

文章编号: 0258-1825(2012)03-0365-08

典型气动布局高超声速飞行的气动力数值评估

朱辉玉, 王刚, 孙泉华, 樊菁

(中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京 100190)

摘要: 采用自主开发的数值软件 SPACER 对典型气动布局在 $Ma=6.0$ ($Re=1 \times 10^7$) 高超声速巡航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, 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: 在考察条件下, 类乘波体具有较大的升阻比和较小的阻力, 是很有潜力的高超声速巡航气动布局; 翼身融合体和传统升力体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

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

0 引言

从航天飞机到超声速导弹, 高超声速飞行器的发展已有相当长的历史。由于飞行器的使用目的不同, 气动外形有所差别, 气动性能也各有千秋。目前世界上各航空航天大国都在积极发展高超声速巡航飞行器, 其气动外形从 X-43 到 X-51A 并不完全一致。分析和评估传统外形的高超声速飞行器在同一巡航条件下的气动力性能, 对于发展高超声速巡航飞行器的气动外形应该是有益的。

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:

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

形成所谓的高超声速升阻比屏障。突破升阻比屏障的一个有效途径是发展乘波体气动布局^[2-3]。Anderson 等^[4-5] 发现经粘性优化乘波体的最大升阻比与马赫数有如下近似关系:

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

显然, 理论乘波体的升阻比有所提高。但由于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, 工程实际中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-51A^[6])的气动

布局。大量的实验和数值研究表明^[7-11], 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)约束时, 最大升阻比会明显下降, 但也可以达到 2 以上。另一方面, 常规气动布局由于各自任务的需求, 在一些性能如热防护和有效容积方面很有优势, 有的气动布局(如 X-34)在一定条件下的升阻比甚至能达到 2.5^[12-14]。这样对于常规气动布局, 如翼身融合体(ISR^[15])、翼身组合体(X-34^[16])、升力体(X-33^[17])等, 如能利用原有优点, 根据巡航特点进行优化, 应该可以成为高超声速巡航飞行器的有效气动布局。此外, 轴对称锥形体具有容积率大、热防护和控制技术相对成熟等优点^[18], 也是有一定潜力的高超声速飞行器气动布局(例如美国的 Fasthawk 导弹^[19]就是采用轴对称锥形体布局)。

本文采用数值模拟, 对类乘波体、翼身融合体、升力体和轴对称锥形体典型气动布局的气动性能进行统一的评估。这里的统一是指飞行器具有相同的几何长度和飞行环境。数值平台的核心计算软件为自主开发的 SPACER (Software Package Applying CFD in Engineering Research) 软件。评估的具体外形为仿 X-51A、仿 ISR、仿 X-33 和仿 Fasthawk 飞行器。此外, 本文还对一种相对扁平的升力体模型进行数值

* 收稿日期: 2010-11-11; 修订日期: 2011-05-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90816012, 10621202)

作者简介: 朱辉玉(1984-), 男, 江西吉安人, 博士研究生, 主要从事高超声速流动气动力/热数值模拟研究。E-mail: zhuhuiyu@126.com

评估和讨论。本文评估时不考虑发动机的工作状态,评估的重点是各种气动布局在考察条件下 ($Ma = 6.0, Re = 1 \times 10^7$) 的升阻比、阻力和升力特性。其它性能如飞行器的压心和力矩等没有在文中讨论。

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。本文忽略化学反应、高温气体效应、壁面粗糙度等因素,以三维 N-S 方程为控制方程,采用工程湍流模型(BL 模型)描述湍流。其中三维 N-S 方程具体形式如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_x}{\partial x} + \frac{\partial F_y}{\partial y} + \frac{\partial F_z}{\partial z} = \frac{\partial F_{vx}}{\partial x} + \frac{\partial F_{vy}}{\partial y} + \frac{\partial F_{vz}}{\partial z} \quad (3)$$

这里 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:

$$p = \rho RT \quad (4)$$

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

本文采用自主开发的高超声速数值平台进行气动布局的评估。图 1 为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 求解和后处理三个部分。这里主要介绍 SPACER 求解器。

