

# 嵌入式乘波设计的两级入轨飞行器概念研究



韩天依星<sup>1</sup>, 罗磊<sup>2</sup>, 许晨豪<sup>1</sup>, 蒋崇文<sup>1,\*</sup>

1.北京航空航天大学 国家计算流体力学实验室, 北京 100191

2.中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000

**摘要:**为兼顾飞行器布局设计的高升阻比和高容积率需求,采用了嵌入式乘波体设计方法,设计了具有高升阻比的两级入轨飞行器方案。其中,容积率要求由机身设计满足,高升阻比要求通过嵌入式乘波体设计方法实现。在下面级飞行器方案中,将嵌入式乘波体设计方法拓展至跨激波情形,采用了大展长乘波翼外形,而上面级飞行器采用了嵌入式乘波双翼布局。数值计算结果表明,在黏性条件下,所设计的嵌入式乘波翼在前缘线处,下翼面高压气体向上翼面泄漏现象很少,具有较好的乘波特性;在保证容积率的条件下,下面级飞行器全机最大升阻比为4.67,上面级飞行器全机最大升阻比为3.81,两级飞行器均具有较高升阻比。

**关键词:**高超声速; 嵌入式乘波; 双翼布局; 两级入轨; 布局设计

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.11.004

随着人类太空活动的日益频繁,吸气式跨大气层飞行器作为新一代天地往返运输系统的远景方案<sup>[1]</sup>,受到了世界各国的极大关注<sup>[2-7]</sup>。世界各国已提出了多种吸气式跨大气层飞行器的概念方案。这些方案多数采用两级入轨(TSTO)方式<sup>[8]</sup>,按照布局方式可分为两类<sup>[9]</sup>:一类是乘波体构型<sup>[10]</sup>布局方案,其外形通常由乘波体设计方法<sup>[11]</sup>进行设计,然后对其进行表面延拓或修型后生成,虽然具有高升阻比,但由于机体通常较为扁平而难以满足高容积率需求。另一类是翼身组合体布局方案,其外形中机身通常采用细长体构型以降低波阻,或参照乘波体/升力体进行设计以提高升阻比,升力面则根据需求配以合适大小的机翼。而常规的乘波体设计方法不适用于翼身组合体布局,致使飞行器整体难以保证较好的升阻特性。

自Nonweiler<sup>[10]</sup>于1959年提出乘波体概念以来,至今已积累了大量乘波体构型设计的研究成果<sup>[11-15]</sup>。目前,大部分已有的乘波体设计方法为采用反设计思路的方法,通常基于给定的简单基本流场,利用流线追踪技术获取基本流场中的流面,然后以此作为乘波体表面。这些方法主要包

括楔形流场乘波体设计方法<sup>[16-19]</sup>、锥形流场乘波体设计方法<sup>[20-24]</sup>以及楔-外锥/内锥混合流场乘波体设计方法<sup>[25-26]</sup>等。而近年来有一类方法<sup>[27-30]</sup>基于正设计思路,通过直接或间接给定后掠的前缘线,对下表面型线进行设计来生成乘波体外形。这类方法拓展了乘波体构型在高超声速飞行器设计中的应用范围。

若将上述方法用于对飞行器整体构型的设计,则其均可视为一体化的设计方式;由此设计的乘波构型飞行器尽管具有较高升阻比,但其机体通常较为扁平而难以兼顾高容积率需求。而基于部分解耦思路的乘波体设计方法<sup>[31-35]</sup>,可通过机身设计满足高容积率需求;若能将乘波体构型应用于升力部件外形,以实现更高升阻比的机翼设计,则应能使飞行器整体满足高升阻比需求。然而,将乘波体构型应用于翼身组合体飞行器的机翼设计时,由于此时机翼来流一般为非均匀流动,而常规的基于单一基本流场的,采用等激波强度条件的乘波体设计方法不再适用,需要寻找适用于非均匀来流的乘波体设计方法。

收稿日期: 2020-06-29; 退修日期: 2020-08-29; 录用日期: 2020-10-15

\*通信作者: Tel.: 13521217607 E-mail: cwjiang@buaa.edu.cn

引用格式: Han Tianyixing, Luo Lei, Xu Chenhao, et al. Conceptual study of an embedded-waveriding TSTO vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 25-34. 韩天依星, 罗磊, 许晨豪, 等. 嵌入式乘波设计的两级入轨飞行器概念研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 25-34.

## 1 嵌入式乘波体设计方法

本文采用的嵌入式乘波体设计方法<sup>[36]</sup>在满足前缘乘波体的条件下,直接对乘波体外形进行设计。该方法不假设完整的激波形状也不假设波后流场已知,而是假设前缘线处激波不脱体,乘波体下表面通过直接布置不对前缘激波产生强扰动的一系列型线来构造。该方法的优点在于设计过程简单、直接且设计约束较少,只需要给定的前缘线和前缘附近物面角满足乘波条件即可,而设计出的乘波体的流场可通过计算或试验方法获得。

### 1.1 嵌入式乘波翼设计

嵌入式乘波翼设计步骤(见图1)为:(1)给定某基本体(如机身),然后利用数值模拟等手段获取其绕流场,并以此作为嵌入式乘波翼的基本流场;(2)选取合适机翼的前缘线,该前缘线可以是任意曲线或离散点列;(3)利用流线追踪技术,在基本流场中生成过前缘线上离散点的流线,在指定流向位置对这些流线进行截断,并以截出的流线作为型线生成乘波翼的上表面;(4)给定前缘线附近下表面的物面角分布,沿前缘线布置满足乘波条件的下表面型线,以此生成乘波翼的下表面。

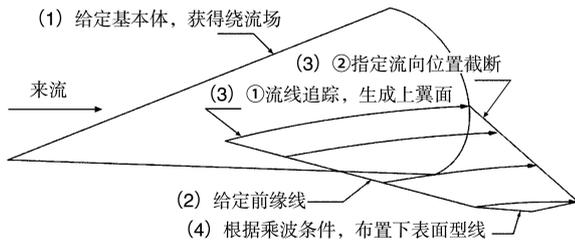


图1 嵌入式乘波翼设计方法

Fig. 1 Embedded waverider design method

### 1.2 嵌入式乘波双翼设计

在对翼身组合体的机翼进行设计时,通常要求机翼的外形参数满足一定的设计约束。例如,限制翼展长以减小全机激波阻力,或者限制翼弦长以缩短全机气动中心随迎角的变化范围等。这些设计约束间接地限制了翼面积的大小。对于翼身组合体飞行器,机翼的升阻比显著地高于机身,在限制翼展的条件下,采用多翼布局增大升力面可以获得更高的全机升阻比。

