# 高超声速飞机气动外形概念设计

刘济民,颜仙荣,张朝阳,沈伋

海军研究院,上海 200436

摘 要:本文对高超声速情报、监视及侦察(ISR)飞机概念外形进行了初步设计。在乘波前体、中部机身、高超声速机翼以及机 身尾部设计的基础上,建立了高超声速ISR平台一体化基准外形,对基准外形在设计状态和非设计状态下的气动性能进行了分 析,并对概念方案满足设计需求情况进行了验证。结果表明,高超声速ISR平台气动外形在设计状态下的升阻比为4.8822,升阻 特性满足设计需求,当升力等于2.0×10<sup>5</sup>N时,阻力小于4.2×10<sup>4</sup>N。高超声速ISR平台基准构型在设计状态下的气动性能比较稳 定,在研究的非设计范围内,气动系数随飞行马赫数和高度的变化都不大,具有在广域宽速范围内工作的能力。

关键词:高超声速; ISR平台; 气动外形; 概念设计; 需求验证

## 中图分类号:V211.3

文献标识码:A

临近空间高超声速情报、监视及侦察(ISR)飞行器具有 飞行速度快、反应时间短、突防能力强、作战效能高等优点, 可以凭借速度和高度的优势完成普通飞行器无法完成的高 难度情报、监视和侦察任务,在军事上具有巨大的战略意 义<sup>[1-2]</sup>。20世纪初,美国就开展了高超声速飞机的相关研 究,并先后提出了多个概念方案。廖孟豪等<sup>[3]</sup>对美国军方 和军工部门提出的4个高超声速作战飞机概念方案进行了 梳理,对比分析了各个概念方案的气动布局特点,分析认 为,美国高超声速作战飞机气动布局向提升低速特性、降低 内外流耦合程度、增加机身容量等方向演变。左林玄等<sup>[4]</sup> 详细总结了高超声速飞行器的气动布局分类,并指出未来 高超声速飞行器的布局将向翼身融合布局和乘波体布局两 个方向发展。李宪开等<sup>[3]</sup>结合高超声速飞机的需求,分析 了高超声速飞机气动布局设计存在的问题、难点和关键 技术。

气动布局技术是水平起降高超声速飞机研制的核心技术之一。崔凯等<sup>[6-7]</sup>采用前体/发动机一体化设计思想,给出了一种双旁侧进气翼身融合体概念设计方案。国内对高超声速飞行器的相关研究日趋活跃,但对高超声速飞机尤其是气动布局方面的研究还不多,而且缺乏具体的应用背景和需求指标牵引。刘济民等对高超声速ISR平台的军事需求进行了分析,并对其在未来海战中的应用进行了研究<sup>[8]</sup>。根据军事需求分析得到的能力需求,目前的技术发展水平

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.07.003

和对未来作战使用的基本构想,对高超声速 ISR 平台做以 下技术想定,见表1。

表1	高超声速ISR平台主要技术指标	

Table 1 Main technology index of hypersonic ISR vehicle

指 标	参 数
气动布局	类乘波体气动外形
推进系统	涡轮基组合循环发动机(TBCC)
巡航速度	Ma 6
巡航高度/km	25 ~ 30
飞行器长度/m	≤20
航程/km	7000
起飞重量/kg	20×10 <sup>3</sup>
有效载荷/kg	1.5×10 <sup>3</sup>
起降方式	水平起降

本文以上述高超声速ISR平台目标图像为需求牵引,拟 采用类乘波体气动布局,对高超声速ISR平台的气动外形进 行初步设计与性能分析,并进一步验证气动外形概念方案满 足设计需求的程度,找到军事需求与技术满足度之间的差 距,为高超声速飞机气动布局技术研究指明努力的方向。

## 1 气动外形设计方法

气动外形设计包括乘波前体气动外形优化设计、机翼 设计。在此基础上,进行高超声速ISR平台气动外形一体 化设计,包括乘波前体与机身的集成、机翼与机身的集成,

收稿日期: 2022-01-25; 退修日期: 2022-02-15; 录用日期: 2022-04-01

引用格式: Liu Jimin, Yan Xianrong, Zhang Zhaoyang, et al. Conceptual design of hypersonic ISR vehicle configuration [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(07):15-22. 刘济民, 颜仙荣, 张朝阳, 等. 高超声速飞机气动外形概念设计[J]. 航空科学技术, 2022, 33(07):15-22.



