

# 新型高速空天运输发射平台气动布局设计研究

蒋彪\*, 付清, 刘绍辉

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:** 根据空天飞行器发展趋势, 利用乘波体的高升阻比特点, 提出了用于运输发射空天飞行器的新型高速空天运输发射平台, 开展了气动布局设计, 完成新型高速空天运输发射平台巡航状态下的气动数值模拟分析, 分析结果表明文中所设计的新型高速空天运输发射平台气动性能优良, 设计结论和分析方法可应用于新型高速空天发射平台工程设计。

**关键词:** 空天; 运输发射; 乘波体; 气动布局; 数值模拟

中图分类号: V221+.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 03-0009-05

当今世界主要强国为争夺空天战略高地, 投入巨资竞相研发空天高超声速飞行器, 为发展高效、便捷、快速、经济的进入空天或近地轨道的高速飞行器, 提出了单级入轨、两级入轨等形式的飞行器<sup>[1]</sup>。采用吸气式组合发动机作为驮负空天飞行器或运载火箭的新型空天运输发射平台, 由于其在运输发射方式、动力系统性能、进入空天或入轨方式等方面具有技术可行性和使用成本等优势, 使其成为未来空天飞行器运输发射系统的重要发展方向<sup>[2]</sup>。开展新型空天运输发射平台研究首要解决的基础问题是气动布局设计, 这直接影响着新型空天运输发射平台的性能, 设计优良、高效的气动布局才能满足未来空天飞行器运输和发射的需求。

## 1 新型高速空天运输发射平台概述

新型高速空天运输发射平台采用有人驾驶模式, 以组合发动机作为动力装置, 采用适合临近空间高超声速条件下发射分离的高效气动布局形式, 使用现有常规机场实现水平起降, 以高马赫数巡航飞行, 在临近空间将第二级任务飞行器发射后返回地面。

新型高速空天运输发射平台利用其装载量大, 飞行速度快等优点, 在机背上驮负空天飞行器或运载火箭至临近空间发射, 以减轻空天飞行器或运载火箭在起飞爬升阶段的动力负担, 是用于空天飞行器或运载火箭等第二级任务载荷快速空中发射入

轨的第一级运输发射平台, 该平台具有任务发射准备时间短、任务装载能力强、任务多样化、可重复使用和兼容现有保障维护体系等特点, 可实现任务载荷经济快速进入空天的目的。

## 2 布局方案设计

新型高速空天运输发射平台以文献[3]中提出的任务载荷为输入, 采用组合发动机为动力装置, 巡航速度 $Ma_6$ , 第二级任务飞行器发射高度为标准大气33km, 结合飞行器结构指数敏感性分析方法<sup>[4]</sup>, 可得到新型高速空天运输发射平台的主要参数, 如表1所示, 其三面图如图1所示。

表1 主要参数

Table 1 Main parameters

最大起飞重量 (含任务载荷)/t	后掠角 /(°)	机长 /m	翼展 /m	机高 /m	水平投影 面积/m <sup>2</sup>
450	60	65	32	6	950

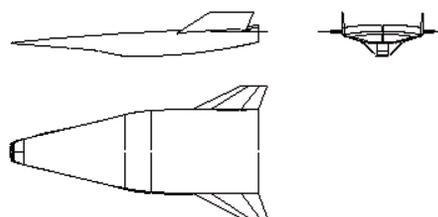


图1 新型高速空天运输发射平台三面图

Fig.1 Three-view of new high-speed aircraft for transporting and launching aerospace vehicles

收稿日期: 2015-10-12; 退修日期: 2015-11-24; 录用日期: 2016-01-20

\*通讯作者. Tel.: 029-86832601 E-mail: 654176133@qq.com

引用格式: JIANG Biao, FU Qing, LIU Shaohui. The aerodynamic layout study of a new high-speed aircraft for transporting and launching aerospace vehicles [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(03): 09-13. 蒋彪, 付清, 刘绍辉. 新型高速空天运输发射平台气动布局设计研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(03): 09-13.

