

CSTAM 2010-0057 典型气动布局高超声速飞行的气动力评估

王刚,朱辉玉,孙泉华,樊菁

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室 中国科学院高超声速科技中心

第三届高超声速科技学术会议 2010年10月26-28日 江苏・无锡

典型气动布局高超声速飞行的气动力数值评估

王刚¹,朱辉玉¹,孙泉华^{1,2},樊菁^{1,2}

(1 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室,北京海淀区 100190)(2 中国科学院高超声速科技中心,北京海淀区 100190)

摘要 本文采用自主开发的数值软件 SPACER 对典型气动布局在高超声速飞行时的气动力性能进行了 数值评估。评估的气动布局包括类乘波体(仿 X-51A)、翼身融合体(仿 ISR)、传统升力体(仿 X-33)和轴对称锥形体(仿 Fasthawk 导弹)。由于升力体范围较广,我们还对一种相对扁平的升力 体模型进行了数值评估。评估结果表明:类乘波体具有较大的升阻比和较小的阻力,是目前最具潜 力的高超声速气动布局;翼身融合体和传统升力体作为高超声速气动布局还需一定的改进和进一步 的研究,如扁平升力体的气动性能可得到大幅提升;轴对称锥形体以其总阻力小,也具有一定优 势。

关键词 SPACER,高超声速,气动布局,数值评估

引 言

高超声速技术是目前航空航天研究的热 点。随着飞行马赫数的增大,飞行器的波阻和 摩阻迅速增加,升阻比明显降低。对于常规气 动布局,Kuchemann^[1]给出了高超声速飞行器 最大升阻比与马赫数的经验关系式为

$$(L/D)_{\rm max} = \frac{4({\rm Ma}+3)}{{\rm Ma}} \tag{1}$$

可以看出,在飞行速度从亚声速到高超声速过 渡过程中,飞行器的升阻比迅速减小,从而形 成所谓的高超声速升阻比屏障。为了突破升阻 比屏障,获得更好的高超声速气动性能,人们 开始对各种气动布局进行研究和评估。

从国内外现有的气动布局模式看,可用于 高超声速飞行器的气动布局主要包括以下五 类:理论乘波体、类乘波体、翼身融合体、升 力体和轴对称锥形体。理论乘波体具有比较完 备的构造理论^[2-3],例如圆锥生成法^[4]、椭圆锥 生成法^[3]、锥形流生成法^[5]、楔锥生成法^[6]、相 切锥生成法^[7]、幂率生成法^[8]等。特别是 Anderson 等^[5,9]首先在乘波体设计中考虑了粘性 影响,并通过大量计算认为理论乘波体最大升 阻比与马赫数的近似关系为:

$$(L/D)_{\max} = \frac{6(Ma+2)}{Ma}$$
(2)

理论乘波体虽然可以得到较高的升阻比,但设 计过程中没有考虑热防护、有效容积、推进系 统和操作稳定性等问题,直接使用理论乘波体 作为飞行器外形不切实际。在理论乘波体布局 概念基础上,人们根据实际飞行需要对理论乘 波体进行适当修改,形成了类乘波体,例如美 国的 X-43A^[10]和 X-51A^[11]。大量的实验和数值 研究表明[12-16],类乘波体在考虑气动热(前缘 钝化)、有效容积、进气道和操稳控制(增加 尾舵)时,最大升阻比明显下降,但也可以达 到 2 以上, 而且类乘波体能够与吸气式超燃冲 压发动机较好匹配。翼身融合体和升力体在热 防护和有效容积等方面有一定优势,也是高超 声速气动布局的研究热点,例如 X-34^[17]和 ISR (Intelligence, Surveillance and Reconnaissance)^[18] 是典型的翼身融合体, X-33^[19]是典型的升力 体。此外,轴对称锥形体以其总阻力小、容积 率大、热防护和控制技术相对成熟,成为最具 潜力的高超声速导弹气动布局外形之一^[20],例 如美国的 Fasthawk 导弹^[21]就是采用轴对称锥形 体。