以及后体与机身的集成三部分。

## 1.1 乘波前体设计

作者前期对高超声速 ISR 平台的乘波前体进行了优化 设计和性能分析,优化后的乘波体具有应用于高超声速 ISR 平台气动外形设计的潜力。因此,选取参考文献[9]中 优化后的乘波体作为高超声速 ISR 平台的机身前体。

## 1.2 机翼设计

对于大多数的高超声速飞行器,机身为主要升力面,利 用前机身的压缩产生主要升力。机翼作为次要升力部件, 具有很大的改善空间,也需重点设计。由参考文献[9]可 知,高超声速 ISR 平台乘波前体提供了一半以上的升力 (113482N),还有一小半升力需要机翼来提供。另外,为了 满足水平起降设计要求,也需对机翼进行详细设计。这就 是高超声速机翼的设计目标。

为了保证较好的波阻特性,对于高超声速飞行器来说, 在进行翼型设计选择时一般会考虑较薄的对称翼型,通常 采用对称双弧形翼型、小展弦比大后掠梯形翼面<sup>[10]</sup>。机翼 形状相对简单,由翼型参数和翼平面参数控制。对于高超 声速巡航类飞行器,机翼外形既要保证高超声速 ISR 飞行 器巡航飞行时的升力和配平特性需求,又必须保证水平着 陆时需要的高升力特性,同时机翼的重量还要轻。综上考 虑,确定高超声速机翼的设计参数值及几何参数见表2。

## 表2 机翼几何参数

Table 2	Geometry	parameters	01	wing
---------	----------	------------	----	------

翼根	翼梢	翼根	翼梢	单侧机翼	机翼前缘	单侧机翼
弦长/m	弦长/m	厚度/m	厚度/m	长度/m	后掠角/(°)	面积/m <sup>2</sup>
4	1.6	0.2	0.08	4	45	5.6

采用计算流体力学(CFD)方法来计算机翼的气动性能,并对机翼升阻比*LID*与迎角  $\alpha$ 进行非线性回归分析。高超声速机翼在迎角 5° <  $\alpha$  < 14°范围内的气动性能数值计算结果见表3。其中, $F_L$ 、 $F_D$ 分别为高超声机翼的升力和阻力。

图1为高超声速机翼的升力、阻力和升阻比随飞行迎 角的变化关系曲线。由图1可知,高超声速机翼基准构型



 Table 3
 Relationship between aerodynamic

performance of	f wing vs α
----------------	-------------

α/(°)	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
$F_L/N$	12228	14827	17491	20245	23095	26016	29052	32162	35357	38673
$F_D/N$	2306	2823	3444	4175	5020	5988	7082	8307	9672	11183
L/D	5.3027	5.2522	5.0785	4.8491	4.6006	4.3447	4.1022	3.8717	3.6556	3.4581

的升力和阻力均随迎角α的增大而增大,但阻力的增长幅 度大于升力的增长幅度,导致升阻比随迎角的增大而降低。 迎角大于9°以后,阻力急剧增大。升力与迎角α近似为线 性关系,阻力和升阻比与迎角α呈二阶关系。随着迎角的 增大,升阻比减小,但在小迎角下,升力的绝对值小。因此, 在实际应用时,宜采用适当大小的安装角。





对机翼升阻比*L/D*与迎角α进行非线性回归分析。由 图1可知,机翼的升阻比*L/D*与迎角α呈二阶关系。依据表 3中的计算结果得到非线性回归模型如下

$$L/D = 6.1678 - 0.1333\alpha - 0.0046\alpha^2 \tag{1}$$

回归方程中迎角α的单位采用角度制。由高超声速机 翼的*LID*与迎角α之间的关系,可根据升力需求来合理确定 机翼的安装角,并且可以为高超声速飞行器气动模型的建 立和控制系统设计提供依据。

