ 构型乘波体^[2],以锥型流场为基准的锥导乘波体^[6-8],以楔型流场和锥型流场组合流场为基准流场的楔-锥乘波体等^[9],其中锥导乘波体设计方法应用范围较广。锥导乘波体根据圆锥绕流生成乘波体,首先选定设计马赫数以及一个基准圆锥,然后求解该圆锥绕流的解。其次,选取一个柱面作为流动捕获管,与圆锥激波面相交形成乘波体前缘。然后在前缘曲线上选定若干个点,求出每个点在过激波后流场的流线,组成流面,构成乘波体的下表面。上表面通过自由流面来获得。乘波体外形受到圆锥角、流动捕获曲线、流

动捕获曲线与圆锥交线的轴线位置等因素的影响构成了不同的乘波体外形。正设计方法流场容易计算,易于进行优化设计,但是激波形状相对固定,存在升阻比极限,限制了乘波体的优化设计空间,通常用于简单外形乘波体飞行器设计。

反设计方法是从激波形状出发反向迭代求解流场,再根据流线追踪得到乘波体外形,典型的方法是密切锥方法^[10-11]。在密切锥方法中,激波出口型线表示乘波体后缘激波形状,在激波出口型线上取点做垂面为密切平面,根据当地的曲率半径使用相应尺度的轴对称锥型流场,组合起来即可拟合整体的三维流场,将流线捕捉管投影到激波作为追踪的初始点追踪流线,可以生成乘波面。反设计方法可以指定激波形状,扩大了设计空间,能够产生均匀的下表面流,适用于乘波外形与推进系统的一体化设计。不足之处在于流场计算忽略了横向流动,难以确保乘波性能。

本文建立了一种新的乘波体设计方法,引入了导波体概念,导波体名义上可以是一切外形,通常采用与目标工程化外形相似的模型作为导波体,解决了从理论乘波体到工程化乘波体升阻比特性损失较大的问题。采用激波装配法得到导波体外形激波流场和准确激波面。根据设计约束来获取乘波面的前缘线,采用流线追踪法获得乘波体的下表面。目前,此方法在宽速域宽空域复杂外形乘波体设计方面具有优势,能够满足高升力、高升阻比及操稳特性匹配的设计需求。

1 乘波体设计方法

1.1 激波装配法

激波装配法与捕捉法主要区别有两点:第一,将流场外激波作为求解区外边界参与求解,求解过程中激波是运动的,未知量增加了激波运动速度。第二,作为求解区外边界的激波在求解过程中是运动的,导致计算网格也是运动的,因此激波装配法须在动网格中完成。由于激波装配法将流场的外激波确定为求解区外边界,且满足激波间断条件,因此不仅能求出准确的激波位置,同时所得的流场精度较激波捕捉法高。图2,3为两种方法的区别示意图。图4为某一类型导波体激波流场不同轴向位置横截面的激波型面。

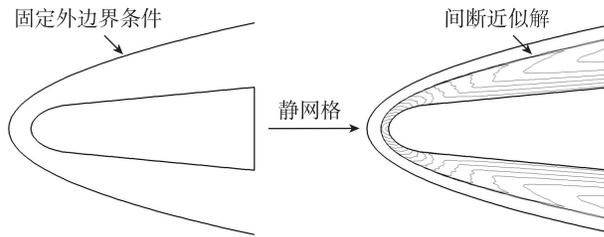


图 2 激波捕捉法
Fig. 2 Shock capturing method

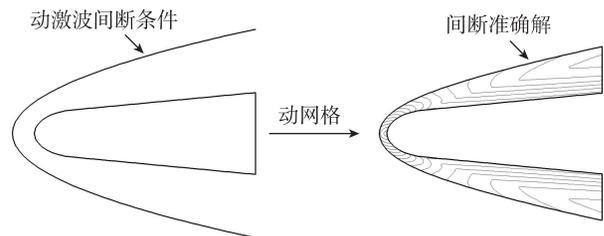
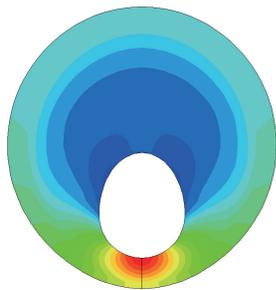


图 3 激波装配法
Fig. 3 Shock fitting method



(a) 0.2 倍长度位置



(b) 0.6 倍长度位置



(c) 0.8 倍长度位置



(d) 1 倍长度位置

图 4 不同位置横截面激波型面

图 4 Shock configurations at different cross sessions

采用激波装配法获得激波流场时，流场求解采用 2 阶迎风格式，采用斜激波关系式和特征相容关系式来确定激波非定常运动的位置及速度。结合动网格技术来确定帖体坐标系下激波边界法向随时间的变化，详细方法见参考文献 [12]。