本文将通过数值模拟,对类乘波体、翼身 融合体、升力体和轴对称锥形体四种气动布局 进行统一的评估。这里的统一是指飞行器具有 同样的特征长度(1m)和飞行环境(来流马赫 数 6, 雷诺数 10⁷)。数值平台的核心计算软件 为我们自主开发的 SPACER (Software Package Applying Cfd in Engineering Research)软件。 评估的具体外形为仿 X-51A (类乘波体)、仿 ISR(翼身融合体)、仿 X-33(升力体)和仿 Fasthawk(轴对称锥形体)飞行器。此外,我 们还对一种相对扁平的升力体模型进行了数值 评估和讨论。本文评估的重点是各种气动布局 的气动力性能,其他性能的评估更多是借助已 有文献数据和结论。

1 数值模型

1.1 控制方程

高超声速流动涉及激波、边界层、湍流、 化学反应等复杂的物理化学现象,在数值计算 中模拟所有现象难度很大。对于不同气动布局 的综合比较,我们忽略化学反应、高温气体效 应、壁面粗糙度等因素,以三维 Navier-Stokes (NS)方程为控制方程,辅助以工程湍流模型 (BL模型),作为我们的数值模型。

本文采用的三维 NS 方程具体形式如下:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_y}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}_z}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{F}_{vx}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_{vy}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{F}_{vz}}{\partial z}$$
(3)

其中 Q 为守恒向量, F_x 、 F_y 和 F_z 分别为 x、y和 z 方向的对流通量, F_{vx} 、 F_{vy} 和 F_{vz} 分别为 x、y和 z 方向的粘性通量。气体状态方程采用 理想气体状态方程

$$p = \rho RT \tag{4}$$

其中p为压力, ρ 为密度,R为气体常数,T为温度。

1.2 SPACER 软件

为了实现气动布局的评估,我们建立了一 套功能完整、性能可靠的高超声速数值模拟平 台。图 1 给出了数值平台的结构示意图,完整 的数值模拟过程可分为前处理、SPACER 软件 求解和后处理三个部分。对于科学计算来说, 求解器是数值平台的核心部分,求解器的成功 与否直接决定数值平台的准确性和可靠性。这 里主要介绍我们开发的 SPACER 核心求解软 件。

SPACER 软件的核心算法是有限体积算法 (Finite Volume Method,简称 FVM)^[22]。经 过几十年的发展,FVM 已经成为最为成熟的 CFD 算法之一。大量的计算实践表明,有限体 积法适用面较广、解题能力较强、通用性较 好;与其它数值计算方法相比,FVM 得到的离 散方程具有能更好地保持原微分方程的守恒 性、各项物理意义明确、方程形式规范等优 点。目前,主要的计算流体力学商用软件,如 FLUENT、STARCD、FASTRAN、FLOW3D 等都采用 FVM 作为核心算法。



有限体积法求解的是积分形式的 NS 方程,即

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V} \mathbf{Q} dv + \int_{V} \nabla \Box \mathbf{F}_{c} dv = \int_{V} \nabla \Box \mathbf{F}_{v} dv \tag{5}$$

其中 $\nabla = (\partial/\partial x, \partial/\partial y, \partial/\partial z)$, $\mathbf{F}_c = (\mathbf{F}_x, \mathbf{F}_y, \mathbf{F}_z)$, $\mathbf{F}_v = (\mathbf{F}_{vx}, \mathbf{F}_{vy}, \mathbf{F}_{vz})$, V为积分体积, dv为体积微元。

利用 Gauss 定理, 方程(5)变为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V} \mathbf{Q} dv + \iint_{S} \mathbf{F}_{c} \Box d\mathbf{s} = \iint_{S} \mathbf{F}_{v} \Box d\mathbf{s}$$
(6)

S 为积分体积 V 的边界, ds=nds 为体积微元的 表面, 其中 n 为表面的法向量, ds 为表面面 积。

对于显式格式,积分形式的 NS 方程(6)在 控制体单元上可离散为:

$$\frac{\mathbf{Q}^{n+1} - \mathbf{Q}^n}{\Delta t} \Delta v + \left(\sum_{i=1}^{nb} \mathbf{F}_c \Box d\mathbf{s}\right)^n = \left(\sum_{i=1}^{nb} \mathbf{F}_v \Box d\mathbf{s}\right)^n \quad (7)$$

其中上标 n 和 n+1 分别表示第 n 和 n+1 时刻; $\Delta t = t_{n+1} - t_n$ 为时间步长; Δv 为控制体单元的体 积; nb 为控制体边界数目。