上一节介绍的嵌入式乘波体设计方法可拓展到嵌入式乘波多翼布局设计。对于嵌入式乘波双翼设计,可以先将机身作为基本体,对上翼进行设计,然后再将机身与上翼的组合体作为基本体对下翼进行设计,并结合二维双翼干扰理论<sup>[37-40]</sup>,检查各个流向截面内双翼间距,避免上下翼不利干扰。

## 2 两级入轨飞行器的布局设计

本节采用第1节中提出的嵌入式乘波体设计方法对两级入轨飞行器外形进行设计,其中下面级采用翼身组合体嵌入式乘波下单翼布局,上面级采用翼身组合体嵌入式乘波双翼布局。两级飞行器均使用火箭动力,设计状态下来流马赫数为5,迎角为 $4^\circ$ 。

### 2.1 下面级布局方案

为获得更高的升阻比,这里采用具有较大翼展的下单翼布局作为两级入轨下面级飞行器外形方案。基于嵌入式乘波单翼设计方法和高升阻比机身外形,对下面级外形进行布局设计。

现给定乘波翼前缘线为分段后掠的两条直线段。其中,靠近机身的内直线段后掠角为 $65^\circ$ ,该直线段整体位于机身头部激波后流场内;远离机身的外直线段后掠角为 $52^\circ$ ,该直线段沿展向跨越机身头部激波进入自由来流。乘波翼上表面采用了平滑处理方式,在紧贴过前缘线的流面下方将翼上表面的前半部分布置为平面;给定下翼面型线楔角为 $6^\circ$ ;机翼半展长给定为3.75倍机身底部截面参考直径,乘波翼翼尖尾缘与机身底部对齐。

由于下面级飞行器需要驮载上面级飞行器,因此在不方便安装尾翼的情况下,这里在完成嵌入式乘波翼的设计后,于翼尖处加装后掠角与前缘线靠外直线段相同的小翼,该小翼采用半楔角为 $3^\circ$ 菱形翼型,其反角为 $45^\circ$ 。所安装的小翼可以减弱机翼的展向流动以及翼尖处下表面高压气体向上表面泄漏现象,还可以作为安定面来缓解无尾翼设计造成的稳定性降低问题。另外,这里参照X-34飞行器,在下面级飞行器机身的底部安装了与之相似的体襟翼。

图2给出了按上述方式设计的上面级飞行器布局方案,各部件尺寸已在图中标出。其中机头位于 $y = -0.40\text{m}$ ,机翼水平面位于 $y = -0.60\text{m}$ 。

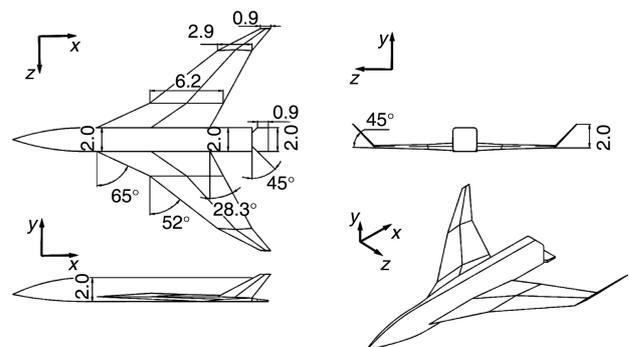


图2 两级入轨下面级飞行器布局方案

Fig. 2 Configuration of the lower stage in a TSTO vehicle

## 2.2 上面级布局方案

本节基于嵌入式乘波双翼设计方法和高升阻比机身外形设计了翼身组合体乘波双翼外形。该外形中双翼展向被限制在机身头部激波后流场的范围之内,较小的翼展使得其阻力相对较小。在限制翼展的条件下,双翼外形相比于单翼布局具有更高的升阻比。以翼身组合体乘波双翼外形为基础,在尾段上部加装一对V形尾翼作为安定面,该尾翼采用半楔角为 $3^\circ$ 的菱形翼型。由于本文暂不考虑飞行器姿态控制问题,在所设计的飞行器外形中,机翼及尾翼未安装气动舵面。

图3给出了按上述方式设计的上面级飞行器布局方案,各部件尺寸已在图中标出。其中,机头位于 $y=-0.004\text{m}$ ,上翼水平面位于 $y=1.047\text{m}$ ,下翼水平面位于 $y=-0.351\text{m}$ 。

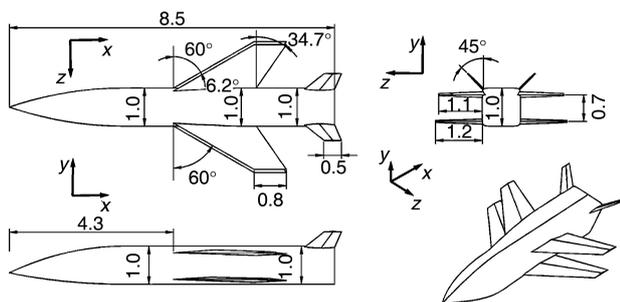


图3 两级入轨上面级飞行器布局方案

Fig. 3 Configuration of the upper stage in a TSTO vehicle

## 3 两级入轨飞行器的气动特性

本节对所提出的两级入轨飞行器布局方案中上下级飞行器的气动特性分别进行了数值模拟研究。其中,相关数值模拟计算采用了课题组自主开发的有限差分数值模拟平台ACANS<sup>[41]</sup>,湍流模拟基于Favre平均Navier-Stokes方程以及 $k-\omega$  SST两方程湍流模型进行求解,该程序的数值模拟精度已被各类算例所验证<sup>[42-43]</sup>。本文数值模拟中空间离散采用二阶Roe格式,时间推进采用LUSGS隐式推进求解。数值计算均采用半模,后文中给出的参考面积为全模数据;所考察的飞行工况为来流马赫数5,飞行高度20km,迎角从 $2^\circ$ 到 $10^\circ$ ,作为远场来流条件,壁面为无滑移绝热壁面条件,出口条件为一阶外插。