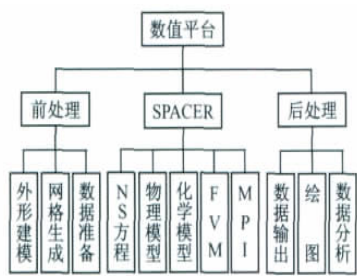


图 1 数值平台结构示意图

Fig. 1 Sketch of numerical platform

SPACER 求解器的核心算法是有限体积算法^[20]。有限体积法求解的是积分形式的 N-S 方程。利用 Gauss 定理,可获得积分形式的 N-S 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dv + \oint_S F_c \cdot ds = \oint_S F_v \cdot ds \quad (5)$$

其中: $F_c = (F_x, F_y, F_z)$, $F_v = (F_{vx}, F_{vy}, F_{vz})$, V 为积分体积, dv 为体积微元, S 为积分体积 V 的边界, $ds = n ds$ 为体积微元的表面, 这里 n 为表面的法向量, ds 为表面面积。本文采用点隐式格式离散控制方程。对流量采用 Roe 的 FDS 格式和 minmod 限

制器求解,粘性通量采用中心差分格式。

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。本文采用 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。本文采用 GRIDGEN 来生成计算流场的网格。

1.3 飞行器模型

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。飞行器外形在建立过程中,以四种气动布局的主要特征为主,忽略某些次要因素。此后讨论提到的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:

$$\begin{cases} l_{X-51A} : w_{X-51A} : h_{X-51A} = 1 : 0.13 : 0.13 \\ l_{ISR} : w_{ISR} : h_{ISR} = 1 : 0.7 : 0.1 \\ l_{X-33} : w_{X-33} : h_{X-33} = 1 : 0.7 : 0.2 \\ l_{Fasthawk} : w_{Fasthawk} : h_{Fasthawk} = 1 : 0.12 : 0.12 \end{cases} \quad (6)$$

其中 $l_{\text{飞行器}}$ 、 $w_{\text{飞行器}}$ 和 $h_{\text{飞行器}}$ 分别表示飞行器的长度、宽度和高度。飞行器的具体外形可参考后文的图 5 和图 6 及相关文献(X-51A^[6], ISR^[15], X-33^[17,21] 和 Fasthawk^[19,22])。

2 数值评估

为了对各种气动布局进行统一数值评估,四个飞行器长度均取为 1 m,来流条件为: $Re = 1 \times 10^7$, $Ma = 6.0$, 声速 $a = 300$ m/s, 来流气体为空气,其它来流参数可由上述数据推得。飞行器壁面采用等温壁条件 ($T_{\text{wall}} = 300$ K)。

升阻比是衡量气动布局最为关键的参数之一。图 2 为四种飞行器在不同飞行攻角下的升阻比结果。可以看出,在 $7^\circ \sim 10^\circ$ 攻角时, X-51A(类乘波体)的升阻比达到最大值,约为 2.1。但根据式(2),理论乘波体在 $Ma = 6.0$ 时的最大升阻比约为 8。相关文献的研究结果表明,本文的计算是合理的。理论乘波体在考虑边缘钝化^[23] 或者有效容积^[8] 时,升阻比会降低一半左右,若同时考虑推进系统和操稳系统,升阻比会进一步下降。Holland 等^[10] 对 X-43 模型(X-43 有时不归为类乘波体,但气动外形上比较接近 X-51A)的实验研究表明,在 $8^\circ \sim 10^\circ$ 攻角时,升阻比达到最大值,约为 2.4。美国 2010 年进行的 X-51A 的飞行试验结果也预示它的升阻比在 2~3 之间。