1.2 乘波体设计过程

乘波体设计要素包括导波体的选取、激波流场生成、沿流线追踪生成乘波面等 3 个方面。

以图 5, 6 为例，采用激波装配法计算得到一个双锥体的基础激波及流场，在激波面上给出前缘线 C1，以曲线 C1 为起点流线出发生成流面 D1。该方法可按乘波体长宽比要求给定前缘线。乘波

体前缘外形 $C2$ 与 $C1$ 相同，且为尖前缘；乘波体迎风面 $D2$ 与流面 $D1$ 外形相同；乘波体上表面 U 外形与基础流场无关，可设计为自由流面，也可按照工程装填约束进行设计。乘波体迎风面流场与基础流场相同，即图中 $F2$ 区与 $F1$ 区的激波及流场相同。严格来说，乘波体是乘着基础激波飞行的飞行器。乘波体前缘线 $C2$ 为奇线，上表面外形不影响乘波面（下表面）流场特性。

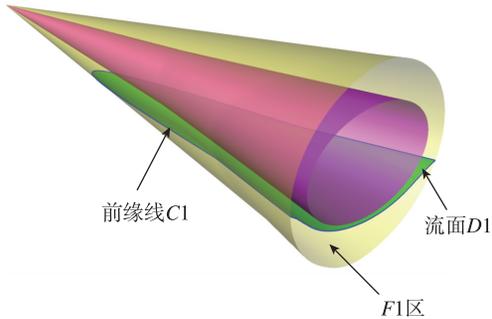


图5 导波体及激波流场
Fig. 5 SGB and shock flowfield

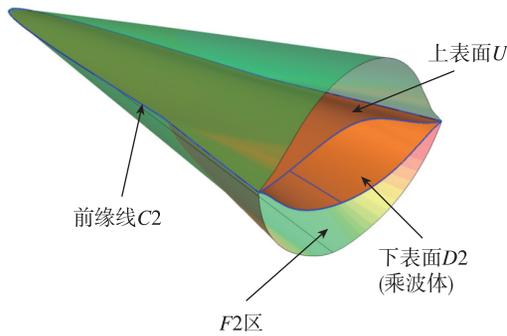


图6 乘波体及激波流场
Fig. 6 Wave rider and shock flowfield

2 导波体外形设计参数影响分析

乘波体前缘外形与导波体激波外边界有重要关联，在工程设计中，为了调节气动压心的范围，目前大多数选用双锥导波体，如图7所示。通过以下9个参数对其外形进行描述，如图8~10所示。

- 1) 侧视外形（纵向对称面）上表面的前、后锥锥角 α_1, α_2 ，单位为 $(^\circ)$ ；
- 2) 侧视外形（纵向对称面）下表面的前、后锥锥角 β_1, β_2 ，单位为 $(^\circ)$ ；
- 3) 俯视外形前、后锥锥角 γ_1, γ_2 ，单位为 $(^\circ)$ ；
- 4) 上下椭圆中心线（各横截面上、下椭圆中