### 3.1 下面级飞行器的气动特性

对设计得到的下面级飞行器外形进行网格划分,如图4所示,采用结构化网格,半模网格量约710万。

图5给出了下面级飞行器的升阻力特性。图中升力、阻力系数的参考面积取全机在水平面的投影面积 $58.94\text{m}^2$ ,

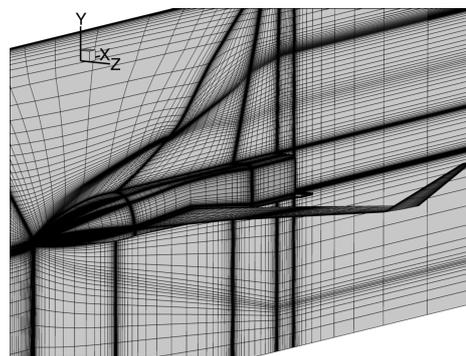


图4 下面级飞行器计算网格

Fig. 4 Grid for the lower stage

机翼的气动力不包含翼梢小翼,机身的气动力不包含尾部的体襟翼。由图5(a)可以看到,随着迎角增大,全机、机翼和机身的升力系数均增大。在 $4^\circ$ 迎角时,全机、机翼和机身的升力系数分别约为0.065、0.050和0.010。

图5(b)给出了下面级飞行器阻力系数随迎角的变化趋势。在 $2^\circ\sim 10^\circ$ 迎角范围内,随迎角增大,全机、机翼和机身的阻力系数均增大,且机翼阻力系数在 $0^\circ\sim 8^\circ$ 迎角范围内低于机身阻力系数。在迎角 $4^\circ$ 时,全机、机翼和机身的阻力系数分别约为0.014、0.0080和0.0053。

图5(c)为下面级飞行器升阻比的变化曲线。可以看到,全机升阻比在 $5^\circ$ 迎角下最大,约为4.67;机翼升阻比在 $4^\circ$ 迎角时最大,约为6.26;机身升阻比随着迎角增大逐渐增大,在迎角 $10^\circ$ 时机身升阻比约为3.13。

为进一步分析下面级飞行器的气动特性,图6给出了迎角 $2^\circ\sim 6^\circ$ 的飞行器表面压力系数云图,以及经过机翼前缘的水平面内的压力系数等值线图。可以看到,飞行器头部产生的激波经过机翼展向中段,头部激波下游马赫数减小,压力上升,内段翼总体压力较外段翼高;而由于后掠翼使气流沿展向扩张,在翼根处产生的膨胀波使得邻近机身区域总体压力下降,而在翼尖处,上翼面的扩张流动在翼梢小翼处形成了附加激波,使得局部压力上升;在头部激波与机翼前缘交点附近,机翼上、下表面的压力均显著升高。从机翼上表面压力系数分布可见,随着迎角增大,在上翼面前部压力逐渐减小,表明流动的膨胀效应逐渐增强。在上翼面后部,流动再次发生膨胀,使得表面压力相比上翼面前部更低。而在下翼面,由于流动受到压缩,因此下翼面压力较上翼面压力高,且随迎角增大下翼面压力增大。

为更清楚地说明机翼表面的压力分布情况,本文给出了典型展向截面 $z=2\text{m}$ 、 $4\text{m}$ 、 $6\text{m}$ 的机翼表面压力系数分布如图7所示。对比不同迎角的压力系数可知,随迎角增大,

