

双旁侧进气高超声速飞机概念设计与评估

崔凯^{①*}, 胡守超^①, 李广利^①, 屈志朋^①, 司徒明^②

① 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

② 中国航天科工集团 31 研究所, 北京 100074

* E-mail: kcui@imech.ac.cn

收稿日期: 2013-05-02; 接受日期: 2013-06-18

国家自然科学基金(批准号: 90916013)资助项目

摘要 本文提出了一种旁侧进气翼身融合体布局一体化气动构型, 并首次提出了一种基于双乘波体旋转对拼的前体设计方案. 在全参数化构型设计的基础上, 以数值模拟为评估手段, 给定不同设计参数对前体进行了分析, 结果表明在获得良好容积和升阻性能的同时, 利用左右乘波面作为进气道的外压缩面, 可保证进气道入口截面处具有较好的流场均匀性和来流捕获量. 进而针对幂曲线、余弦曲线等 4 种典型的翼前缘形状, 开展了整机数值分析. 计算结果证明了飞行器的高升阻比优势, 同时也发现由于机体/机翼的耦合作用, 小攻角飞行状态下机翼前缘可以捕获机体压缩产生的部分高压, 故在 0° 和 4° 攻角条件下, 4 种构型的升阻比呈现完全不同大小排列顺序. 这一结果也为后续的优化设计提供了方向, 即前缘形线的合理选择应可进一步提高飞行器的升阻比.

关键词
高超声速
旁侧进气
乘波体
计算流体力学(CFD)

吸气式高超声速飞行器自 20 世纪中叶以来一直受到美国等发达国家的关注. 20 世纪 80 年代以来, 各国相继提出了一系列研究计划^[1-3]. 在构型设计上, 将飞行器机体和推进系统完全耦合的一体化设计是主流设计思想. 但采用此方案时, 气动构型设计须兼顾整机气动性能指标要求和发动机进排气需求, 设计难度急剧增加^[1, 4-6]. 就公开发表的文献来看, 目前高超声速飞行器气动布局设计主要针对演示验证飞行器, 设计重点为尽可能减小阻力并同时保证前/后体与发动机的进排气系统的最优匹配, 前体与发动机进气道的一体化是其中的关键问题^[7, 8].

依据进气方式划分, 目前高超声速飞行器的布局方式主要包括头部进气和腹部进气两类. 头部进气方

式典型如美国 hyfly 高超声速验证飞行器^[9], 时下较为流行的内乘波进气道^[7, 10-13]也较为适合采用这种布局方式^[14]. 这种方案在较大程度上避免了飞行器机体对进气道流场的干扰, 可获取流场均匀性好、总压恢复系数高的气流. 腹部进气布局方式是目前最为常见的一种布局方式. 美国 X-43 和 X-51 等进入演示飞行阶段的飞行器均采用这种方案^[1, 4, 5, 7, 8, 15, 16]. 这种方式将发动机挂载于飞行器腹部, 前体采用乘波体或其他升力体作为发动机进气道的预压缩面, 可为发动机进气道提供高品质来流, 同时产生较大的升力以改善整机的升阻性能和俯仰平衡^[17-21].

随着超燃冲压发动机研究的深入, 各类吸气式高超声速飞行器也必然逐步迈入实用阶段. 作为高

速航空器在巡航速度和飞行高度的向上延伸, 高超声速飞机在布局设计中也应保留或借鉴现有设计思想. 以美国 F-22 和 F-35 为代表的高速飞机均采用旁侧进气布局方式. 特别是进气道设计均采用激波增压原理. F-22 采用基于乘波理论的 *caret* 进气道^[22, 23], 借助于斜激波对来流进行压缩. F-35 等所采用的 BUMP 进气道^[24, 25]同样基于乘波原理, 利用三维鼓包吹除进气道附面层的同时, 对来流进行压缩并获得具有高总压恢复系数的气流. 可见, 随飞行马赫数不断增加, 采用乘波体等构型合理利用激波压缩已成为发展趋势. 美国 FALCON 计划所提出的高超声速巡航飞行器(HCV)亦采用了旁侧进气的布局方式和内乘波进气道^[26, 27]. 但关于此飞行器的公开发表文献较少, 其设计思想仍有待深入研究和分析.

基于上述背景, 本文定位于吸气式高超声速飞机的气动布局概念设计, 在充分吸收现有飞行器构型设计优点的基础上, 提出一种基于双乘波体旋转对拼式的前体以及双旁侧进气翼身融合型全机布局设计方案. 以此为基础, 进一步提出了一种以双轴对称超燃冲压发动机为动力的概念全机外形. 由于数值模拟已成为高超飞行器数值模拟的主要手段之一^[28-31], 本文主要采用 CFD 计算, 分别对飞行器前体以及不同翼前缘线条件下的全机进行了分析. 前体计算结果表明, 采用该种前体设计方案可为进气道提供较为均匀的入口气流, 同时具有较好的升阻性能和流量捕获. 整机计算结果表明此构型具有较为优良的升阻性能, 且在很大程度上依赖于翼前缘形状.