## 1.3 后体设计

高超声速飞行器后体/尾喷管一体化设计也是机体/发 动机一体化设计的一个重要部分。后体/尾喷管一体化设 计要求将后体作为发动机喷管膨胀面的组成部分,从而可 以减小发动机的重量,降低外部阻力。在高超声速吸气式 推进系统中,多采用单壁膨胀喷管取代传统的对称形式的 推进喷管。单壁膨胀喷管能将飞行器后体下表面作为尾喷 管的一部分,而且单壁膨胀喷管的非对称结构设计,使得飞 行器在非设计状态飞行时,喷管具有一定的自适应补偿特 性。另外,单壁膨胀喷管结构的不对称性,使整个飞行器产 生很大的附加升力和俯仰力矩,从而影响到飞行器的飞行 性能和配平特性。

## 1.4 一体化集成方法

高超声速ISR平台的中部机身由前机身尾部截面拉伸 得到。对乘波前体的底部顺着乘波前缘的方向进行拉伸, 水平长度为4m,与1.2节中的翼根弦长一致,也是涡轮基组 合循环发动机(TBCC)燃烧室的长度。机翼与机身的集成 主要由两个参数确定:一是机翼在机身的安装位置,二是机 翼安装角。由于翼根长度与机身中部的长度一致,机翼安 装于机身中部的两侧。由于乘波前体和中部机身都有 8.62°的向下倾角,为了使机翼尽可能地不破坏乘波前体和 机身中部的流场结构,机翼安装角确定为8.62°。本文对后 体/尾喷管的设计进行了简化处理,具体方法如下:尾喷管 由机身向后等比例缩小产生,尾喷管长度为2m,上表面与 机身平齐,下表面向上倾斜。按上述方案一体化集成后的 高超声速ISR平台气动外形如图2所示。

高超声速 ISR 平台概念方案的气动外形几何参数见表 4。机身体积(不包括机翼)为36.594m<sup>3</sup>,机身表面积(不包 括机翼)为41.117m<sup>2</sup>。气动外形的容积率定义为<sup>[1-13]</sup>

$$\eta = \frac{V^{2/3}}{S_{\rm w}} \tag{2}$$

式中:*V*为机体的体积,*S*<sub>w</sub>为机体的湿面积。由式(2)可算 出高超声速ISR平台的机身容积率为0.2681。

## 2 性能分析

计算域为椭圆柱,长为20m,长半径(Z向)为10m,短半径(Y向)为5m。采用非结构四面体网格,对壁面附近网格进行了加密处理,壁面上单元大小为1mm,计算域网格总数为1954万,计算域及网格示意图如图3所示。



## 表4 高超声速ISR平台几何参数

Table 4 Geometry parameters of hypersonic ISR vehicle

机长/m	翼展/m	机高/m	中部机身下倾角/(°)	机翼安装角/(°)
18,408	10.893	2.487	8.62	8.62



Fig.3 3D computation grids and domain

计算域的前面和上下边界采用压力远场边界条件,其他边界采用压力出口条件,壁面处按等温、无滑移处理,壁面温度设为1000K<sup>[14]</sup>。考虑到高超声速激波分辨和黏性计算精度等问题,数值方法空间采用AUSM+格式<sup>[15-18]</sup>,时间项采用全隐格式。采用RNG *k*-*e*两方程湍流模型和增强型壁面函数<sup>[19]</sup>来模拟湍流。计算中采用的自由流条件按标准大气给出,见表5。

## 2.1 设计状态下气动性能

图4为高超声速ISR平台上下表面压力云图。由下表

	表5 目田流条件
Table 5	Freestream conditions for computation

<i>H</i> /km	$Ma_{\infty}$	$p_{\infty}$ /Pa	$T_{\infty}/\mathbf{K}$	$U_{\infty}/(\mathrm{m/s})$	$ ho_{\infty}/(\mathrm{kg/m^3})$
30	6.0	1197	226.5	1810	$1.841 \times 10^{-2}$