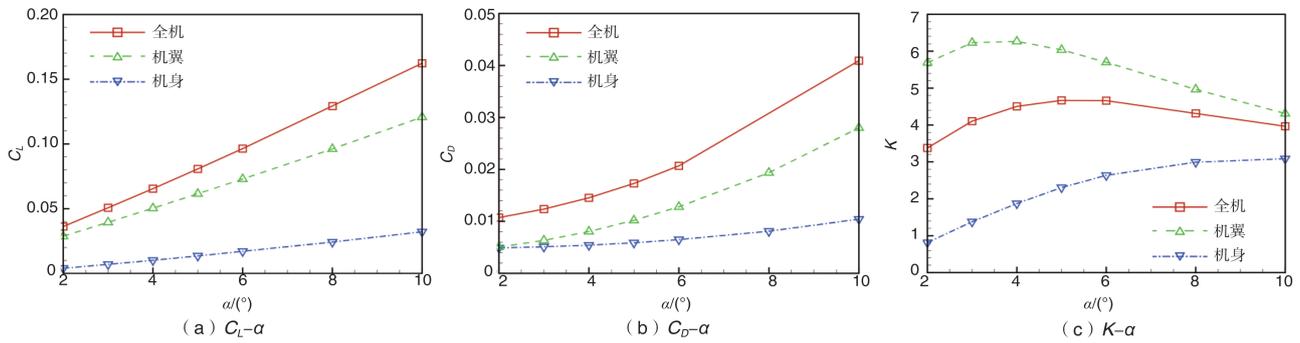


图5 下面级飞行器升阻特性

Fig. 5 Lift and drag characteristics of the lower stage wings

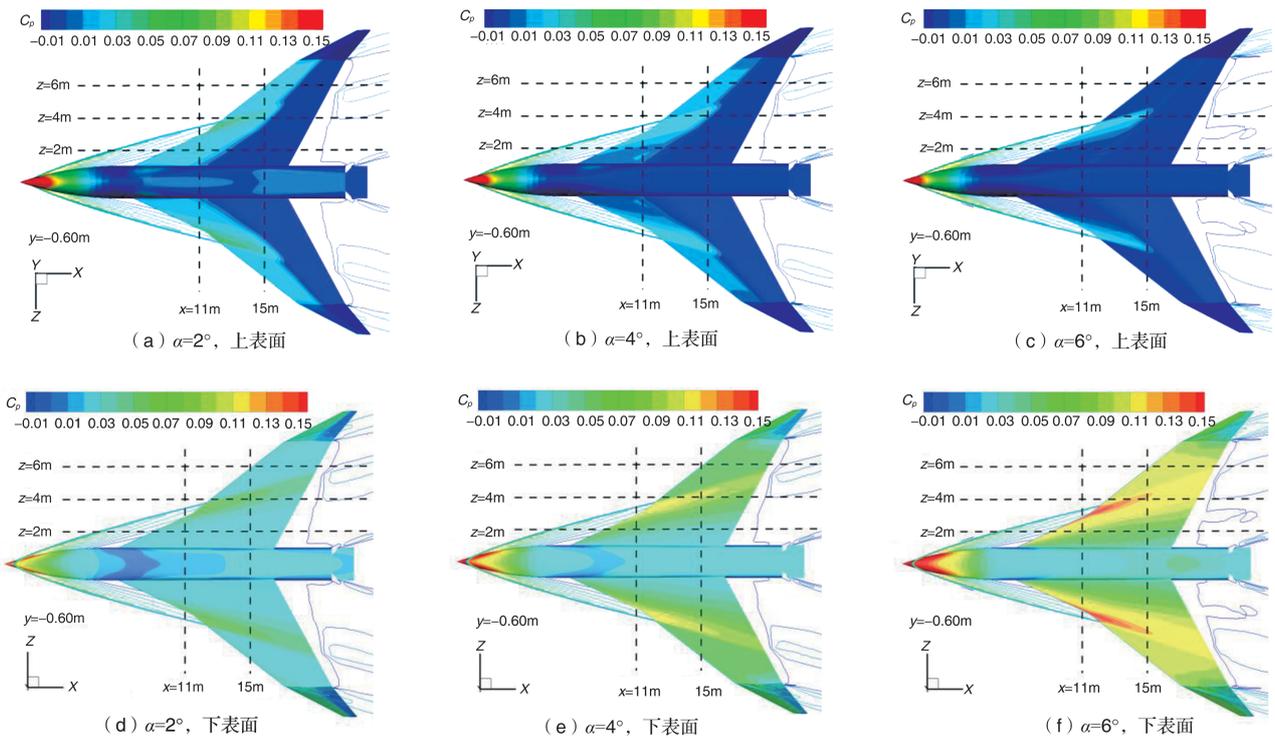


图6 下面级飞行器表面压力系数云图及机翼前缘水平面压力系数等值线

Fig. 6 Contour of pressure coefficient on the surface and the wing plane for the lower stage

机翼上表面负压逐渐增大、下表面压力逐渐增大。

对比同一迎角、不同截面的压力系数分布可见,在靠近机身的位置( $z=2m$ ),从机翼前缘向后,受到翼根膨胀波的影响,机翼上表面负压逐渐增大,而在约为1/3弦长处,上翼面出现了折角,使得流动显著膨胀,负压出现明显上升。而下翼面流动主要受到翼根膨胀波的影响,从前缘向后,机翼表面压力逐渐减小。在飞行器头部激波与机翼相交位置附近( $z=4m$ ),受飞行器头部激波影响,在上翼面负压出现明显下降。随后,由于翼面折角影响,上翼面负压逐渐增大。在下翼面,头部激波使得靠近前缘位置表面压力显著增大,之

后压力缓慢下降。而在头部激波范围外的机翼截面( $z=6m$ ),由于在该位置机翼实际处在自由来流当中,因此翼面压力基本保持不变,仅在上翼面因翼面折角导致表面负压上升。

图8为迎角 $2^\circ\sim 6^\circ$ , $x=11m, 15m$ 处横截面的压力系数云图,可以发现高压气体均位于下翼面,机翼具有较好的乘波特性。