1 构型设计思路与特点

1.1 基本设计思路

本文研究内容主要集中于飞行器前体及整机气动外形设计两个方面. 具体思路如下: 1) 参考现有高速航空器的方案, 采用双旁侧进气气动布局, 以保证飞行器的升阻及容积性能. 以此为基础, 采用前体/进气道一体化设计思路, 充分利用激波压缩为发动机提供入口流场, 并在一定程度上减小阻力. 2) 整机构型采用翼身融合设计, 以期减小部件之间相互干扰引发的附加阻力以及激波干扰引发的安全问题等. 同时保证足够的升力面积以维持巡航飞行状态的升重平衡.

除了前述两个方面, 对于其他方面, 如发动机进气道、内流道及尾喷管的详细设计、舵面的精化设计

等诸多问题在现阶段暂不作细致考虑. 为方便后续的优化设计, 整个构型采用全参数化设计, 共采用约 35 个设计参数描述(包括机长、翼展等整体尺寸参数, 翼前/后缘形状等外形控制参数, 以及机体截面高度、翼截面厚度等局部尺寸参数等), 并在此基础上自编代码开发了不依赖于任何 CAD 平台的构型设计程序, 使用该软件生成的一个构型实例如图 1 所示, 主要包括前体、翼身和内流道 3 个部分. 以下对飞行器前体及翼身的主要设计思路和特点进行说明.

1.2 双乘波体旋转对拼式前体设计

在前体设计中, 首要考虑的问题是其与发动机及进气道的一体化及合理匹配设计, 同时也希望前体具有较好的升阻性能及较大的内部容积. 据此, 本文提出一种双乘波体旋转对拼式前体设计, 其外形及设计参数如图 2 所示.

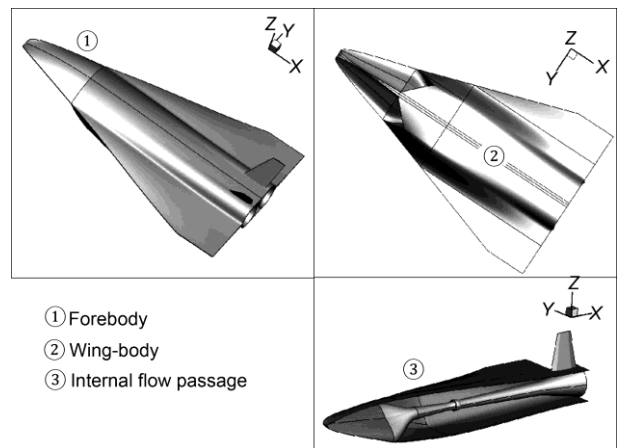


图 1 双旁侧进气高超声速飞机设计实例

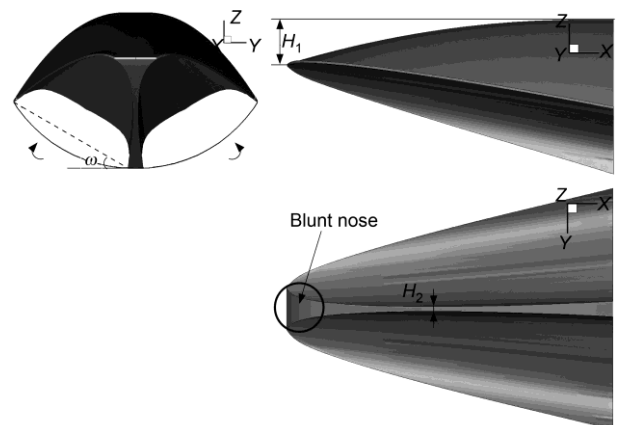


图 2 双乘波体对拼式前体设计

采用这种方法, 每台发动机各采用一个乘波体作为预压缩面. 具体设计思路为: 以基准乘波体外形为基础, 将左右两个乘波面旋转一定角度, 之后将左右两个乘波面各自向左右偏移, 两乘波面之间采用直线或曲线连接, 最后与发动机进气道匹配. 这里采用了3个控制参数: 旋转角度 ω 和左右乘波体最小间距 H_2 两个参数主要用以控制前体与发动机轴线之间的垂直高度差和水平间距, 保证气流直通, 减小总压损失; 上表面尾缘高度 H_1 主要用于调节前体容积, 此值选择较大可保证较大的内部容积, 但阻力相应增加.

将两个乘波体对拼使用, 可将两个发动机的外压缩面分离设计, 保证进气道入口的流场品质及来流捕获量, 也在一定程度上保留了乘波体的高升阻比优势. 通过调节乘波体旋转角度和偏移量, 可保证前体与发动机的气流直通, 减小总压损失. 左右两个乘波压缩面通过位置调节, 中间可留有较大的空间, 结合上壁面适当隆起, 可保证飞行器前体具有较大的内部空间. 采用这种前体, 飞行器布局自然过渡为旁侧进气, 保留了现有高速飞机的设计优点. 但双乘波体对拼后, 由于前缘钝化和拼接面的影响, 其乘波特性和升力有所削弱, 对此后文将结合不同的实例计算结果进行分析.

1.3 翼身融合机体设计

在前体设计基础上, 本文基于翼身融合的思想进行了机体设计. 整机均采用光滑曲面设计, 在拼接部位也可保证至少一阶光滑, 以减小阻力. 机翼部分采用大后掠角, 减小高速飞行条件下的激波阻力, 同时保证足够大的升力面积以维持巡航条件下的升重平衡. 机翼尾缘闭合可减小底阻. 翼前后缘的垂直位置分别选取在乘波体的外缘及发动机轴线位置, 利用二者的高度差自然形成机翼纵向扭转(等效于装配攻角), 可在小攻角飞行条件下获得较大升阻比. 通过上壁面的适当隆起, 可提供较大的内部容积.