面静压云图可知,概念外形不仅乘波前体下表面压力高,机 身中部下表面也处于高压区,只有尾部由于向上收敛,导致 气流膨胀,压力减小。概念方案中机身中部向下倾斜,流经 乘波前体上表面的气流流经机身中部时膨胀,压力降低。 从上表面压力云图可知,在机翼前缘与机身结合处存在高 压气体泄漏,机翼前缘与机身的结合处还需进行详细设计, 可以进一步提高全机的升阻比。高超声速ISR平台三维基 准外形的气动性能见表6。其中,气动力系数采用的参考面 积为机身横截面的最大面积,与乘波前体的底部面积*S*<sub>b</sub>相 同(*S*<sub>b</sub>=7.388m<sup>2</sup>)。







表	₹6	三维基准外形气动性能
Table 6	Ae	erodynamic performance of 3D
	be	enchmark model

D/N	L/N	$C_1$	$C_{\rm d}$	L/D
52368	255700	1.1478	0.2351	4.8822

由表6可知,三维基准外形的升阻比较高,与乘波前体的 升阻比4.9028相比,降低了0.0206,降幅仅为0.42%。计算结 果和压力云图均表明机身中部也保持了较好的乘波特性。本 文设计的高超声速 ISR 平台气动外形的升阻比高于参考文献 [20]~文献[22]中设计的高超声速飞行器气动外形的升阻比。

下面对高超声速ISR平台各个部位所受的力进行分析,各个部位的受力情况见表7。其中,下标"f"代表机身的 乘波前体、下标"c"代表中部机身、下标"a"代表机身的后体、下标"w"代表机翼。由表7可知,乘波前体是气动外形的主要升力来源,占总升力的44.19%,与一体化集成前相比,气动性能基本没变,仍然保持了较好的升阻比特性。机身中部产生的升力大小仅小于乘波前体,占总升力的33.92%,阻力占总阻力的29.94%。中部机身的升阻比为 5.5313,高于乘波前体。由于机翼安装角为8.62°,相当于有 8.62°的迎角,此时机翼的升阻比为4.6786,与机翼升阻比回 归模型(见式(1))的计算结果4.6776基本吻合。

表7 机身各个部位所受的力 Table 7 Aerodynamic force of each part

升力	$L_{\rm f}/{ m N}$	$L_{\rm c}/{ m N}$	$L_{\rm a}/{ m N}$	$L_{\rm w}$ /N
	112986	86726	1792	54197
阻力	$D_{\rm f}/{ m N}$	$D_{\rm c}/{ m N}$	$D_{\rm a}/{ m N}$	$D_{\rm w}/{ m N}$
	23157	15679	1948	11584

#### 2.2 非设计状态下气动性能

高超声速飞机飞行速度跨越亚声速、跨声速、超声速和 高超声速,这就要求飞机的飞行性能具有宽速域全包线的 适应性,气动布局需要兼顾整个飞行速域进行匹配设计。 为了进一步了解高超声速ISR平台气动外形在宽速域和宽 高度域条件下的气动性能,对高超声速ISR平台在非设计 状态下的气动性能进行了分析。

(1) 非设计飞行马赫数性能分析

保持飞行高度 H=30km 不变,采用数值计算方法分析 概念外形在 Ma 5~Ma 7 范围内的气动性能,计算条件见表 8。图 5 为高超声速 ISR 平台概念外形的升力系数、阻力系 数和升阻比随飞行马赫数 Ma 的变化关系曲线。