### 3.2 上面级飞行器的气动特性

对设计得到的上面级飞行器进行结构化网格划分,如图9所示。采用半模计算,网格量约为780万。

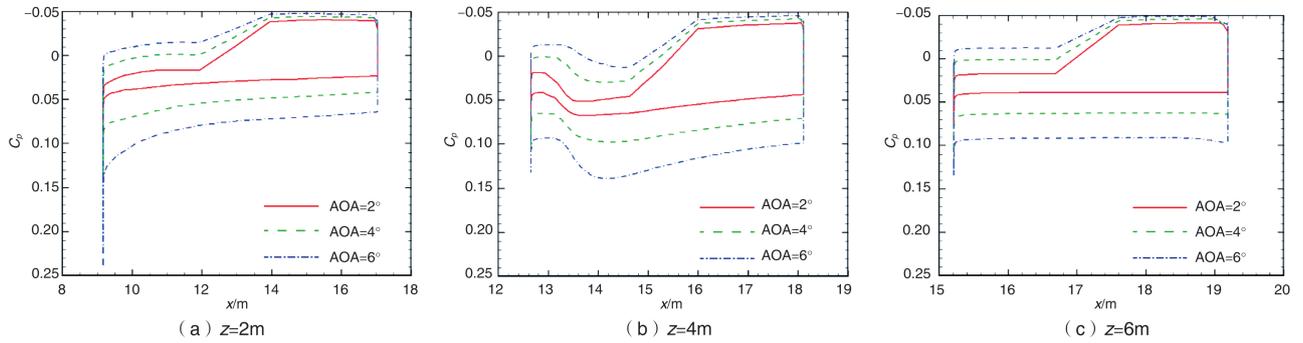


图 7 下面级飞行器不同展向位置翼面压力系数分布

Fig. 7 Pressure coefficient on different spanwise stations for the lower stage

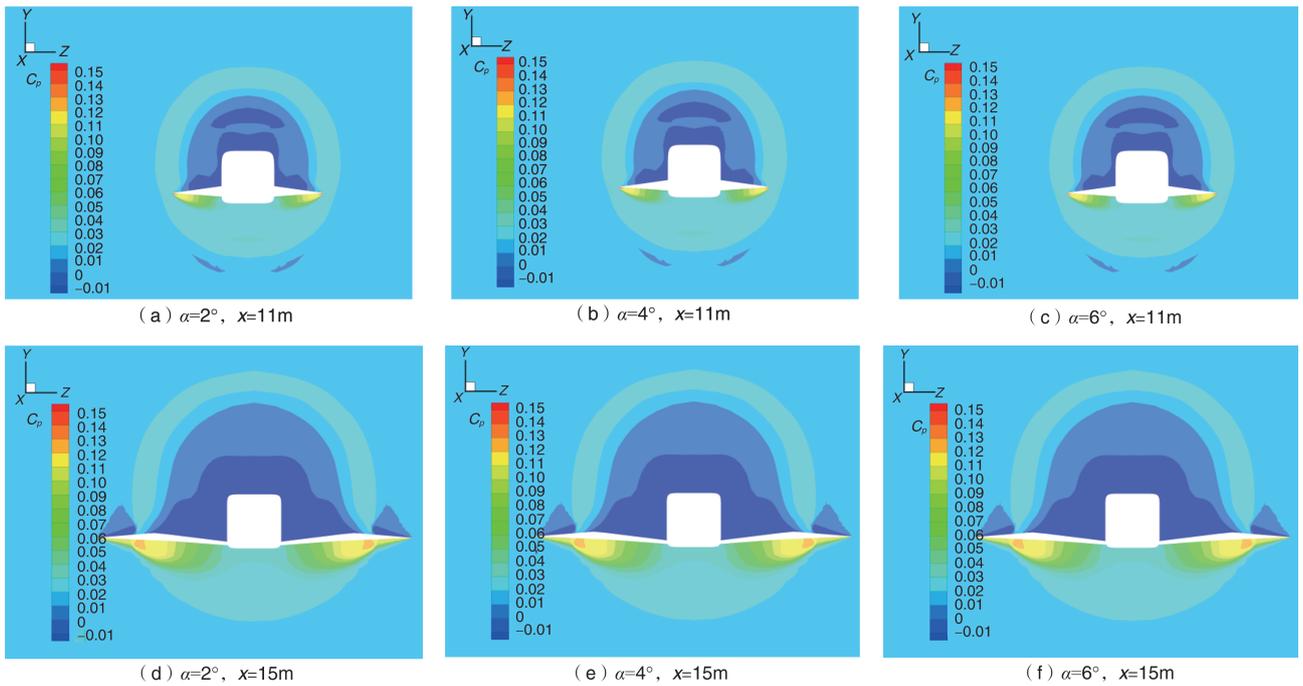


图 8 下面级飞行器横截面压力系数云图

Fig. 8 Contour of pressure coefficient for the lower stage on cross sections

图 10 为上面级飞行器的升阻特性曲线。图中升力、阻力系数的参考面积取全机在水平面的投影面积  $29.55\text{m}^2$ ，机身的气动力不包含 V 形尾翼的气动力，机翼的气动力为上、下两翼之和。由图 10(a) 可见，全机、机翼和机身的升力系数随迎角增大而增大。在设计状态的  $4^\circ$  迎角下，全机、机翼和机身的升力系数分别约为 0.050、0.035 和 0.015。

图 10(b) 给出了全机、机翼和机身的阻力系数随迎角的变化。随迎角增大，全机、机翼和机身的阻力系数增大。在迎角  $2^\circ\sim 6^\circ$  时，机身阻力系数大于机翼；在迎角  $8^\circ\sim 10^\circ$  时，机身阻力系数小于机翼。在  $4^\circ$  迎角下，全机、机翼和机身的阻力系数分别约为 0.015、0.0057 和 0.0095。

图 10(c) 给出了全机、机翼和机身升阻比的变化趋势。

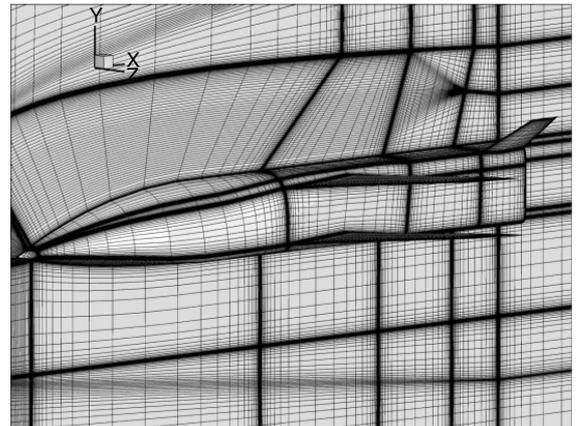


图 9 上面级飞行器计算网格

Fig.9 Grid for the upper stage

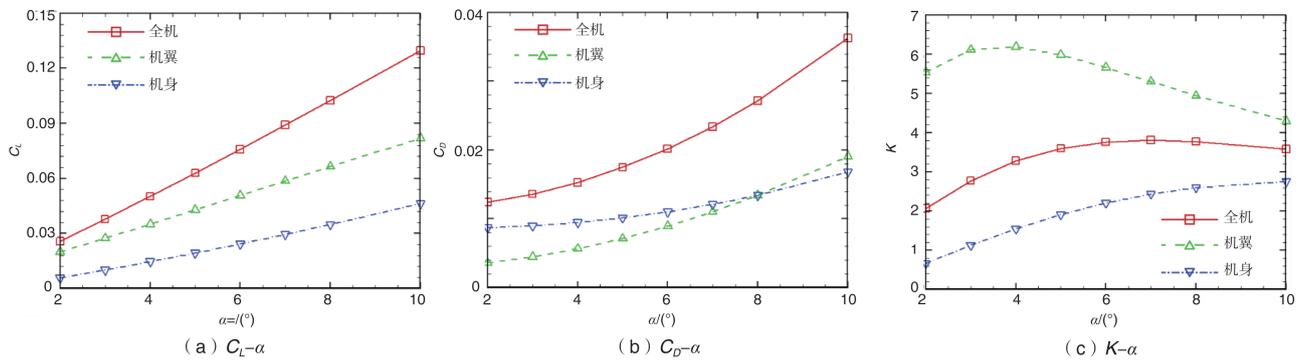


图 10 上面级飞行器升阻特性

Fig. 10 Lift and drag characteristics of the upper stage

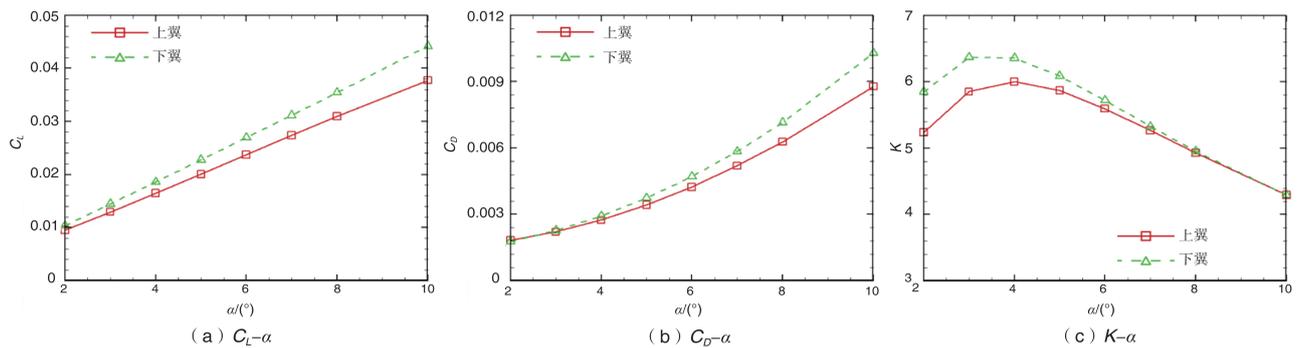


图 11 上面级飞行器上下翼升阻特性

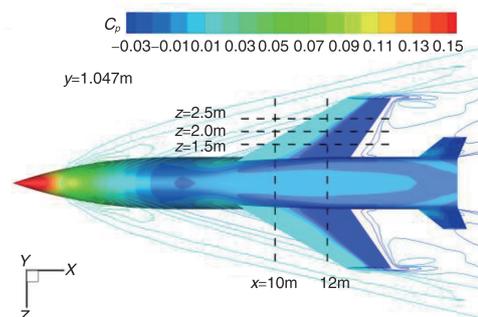
Fig. 11 Lift and drag characteristics of the upper stage wings