### 3 乘波特征飞行器设计方法

新型高速空天运输发射平台需采用高效的气动布局满足高空高速巡航发射。目前,采用的布局形式有乘波体和常规气动布局。乘波体外形的显著特点是低阻、高升力和高升阻比,特别是对于高超声速飞行器<sup>[5]</sup>。图2给出乘波体和常规气动布局的升力和升阻比随迎角变化曲线,由图2可知:乘波体布局的升阻比随迎角的变化与常规布局非常接近,相同迎角下,乘波体布局的升力却比常规布局的升力要大得多;因此,相同升力下,乘波体布局的升阻比优于常规布局。

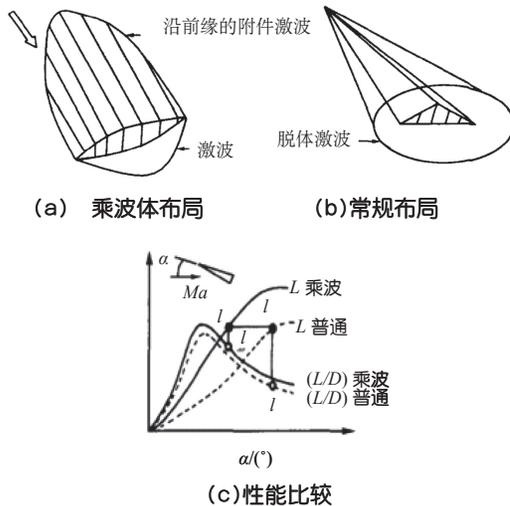


图2 乘波体布局与常规气动布局对比

Fig.2 Comparison of wave-rider and conventional configuration

自Nonweile提出乘波体的概念以来,乘波体构型引起了广泛的兴趣和关注,已成功应用于美国X-43A和X-51A等演示验证飞行器。乘波体的前体设计方法有:生成体法和密切锥法。这两种方法相比,各有优缺点。生成体方法是过去一直采用的研究方法,所以有大量的研究成果可供使用。它的主要优点是,可以从简单的起始流场出发,从而降低对流场计算方法的要求。而对于复杂流场,其反向设计的计算结果可以作为正向评价的根据。但是缺点是难以方便地满足进气捕获曲线(Inlet Capture Curve, ICC)的要求。密切锥法是以给定的激波所确定的流场为起始流场,所以可以很方便地满足进气捕获曲线的要求,但是它对于正向评定的计算要求较高,需要对复杂流场进行全三维计算。

密切锥法在乘波体设计中应用非常广泛,本文利用该方法来设计具有乘波特性的飞行器前体<sup>[6]</sup>。

#### 3.1 设计参数的选取

新型高速空天运输发射平台的前体具有乘波特点,机身作为主要升力部件,提供平衡重力的升力,水平翼和垂尾用来起操纵作用,组合发动机布置于机身下腹。

为完成设计目标,首先选择一定的参数,从而确定出所需求的密切锥乘波体飞行器外形。自由流条件(设计马赫数和飞行高度)的选择取决于所设计飞行器的用途。自由流场的性质(密度、温度、压力)由飞行高度来确定。同样还需要指定乘波前体的长度 $L$ 、激波角 $\beta$ 。锥形流激波角的选择对生成飞行器的外形有很重要的影响,那是因为它决定了激波面的强度。激波角 $\beta$ 的设计范围受马赫角的限制,对于锥形流,其关系如下:

$$\beta \geq \sin^{-1}\left(\frac{1}{M_\infty}\right) \quad (1)$$

乘波前体的设计需要能为后面的超声速冲压喷气发动机进气道提供均匀的流场。吸气式发动机入口处所需求的流场用两条曲线定义:ICC和流动控制管(Flow Control Tube, FCT)的流动控制曲线(Flow Control Curve, FCC)的形状。