由图5可知,在Ma 5~Ma 7范围内,高超声速ISR平台的 升力系数、阻力系数和升阻比均随Ma的增大而变小。高超





声速 ISR 平台的气动性能随 Ma 的变化总体不大,升阻比的变 化量在1.03%以内。升阻比均大于4.84,保持了较好的高升 阻比特性。当Ma=5.0时,高超声速 ISR 平台虽然升阻比较 大,但由于此时的动压(20.948kPa)比设计状态 Ma=6.0 时 (30.165kPa)减小了 30.56%, 升力仅为 1.954×10<sup>5</sup>N, 但仍能保 持巡航飞行的升力需求,此时的飞行阻力为3.96×10⁴N。当 Ma=7.0时,高超声速ISR平台的飞行阻力为6.6666×10⁴N,远 超超燃冲压发动机所能提供的推力(4.2×10<sup>4</sup>N)。

(2) 非设计飞行高度性能分析

保持飞行马赫数 Ma 6.0 不变, 对飞行高度 H=20~40km 范围内的气动性能进行计算,计算条件见表8<sup>[23]</sup>。

图6为高超声速ISR平台概念外形的升力系数、阻力系 数和升阻比随飞行高度H的变化关系曲线。由图6可知,

1.166 1.164 1.162 1.160 1.158 J J 1.156 1.154 1.152 1 1 5 0 1.148 1.146 L 20 25 30 35 40 H/km (a) 升力系数 0.248 0 246 0.244 0.242 0.240 °, 0.238 0.236 0.234 0.232 0.230 0.228 25 35 30 40 *H*/km (b) 阻力系数 5.05 5.00 4.95 4.90  $\Gamma D$ 4.85 4.80 4.75 4.70∟ 20 25 30 35 40 *H*/km



在H=20~40km的范围内,高超声速ISR平台的升力系数随 飞行高度H的增大先变小后增大,阻力系数随飞行高度H 的增大而增大,升阻比均随飞行高度H的增大而变小。高 超声速ISR平台的气动性能随飞行高度H的变化总体不 大,升力系数的变化量在1.52%以内,阻力系数的变化量在 4.85%以内。升阻比均大于4.72,保持了较好的高升阻比特 性。当H=20km时,高超声速ISR平台虽然升阻比较大,但

表8 计算条件

Table 8 Freestream conditions for computation

<i>H</i> /km	$p_{\infty}$ /Pa	$T_{\infty}/\mathrm{K}$	$U_{\rm x}/({\rm m/s})$	$ ho_{\infty}/(\mathrm{kg/m^3})$
20	5475	216.7	1770	$8.891 \times 10^{-2}$
25	2549	221.6	1790	4.015×10 <sup>-2</sup>
30	1197	226.5	1810	1.841×10 <sup>-2</sup>
35	575	236.5	1850	8.463×10 <sup>-3</sup>
40	287	250.4	1903	3.996×10 <sup>-3</sup>



由于此时的空气密度较大,导致动压(139.274kPa)比设计 状态*H*=30km时(30.165kPa)增大了4.617倍,升力和阻力远 远超过设计要求。当*H*=40km时,由于密度很小,此时的动 压仅为7.236kPa,为设计状态*H*=30km时(30.165kPa)的 24%,升力太小,也不能满足飞行要求。

由图 5、图 6还可知,飞行高度对高超声速 ISR 平台气动性能的影响大于飞行马赫数对气动性能的影响。上述研究结果可为高超声速 ISR 飞行器的飞行特性分析与飞行轨迹优化设计提供参考。

## 3 高超声速ISR平台概念方案需求验证

由2.1节计算结果可知,高超声速ISR平台气动外形总的升力超过2.5×10<sup>5</sup>N,即使与推进系统进行一体化设计后有部分升力损失,也能满足升力需求。总的阻力为52368N,在保持升阻比不变的情况下,当升力为2.0×10<sup>5</sup>N时,对应的阻力为41894N。对超燃冲压发动机来说,这个推力需求在可接受范围之内。

当把飞行器的升阻比L/D、巡航速度V和推进系统的比冲I。视为常数时,航程R可用Breguet公式表示为<sup>[24]</sup>

$$R = V \bullet \frac{L}{D} \bullet I_{\rm sp} \bullet \ln \left[ \frac{m_0}{m_0 - m_{\rm fuel}} \right] = V \bullet \frac{L}{D} \bullet I_{\rm sp} \bullet \varepsilon_{\rm m}$$
(3)