2 设计参数对前体性能的影响分析

由于前体左右乘波面中间存在拼接面, 在高速飞行条件下产生的脱体激波可能影响前体的升阻性能及进气道入口流场的均匀性. 为分析此问题, 这里基于二次曲线前缘的正圆锥形锥导乘波体, 以数值

模拟为工具, 在给定前缘钝化厚度10 mm, 保持前体上表面尾缘高度 $H_1=200$ mm不变的条件下, 通过给定不同的前体拼装参数 ω 和 H_2 , 考察了上述两个参数的变化对进气道流场的干扰及前体升阻力的影响. 所采用的计算条件为飞行马赫数6, 飞行高度25 km, 计算模型采用层流模型.

图3和4分别给出了旋转角 ω 不同时前体物面及出口处的压力和马赫数分布云图. 从图3和4中可知, 当旋转角 ω 较小时, 靠近前体尾部的连接面宽度较小, 鼻端处宽度较大, 在头部形成大的压缩面, 对下游流场的影响也较大. 随着旋转角 ω 的增大, 靠近前体尾部的连接面宽度增大而鼻端处宽度相应减小, 头部压缩面减小, 头部相对较小的脱体激波区对左右乘波面的影响也相应减弱. 当 ω 约为 45° 时, 进气道入口截面处的压力和马赫数分布已趋于均匀. 可见, 较大的乘波面旋转角 ω 有利于弱化头部脱体激波对进气道流场的干扰.

图5给出了 0° 飞行攻角条件下升阻力系数及升阻比随偏转角 ω 的变化曲线. 由图5中可知, ω 增大使左右乘波面的有效升力面积减小, 头部激波弱化, 阻力和升力均减小. 但当 $\omega=60^\circ$ 时, 存在高压区的连接面面积大大增加, 因此前体升力较 $\omega=45^\circ$ 时增加.

图6给出了在给定旋转角 ω 为 30° 条件下, 改变连接面最小宽度时前体物面和前体出口截面的压力分布云图. 从图6中可见, 当连接面最小宽度在小范围内(10~25 mm)调节时, 前体头部几何形状变化较小, 对头部激波形状的影响较小, 因此左右乘波面及进气道入口处的压力分布等值线图几乎不变. 但由于拼接面的面积随着 H_2 的增加而增加, 使得前体的升力和阻力均有小幅度增加, 升阻比也有小幅增加. 具体数值如表1所示.

上述结果表明, 当合理选择设计参数 ω 和 H_2 时, 采用双乘波体旋转对拼式的前体可为发动机进气道提供较为均匀的入口流场, 同时亦可保证一定的升阻性能. 此外, 上述两个参数中, 旋转角度 ω 的变化对流场均匀性及升阻力等指标的影响更为明显.

3 整机气动性能初步评估

在前体分析基础上, 本文进一步在给定前体构型($\omega=30^\circ$, $H_1=200$ mm, $H_2=15$ mm)的条件下, 对整机的升阻性能进行了计算分析. 由于采用全参数化设

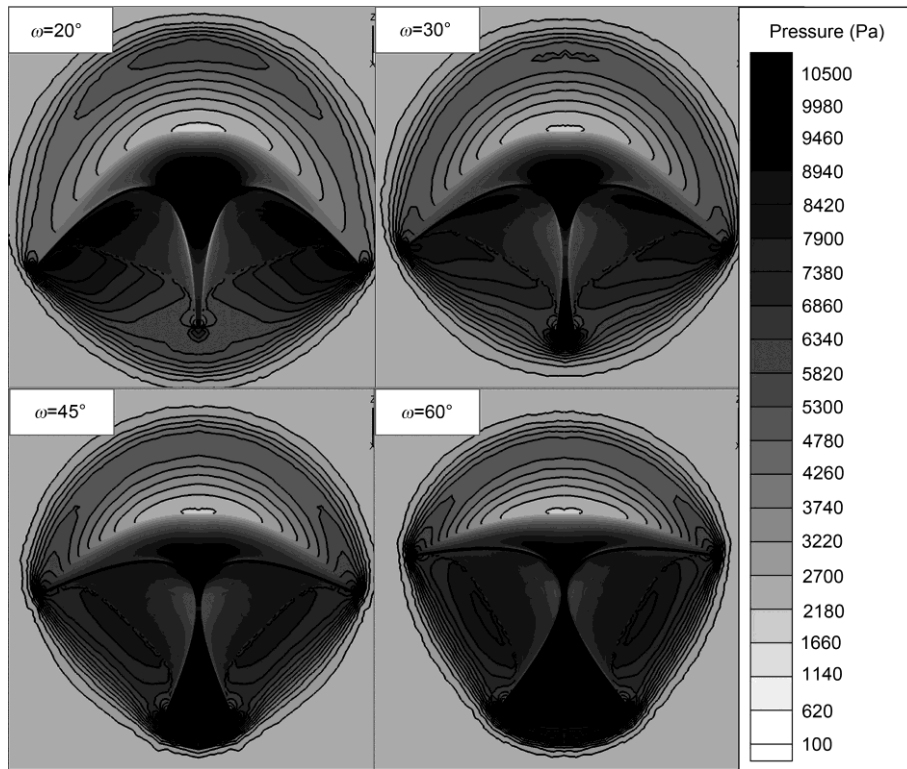


图3 ω 变化时前体物面及进气道入口截面处压力等值线图对比($H_2=20$ mm)