对于隐式格式,积分形式的 NS 方程(6)可 离散为:

$$\frac{\mathbf{Q}^{n+1} - \mathbf{Q}^n}{\Delta t} \Delta v + \left(\sum_{i=1}^{nb} \mathbf{F}_c \Box d\mathbf{s}\right)^{n+1} = \left(\sum_{i=1}^{nb} \mathbf{F}_v \Box d\mathbf{s}\right)^{n+1} \quad (8)$$

无论采用显式格式还是采用隐式格式,为 了求解离散后的方程,都需要求解网格边界上 物理通量。粘性通量一般采用中心差分格式即 可满足二阶精度,对流通量则需要根据流动特 点来选取合适的求解方法。20世纪 80年代发 展起来的矢通量分裂格式 (Flux Vector Splitting,简称 FVS),通量差分格式(Flux Difference Splitting,简称 FDS)以及 AUSM 类 方法是目前主要的对流通量求解方法。为了提高计算精度,通常采用 MUSCL 概念通量限制 器来重建流场。本文的计算采用 minmod 限制 器和 Roe 的 FDS 格式求解通量。

SPACER 以三维 NS 方程(3)为基本求解方 程,并可根据需要加入适当的物理和化学反应 模型,目前已经加入部分工程湍流模型,并考 虑了真实气体效应。SPACER 的源代码为 FORTRAN90 程序,可在 Windows 操作系统下 编译运行。在 Linux (Unix)环境下, SPACER 采用 Makefile 自动化编译,大大提高了软件开 发的效率。SPACER 通过调用 MPI 函数实现并 行。SPACER 的求解框架可简单分为以下四个 部分:1) 定义计算需要的变量;2) 变量初始 化,具体包括分配内存,赋初值,计算网格的 几何参数、热力学参数和其他参数;3)时间 循环计算,这部分是计算的主体,主要过程为 "计算时间步长→求解 NS 方程→更新变量→ 求解残差":4) 判断计算是否结束,如果结 束输出需要的数据。

一个完整的数值平台不仅需要准确的求解 软件,还需要相应的前后处理作为支持。本文 的数值平台的前处理主要包括外形建模、网格 生成、数据准备三个部分。对于较为复杂的飞 行器外形,必须借助专用的 CAD 软件进行建 模。我们采用 CATIA 软件建模。对于需要考 虑边界层的高超声速流动,贴体结构网格具有 一定优势。我们采用 GRIDGEN 来生成计算流 场的网格。

1.3 飞行器模型

从目前的研究结果来看,高超声速飞行器 最有可能采取的气动布局包括类乘波体、翼身 融合体、升力体和轴对称锥形体。研究较为深 入的理论乘波体由于没有考虑气动热、有效容 积和操稳特性等十分重要的问题,在实际工程 中只起借鉴作用,例如类乘波体可视为理论乘 波体在工程应用中的产物。本文分别以 X-51A、ISR、X-33 和 Fasthawk 飞行器作为类乘 波体、翼身融合体、升力体和轴对称锥形体的 代表。飞行器模型建立过程中,以四种气动布 局的主要特征为主,而忽略掉某些次要因素。 在后面的讨论中,提到的具体飞行器模型均是 指仿制模型,而不是参考的原始飞行器。四种 飞行器模型的尺寸比例分别约为:

$$\begin{cases} l_{X.51A} : w_{X.51A} : h_{X.51A} = 1 : 0.13 : 0.13 \\ l_{ISR} : w_{ISR} : h_{ISR} = 1 : 0.7 : 0.1 \\ l_{X.33} : w_{X.33} : h_{X.33} = 1 : 0.7 : 0.2 \\ l_{Eesthauk} : w_{Eesthauk} : h_{Eesthauk} = 1 : 0.12 : 0.12 \end{cases}$$
(9)

图 2 是使用 CATIA 得到的仿 Fasthawk 导弹外 形。图 3 是使用 GRIDGEN 生成的仿 X-51A 飞 行器的计算网格示意图。飞行器的具体外形可 参考后文的图 8~10 及相关文献(X-51A^[11], ISR^[18], X-33^[19,23]和 Fasthawk^[21,24])。



图 2 CATIA 得到的仿 Fasthawk 导弹外形



图 3 GRIDGEN 生成的仿 X-51A 计算网格示意图

2 数值评估

为了对各种气动布局进行统一数值评估, 本文计算的飞行器特征长度和飞行环境均相 同。我们取飞行器长度作为飞行器的特征尺寸 (计算时飞行器长度均取为 1 m)。飞行环境 以雷诺数 Re、马赫数 Ma 和声速 *a* 作为特征参 数。本文计算中 Re = 1.0×10⁷, Ma = 6.0, 声速 *a* = 300 m/s,来流气体为空气,其它来流参数 均可根据上述数据推得。飞行器壁面采用等温 壁面(*T*_{wall} = 300 K)。