#### 3.2 上表面设计

乘波前体的上表面采用平行于自由来流的平面,即设计为自由流面,也可设计成具有一定凸起弧度的曲面,既可增加飞行器的内部容积,也能带来额外的升力。

#### 3.3 前缘的生成

根据给定的ICC和FCT的母线FCC的形状进行前缘设计。ICC曲线是进气道进口截面上的激波形状曲线。它可以是圆弧,也可以是其它任意曲线,但必须保证没有折点,即其曲率中心曲线连续。曲线FCC在曲线ICC上方,且两曲线在同一截面内,间距为 $H$ ,其几何关系如图3所示。 $H$ 、 $L$ 及 $\tan\beta$ 之间的关系为:

$$H = L \tan \beta \quad (2)$$

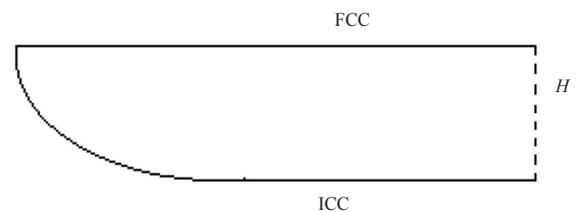


图3 ICC/FCC几何关系图

Fig.3 Geometric relationship of ICC/FCC

#### 3.4 下表面设计

乘波前体的下表面(为发动机提供入口流场的压缩面)采用激波场中的流面,由流线追踪的方法得到一系列流线组成。下表面几何外形的生成需要先给出流场的数据,由前缘点向后解出一系列流线而得到,其中下表面由一系列流线组成。流场数据由求解Taylor-Maccoll方程得到,无粘锥形流场遵循Taylor-Maccoll流动方程:

$$\begin{cases} \frac{d\bar{u}_s}{d\psi} = \bar{v}_s \\ \frac{d\bar{v}_s}{d\psi} = -\bar{u}_s + \frac{\bar{a}^2(\bar{u}_s + \bar{v}_s / \tan\psi)}{\bar{v}_s^2 - \bar{a}^2} \end{cases} \quad (3)$$

式中： $\bar{u}_s$ 、 $\bar{v}_s$ 和 $\bar{a}$ 分别是以临界声速 $a_\infty^*$ 无量纲化的速度分量和声速， $\bar{u}_s = u_s / a_\infty^*$ ， $\bar{v}_s = v_s / a_\infty^*$ ， $\bar{a} = a / a_\infty^*$ ， $\bar{a}^2 = (\gamma + 1) / 2 - (\gamma - 1) / 2 \times (\bar{u}_s^2 + \bar{v}_s^2)$ ；临界声速： $a_\infty^* = a_\infty \sqrt{\frac{2 + (\gamma - 1)M_\infty^2}{\gamma + 1}}$ ； $\psi$ 为球面角； $\gamma$ 为气体常数。

### 3.5 三维数模建立

根据前文和文献[7]中的乘波体设计理论，依照设计指标参数，编写程序生成基础外形轮廓线，在CATIA中再生成曲面外形，新型高速空天运输发射平台三维数模如图4所示。



图4 新型高速空天运输发射平台三维数模图

Fig.4 CATIA 3D model of the new high-speed aircraft for transporting and launching aerospace vehicle