心轨迹）倾角 θ ，单位为 $(^\circ)$ ；

- 5) 前体长度 X_1 ，总长 X_m ，单位无量纲。

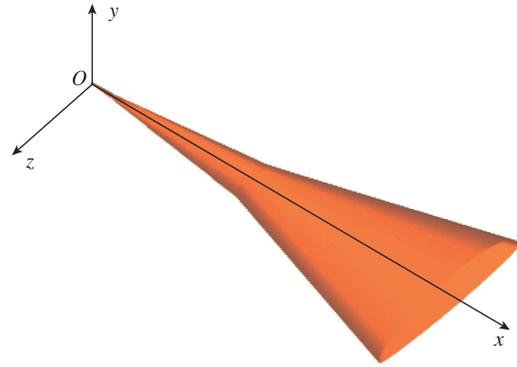


图7 导波体外形示意
Fig. 7 Shock generating body

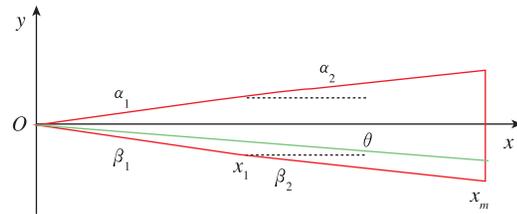


图8 导波体侧视图
Fig. 8 Side-view of shock generating body

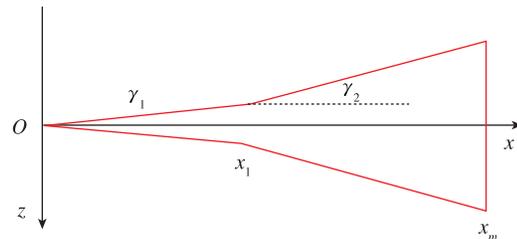


图9 导波体俯视图
Fig. 9 Overlook view of shock generating body

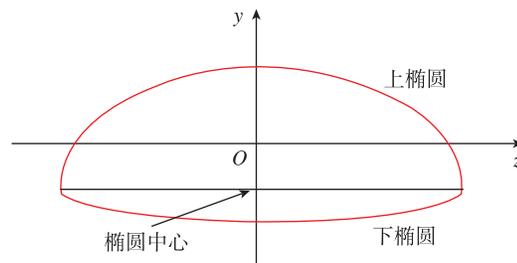


图10 导波体后视图
Fig. 10 Rear view of shock generating body

由于乘波构型主要是针对乘波体下表面开展设计，可以认为上表面激波流场不影响设计结果，因

此固定侧视外形 α_1, α_2 ; 同时 X_1 及 X_m 为无量纲量, 可以保持 X_m 不变, 通过变化 X_1 来改变导波体前后体比例关系。因此在固定 X_m 的条件下, 乘波外型选型研究可以仅针对 $\gamma_1, \gamma_2, \beta_1, \beta_2, \theta$ 及 X_1 共 6 个参数开展。根据工程设计经验, 本文着重探讨 γ_2, X_1, β_2 这 3 个因素对乘波体气动特性的影响。

为保证导波体与乘波体外形的唯一对应关系, 本文中乘波体外包络装填约束一定, 长宽比设定为 2.5。激波流场来流计算条件为 $Ma=10$, 攻角 8° , 飞行高度 40 km, 无量纲质心参考点位置为 0.63。流场的计算方法见参考文献 [13]。

2.1 俯视外形后锥角度影响

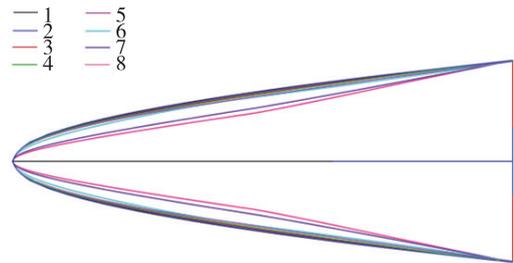
保持 γ_1 为 6° , 增加 γ_2 如表 1 所示。

表 1 俯视外形后锥角度参数变化表
Tab. 1 Angle spectrum of rear cone of overlook view

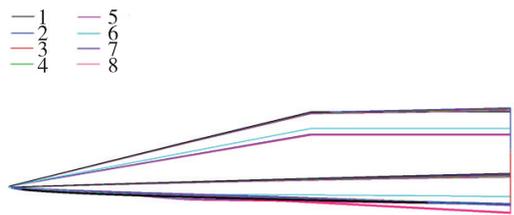
外形	$\alpha_1/(^\circ)$	$\alpha_2/(^\circ)$	$\beta_1/(^\circ)$	$\beta_2/(^\circ)$	$\gamma_1/(^\circ)$	$\gamma_2/(^\circ)$	$\theta/(^\circ)$	X_1	X_m
1	5	5	5	1	6	2	0	2 000	4 000
2	5	5	5	1	6	3	0	2 000	4 000
3	5	5	5	1	6	4	0	2 000	4 000
4	5	5	5	1	6	5	0	2 000	4 000
5	5	5	5	1	6	6	0	2 000	4 000
6	5	5	5	1	6	8	0	2 000	4 000
7	5	5	5	1	6	10	0	2 000	4 000
8	5	5	5	1	6	12	0	2 000	4 000

图 11 为 γ_2 逐渐增大生成乘波体外形的俯视图和侧视图。本文中导波体与乘波体的编号采用相同编号, 保持一一对应。在 γ_2 小于 γ_1 范围内, 随着 γ_2 增加, 所生成乘波体外形的最大升阻比和升力系数变化不大, 最大升阻比的来流计算攻角为 10° , 升阻比最大的乘波体外形为 2 号, 其最大升阻比为 4.02。在 γ_2 大于 γ_1 范围内, 整体升力系数增加, 但是随 γ_2 继续增加整体升力系数变化不大, 如图 12, 13 所示。