升阻比是衡量气动布局最为关键的参数之一。图 4 给出了不同飞行攻角下 X-51A、

ISR、X-33 和 Fasthawk 四种模型的升阻比(这 里零攻角的定义有一定的随意性)。总体来 看,X-51A 在 7°~10°攻角时达到最大升阻 比,约为 2.1; ISR、X-33 和 Fasthawk 在 20°左 右攻角时达到最大升阻比,分别约为 1.6、1.2 和 1.6。

Anderson 等的^[5,9,25-26]大量研究表明, 理论 乘波体的最大升阻比可近似表示为马赫数的函 数(见公式(2)),对于本文的计算条件 Ma = 6,理论乘波体的最大升阻比约为 8。由于没有 考虑气动热防护、操稳特性和发动机安装等问 题,这一数值在工程上不具备借鉴价值。党雷 宁^[27]和 Gillum 等^[12]研究表明,前缘钝化对升 阻比有较大影响,钝化半径为 0.6~4.0 cm 情况 下,飞行器升阻比下降到 4 左右。Courtis 等^[13] 对容积率的研究也表明,乘波体的升阻比随容 积率的增大而下降:但适当提高有效容积时, 设计得到的乘波体仍可保持较高的最大升阻比 (略大于 4)。Zhang 等^[14]的研究考虑了尾舵 对气动性能的影响(未考虑进气道),实验和 数值结果表明最大升阻比略小于 4。Holland 等 ^[15]对类乘波体 X-43A 外形进行了实验研究, 攻 角在 8°~10°时,升阻比达到最大值 2.4。文献 数据和本文的评估结果均表明, 类乘波体在综 合考虑各方面因素后仍能保持较好的气动性

X-43A 和 X-51A 均已成功地进行了飞行试验, 是目前最具潜力的高超声速气动布局。

能,最大升阻比达到2以上。目前,类乘波体

翼身融合体目前主要应用于超声速战斗 机,例如 F-22^[28-30],且相关技术比较成熟。人 们也试图采用翼身融合体作为高超声速飞行器 的气动布局,其中比较有名的是 X-34,人们对 其进行了大量的评估^[31-33]。Brauckmann^[33]对 X-34 的气动性能进行了较为全面的实验研究, 他的研究表明,Ma = 6 时,在 16°~20°攻角附 近达到最大值,约为 2.51。本文评估的 ISR 飞 行器未见相关评估结果。X-34 虽然具有较高的 升阻比,但它采用的是火箭发动机。而且翼身 融合体外形设计比较复杂,不易与超燃冲压发 动机匹配。

X-33 是典型的升力体外形。Murphy 等^[19] 的实验和数值评估表明, Ma = 6 时, 在 20°攻 角左右产生最大升阻比, 约为 1.2, 这一数据 与本文计算结果能够较好吻合。王发民等^[34]的 计算的 30°攻角升阻比为 1.06(Ma = 27),本 文的计算结果为 1.1。可以看出,尽管 X-33 也 采用火箭发动机,但其气动力性能并不高,这 主要是因为 X-33 更多地考虑了气动热防护和 有效容积等方面的性能,其外形类似一个钝头 体。

轴对称锥形体的气动评估结果相对较少, 孙姝等^[20]和林胜^[35]得到的 2°和 4°攻角下的升 阻比分别为 0.32 和 0.52。对于大攻角的气动性 能未见报道。本文的评估结果表明, Fasthawk 的升阻比随攻角增加会迅速增加,最高达到 1.6 左右。可见,在气动力性能上 Fasthawk 不 弱于 ISR 和 X-33。



气动布局的优劣不能以升阻比为唯一的衡量标准。对于以吸气式高超声速飞行器,目前研究表明,超燃冲压发动机的推力裕度不足。因此,减小阻力也是高超声速气动布局研究的关键问题之一。图 5 给出了不同攻角下四种模型的升力系数和阻力系数。本文的升力系数和阻力系数分别定义如下:

$$\begin{cases} C_L = \frac{L}{0.5\rho_{\infty}u_{\infty}^2 A} \\ C_D = \frac{D}{0.5\rho_{\infty}u_{\infty}^2 A} \end{cases}$$
(10)