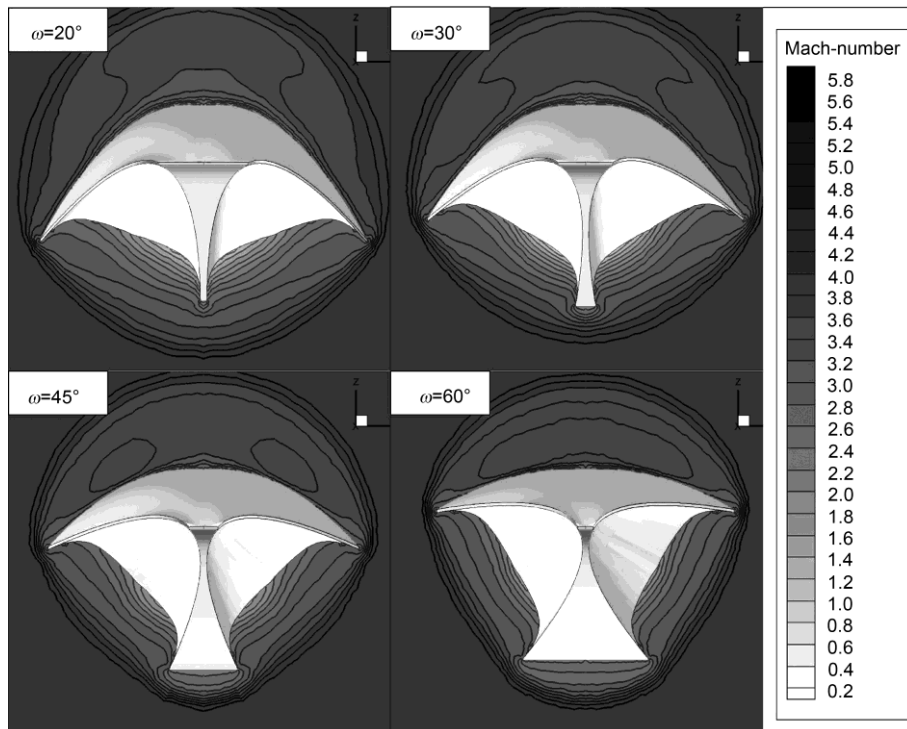


图4 ω 变化时进气道入口截面处马赫数等值线图对比($H_2=20$ mm)

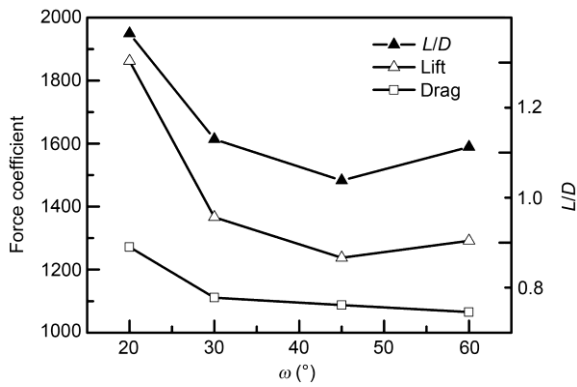


图5 前体升力、阻力及升阻比随 ω 变化曲线

表1 H_2 变化时前体升力、阻力及升阻比性能

H_2 (mm)	C_l	C_d	L/D
10	0.048571	0.039757	1.22
15	0.049675	0.040466	1.23
20	0.050907	0.041398	1.23
25	0.052031	0.041981	1.24

计, 所以构型调整十分方便. 这里主要考虑 4 种外形, 其俯视对比图如图 7 所示, 差别仅在于翼前缘线的俯视投影形状, 分别为余弦曲线(CFG_C)和幂次分别为 0.8 (CFG_P0.8), 1.0(CFG_P1.0, 即直线前缘), 1.2 (CFG_

P1.2)的幂次曲线. 计算分析时暂不考虑尾舵. 4 种构型的前缘钝化厚度均为 10 mm. 表 2 给出了 4 种构型的主要部件和整机的俯视投影面积比较.

计算条件为马赫数 6、飞行高度 25 km. 计算暂不考虑发动机的内流道, 即前体出口直接给定外推条件. 流场控制方程采用三维定常可压缩黏性流动 $N-S$ 方程组, 层流模型. 计算网格采用四面体非结构网格, 在壁面附近进行网格加密, 总网格量约为 800 万.