从图 2 还可以出,ISR(翼身融合体)、X-33(升力体)和 Fasthawk(轴对称锥形体)的升阻比均在 20° 攻

角附近达到最大值,分别约为 1.6、1.2 和 1.6。ISR 飞行器气动力评估目前未见报道,因此本文不做验证。X-33 的研究较多^[17,24],其中 Murphy 等^[17]的实验和数值评估表明, $Ma=6.0$ 时,X-33 在 20° 攻角左右达到最大升阻比,约为 1.2,与本文结果一致。轴对称锥形体的气动评估结果相对较少。孙妹等^[18]和林胜^[25]对 2° 和 4° 攻角下,轴对称锥形体的气动性能进行了评估,但外形与本文有所差别,大攻角下的气动性能未见公开报道。

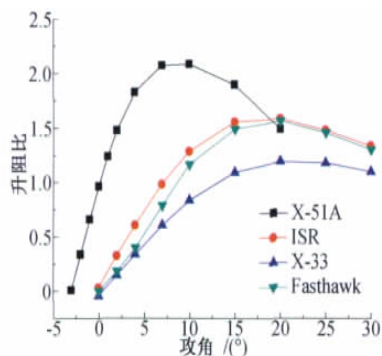


图 2 不同攻角下四种模型的升阻比

Fig. 2 Ratio of lift to drag of four configurations under different angles of attack

气动布局的优劣不能以升阻比为唯一的衡量标准。阻力的大小对于发动机推力的需求密切相关。特别对于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。图 3 为计算所得的不同攻角条件下四种飞行器模型的升力系数、阻力系数和总阻力。其中升力系数和阻力系数分别定义如下:

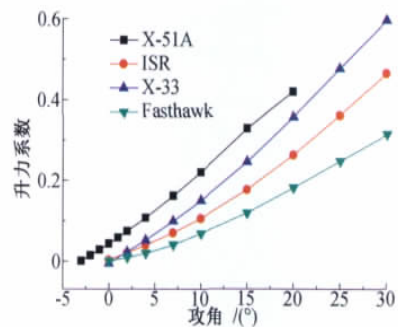
$$\begin{cases} C_L = \frac{L}{0.5\rho_\infty u_\infty^2 A} \\ C_D = \frac{D}{0.5\rho_\infty u_\infty^2 A} \end{cases} \quad (7)$$

L 为升力, D 为阻力, ρ_∞ 为来流密度, u_∞ 为来流速度, A 为飞行器地面投影面积。

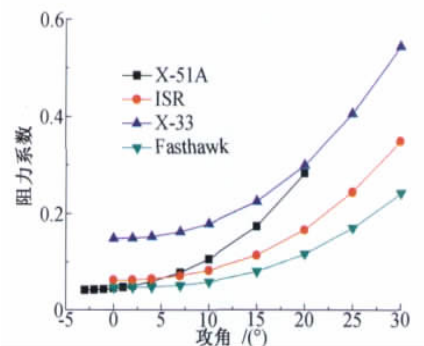
图 3(a)表明,随着攻角的增加,四种飞行器的升力系数近似呈线性增加。而图 3(b)表明,随着攻角增加,四种飞行器的阻力系数开始时缓慢增加,后来由于迎风面积增大而迅速增加。这也是升阻比随攻角增加而先增后降的原因。在所计算的攻角范围内,X-51A 的升力系数最大,同时在小攻角时的阻力系数也比较小。图 3(c)表明,X-51A 和 Fasthawk 的总阻力较小,在推力不足的情况下有一定优势。