式中: $m_0$ 为飞行器巡航飞行时的满载质量, $m_{fuel}$ 为燃油质量, $\varepsilon_m$ 为燃油结构质量比。超燃冲压发动机的比冲范围为900~1100m/s<sup>[25-26]</sup>。概念方案的L/D为4.8822,当设计指标航程R=7000km时,按推进系统的比冲 $I_{sp}$ =1000m/s(中等要求)计算,则燃油结构质量比 $\varepsilon_m$ 需不小于0.792才可满足航程需求,即高超声速ISR飞行器空重(不算载荷)必须小于7.56×10<sup>3</sup>kg。对于高超声速飞行器来说,这个指标太高,很难实现。若把燃油结构质量比 $\varepsilon_m$ 定为可行的目标值 $\varepsilon_m$ =0.5(对应空重为10.63×10<sup>3</sup>kg),由式(3)可算得高超声速ISR平台可实现的航程为4419km。

目前,高超声速ISR平台可实现的航程4419km与需求 航程7000km之间还存在较大的差距(2581km),解决这个 问题的可行途径有以下两个方面。

(1)提高技术水平

由Breguet航程公式(3)可知,要想提高航程,可从三个 方面入手:一是提高超燃冲压发动机的比冲。在其他条件 不变的情况下,把超燃冲压发动机的比冲由1000m/s提高 到1584m/s即可满足7000km的航程要求。二是进一步优 化高超声速ISR平台的气动外形,提高其升阻比。保持其 他条件不变,把升阻比提高到7.7337也能满足7000km的航 程需求。三是加强轻质高强度耐高温材料的研制,同时优化结构热防护设计,从而提高飞行器的燃油结构质量比*ε*<sub>m</sub>,使之达到0.792。若能在上述三个方面同时取得突破,则高超声速ISR飞行器航程达到7000km是可以实现的。

(2)改变使用方式

在高超声速 ISR 平台本身性能不变的条件下,通过火 箭助推或大型运输机空中挂载的方式,可以大大扩大其作 战使用范围。另外,把高超声速 ISR 飞行器作为舰载无人 机搭载于航母上也可以使其侦察范围覆盖第二岛链,此时 航母需前出 1000km。

## 4 结论

本文对高超声速ISR平台概念外形进行了初步设计,并采 用数值计算方法对其气动性能进行了分析。主要结论如下:

(1)机体和机翼的设计方法对高超声速 ISR 平台总体 气动性能影响较大。乘波前体虽然给整个高超声速 ISR 平 台的高升阻比特性打下了良好的基础,但机身中部和机翼 的气动性能依然重要。只有机身各个部分均保持较高的升 阻比特性,全机才能获得较好的气动性能。

(2)类乘波体飞行器在小于设计马赫数和设计高度的 非设计状态下具有更高的升阻比。因此,在满足升力需求 和推力限制的条件下,高超声速ISR平台宜在略小于设计 马赫数和高度的条件下进行巡航飞行。

(3) 在目前的技术发展水平状态下, 航程要达到 7000km还很难实现。高超声速飞行条件下的升阻比屏障、 比冲屏障和热障都是影响高超声速飞行器航程的关键因 素, 只有上述技术难点逐步得到解决, 高超声速飞机才能真 正走向实用。

## 参考文献

[1] 乐嘉陵.高超声速技术及其在军事上的应用[J].现代军事,2000 (6):10-12.

Le Jialing. Hypersonic technology and its application to military[J]. Conmilt,2000(6):10-12. (in Chinese)

- [2] 邢继娟,李伟,叶丰.高超声速飞行器发展及作战效能初探[J].
   军事运筹与系统工程,2011,25(4):41-46.
   Xing Jijuan, Li Wei, Ye Feng. Preliminarily research on the development and operational effectiveness of hypersonic vehicle[J]. Military Operations Research and Systems Engineering,2011,25(4):41-46. (in Chinese)
- [3] 廖孟豪,李宪开,窦相民.美国高超声速作战飞机气动布局演

化分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 3-6.