3.1 不同飞行攻角下气动性能比较

首先选择俯视投影面积(升力面)最大的 CFG_P1.2 构型, 在较大攻角变化($-2^\circ \sim 10^\circ$)范围内进行了气动性能评估. 图 8 给出了该构型的升力和阻力系数随攻角变化曲线. 从图 8 中可见, 随着飞行攻角增加, 升力呈线性增加, 阻力基本呈二次曲线增长, 且升力

表2 飞行器各部位及整机俯视投影面积

Configuration	Forebody (m^2)	Wing-body (m^2)	Total (m^2)
CFG_C	0.47	4.28	4.75
CFG_P0.8	0.47	4.11	4.58
CFG_P1.0	0.47	4.28	4.75
CFG_P1.2	0.47	4.42	4.89

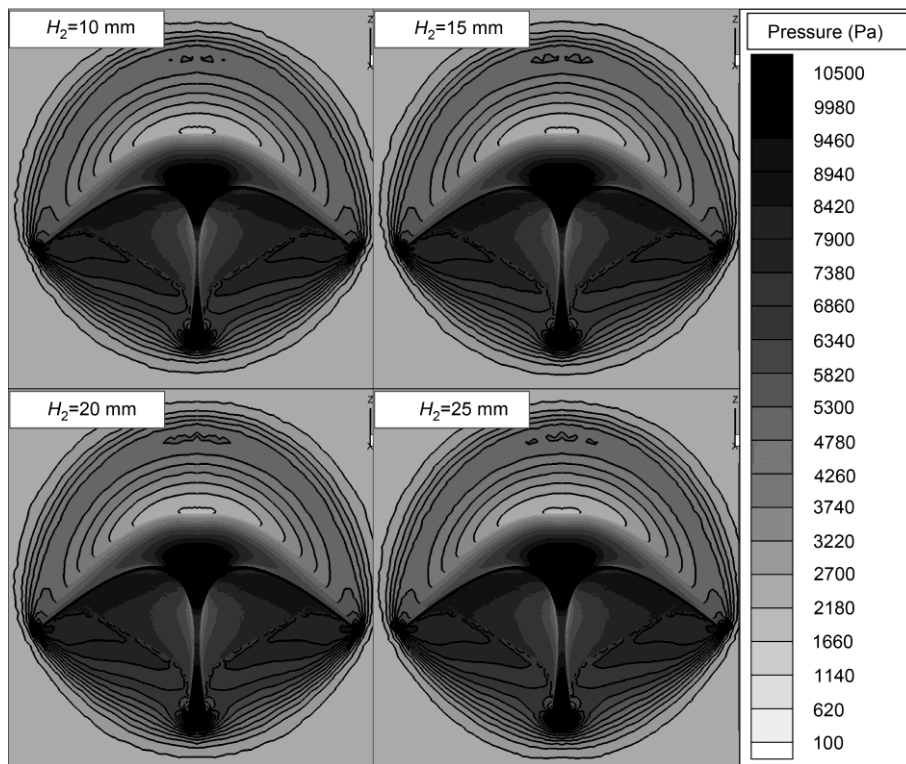


图6 连接面宽度变化时前体物面及进气道入口截面处压力等值线图

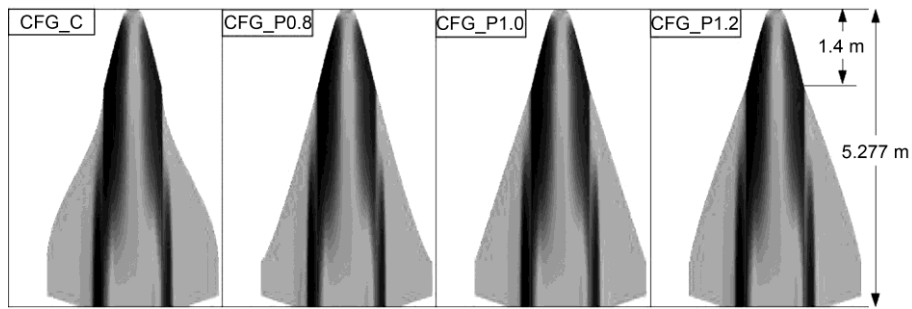


图7 4种一体化构型的俯视图

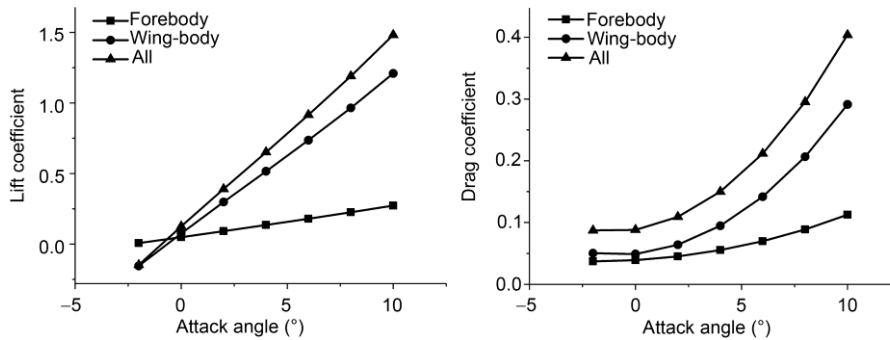


图8 CFG_P1.2构型升/阻力系数随攻角变化曲线

的主要来源为翼/身部分。

图9给出了整机和主要部件的升阻比以及进气道入口空气流量随攻角变化曲线。由曲线可知,当飞行攻角为 6° 时,前体具有最大升阻比2.57。而当飞行攻角为 4° 时,翼/身部分及整机具有最大升阻比值,分别为5.45和4.34。此外,进气量随着飞行攻角的增加而增大。