为了进一步分析四种布局的阻力特性,图 4 给出了不同攻角下的波阻和摩阻,图 5 给出了飞行器表面和流场中的压力分布,图 6 给出了飞行器表面的剪切

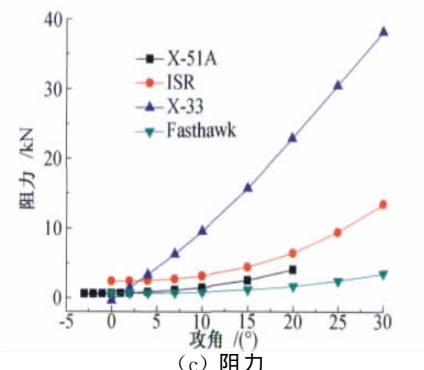
应力分布。从图 4(a)可以看出,在小攻角条件下,波阻随攻角变化不大,在攻角大于 5° 后,波阻随攻角迅速增加,这主要是由于迎风面积随攻角的增大而增大,而迎风区的压力一般比背风区要大得多。从图 4 还可以看出,X-33 的波阻远大于其他三种飞行器,这一方面是因为 X-33 的迎风面积最大,另一方面是由于 X-33 头部前缘钝化半径大,形成脱体激波(如图 5(c)所示),气流穿过脱体激波后压力升高明显。ISR 头部钝化半径虽然比较小,但其机翼钝化半径较大,因此在机翼迎风面产生较大的波阻(如图 5(b))。X-51A 和 Fasthawk 的钝化半径较小,脱体激波更多体现为斜激波性质(如图 5(a)和图 5(d)所示),因此飞行器表面压力较小,受到的波阻也最小。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 阻力

图 3 不同攻角下四种模型的气动参数
Fig. 3 Aerodynamics of four configurations under different angles of attack

从图 4(b)可以看出,摩阻随飞行攻角的影响相比较小。这是因为摩擦力是切向速度在法向的梯度,对迎风面和背风面这种区域性的影响较小。X-51A 和 Fasthawk 的外壁面剪切应力相对较小,而且它们的表面积要比 ISR 和 X-33 小,因此 X-51A 和 Fasthawk 的外壁面摩阻较小。但由于 X-51A 和 Fasthawk 在模拟时考虑了发动机流道,它们还具有内流道摩阻。特别是 Fasthawk 的内流道表面积较大,而且内流道的剪切应力要远高于外流道(图 6(d)),因此 Fasthawk 的内流道摩阻大于外壁面的摩阻。综合内外流道的剪切力大小和表面积尺寸,X-33 的摩阻最大,Fasthawk 和 X-51A 的摩阻次之,而 ISR 的摩阻最小。另外 X-51A 的摩阻在攻角 20°时突然变小,具体原因尚不清楚,但这种变化对总阻力的影响不大,不会改变目前的定性讨论。

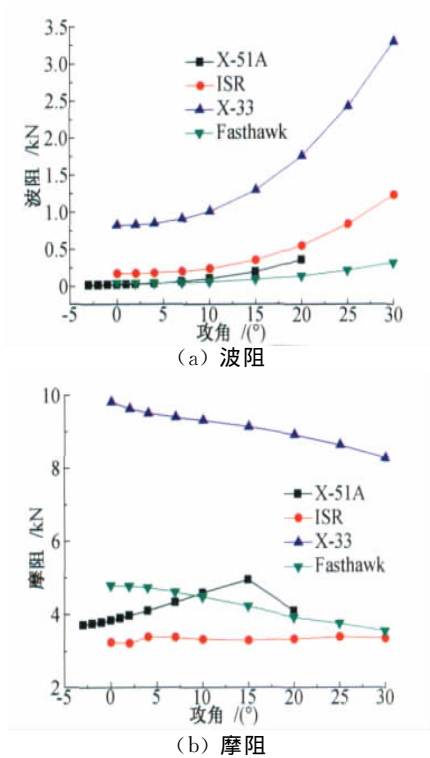


图 4 不同攻角下四种模型的波阻和摩阻

Fig. 4 Wave drag and skin friction of four configurations under different angles of attack

图 7 比较了压升比值(压力提供的升力与总升力的比值)和摩阻比值(摩擦阻力与总阻力的比值)随飞行攻角的变化。从图 7(a)可以看出,升力主要由压力提供,摩擦力对升力的影响基本是负的;特别是随着攻角的增加,摩擦力对升力的影响不超过 5%。图 7(b)表明,摩阻比值会随着攻角增加而减小,即大攻角下的阻力主要来自于波阻。另外还可以看出,ISR