全机最大升阻比对应迎角为 $7^\circ$ ,最大升阻比约为3.81。机翼最大升阻比在迎角 $4^\circ$ 时取得,约为6.19。机身升阻比随迎角增大而增大,在迎角 $10^\circ$ 时最大升阻比约为2.75。

图 11 给出了上、下翼的升阻特性曲线,在迎角 $2^\circ \sim 10^\circ$ 范围内,下翼的升阻系数及升阻比均大于上翼。图 11(c)表明,当迎角在 $4^\circ$ 左右时,下翼升阻比显著高于上翼;随着迎角增大,两翼升阻比大小逐渐接近。

图 12 给出了 $4^\circ$ 迎角下上面级飞行器表面的压力系数云图以及上、下翼前缘水平面的压力系数等值线。从图 12(a)、图 12(c)可见,在机翼上表面,翼面前部压力较高,后部较低,其原因为翼面形状引起的流动膨胀导致的压力下降。从图 12(b)、图 12(d)可见,上下翼均位于头部激波下游,而翼面外侧更接近于头部激波,所以上下翼的下表面均在翼梢处出现局部高压。由于后掠翼使气流沿展向扩张,在翼根处产生的膨胀波使得邻近机身区域总体压力下降,而在翼根前缘处由于角区的激波边界层干扰产生了附加激波,使得翼根前缘局部压力上升;由于机翼安装位置,上翼下表面受机身影响显著强于下翼下表面。

为更清楚地分析机翼表面压力系数分布情况,选择典型展向位置,提取截面压力系数。图 12 给出了截面位置示意图,三个截面分别为 $z=1.5\text{m}$ 、 $2.0\text{m}$ 、 $2.5\text{m}$ 。图 13 给出了各截面上、下翼的压力系数分布曲线。可以看到,在 $z=1.5\text{m}$ 、 $2.0\text{m}$ 、 $2.5\text{m}$ 截面,从前缘向后,上、下翼的下表面压力均呈现先减小后增大再减小的趋势,且随着展向站位距离的增大,角区干扰的影响逐渐减小,压力增大的幅值逐渐减小,压力增大区域逐渐向下游移动,而且不同站位的上表面负压变化基本一致,负压总体上升,并在折角处出现明显上升。



(a) 上翼上表面及上翼前缘水平截面

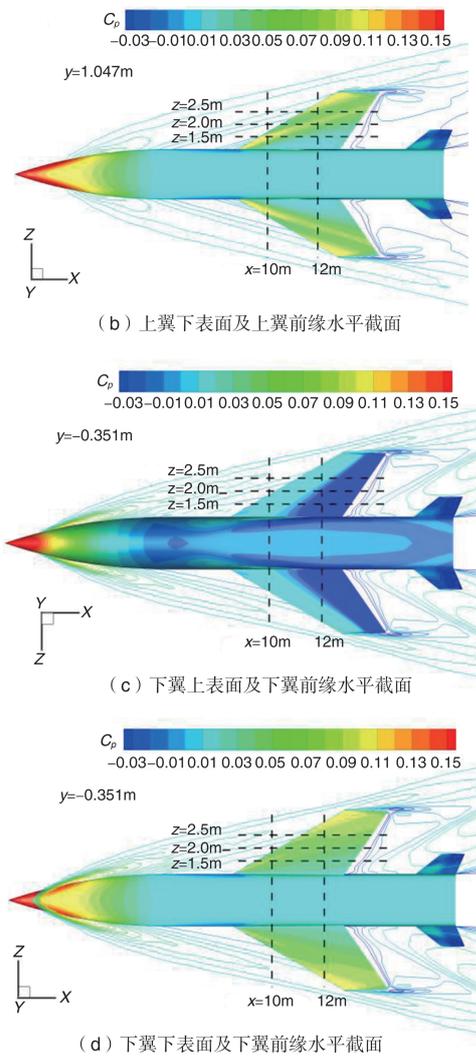


图 12 上面级飞行器表面压力系数云图及机翼前缘水平面压力系数等值线( $\alpha=4^\circ$ )

Fig. 12 Contour of pressure coefficient on the surface and wing planes for the upper stage at  $\alpha=4^\circ$

图 14 为迎角  $4^\circ$ ,  $x=10\text{m}$ 、 $12\text{m}$  处横截面的压力系数云图,可以发现高压气体均位于下翼面,上下机翼均具有较好的乘波特性。

#### 4 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1) 采用了嵌入式乘波体设计方法。该方法是一种正设计思路的部分解耦设计方法,适用于非均匀来流下飞行器升力部件的乘波设计,可在保证机身容积率的条件下获得高升阻比的乘波外形。翼面压力云图以及截面压力系数分布表明,下翼面高压气体向上翼面泄漏现象不显著,所设