3.2 翼前缘线形状对整机气动性能的影响

在分析翼前缘形状对整机气动性能的影响时,主要考虑升阻比最大的 4° 攻角飞行状态。同时为进行对比,也计算了零度飞行攻角状态。总计算结果如表3所示。从表3中结果可知,由于前体的合理设计,且机翼带有等效装配攻角,即使在 0° 攻角条件下,4种构型的升阻比也均可超过1。同时,翼前缘形状对飞行器的升阻性能有较大影响,在 0° 及 4° 攻角条件下,其升阻比的最大差别分别达到约12%(CFG_P1.2与CFG_P0.8比较)和约8%(CFG_C与CFG_P1.2比较)。在 4° 攻角条件下,不考虑内流道阻力时,4种构型的升阻比均超过4,最大为4.68。但分析表3的结果亦可发现,4种构型在 0° 及 4° 攻角条件下升阻比的排序并不相同。

表3 4种构型的升/阻力系数及升阻比比较

Configuration	C_l		C_d		L/D	
	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=4^\circ$	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=4^\circ$	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=4^\circ$
CFG_C	0.1076	0.6297	0.07814	0.1347	1.38	4.68
CFG_P0.8	0.0945	0.5915	0.07476	0.1292	1.27	4.58
CFG_P1.0	0.1099	0.6235	0.08089	0.1391	1.36	4.48
CFG_P1.2	0.1249	0.6509	0.08814	0.1501	1.42	4.34

为进一步分析,在 0° 及 4° 攻角条件下将飞行器前体和翼身的升阻力系数分别进行统计。图10给出了 0° 攻角下4种构型的阻力和升力系数比较。由于4种构型前体相同,故其升力和阻力一致。尽管前体的几何尺寸相对于翼/身要小很多,其升力和阻力值均占整机的50%左右。亦即在零攻角及小攻角条件下,前体的气动性能对整机的影响十分明显。采用双乘波旋转对拼前体可以在一定程度上保留乘波体的高升阻比优势。从图10可知,升阻力系数均与翼身部分的面积呈正比。对于CFG_C与CFG_P1.0两种构型而言,尽管其翼身面积相同,但前缘线形状不同,曲线前缘的升力和阻力均小于直线前缘,其升阻比约有1.5%的略微差异。