和 X-33 的摩阻比值较小(阻力主要来自于波阻),而 X-51A 和 Fasthawk 在小攻角时的摩阻比重较大(达到 50%以上)。

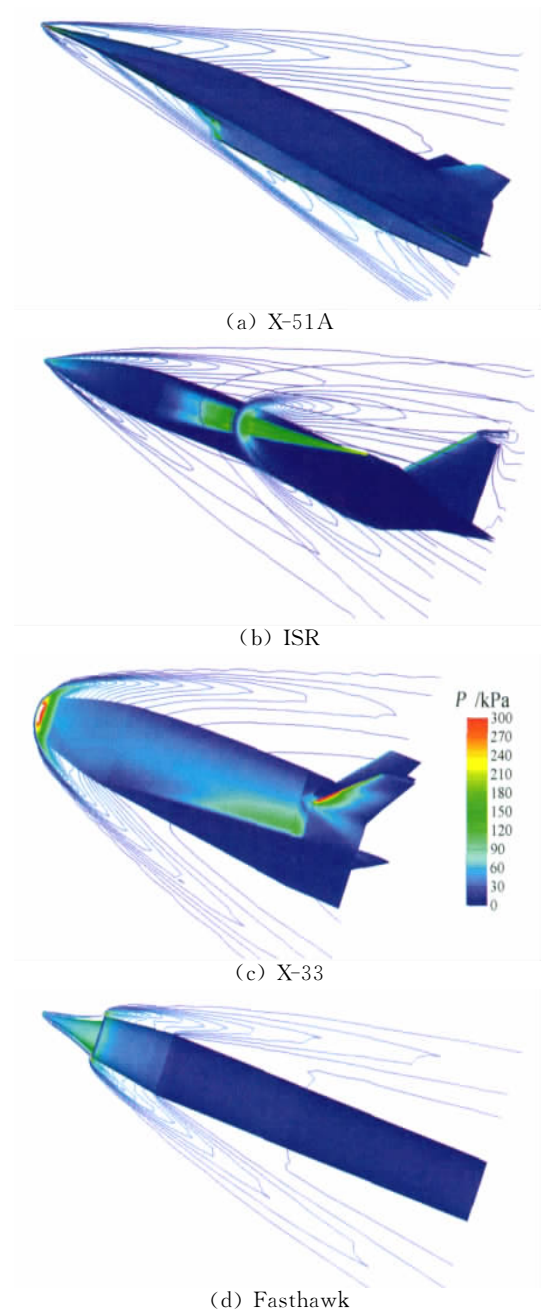
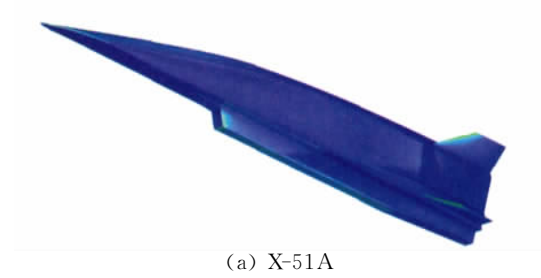


图 5 飞行器表面和流场中的压力分布($\alpha=0^\circ$)

Fig. 5 Pressure distribution on surfaces and in flow field($\alpha=0^\circ$)