Liao Menghao, Li Xiankai, Dou Xiangmin. Evolution analysis of aerodynamic configuration of hypersonic military aircraft in USA[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 3-6. (in Chinese)

[4] 左林玄,尤明.高超声速飞行器气动布局与操稳特性研究[J]. 航空科学技术,2020,31(11):47-53.

Zuo Linxuan, You Ming. Research on aerodynamic configuration, stability and control characteristics of hypersonic vehicle [J]. Aeronautical Science & Technology,2020,31(11):47-53. (in Chinese)

[5] 李宪开,王霄,柳军,等.水平起降高超声速飞机气动布局技术 研究[J].航空科学技术,2020,31(11):7-13.

Li Xiankai, Wang Xiao, Liu Jun, et al. Research on the aerodynamic layout design for the horizontal take-off and landing hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology,2020,31(11):7-13. (in Chinese)

- [6] 胡守超,崔凯,李广利,等.基于试验设计方法的高超声速飞机 前缘型线优化分析[J].力学学报,2016,48(2):290-299.
  Hu Shouchao, Cui Kai, Li Guangli, et al. Optimization and analysis of the leading edge shape for hypersonic airplanesbased on DOE methods[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(2): 290-299. (in Chinese)
- [7] 崔凯,胡守超,李广利,等.双旁侧进气高超声速飞机概念设计 与评估[J].中国科学:技术科学,2013,43(10):1085-1093.
  Cui Kai, Hu Shouchao, Li Guangli, et al. Conceptual design and aerodynamic evaluation of hypersonic airplane with double flanking air inlets[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2013, 43(10):1085-1093. (in Chinese)
- [8] 刘济民,沈伋,常斌,等.高超声速ISR平台在未来海战中的应用研究[J].飞航导弹,2018(10):13-17.
  Liu Jimin, Shen Ji, Chang Bin, et al. Application research of hypersonic ISR vehicle in the future naval battle[J].
  Aerodynamic Missile Journal,2018(10):13-17.(in Chinese)
- [9] 刘济民,沈伋,常斌,等.高超声速 ISR 平台乘波外形优化设计 及需求验证[J].海军航空工程学院学报,2019(1):112-120. Liu Jimin, Shen Ji, Chang Bin, et al. Optimization design and requirement verification of waverider based hypersonic ISR vehicle configuration[J]. Journal of Naval Aeronautical and

Astronautical University,2019(1): 112-120. (in Chinese)

- [10] 高建力,唐硕,车竞,等.高超声速飞行器参数化几何建模研究
  [J].计算机仿真,2008,25(2):49-52.
  Gao Jianli, Tang Shuo, Che Jing, et al. Parametric geometric modelingfor quasi-waverider vehicle[J]. Computer Simulation, 2008,25(2):49-52. (in Chinese)
- [11] Starkey R P, Lewis M J. Design of an engine-airframe integrated hypersonic missile within fixed box constrains[R]. AIAA 99-0509,1999.
- [12] 刘建霞,侯中喜,陈小庆.高超声速远程滑翔飞行器外形设计 方法[J].导弹与航天运载技术,2011(3):1-5.
  Liu Jianxia, Hou Zhongxi, Chen Xiaoqing. Research on geometry design for hypersonic glide vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles,2011(3):1-5. (in Chinese)
- [13] Maxwell J R. Hypersonic waverider stream surface actuation for variable design point operation[R]. AIAA 2016-4706, 2016.
- [14] Seager C, Agarwal R K. Hypersonic blunt-body shape optimization for reducing drag and heat transfer[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2017, 31(1):48-55.
- [15] Marini M, Pezzella G, Schettino A, et al. Numerical and experimental aerodynamic characterization of the HEXAFLY-INT hypersonic glider[R]. AIAA 2017-2316, 2017.
- [16] 杜磊,孙波,代春良. AUSM+格式在高超声速进气道数值模拟 中的应用[J]. 航空科学技术,2020,31(11):120-126.
  Du lei, Sun Bo, Dai Chunliang. Application of AUSM+ scheme in numerical simulation of hypersonic inlet[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 120-126. (in Chinese)
- [17] Martos J F A, Rego I S, Toro P G P. Experimental analysis of 14–XB hypersonic aerospace vehicle compression system[R]. AIAA 2017-2383,2017.
- [18] 夏陈超,赵文文,陈丽华,等.高超声速压缩拐角湍流计算的收敛性分析[J].航空动力学报,2016,31(2):443-450.
  Xia Chenchao, Zhao Wenwen, Chen Lihua, et al. Convergence analysis of hypersonic turbulent flow calculation atcompression corner[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 443-450. (in Chinese)
- [19] 刘海涌,刘朝阳,刘存良.可压缩性修正湍流模型的高超声速
   飞行器流场模拟研究[J].固体火箭技术,2015,38(6):770-775.
   Liu Haiyong, Liu Zhaoyang, Liu Cunliang. Research on the