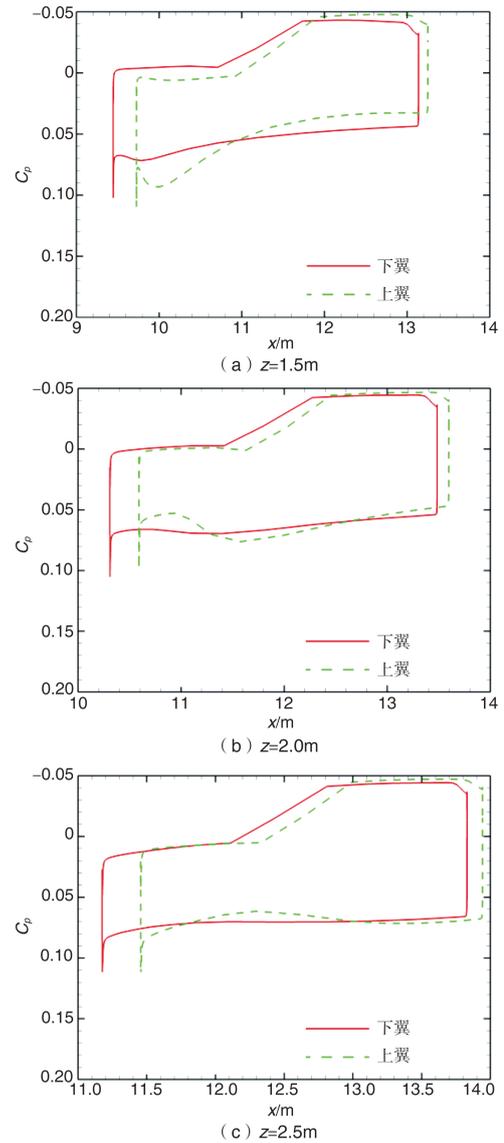


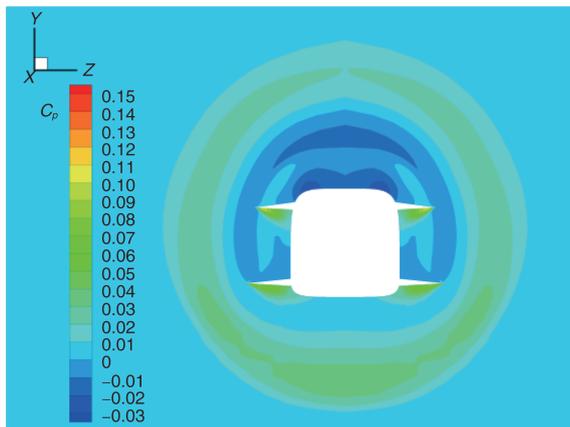
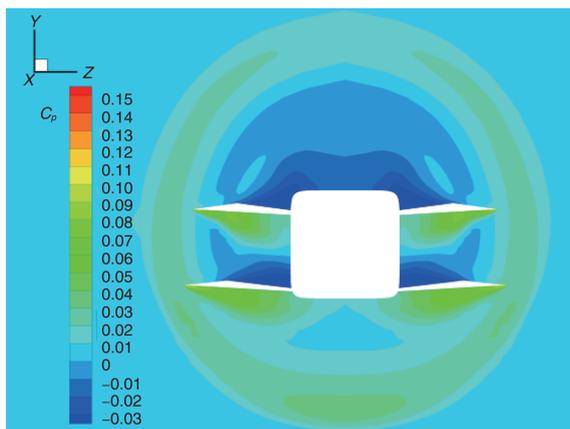
图 13 上面级飞行器不同展向位置机翼表面压力系数分布( $\alpha=4^\circ$ )

Fig. 13 Pressure coefficient on different spanwise stations for the upper stage at  $\alpha=4^\circ$

计的嵌入式乘波体具有较好的乘波特性。

(2) 大翼展构型的下面级飞行器的最大升阻比达到了 4.67,对应迎角约为  $5^\circ$ 。机翼最大升阻比约为 6.26,对应迎角在  $4^\circ$  设计迎角附近。该设计案例表明,将嵌入式乘波体设计方法拓展至跨激波情形可行,并能取得较为理想的设计效果。

(3) 对于上面级飞行器,在双翼展长受到设计限制条件下,嵌入式乘波双翼布局能够达到更高的升力。数值模拟结果表明,上面级飞行器具有较高升阻比,全机最大升阻比约为 3.81,对应迎角约为  $7^\circ$ ,机翼最大升阻比达到 6.19,对应迎角在  $4^\circ$  设计迎角附近。

(a)  $x=10\text{m}$ (b)  $x=12\text{m}$ 图 14 上级飞行器横截面压力系数分布( $\alpha=4^\circ$ )Fig. 14 Contour of pressure coefficient on cross sections for the upper stage at  $\alpha=4^\circ$ 

### 参考文献

- [1] Hallion R P. The history of hypersonics: Back to the future-again and again[R]. AIAA 2005-0329, 2005.
- [2] Mercier R A, Ronald T M F. Hypersonic technology (Hytech) program overview[R]. AIAA 1998-1566, 1998.
- [3] Novelli P, Serre L, Koschel W, et al. European efforts towards mastering hypersonic propulsion[R]. AIAA 2003-2604, 2003.
- [4] Ogorodnikov D A, Vinogradov V A, Shikhman J M, et al. Design and Research russian program of experimental hydrogen fueled dual mode scramjet-choice of conception and results of pre-flight tests[R]. AIAA 1998-1586, 1998.
- [5] Yamamoto Y. CFD study and validation process of hypersonic aerodynamics for the space transport systems including HOPE-X [R]. AIAA 2003-1854, 2003.
- [6] Le J L, Liu W X. Recent progress of cardc in experimental and computational scramjet research[C]// East West High Speed Flow Field Conference, 2005:24-30.
- [7] Falempin F, Serre L. Possible military application of high-speed airbreathing propulsion in the XXIst century: an European vision[R]. AIAA 2003-2733, 2003.
- [8] Tanatsugu N, Carrick P. Hypersonic and combined cycle propulsion for earth-to-orbit applications[R]. AIAA 2003-2586, 2003.
- [9] 刘济民, 沈伧, 常斌, 等. 乘波体设计方法研究进展[J]. 航空科学技术, 2018, 29(4):1-8.  
Liu Jimin, Shen Ji, Chang Bin, et al. Review on the design methodology of waverider[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(4):1-8. (in Chinese)
- [10] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63: 521-528.
- [11] 赵桂林, 胡亮, 闻洁. 乘波构型和乘波飞行器研究综述[J]. 力学进展, 2003, 33(3): 357-374.  
Zhao Guilin, Hu Liang, Wen Jie. An overview of the research on waveriders and waverider-derived hypersonic vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2002, 33(3): 357-374. (in Chinese)
- [12] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves[C]// 1st International Hypersonic Waverider Symposium, University of Maryland, 1990.
- [13] Goomko Y P, Mazhul I I, Markelov G N. Convergent-flow-derived waveriders[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37 (4) : 647-654.
- [14] 贺旭照, 倪鸿礼. 密切内锥乘波体设计方法和性能分析[J]. 力学学报, 2011, 43(5): 803-808.  
He Xuzhao, Ni Hongli. Osculating inward turning cone (OIC) wave rider-design methods and performace analysis [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(5): 803-808. (in Chinese)
- [15] 蒋崇文, 高振勋, 李椿萱. 高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法: ZL 2015 1 0621891.7[P]. 2017-03-29.  
Jiang Chongwen, Gao Zhenxun, Lee Chunhian. Osculating surface wave rider design methods for hypersonic vehicles: ZL 2015 1 0621891.7 [P]. 2017-03-29. (in Chinese)