(a) X-51A

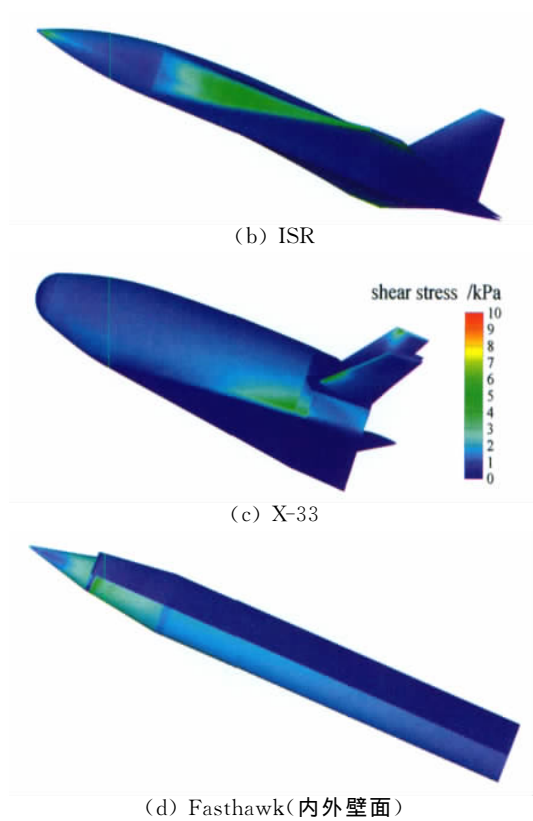


图 6 飞行器壁面飞行方向剪切应力分布 ($\alpha=0^\circ$)

Fig. 6 Shear stress distribution on surfaces in the flight direction ($\alpha=0^\circ$)

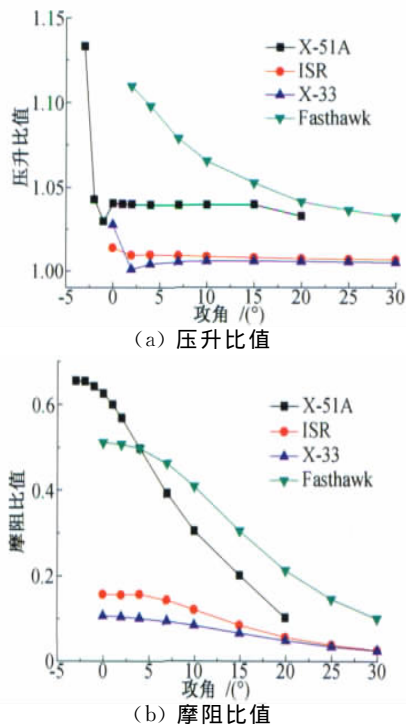


图 7 不同攻角下四种模型的压升比值和摩阻比值

Fig. 7 Ration of pressure to lift and ration of friction to drag ratio of four configurations under different angles of attack

综合上述分析结果,可以看出,在 $Ma=6.0$ ($Re=1 \times 10^7$) 条件下:1) 以 X-51A 为代表的类乘波体上下表面压差大,横向流动小,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)。在考虑气动热和有效容积情况下,仍能保持较高的升阻比(达到 2 以上)。因此,类乘波体是较有潜力的高超声速巡航气动布局。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 $0^\circ \sim 30^\circ$ 攻角范围内,波阻均占到总阻力 80% 以上),降低了飞行器的气动力性能。因此翼身融合体和升力体若应用于高超声速巡航飞行器,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^[26],最多只能考虑在高超声速导弹方面使用^[27]。从本文的数值结果来看,轴对称锥形体虽然摩阻所占比值较大,但总阻力并不大,在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。

3 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。但由于设计任务的差别,在目前考察条件下 ($Ma=6.0$ 巡航),传统升力体的气动力性能欠佳。实际上,升力体作为主要由机身产生升力的气动构型,外形上可塑性很强。升力体作为高超声速巡航飞行器的气动布局有待进一步改进。

本节在降低升力体气动热防护和有效容积等要求后,考察较为扁平的升力体的气动力性能变化,以便评估升力体作为高超声速巡航飞行器的可行性和改进方向。采用的扁平升力体模型如图 8 所示,模型尺寸比例为:

$$l_{\text{lifting-body}} : \omega_{\text{lifting-body}} : h_{\text{lifting-body}} = 1 : 0.6 : 0.15 \tag{8}$$

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。

图 9 给出了不同攻角下扁平升力体模型、X-51A 和 X-33 的升阻比、升力系数、阻力系数和总阻力。从图 9(a)可以看出,在攻角 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(图 9(b)),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(图 9(c))。此外,由于扁平升力体模型的地面投影面积比 X-51A 的大,其总阻力在低于 10°攻角时与 X-51A 相当,但远远低于 X-33(图 9(d))。图 10 为 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。