application of a turbulence models with compressibility effects correction for a hypersonic vehicle[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2015, 38(6):770-775. (in Chinese)

[20] 刘传振,刘强,白鹏,等. 涡波效应宽速域气动外形设计[J]. 航 空学报,2018,39(7):218241.

Liu Chuanzhen, Liu Qiang, Bai Peng, et al. Aerodynamic shape design integrating vortex and shock effects for widevelocity range[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018,39(7):218241.(in Chinese)

[21] 曹特.高超声速飞行器气动外形优化[D].南京:南京航空航 天大学, 2015.

Cao Te. Aerodynamicshape optimization of hypersonic vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

[22] 李世斌.新概念宽速域飞行器气动外形设计与优化[D].长沙:国防科学技术大学,2012.

Li Shibin. Design and optimization of aerodynamic configuration for the novel-concept vehicle with the wide-

range Mach numbers[D]. Changsha: National University of Defense Technology,2012. (in Chinese)

 [23] 瞿章华,刘伟,曾明,等.高超声速空气动力学[M].长沙:国防 科技大学出版社,2001.
 Qu Zhanghua, Liu Wei, Zeng Ming, et al. Hypersonic aerodynamics[M]. Changsha: National University of Defense Tech-

nology Press,2001. (in Chinese)

- [24] 索别茨基.高速运输机设计的新概念[M].钱翼稷,译.北京: 国防工业出版,2001.
  Sobieczky H. New design concepts for high speed air transport [M]. Qian Yiji, translated. Beijing: National Defense Industry Press,2001. (in Chinese)
- [25] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion, progress in astronautics and aeronautics[M]. Washington, DC: AIAA Education Series, 2001.
- [26] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington, DC: AIAA Education Series, 1994.

## Conceptual Design of Hypersonic ISR Vehicle Configuration

Liu Jimin, Yan Xianrong, Zhang Zhaoyang, Shen Ji Naval Research Institute, Shanghai 200436, China

**Abstract:** The conceptual configuration of hypersonic ISR (Intelligence, Surveillance, Reconnaissance) vehicle is designed preliminarily. Based on the overall parameters of hypersonic ISR vehicle and the design of waverider forebody, middle fuselage, airfoil and afterbody, the integrated benchmark model is built. CFD is used to analyze the aerodynamic performance of the integrated benchmark model under design and off-design conditions. According to the numerical results, design requirement of hypersonic ISR vehicle is verified briefly. The results show that the lift-to-drag ratio of the integrated benchmark model is 4.8822 under the design condition, whose lift-to-drag characteristics can meet the design requirements. When the lift is 2.0×105N, the drag is only 4.2×104N. The aerodynamic performance of the integrated benchmark model under the design condition is stable, and its aerodynamic factor varies less with the flight Machs and altitude in the considered off-design regimes. The integrated benchmark model can be used in wide range.

Key Words: hypersonic; ISR vehicle; aerodynamic shape; conceptual design; requirement verification