## 4 气动性能分析

对所设计的新型高速空天运输发射平台进行气动性能分析，首先使用点对点搭接多块结构化网格技术生成绕流粘性网格，然后采用文献[7]中的流场计算分析工具进行计算分析。

### 4.1 计算网格和计算状态参数

采用点对点多块结构化网格技术生成半模网格，其网格规模为600万量级，物面处的网格如图5所示。

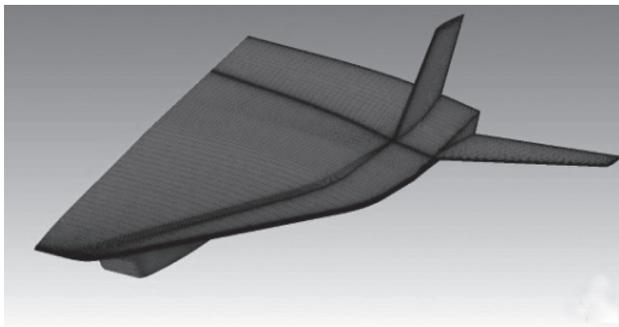


图5 物面网格

Fig.5 Surface grids

湍流模型为S-A一阶湍流模型，壁面条件为无滑移绝热进行数值模拟；计算高度33km，标准大气条件，飞行速度 $Ma_6$ 。

### 4.2 计算结果及分析

图6是迎角为 $4^\circ$ 时对称面马赫数云图，从图中可以看出所设计的新型高速空天运输发射平台前体具有较好的乘波特性。

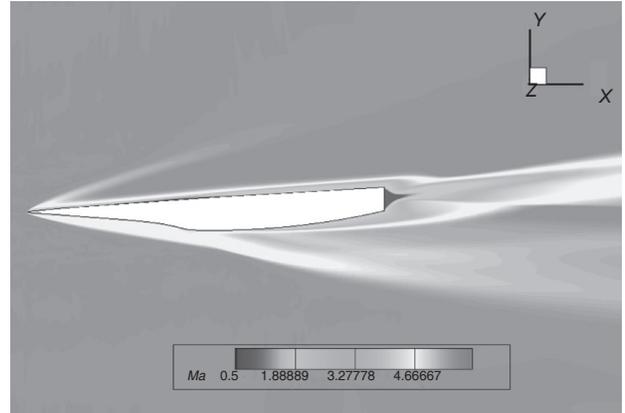


图6 对称面马赫数云图

Fig.6 Nephogram of Mach number in symmetry plane

图7~图10分别为升力系数与迎角曲线、阻力系数与迎角曲线、升阻比与迎角曲线和俯仰力矩系数与迎角曲线。

由图7~图10可以看出，文中所设计的新型高速空天运输发射平台乘波体气动布局巡航状态附近升力系数曲线变化呈线性，阻力系数增长较平缓，巡航最大升阻比为4.1，对应迎角 $5^\circ$ ，纵向静稳定，满足新型高速空天运输发射平台巡航状态下对气动性能需求。