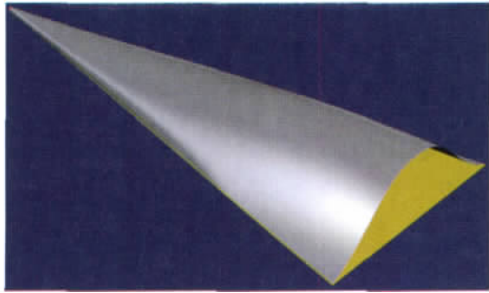
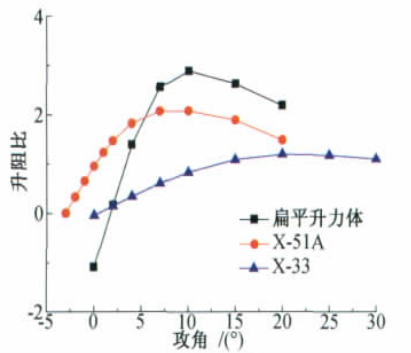
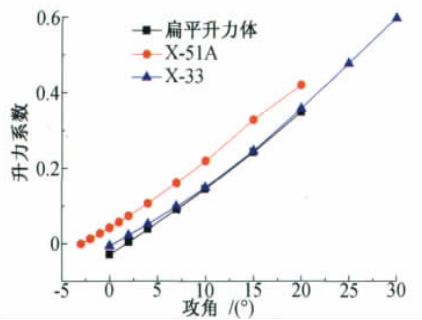


图 8 扁平升力体模型

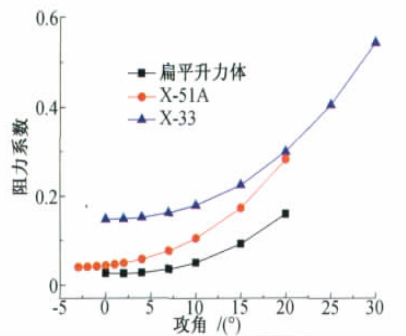
Fig. 8 Sketch of flattened lifting body



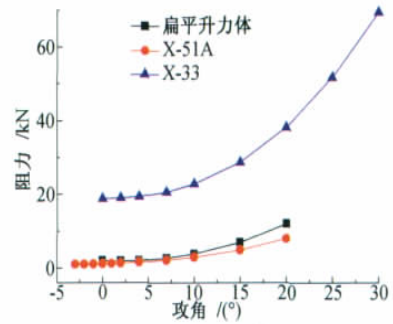
(a) 升阻比



(b) 升力系数



(c) 阻力系数



(d) 总阻力

图 9 不同攻角下的升阻比、升力系数和阻力系数

Fig. 9 Ratio of lift to drag, lift coefficients and drag coefficient under different angles of attack

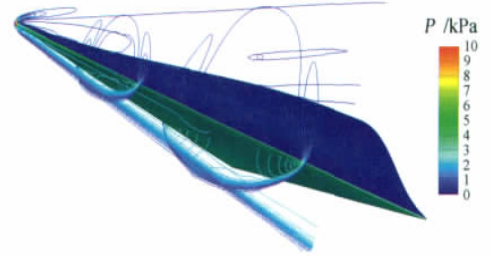


图 10 扁平升力体表面的压力分布和流场内的压力等值线分布($\alpha=10^\circ$)

Fig. 10 Pressure distribution on surfaces and in flow field

扁平升力体模型的宽度和高度均比 X-33 模型略有缩小,但比乘波体大很多(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,其升阻比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很大的发展空间^[28],有必要作进一步的研究。

4 结 论

本文使用自主开发的数值软件 SPACER,对典型气动布局在 $Ma=6.0$ ($Re=1 \times 10^7$) 巡航时的气动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,具体外形分别模仿了 X-51A、ISR、X-33 和 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,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流动的数值模拟和数值评估。
- (2) 在 $Ma=6.0$ 时,类乘波体拥有较好的升阻比和低阻力性能,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巡航气动布局。