从图 12, 13 可以看出, 当 $\gamma_1 = \gamma_2$ 为俯视外形后锥角度的临界状态; 当 $\gamma_1 < \gamma_2$ 时, 升力系数发生突跃现象, 但是最大升阻比反而下降。从乘波体侧视图 11 (b) 来看, 乘波面的倾角增加, 增加了气动阻力, 造成最大升阻比的下降。从该参数分析可以得出: 在构造导波体时, 要综合考虑参数的选取, 使得升力系数和升阻比能够同时满足设计需求。



(a) 乘波体俯视图



(b) 乘波体侧视图

图 11 乘波体外形图

Fig. 11 Configurations of wave riders

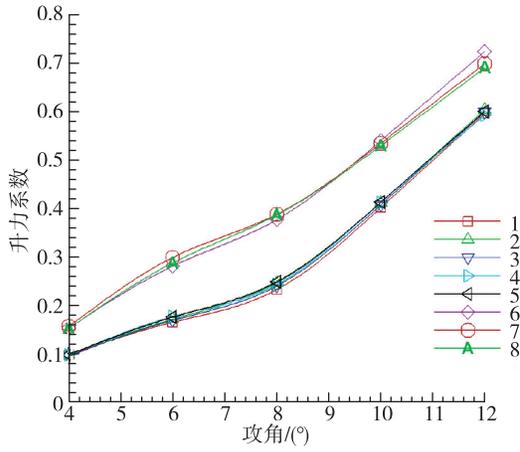


图 12 升力系数随攻角变化

Fig. 12 Lift coefficient vs. angle of attack

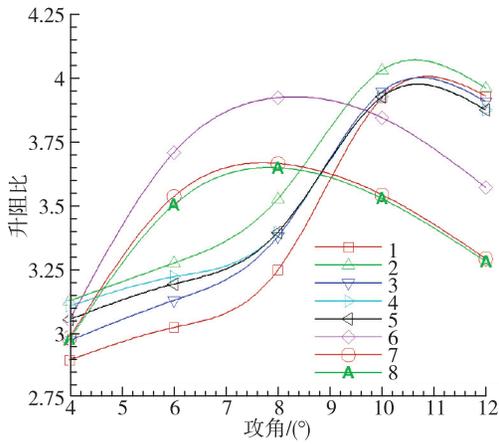


图 13 升阻比随攻角变化

Fig. 13 L/D vs. angle of attack

从图 14 可以看出，1~5 号乘波体俯仰方向弱静不稳定，7~8 号乘波体俯仰方向静稳定，它们都可以通过调节控制面来实现配平。6 号乘波体俯仰方向静不稳定，而且俯仰力矩较大，通过调节控制面配平的难度较大。

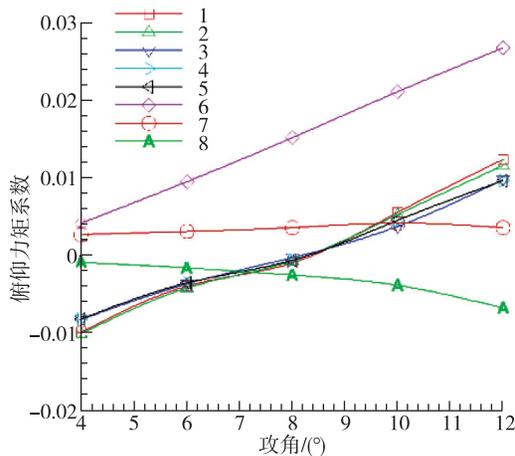
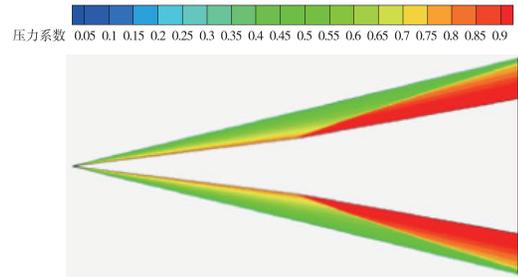