其中L为升力,D为阻力, ρ_{∞} 为来流密度, u_{∞} 为来流速度,A为地面投影面积。

图 5(a)表明,随着攻角的增加,四种飞行器的升力系数基本呈线性增加。而图 5(b)表明,随着攻角增加,四种飞行器的阻力系数开始时缓慢增加,后来由于迎风面积增大而迅速

增加。这也是升阻比随攻角增加而先增后降的 原因。目前所计算的攻角范围内,X-51A的升 力系数最大,同时在小攻角时的阻力系数也比 较小。这也是类乘波体具有较高升阻比的主要 原因。



图 6 给出了不同攻角下四种模型的升力和 阻力。对于相同长度的飞行器,在大攻角时 X-51A 和 Fasthawk 的升力较小,但其阻力也始终 低于 ISR 和 X-33。因此,在目前超燃冲压发动 机推力不足的情况下, X-51A 和 Fasthawk 有一 定优势。

高超声速流动具有强粘性的特点,飞行器 表面的摩擦力作用不可忽略。为了进一步分析 各种气动布局的气动力性能,图 7 给出了压力 提供的升力与总升力的比值(压升比值)和摩 擦阻力与总阻力的比值(摩阻比值)。从图 7(a)可以看出,升力主要由压力提供,摩擦力 基本上不提供正升力;特别是随着攻角的增 加,摩擦力对升力的影响逐渐减小。事实上,



在本文所有的数值算例中,摩擦力提供的升力 在 6~-100 N 的范围内,而压力提供的升力, 随着攻角增大会迅速增加,最大达到 19000N

(X-33, *α* = 30°)。图 7(b)的结果表明, ISR 和 X-33 的摩阻比值较小,即大部分阻力是来 自于波阻。这主要是由于 X-33 的头部前缘钝 化半径较大,在 X-33 头部形成脱体激波(如 图 8(c)所示)。气流穿过飞行器头部的脱体激 波后压力升高幅度很大,而且钝化半径大使得 压力较大的迎风面积也比较大(如图 9(c)所 示)。ISR 头部钝化半径虽然比较小,但其机 翼钝化半径较大, 在机翼迎风面产生加大的压 力(如图 8(b)和图 9(b)所示)。X-51A 和 Fasthawk 头部钝化半径相对较小,飞行器前缘 激波更多体现为斜激波的性质(如图 8(a)和图 8(d)所示),因此飞行器表面压力相对较小 (如图 9(c)和图 9(d)所示)。从图 9 可以看 出, ISR 和 X-33 飞行器迎风面上的高压分布区 域较多,而 X-51A 和 Fasthawk 大部分区域的 压力小于 3×10⁴ Pa。尽管 Fasthawk 的内流道 压力较大(大于2×10⁵ Pa),但其内部两壁面 影响基本抵消,因此并未形成很大的波阻。

图 10 给出了 0°攻角下,四种飞行器外壁面 飞行方向剪切应力分布。总体来看, X-51A 和 Fasthawk的外壁面剪切应力相对较小,而且 X-51A 和 Fasthawk 的表面积要比 ISR 和 X-33 小,因此 X-51A 和 Fasthawk 的外壁面摩阻较 小。图 11 给出了同攻角下四种模型的波阻和摩 阻。从图 11 可以看出,随着攻角变化,波阻会 迅速增加,而摩阻相对而言变化不大。在 0°攻 角时,摩阻最小的为 ISR,而不是 X-51A 和 Fasthawk,这一点与图 10 的外壁面分析似乎有 所矛盾。但是在本文的数值模拟中, X-51A 和 Fasthawk 均考虑了发动机流道,也就是内流道 对摩阻也有一定贡献。以 Fasthawk 为例,图 12 给出了内流道和外壁面的飞行方向剪切应力 分布图。比较可以发现,内流道的剪切应力要 远高于外流道,因此 Fasthawk 的内流道产生了 远大于壁面的摩擦阻力。这也是 X-51A 和 Fasthawk 摩阻比值较大的主要原因(如图 7(b) 所示)。