- [16] Nonweiler T R F. Delta wing shapes amenable to exact shock-wave theory[J]. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1963, 67: 39-40.
- [17] Maikapar G I. On the wave drag of axisymmetric bodies at supersonic speeds [J]. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 1959: 528-531.
- [18] Squire L C. Pressure distributions and flow patterns at  $M=4$  on some delta wings of inverted-V cross sections[R]. REA TN Aero 2838, 1962.
- [19] Townend L H. On lifting bodies which contain two-dimensional supersonic flows[R]. Royal Aircraft Establishment 63-2675, 1963.
- [20] Jones J G. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds using the flow fields of non-lifting cones[R]. Royal Aircraft Establishment Aero. 2674, 1963.
- [21] Moore K C. The application of known flow fields to the design of wings with lifting upper surfaces at high supersonic speeds [R]. R.A.E. Tech. Report No.65034, ARC 26913, 1965.
- [22] Rasmussen M L. Lifting-body configurations derived from supersonic flows past inclined circular and elliptic cones[R]. AIAA 79-1664, 1979.
- [23] Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(6): 537-545.
- [24] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves[C]// 1st International Hypersonic Waverider Symposium, University of Maryland, 1990.
- [25] Takashima N, Lewis M J. Wedge-cone waverider configuration for engine-airframe integration[J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(5): 1142-1144.
- [26] Cao D Y, Zhang J B, Lee C H. Conceptual design and numerical simulations of hypersonic waverider vehicle[C]// Proceeding of 5th International Conference on Fluid Mechanics, 2007.
- [27] Starkley R P, Lewis M J. Simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(4): 516-523.
- [28] Starkley R P, Lewis M J. Analytical off-design lift-to-drag ratio analysis for hypersonic waveriders[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5): 684-691.
- [29] Starkley R P, Lewis M J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(4): 510-519.
- [30] Lyu Y C, Jiang C W, Hu S Y, et al. Improved design of waverider based on mach line cutting of compression surfaces [R]. AIAA 2018-0279, 2018.
- [31] Lyu Y C, Jiang C W, Gao Z X. Passive waverider method and its validation[C]// AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition, 2014.
- [32] Jiang C W, Hu S Y, Gao Z X, et al. Mach line cutting of compression surface for two-dimensional planar inlets[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 3210-3226.
- [33] Hu S Y, Jiang C W, Gao Z X, et al. Combined-wedge waverider for airframe-propulsion integration[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(8): 3348-3352.
- [34] Jiang C W, Hu S Y, Gao Z X, et al. Mach line cutting of compression surface for two-dimensional planar inlets[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 3210-3226.
- [35] Hu S Y, Jiang C W, Gao Z X, et al. Combined-wedge waverider for airframe-propulsion integration[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(8): 3348-3352.
- [36] 蒋崇文, 罗磊, 许晨豪, 等. 高超声速嵌入式乘波体设计方法: CN110525679A[P]. 2019-12-03.  
Jiang Chongwen, Luo Lei, Xu Chenhao, et al. Hypersonic embedded waverider design method: CN110525679A[P]. 2019-12-03. (in Chinese)
- [37] Busemann A. Aerodynamic lift at supersonic speeds[C]//The 5th Volta Aerodynamic Conference, 1935.
- [38] Licher R M. Optimum two-dimensional multiplanes in supersonic flow[R]. Report No. SM-18688, Douglass Aircraft Co., 1955.
- [39] Kusunose K, Matsushima K, Maruyama D. Supersonic Biplane Review[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, 47: 53-87.
- [40] 马博平, 王刚, 叶坤, 等. 基于RBF神经网络和遗传算法的超声速Licher双翼优化设计研究[J]. *航空科学技术*, 2019, 30(9):73-80.  
Ma Boping, Wang Gang, Ye Kun, et al. Supersonic Licher biplane optimization using radial-basis function neural network and genetic algorithm[J]. *Aeronautical Science & Technology*,

2019, 30(9):73-80. (in Chinese)

- [41] 高振勋, 李鹏, 张智超, 等. 可压缩气动力/热/燃烧数值模拟程序(ACANS)V1.0: 2015SR139628[P]. 2015-07-21.

Gao Zhenxun, Li Peng, Zhang Zhichao, et al. Aerodynamic combustion aerothermal numerical simulation [ACANS]V1.0: 2015SR139628[P]. 2015-07-21. (in Chinese)

- [42] Gao Z X, Lee C H. A numerical study of turbulent combustion characteristics in a combustion chamber of a scramjet engine [J]. Science China Technological Sciences, 2013, 53 (8) : 2111-2121.

- [43] Gao Z X, Jiang C W, Pan S W, et al. Combustion heat-release effects on supersonic compressible turbulent boundary layers[J]. AIAA Journal, 2015, 53(7):1949-1968.

(责任编辑 陈东晓)

### 作者简介

韩天依星(1993-)男, 硕士, 博士研究生。主要研究方向: 高超声速空气动力学、计算流体力学。

Tel: 18001139700 E-mail: frankhan@buaa.edu.cn

罗磊(1988-)男, 博士, 工程师。主要研究方向: 飞行器气动设计、高超声速空气动力学。

Tel: 18080261725 E-mail: rorzey@buaa.edu.cn

许晨豪(1990-)男, 硕士, 博士研究生。主要研究方向: 计算流体力学。

Tel: 13488855106 E-mail: xuchenhao@buaa.edu.cn

蒋崇文(1982-)男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器气动设计、高超声速空气动力学、计算流体力学。

Tel: 13521217607

E-mail: cwjiang@buaa.edu.cn

## Conceptual Study of an Embedded-Waveriding TSTO Vehicle

Han Tianyixing<sup>1</sup>, Luo Lei<sup>2</sup>, Xu Chenhao<sup>1</sup>, Jiang Chongwen<sup>1,\*</sup>

1. National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beihang University, Beijing 100191, China

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

**Abstract:** To trade off the requirements of high lift-to-drag ratio and high capacity, the embedded waverider design method is developed and a Two-Stage-To-Orbit (TSTO) scheme with high lift-to-drag ratio is carried out. The high capacity is guaranteed by the fuselage design and the high lift-to-drag ratio is realized by the embedded waverider design method. In the design of the lower stage, the embedded waverider design method is extended to a situation where the nose shock wave intersects with a large-span wing. The upper stage is an embedded biplane waverider. The results of numerical simulation under viscous condition indicate that, the loss of high-pressure gas on the lower surface of the wings is insignificant, which leads to the waveriding characteristics and the high lift-to-drag ratio performance for both vehicles. Under the condition of high capacity, the maximum lift-to-drag ratio of the lower stage is 4.67 and the maximum lift-to-drag ratio of the upper stage is 3.81.

**Key Words:** hypersonic; embedded waverider; biplane wing; TSTO; configuration design

Received: 2020-06-29; Revised: 2020-08-29; Accepted: 2020-10-15

\*Corresponding author. Tel. : 13521217607 E-mail: cwjiang@buaa.edu.cn