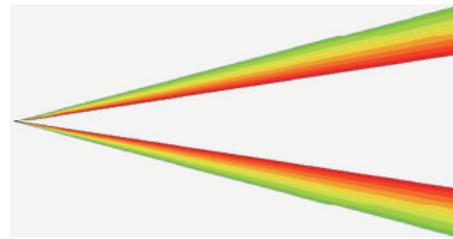
图 14 俯仰力矩随攻角变化

Fig. 14 Pitching moment vs. angle of attack

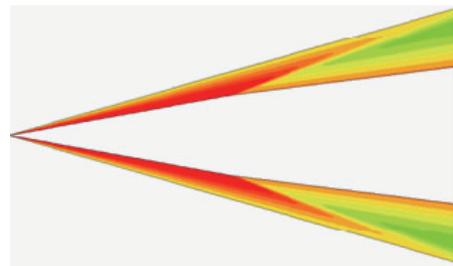
从图 15 可以看出，当 γ_2 小于 γ_1 时，俯视外形后锥周围流场膨胀，压力减弱；当 γ_2 增加到比 γ_1 大时，俯视外形后锥周围流场压缩，压力提高。在该流场中截取的乘波面，整体升力系数增加。



(a) 激波流场 ($\gamma_1 < \gamma_2$)



(b) 激波流场 ($\gamma_1 = \gamma_2$)



(c) 激波流场 ($\gamma_1 > \gamma_2$)

图 15 不同俯视平面后锥角度导波体激波流场

Fig. 15 Shock field of SGB with different rear cone angle in overlook side

图 16 为 2 号乘波体后视压力云图。可以看出，激波基本帖附在乘波体前缘。在工程化设计时前缘钝化，会造成很小一部分激波的泄漏。

2.2 前体长度影响

在 2 号外形基础上，保持导波体外形其他参数不变，仅改变 X_1 ，如表 2 所示。图 17 为最终乘波体外形的俯视图和侧视图， X_1 小于后体长度 X_2 时，升力系数及最大升阻比随着 X_1 占比增加变化不大，当 X_1 的占比增加到 62.5% 时，整体升力系数的变化有一个突跃现象，如图 18，19 所示。

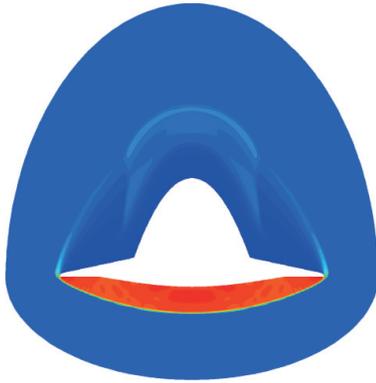
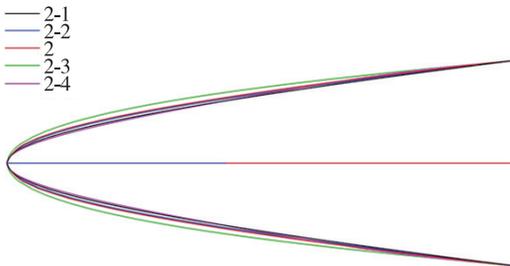
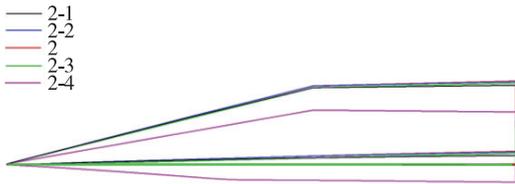


图 16 2号外形乘波体后视图

Fig. 16 Rear view of No. 2 wave rider



(a) 乘波体俯视图



(b) 乘波体侧视图

图 17 乘波体外形图

Fig. 17 Wave riders configurations

表 2 前体长度参数变化表

Tab. 2 Length spectrum of forebody

外形	$\alpha_1/$ ($^\circ$)	$\alpha_2/$ ($^\circ$)	$\beta_1/$ ($^\circ$)	$\beta_2/$ ($^\circ$)	$\gamma_1/$ ($^\circ$)	$\gamma_2/$ ($^\circ$)	$\theta/$ ($^\circ$)	X_1	X_m
2-1	5	5	5	1	6	3	0	1 500	4 000
2-2	5	5	5	1	6	3	0	1 800	4 000
2	5	5	5	1	6	3	0	2 000	4 000
2-3	5	5	5	1	6	3	0	2 200	4 000
2-4	5	5	5	1	6	3	0	2 500	4 000