轴对称锥形体由于内流道摩阻大,大大限 制了其在高超声速领域中的应用。本文采用冷 流道时的摩阻最大占到总阻力的 51%。孙姝等 ^[20]和林胜^[35]的研究结果(含内凹腔结构)表 明,在 Ma = 6~8范围内,摩阻占到总阻力的 60%以上。美国 NASA 和俄罗斯 CTAM 的评估 认为^[36],由于浸润面积大,摩擦阻力较大,轴 对称锥形体最多只能考虑在高超声速导弹方面 使用^[37]。



(d) Fasthawk 图 9 飞行器迎风面的压力分布 (α = 0°)

综合上述分析结果,可以看出:1)以 X-51A 为代表的类乘波体具有相对优越的气动力 性能(升阻比和升力系数较高,阻力系数较 小)。在根据设计需要(例如考虑气动热和有 效容积情况)对外形进行适当修改时,仍能保



持较高的升阻比(达到2以上)。而且类乘波 体能够与吸气式超燃冲压发动机较好匹配。上 述优势使得类乘波体成为最具潜力的高超声速 气动布局。2)以 ISR 为代表的翼身融合体和 以 X-33 为代表的传统升力体在热防护、有效 容积和操稳特性等方面具有较强优势。但采用 的钝化外形也大大增加了波阻,在0°~30°攻 角范围内,波阻均占到总阻力80%以上。此外 翼身融合体和升力体的三维外形设计也不宜与 吸气式超燃冲压发动机匹配。因此翼身融合体 和升力体若应用于高超声速飞行器,需要进一 步改进和研究。3) 以 Fasthawk 为代表的轴对 称锥形体由于浸润面积太大,导致摩阻较大, 因此大部分研究认为轴对称锥形体在高超声速 飞行器中处于劣势。从我们的分析结果来看, 轴对称锥形体确实有一些劣势,例如随着攻角

增加升阻比增长较慢,摩阻所占比值较大。但 是数值结果也表明,轴对称锥形体的总阻力不 大。在目前超燃冲压发动机推力裕度不足的情 况下,轴对称锥形体具有一定的开发优势。



图 12 Fasthawk 内流道与外壁面飞行方向剪切应力比较 $(\alpha = 0^{\circ})$

4 升力体二次评估

传统升力体(例如航天飞机和 X-33 等) 在航天领域取得了巨大成果,其钝化外形与烧 蚀热防护技术有效地解决了飞行器高马赫数 (Ma > 10)再入时的气动热问题,并且升力体 具有比较理想的有效容积。但上节的数值评估 表明,传统升力体的气动力性能欠佳(以 X-33 为例,最大升阻比约为 1.2),而且传统升力 体大多采用火箭发动机,其三维外形设计很难 与吸气式超燃冲压发动机匹配。因此,升力体 作为高超声速飞行器的气动布局有待进一步改 进。

目前各国主要发展的吸气式高超声速飞行 器对气动热峰值要求比航天器低,但对气动力 性能提出了更高的要求。本节将分析在降低升 力体气动热防护和有效容积等要求而允许外形 相对扁平后,气动力性能会有多大范围的提 升,以便评估升力体作为高超声速飞行器气动 布局的可行性和改进方向。

本节采用的扁平升力体模型如图 13 所示, 模型尺寸比例为:

*l*_{lifting-body}: *w*_{lifting-body}: *h*_{lifting-body} = 1:0.6:0.15 (11) 模型下表面为平面,上表面为光滑曲面。头部 钝化半径为 5 mm。模拟得到的数值结果将与 X-51A 和 X-33 的数值结果比较。



图 13 扁平升力体模型

图 14 给出了不同攻角下的扁平升力体模型、X-51A 和 X-33 的升阻比、升力系数和阻力系数。从图 14(a)可以看出,在攻角 *a* = 10° 左右时,扁平升力体模型的升阻比达到最大,约为 2.9,高于之前评估的四种模型。扁平升力体模型的升力系数也近似随攻角线性增加, 且量值与 X-33 的升力系数相当,而阻力系数 却远远小于 X-33,甚至比 X-51A 还低。因此可以将扁平升力体升阻比较高的原因归结于阻力系数的降低。

如前所述,除了提高升阻比,降低阻力也是目前高超声速气动布局研究的主要目的之一。图 15 给出了不同攻角下三种模型的升力和阻力。 可以看出,扁平升力体模型的升力随攻角变化 很快,在 *a* > 5°后升力体模型的升力超过 X-51A。前面的评估结果表明,升力主要由压力 提供,而且在攻角增加时,飞行器下表面压力 会迅速增加。升力体模型的地面投影面积比 X-51A大,因此其升力高于 X-51A,这与 X-33 具 有最大升力(如图 15(a)所示)的原因是一致 的。图 15(b)表明扁平升力体模型的阻力远远低 于 X-33,与 X-51A 相当。图 16 给出了 10°攻 角时升力体的表面压力分布和流场压力等值线 分布,可以看出,大攻角时升力体模型具有一 定乘波特点。