图11给出了 4° 攻角下4种构型的阻力和升力系数比较。相比于 0° 攻角下的参数值,尽管4种构型

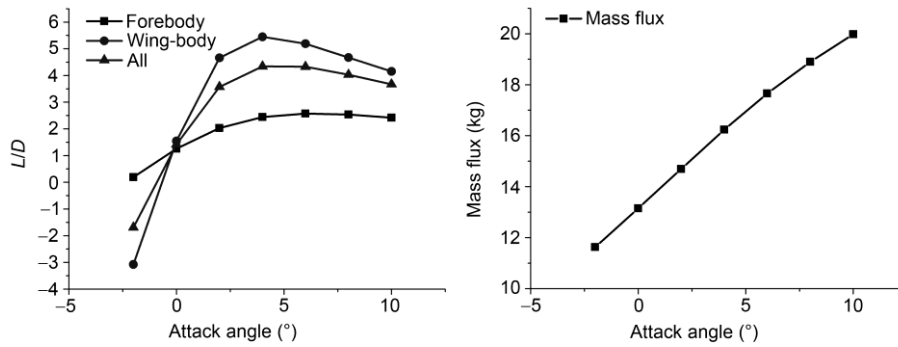


图9 CFG_P1.2构型升阻比和流量随攻角变化

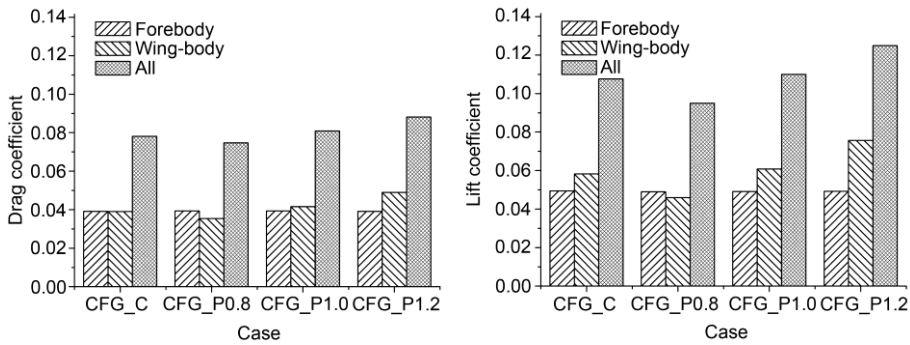


图10 0°攻角时整机及部件的升阻力系数分布

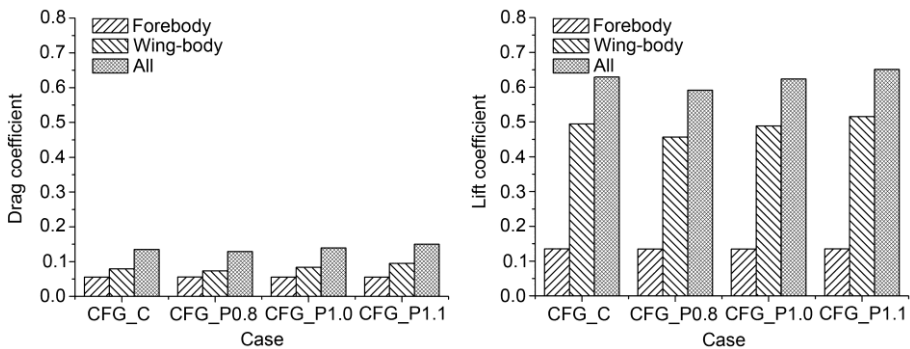


图11 4°攻角时整机及部件的升阻力系数分布

前体部分的升/阻力系数仍保持一致, 但前体和翼身部分间的比例关系出现明显差异. 4°攻角下4种构型翼身部分的升力明显高于前体部分, 差别为4~5倍, 但其阻力仅略高于前体. 对于CFG_P1.2, 其升力和阻力均明显高于其他3种构型, 但由于阻力增加明显, 其升阻比反而低于其他3种构型, 这与0°攻角下的结果是不同的. 从表3和图11的结果可以看出, 对于CFG_C与CFG_P1.0两种构型, 尽管其俯视投影面积相同, 在4°攻角下迎流面积也相同, 但前者具有更高的升力和更低的阻力, 因此升阻比较后者约有4.5%

的增量. 阻力减小的原因为靠近翼/身前端(与前体结合处), CFG_C构型前缘线具有更大的后掠角, 有益于减小激波阻力.

图12给出了4种构型在0°及4°攻角条件下的下表面压力分布云图. 从图12中可以看到, 由于机体向下隆起, 在机体前部的两个侧边产生较高的高压区. 在飞行时, 这两个高压区向后发展, 对于3种幂次曲线前缘, 高压区均直接掠过机翼, 但对于余弦曲线前缘线, 部分高压区为机翼捕获, 使飞行器获得额外的升力. 这种情况在4°攻角下更为明显. 这也是此条件下

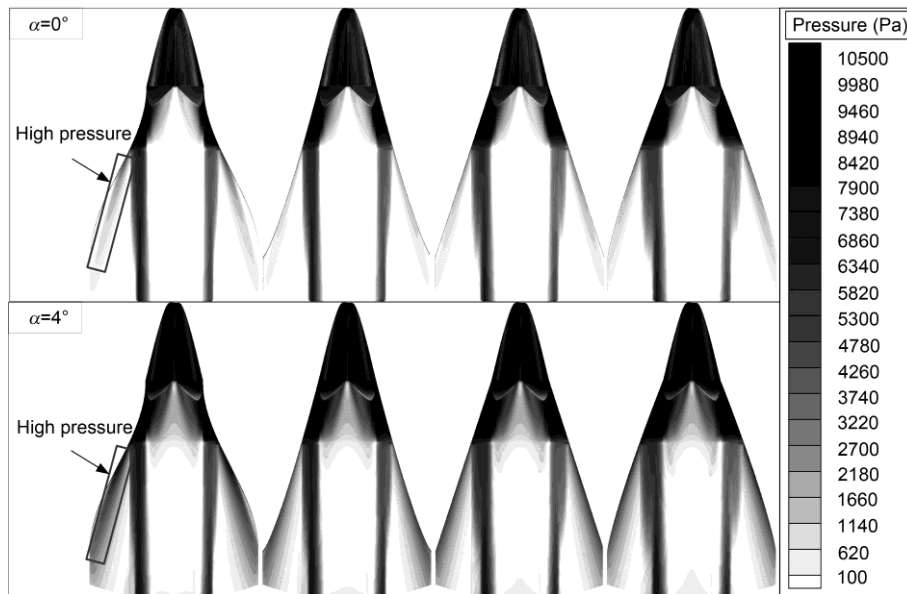


图 12 4 种构型下表面压力分布云图

CFG_C 构型的升力和升阻比明显高于其他构型的主要原因. 显然, 在小攻角飞行条件下, 对翼前缘进行进一步优化以更好地捕获高压区, 可能使飞行器的升阻比获得进一步的提高.

4 讨论和结论

本文针对下一代高超声速飞机的气动设计, 提出一种基于双乘波体旋转对拼式前体. 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. 在整机参数化设计的基础上, 选取典型前体和整机构型, 以飞行马赫数 6 和飞行高度 25 km 为条件, 通过数值计算初步分析了其主要气动性能. 初步计算结果表明, 采用双乘波体旋转对拼式前体设计方案时, 左右乘波面可在较大程度上保持乘波体的优势, 一方面可对来流进行合理压缩, 保证进气道入口截面处的流场均匀性以及较高的来流捕获量. 另一方面亦具有较好的升阻性能.

但同时数值分析结果也表明前体头部的脱体激波会对左右乘波面的气动性能及进气道入口截面的流场均匀性产生一定干扰, 但在靠近前体鼻端处采用较小乘波面间距可有效减小这一干扰. 同时, 在本文的前体设计中, 乘波体的前缘线采用二次曲线, 采用其他类型的前缘线(如直线)可能有效改善这一问题. 此外, 整机气动性能数值评估结果表明, 尽管前

体几何尺寸相对于整机要小很多(其法向投影面积仅占整机的约 10%), 但其升力和阻力在 0°攻角下几乎占整机的 50%, 即使在 4°攻角下其升力和阻力仍占整机的 20%以上, 这也从另一侧面说明前体设计不仅要考虑发动机的来流需求, 也需考虑整机的升阻性能. 从这一角度而言, 采用双乘波体前体方案亦具有较强的优势. 通过对 4 种不同翼前缘线的整机构型进行气动性能对比, 表明翼前缘线的形状对整机气动性能影响较大. 本例中采用余弦曲线设计翼前缘线, 不但在与前体结合处有较大的后掠角, 有益于减小激波阻力, 而且它能够一定程度上捕获机身两侧压缩形成高压气流, 增加飞行器的升力.