(3) 翼身融合体和传统升力体在考察条件下的气动力性能不如类乘波体。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,其气动力性能会有大幅度提升。因此,升力体(或许包括翼身融合体)作为高超声速巡航气动布局需要进一步研究。

(4) 轴对称锥形体的升阻比不如类乘波体高,而且摩阻所占比重较大。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巡航气动布局。

以上评估结果侧重于各种气动布局的气动力比较。在实际应用中,气动布局设计还必须考虑飞行器的气动热、有效容积、以及操稳特性等因素。在现阶段,如何同时在小攻角条件下获得大升阻比和小阻力对于发动机性能要求和续航能力尤为重要。

参 考 文 献:

- [1] KUCHEMANN D. The aerodynamic design of aircraft[M]. Oxford: Pergamon Press, 1978: 448-510.
- [2] NONWEILER T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1959, 63(9): 521-528.
- [3] RASMUSSEN M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(6): 537-545.
- [4] BOWCUTT K G, ANDERSON J D, CAPRIOTTI D. Viscous optimized hypersonic waveriders [R]. AIAA 1987-0272, 1987.
- [5] CORDA S, ANDERSON J D. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from hypersonic flow fields [R]. AIAA 1988-0369, 1988.
- [6] JOSEPH M H, JAMES S M, RICHARD C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA 2008-2540, 2008.
- [7] GILLUM M J, LEWIS M J. Experimental results on a Mach 14 waverider with blunt leading edges[J]. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(3): 296-303.
- [8] COURTIS N C, EDWARDS J A. Hypersonic lifting shapes for maneuvering projectiles[R]. AIAA 1996-3400, 1996.
- [9] ZHANG J, WANG F M. Hypersonic waverider aerodynamic performance studies [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(1): 203-208.
- [10] HOLLAND S D, WOODS W C, ENGELUND W C. Hyper-X research vehicle experimental aerodynamics test program overview[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(6): 828-835.
- [11] STARKEY R P, LEWIS M J. Design of an engine-airframe integrated hypersonic missile within fixed box constraints[R]. AIAA 1999-0509, 1999.
- [12] PAMADI B N, RUTH M J. Aerodynamic characteristics, database development and flight simulation of the X-34 vehicle[R]. AIAA 2000-0900, 2000.
- [13] BERRY S A, HORVATH T J, DIFULVIO M, et al. X-34 experimental aeroheating at Mach 6 and 10 [R]. AIAA 1998-0881, 1998.
- [14] BRAUCKMANN G J. X-34 vehicle aerodynamic characteristics[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(2): 229-239.
- [15] WALKER S, TANG M, MAMPLATA C. TBCC propulsion for a Mach 6 hypersonic airplane[R]. AIAA 2009-7238, 2009.
- [16] SULLIVAN R B, WINTERS B. X-34 program overview[R]. AIAA 1998-3516, 1998.
- [17] MURPHY K J, NOWAK R J, THOMPSON R A, et al. X-33 hypersonic aerodynamic characteristics [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(5): 670-683.
- [18] 孙妹, 张红英, 王成鹏, 等. 高超声速轴对称流道冷流特征及气动力特性研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(6): 967-973.
- [19] NABITY J, HUDSON P, LOUNDAGIN J. Developmental testing of the fasthawk combustor[R]. AIAA 1999-0431, 1999.
- [20] 李人宪. 有限体积法基础(第2版) [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [21] HOLLIS B R, SCOTT A B, HORVATH T J. X-33 turbulent aeroheating measurements and predictions [R]. AIAA 2002-4700, 2002.
- [22] FLORES R. Fasthawk roll control testing[R]. AIAA 1999-0430, 1999.
- [23] 党雷宁. 乘波飞行器外形设计与气动特性研究[D]. [硕士学位论文]. 绵阳: 中国空气动力学研究与发展中心, 2007.
- [24] 王发民, 沈月阳, 姚文秀, 等. 高超声速升力体气动力气动热数值计算[J]. *空气动力学学报*, 2001, 19(4): 439-445.
- [25] 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[D]. [硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