本文扁平升力体模型的宽度和高度均比 X-33 模型略有缩小(模型尺寸比例见公式(9)和公 式(11)),但比乘波体大很多,也就是说扁平 升力体模型具有更大的有效容积。虽然本节评 估的扁平升力体模型并未考虑机翼和发动机等 因素,但初步评估结果表明,传统升力体(例 如 X-33)在牺牲部分有效容积和热防护性能 (缩小曲率半径)时,其气动性能会得到大幅 度提升。因此使用升力体作为高超声速气动布 局拥有一定的发展空间,有必要作进一步的研 究。



图 16 扁平升力体表面的压力分布和流场内的压力等值 线分布 (α = 10°)

5 结论

本文使用自主开发的数值软件 SPACER, 对典型气动布局在高超声速飞行时的气动力性 能进行了数值评估。评估的气动布局包括类乘 波体、翼身融合体、升力体和轴对称锥形体, 具体外形分别采用仿 X-51A、仿 ISR、仿 X-33 和仿 Fasthawk 飞行器。通过对飞行器的升阻 比、阻力、飞行器表面和流场压力等的比较和 讨论,我们可以得到以下结论:

- 1. SPACER 软件具有功能完整、性能可靠等优 点,可广泛用于高超声速的数值模拟和数值 评估。
- 类乘波体拥有较好的气动性能,且可以借助 理论乘波体的构造方法进行设计,是优势较 为明显的高超声速气动布局。
- 翼身融合体和传统升力体的气动性能不如类 乘波体。但对扁平升力体模型的初步评估结 果表明,适当改变升力体的外形,其气动性 能会有大幅度提升。因此,升力体或许包括 翼身融合体作为高超声速气动布局需要进一 步研究。
- 轴对称锥形体的气动性能也不如类乘波体, 而且摩阻所占比重大。但轴对称锥形体的总 阻力与类乘波体相当,是具有一定优势的高 超声速气动布局。

致谢

本工作得到国家自然科学基金项目(基金 号:90816012,10621202)和 LHD 青年创新 基金的资助,在此表示感谢。

参考文献

- Kuchemann D. The aerodynamic design of aircraft. Oxford: Pergamon Press, 1978.
- Nonweiler TRF. Aerodynamic problems of manned space vehicles. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959. 63(9): 521~528.
- Rasmussen ML. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17(6): 537~545.
- 4. Jones JG, Moore KC, Pike J, Roe PL. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds using axisymmetric flow fields. Ingenieur Archiv, 1968, $37(1): 56{\sim}72$.
- Corda S, Anderson JD. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from hypersonic flow fields. AIAA 1988-0369, 1988.