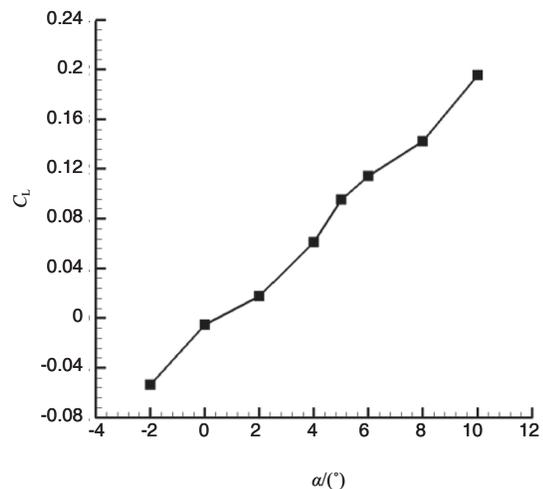


图7 升力系数曲线

Fig.7 Lift coefficient curve

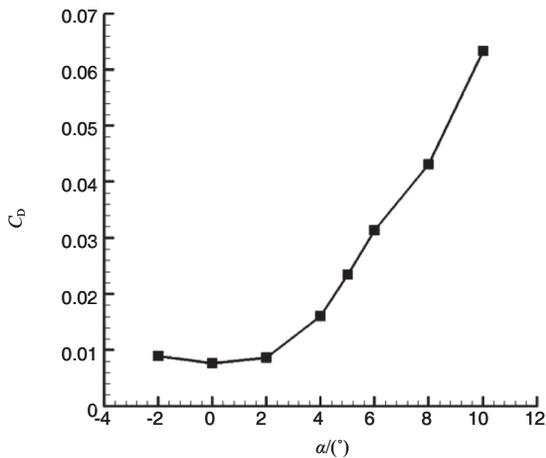


图8 阻力系数曲线  
Fig.8 Drag coefficient curve

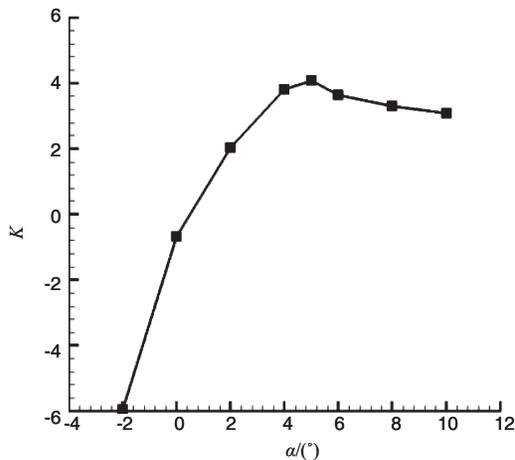


图9 升阻比曲线  
Fig.9 Lift-drag ratio curve

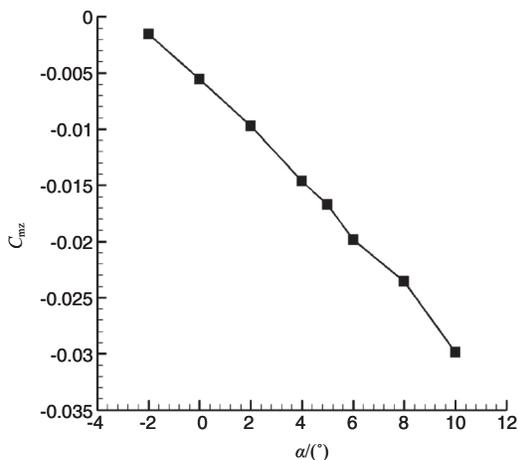


图10 俯仰力矩系数曲线  
Fig.10 Pitching moment coefficient curve

## 5 结束语

针对未来空天飞行器对运输发射平台的需求,提出了新型高速空天运输发射平台概念,并开展概念方案设计,完成了基于密切锥法的乘波体气动布局设计,利用点对点多块结构化网格技术生成绕流粘性计算网格,完成巡航状态下的计算分析,计算数据表明所设计的乘波体气动布局满足新型运输发射平台巡航气动特性。

AST

## 参考文献

- [1] Ramon L Chase, Tang M. The quest for a robust, responsive, reliable, efficient low cost space access capability[J]. AIAA, 2009.
- [2] 晋晓伟,李平,柳长安,等.基于成本考虑的天地往返技术途径分析[J]. 火箭推进,2013,39(1):8-14.  
JIN Xiaowei, LI Ping, LIU Changan, et al. Analysis of technologies for space transportation in consideration of cost [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(1): 8-14. (in Chinese)
- [3] Andrew M Crocker, Jeffery H Cannon, Dana G Andrews. A comparison of horizontal takeoff RLVS for next generation space transportation[J]. AIAA, 2003.
- [4] Ingenito A, Stefano G, Bruno C. Sizing of TBCC hypersonic airbreathing vehicle[J]. AIAA, 2009.
- [5] 朱辉玉,王刚,孙泉华,等.典型气动布局高超声速飞行的气动力数值评估[J].空气动力学学报,2012,30(3):365-372.  
ZHU Huiyu, WANG Gang, SUN Quanhua, et al. Numerical evaluation on aerodynamics of typical hypersonic configurations for hypersonic flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 365-372. (in Chinese)
- [6] 吉康.基于密切锥方法的高超声速乘波机一体化设计[D].南京:南京航空航天大学,2007.  
JI Kang. Integrative hypersonic waverider design based on osculating cones method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [7] 付清,蒋彪,颜文庆.临近空间往返验证飞行器X-34气动力气动热分析[J].飞机工程,2013(4).  
FU Qing, JIANG Biao, XIE Wenqing. Aerodynamic characteristics and aeroheating analysis of aerospace vehicle X-34 configuration[J]. Aircraft Engineering, 2013(4). (in Chinese)

作者简介

蒋彪(1985— ) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

Tel:029-86832601

E-mail:654176133@qq.com

## The Aerodynamic Layout Study of a New High-speed Aircraft for Transporting and Launching Aerospace Vehicles

JIANG Biao\*, FU Qing, LIU Shaohui

*AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China*

**Abstract:** According to the latest trends in aerospace vehicle development, employed the high lift-to-drag advantage of waverider, proposed a new high-speed aircraft for transporting and launching aerospace vehicles. The aerodynamic layout of the new high-speed aircraft was designed and the aerodynamic characteristics when the aircraft was cruising had been analyzed by numerical simulating. The results show that the aerodynamic performance is fine and satisfies the demands of the aircraft. The process and method can be applied to engineering design.

**Key Words:** aerospace; transportation and launch; waverider; aerodynamic layout; numerical simulation

---

**Received:** 2015-10-12; **Revised:** 2015-11-24; **Accepted:** 2016-01-20

\*Corresponding author. Tel. : 029-86832601 E-mail: 654176133@qq.com