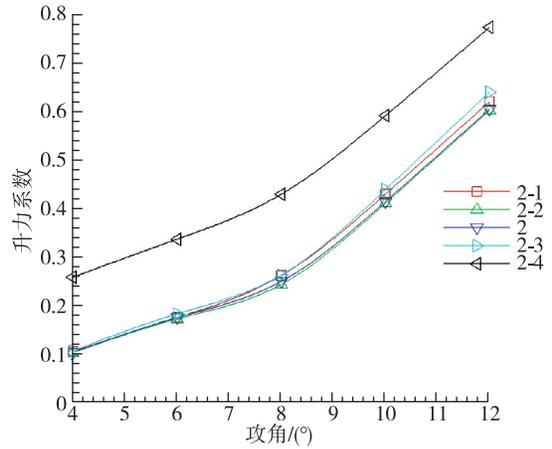


图 18 升力系数随攻角变化

Fig. 18 Lift coefficient vs. angle of attack

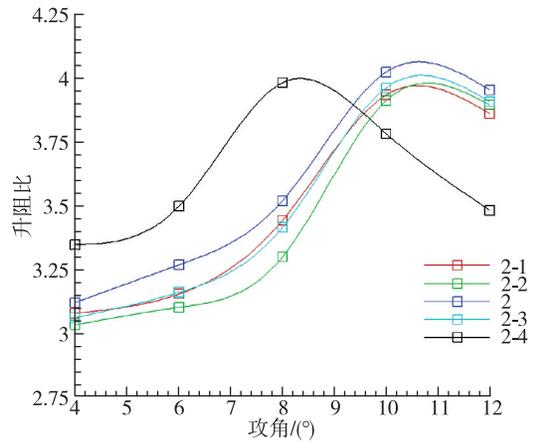


图 19 升阻比随攻角变化

Fig. 19 L/D vs. angle of attack

从图 20 可以看出，乘波体外形 2-3 及 2-4 的俯仰力矩系数较大，尤其是在大攻角时通过控制面来配平的难度较大，其余乘波体俯仰方向弱静不稳定。

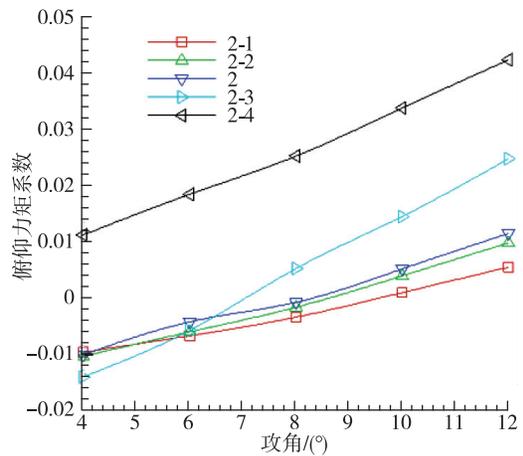


图 20 俯仰力矩随攻角变化

Fig. 20 Pitching moment vs. angle of attack

由于 X_m 不变, 随着 X_1 的增加, 激波流场的压缩段增加, 膨胀段减小。在长宽比一定约束下, 截取到的乘波面处在压缩段部分的占比增加。造成乘波面的整体升力系数提高, 同时由于压缩段流场的占比增加, 造成整个激波面下表面大部分的倾角较大, 如图 21 所示。这样也会导致截取到的乘波面倾角增加, 与来流攻角产生叠加效应, 最大升阻比的来流攻角减小, 但是最大升阻比变化不大。

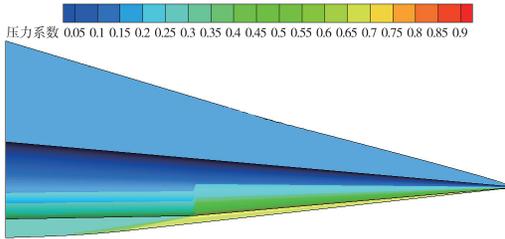


图 21 2-4 导波体激波流场
Fig. 21 Shock field of No. 2-4 SGB

2.3 侧视外形下表面后锥角度影响

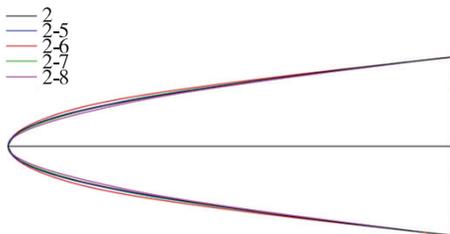
在 2 号外形基础上, 保持导波体外形其他参数不变, 比较了 5 组不同 β_2 组合下的气动特性, 如表 3 所示。

表 3 俯视外形下表面后锥角度参数变化表

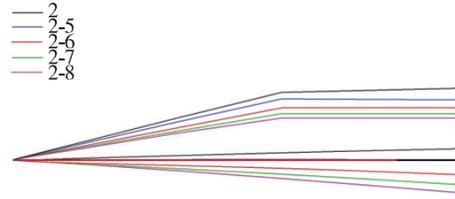
Tab. 3 Rear cone below angle spectrum of overlook view