- Takashima N, Lewis M. Waverider configurations based on non-axisymmetric flow fields for engine airframe integration. AIAA 1994-0380, 1994.
- Miller RW, Argrow BM, Center KB. Experimental verification of the osculating cones method for two waverider forebodied at Mach 4 and 6. AIAA 1998-0682, 1998.
- Rasmussen M, Duncan B. Hypersonic waveriders generated from power-law shocks. AIAA 1995-6160 1995.
- Bowcutt KG, Anderson JD, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders. AIAA 1987-0272, 1987.
- Huebner LD, Rock KE, Ruf EG, Witte DW. Hyper-X flight engine ground testing for flight risk reduction. AIAA 2001-1809, 2001.
- Joseph MH, James SM, Richard CM. The X-51A scramjet engine flight demonstration program. AIAA 2008-2540, 2008.
- 12. Gillum MJ, Lewis MJ. Experimental results on a Mach 14 waverider with blunt leading edges. Journal of Aircraft, 1997, $34(3): 296{\sim}303$.
- Courtis NC, Edwards JA. Hypersonic lifting shapes for maneuvering projectiles. AIAA 1996-3400, 1996.
- Zhang J, Wang FM. Hypersonic waverider aerodynamic performance studies. Journal of Astronautics, 2007, 28(1): 203~208.
- Holland SD, Woods WC, Engelund WC. Hyper-X research vehicle experimental aerodynamics test program overview. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 828~835.
- Starkey RP, Lewis MJ. Design of an engine-airframe integrated hypersonic missile within fixed box constraints. AIAA 1999-0509, 1999.
- 17. Sullivan RB, Winters B. X-34 program overview. AIAA 1998-3516, 1998.
- Walker S, Tang M, Mamplata C. TBCC propulsion for a Mach 6 hypersonic airplane. AIAA 2009-7238, 2009.
- 19. Murphy KJ, Nowak RJ, Thompson RA, Hollis BR, Prabhu R. X-33 hypersonic aerodynamic characteristics. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, $38(5): 670{\sim}683$.
- 20. 孙姝,张红英,王成鹏,吕英伟,程克明,伍贻兆. 高超声 速轴对称流道冷流特征及气动力特性研究. 航空动力学报, 2007,22(6):967~973.
- Nabity J, Hudson P, Loundagin J. Developmental testing of the fasthawk combustor. AIAA 1999-0431, 1999.
- 22. 李人宪. 有限体积法基础(第2版). 国防工业出版社, 北京, 2008.
- Hollis BR, Scott AB, Horvath TJ. X-33 turbulent aeroheating measurements and predictions. AIAA 2002– 4700, 2002.
- Flores R. Fasthawk roll control testing. AIAA 1999– 0430, 1999.
- Anderson JD, Lewis MJ. Hypersonic waveriders where do we stand?. AIAA 1993-0399, 1993.
- Anderson JD, Chang J, McLaulin TA. Hypersonic waveriders: wffects of chemically reacting flow and viscous interaction. AIAA 1992-0302, 1992.
- 27. 党雷宁. 乘波飞行器外形设计与气动特性研究. [硕士学位论 文]. 中国空气动力学研究与发展中心, 绵阳, 2007.
- Harris JJ, Black GT. F-22 control law development and flying qualities. AIAA 1996-3379, 1996.
- Deskin WJ, Yankel JJ. Development of the F-22 propulsion system. AIAA 2002-3624, 2002.
- 30. Josyula E, Gordnier RE. Computational simulation of the F-22 aircraft. Journal of Aircraft, 1999, $36\,(3):\,614{\sim}616.$
- Pamadi BN, Ruth MJ. Aerodynamic characteristics, database development and flight simulation of the X-34 vehicle. AIAA 2000-0900, 2000.

- Berry SA, Horvath TJ, DiFulvio M, Glass C, Merski NR. X-34 experimental aeroheating at Mach 6 and 10. AIAA 1998-0881, 1998.
- Brauckmann GJ. X-34 vehicle aerodynamic characteristics. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(2): 229~239.
- 34. 王发民,沈月阳,姚文秀,刘宏,雷麦芳. 高超声速升力体 气动力气动热数值计算. 空气动力学学报, 2001, 19(4): 439~445.
- 35. 林胜. 高超声速轴对称飞行器气动力特性及其全流道流动特征的研究. [硕士学位论文]. 南京航空航天大学,南京,2007.
- Voland RT, Auslender AH, Smart MK, Roudakov AS, Semenov VL, Kopchenov V. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test. AIAA 1999-4848, 1999.
- Shaughenssy JD, Pinckney SZ, Mcminn JD. Hypersonic vehicle simulation models: winged-cone configuration. NASA TM-102610, 1990.

NUMERICAL EVALUATION OF TYPICAL HYPERSONIC CONFIGURATIONS ON AREODYNAMICS DURING HYPERSONIC FLIGHT

WANG Gang¹ ZHU Huiyu¹ SUN Quanhua^{1,2} FAN Jing^{1,2}

(1 Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(2 Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract The aerodynamics of typical hypersonic configurations during hypersonic flight was evaluated numerically using our in-house software SPACER. The configurations included quasi-waverider (like X-51A), blended-wing-body (ISR), traditional lifting-body (X-33) and axisymmetric cone (Fasthawk). A flat lifting-body model was also studied in this paper. It is shown that: the quasi-waverider has good lift-to-drag ratio and relatively small drag, which is the most potential hypersonic configuration among studied; the blended-wing-body and lifting-body need improvement to have better performance that could be achieved by flatting the lifting-body, for instance; the axisymmetric cone configuration also has potential to be a good hypersonic vehicle due to its small drag.

Key words SPACER, hypersonics, aerodynamic configuration, numerical evaluation