外形	$\alpha_1/$ (°)	$\alpha_2/$ (°)	$\beta_1/$ (°)	$\beta_2/$ (°)	$\gamma_1/$ (°)	$\gamma_2/$ (°)	$\theta/$ (°)	X_1	X_m
2	5	5	5	1	6	3	0	2 000	4 000
2-5	5	5	5	2	6	3	0	2 000	4 000
2-6	5	5	5	3	6	3	0	2 000	4 000
2-7	5	5	5	4	6	3	0	2 000	4 000
2-8	5	5	5	5	6	3	0	2 000	4 000

图 22 为最终乘波体外形的俯视图和侧视图, 保持 β_1 为 5° , 随着 β_2 逐渐增加, 升力系数呈现整体增加的趋势。



(a) 俯视图



(b) 侧视图

图 22 乘波体外形图

Fig. 22 Wave riders configurations

从图 23、24 与图 12、13 的比较来看, β_2 对乘波体升力的影响更显著。

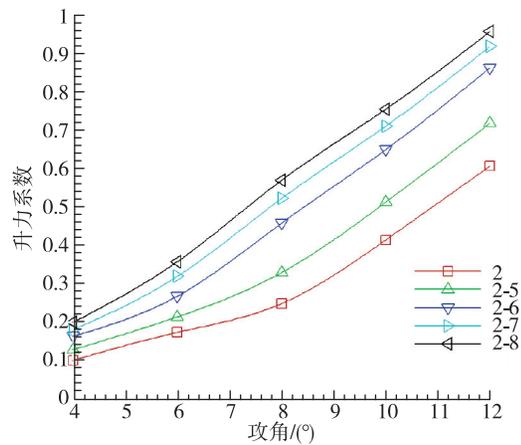


图 23 升力系数随攻角变化

Fig. 23 Lift coefficient vs. angle of attack

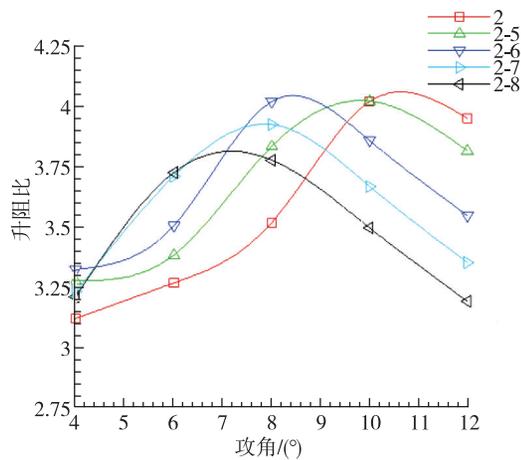


图 24 升阻比随攻角变化

Fig. 24 L/D vs. angle of attack

从图 25 可以看出, 随着 β_2 逐渐增加不利于俯仰方向的静稳定特性。

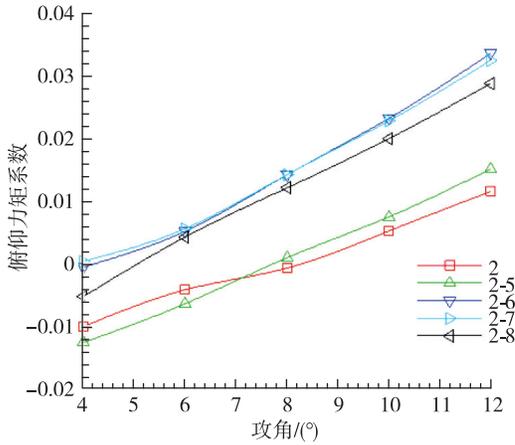


图 25 俯仰力矩随攻角变化

Fig. 25 Pitching moment vs. angle of attack

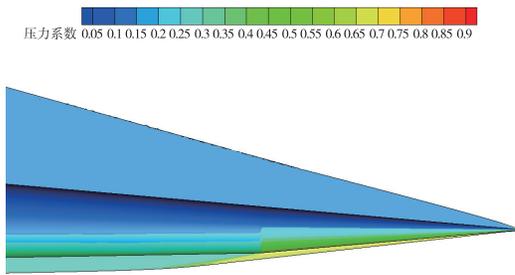


图 26 2 号导波体激波流场

Fig. 26 Shock field of No. 2 SGB

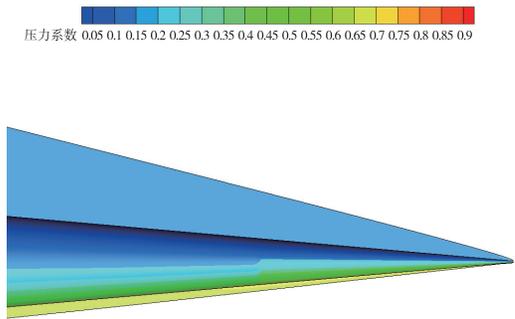


图 27 2-8 号导波体激波流场

Fig. 27 Shock field of No. 2-8 SGB

图 26, 27 为 2 号和 2-8 号两个导波体的激波流场, 随着 β_2 增加后锥附近流场由膨胀波变为压缩波。当 $\beta_2 = 1^\circ$ 时, 前锥流场为压缩波, 后锥流场为膨胀波, 在计算网格运动收敛后, 后锥激波面相对平缓, 倾角较小。当 β_2 增加到 5° 时, 流场整体为压缩波, 在计算网格运动收敛后, 激波面下表面整体的倾角增加。因此, 截取的乘波面倾角随着 β_2 的增加而增加。

3 结论

本文建立了一套基于激波装配法的乘波体设计方法, 该方法引入导波体的概念, 采用激波装配法最终获得精确的激波面, 通过设计导波体的构型来决定激波面的形状, 引入导波体构型的参数, 通过改变参数分析其对最终乘波体气动特性的影响。结论表明:

1) 导波体俯视外形后锥角度小于前锥角度时, 乘波体升力系数基本不变, 俯仰方向弱静不稳定, 通过调节控制面可以实现配平。当后锥角度大于前锥角度时, 乘波体升力系数发生突跃, 但是后锥角度继续增加, 升力系数基本不变。

2) 导波体前体长度小于后体长度时, 升力系数及最大升阻比随着前体长度占比增加变化不大。但前体长度大于后体长度时, 不利于乘波体俯仰方向的静稳定性, 当前体长度的占比增加到 62.5% 时, 升力系数整体增加, 最大升阻比来流攻角减小。

3) 与俯视外形后锥角度相比, 侧视外形下表面后锥角度对乘波体升力系数影响更显著, 随着其增加, 升力系数呈现整体增加的趋势, 但是不利于俯仰方向的静稳定特性。

参考文献

[1] Kuchemann D. The aerodynamic design of aircraft [D]. Oxford: Pergamum Press, 1978.

[2] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63: 521-528.

[3] Jesse R M, Austin A P. Morphable hypersonic waverider and trajectory optimized for atmospheric entry[C]. AIAA Space and Astronautics Forum and Exposition, Orlando, AIAA 2017-5357.

[4] Gabriel B G, Jesse R M. Performance analysis of a hypersonic scramjet engine with a morphable waverider inlet [C]. 53rd AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, Atlanta, 2017-4651.

[5] Frederick F, Nastassja D, Mookesh D. The design, analysis and performance evaluation of waverider configuration for hypersonic vehicle application[C]. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, AIAA 2015-1008.

- [6] Rasmussen M L, Jischke M C, Daniel D C. Experimental forces and moments on cone-derived wave riders for $M_\infty = 3$ to 5. [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1982, 19(6): 592-598.
- [7] 宋赋强, 闫超, 马宝峰, 等. 锥导乘波体构型的气动特性不确定度分析[J]. *航空学报*, 2018, 39(2): 1215-19.
- [8] 宋赋强, 闫超, 马宝峰, 等. 一种宽速域乘波体的设计及气动特性研究[J]. *气体物理*, 2017, 2(5): 25-36.
- [9] Naruhisa T, Lewis M J. Wedge-cone wave rider configuration for engine-airframe integration[J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(5): 1142-1144.
- [10] 刘传振, 刘强, 白鹏, 等. 涡波效应宽速域气动外形[J]. *航空学报*, 2018, 39(7): 1218-24.
- [11] 贺旭照, 倪鸿礼. 密切曲面锥乘波体-设计方法与性能分析[J]. *力学学报*, 2011, 43(6): 1077-1082.
- [12] 张玉东, 傅德薰, 马延文, 等. 高精度非定常激波装配法[J]. *计算物理*, 2007, 24(5): 533-536.
- [13] 刘周, 周伟江. 适于黏性计算的自适应笛卡尔网格生成及其应用[J]. *航空学报*, 2009, 30(12): 2280-2287.

引用格式: 李国良, 刘晓文, 纪楚群, 等. 乘波体设计方法及设计参数分析[J]. *宇航总体技术*, 2020, 4(3): 45-54.

Citation: Li G L, Liu X W, Ji C Q, et al. A design method of wave rider and analysis of design parameter [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2020, 4(3): 45-54.