在本文基础上, 将进一步开展发动机进气道设计和翼前缘线设计等工作. 可以预见的是, 由于采用双乘波旋转对拼前体, 乘波体的高流量捕获和高升阻比等优势将被有效保留, 因此来流经前体压缩后应具有较好的总压恢复, 进气道的设计也可借鉴现有腹部进气布局的相关方法. 此外, 对于翼前缘线的优化设计问题, 应重点考虑巡航态飞行攻角(以本文结果为例, 不同翼前缘线形状在 0°和 4°攻角下对应的升阻比排序并不相同), 以减小激波阻力和有效捕获机体侧边高压区为目标, 以期进一步提高飞行器的升阻比. 由于本文工作尚处于概念研究阶段, 随着研究的深入, 对可能出现的问题及存在的不足进行不断改进, 也将是我们下一步的主要工作.

致谢 感谢李天院士及审稿专家的指导和帮助.

参考文献

- 1 崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题. 力学进展, 2009, 6: 658–673
- 2 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展. 西南科技大学学报, 2011, 26: 1–9
- 3 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化. 力学进展, 2009, 6: 683–694
- 4 Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. *Prog Aerosp Sci*, 2003, 39: 511–536.
- 5 Bakos R. Current hypersonic research in the USA. *Adv Propul Technol High-Speed Aircr*, 2008, 10: 1–26
- 6 Huang W, Li S B, Liu J, et al. Investigation on high angle of attack characteristics of hypersonic space vehicle. *Sci China Tech Sci*, 2012, 55: 1437–1442
- 7 You Y C, Liang D W. Design concept of three-dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet. *Sci China Ser-E Tech Sci*, 2009, 52: 2017–2028
- 8 Lewis M J. A hypersonic propulsion airframe integration overview. AIAA-2003-4405, 2003
- 9 张蒙正, 邹宇. 美国典型高超飞行器项目研发及启示. 火箭推进, 2012, 38: 1–8
- 10 Mölder S. Internal, axisymmetric, conical flow. *AIAA Journal*, 1967, 7: 1252–1255
- 11 Billig F S, Baurle R A, Tam C J. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets. AIAA-1999-4974, 1999
- 12 孙波, 张堃元. Busemann 进气道风洞实验及数值研究. 推进技术, 2006, 27: 58–61
- 13 Kothari A P, Tarpley C T, McLaughlin T A. Hypersonic vehicle design using inward turning flowfields. In: 32nd AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference. AIAA, 1996
- 14 Kothari A P. Designs of and methodology for inward or outward, and partially inward or outward turning flow hypersonic air-breathing and rocket-based-combined-cycle vehicles. USA Patent, US6164596 A, 2002
- 15 Tan H J, Chen Z, Li G S. A new concept and preliminary study of variable hypersonic inlet with fixed geometry based on shockwave control. *Sci China Ser-E Tech Sci*, 2007, 50: 644–657
- 16 Huang W, Li S B, Liu J, et al. Effect of cavity flame holder configuration on combustion flow field performance of integrated hypersonic vehicle. *Sci China Tech Sci*, 2010, 53: 2725–2733
- 17 Takashima N, Lewis M J. Engine-airframe integration on osculating cone waverider-based vehicle designs. AIAA-1995-2551, 1995
- 18 O'Neill M K L, Lewis M J. Optimized scramjet integration on a waverider. *J Aircraft*, 1992, 29: 1114–1121
- 19 Cui K, Zhao D X, Yang G W. Waverider configurations derived from general conical flowfields. *Acta Mech Sinica*, 2007, 23: 247–255
- 20 Cui K, Yang G W. The effect of conical flowfields on the performance of waveriders at Mach 6. *Chin Sci Bull*, 2007, 52: 57–64
- 21 Che J, Tang S, Bingnan K. Airframe/scramjet integrated design of hypersonic cruise vehicle. AIAA-2007-642, 2007
- 22 Townend L H. On hypersonic cruising aircraft which can have all leading edges swept. Part I, Design of air intakes. RAE Report TR 67046, 1967
- 23 朱宇, 李天. CARET 进气道研究综述. 飞机设计, 2003, 1: 1–6
- 24 杨应凯. Bump 进气道设计与试验研究. 空气动力学学报, 2007, 25: 336–338
- 25 朱宇, 李天. Bump 进气道设计研究. 首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会论文集(上册). 成都, 2004
- 26 Elvin J D. Integrated inward turning inlets and nozzles for hypersonic air vehicles, European Patent Application EP1818257, 2007
- 27 Walker S H, Sherk J, Shell D. The DARPA/AF falcon program: the hypersonic technology vehicle# 2 (HTV-2) flight demonstration phase. AIAA-2008-2539, 2008
- 28 Tu G H, Deng X G, Mao M L. Validation of a RANS transition model using a high-order weighted compact nonlinear scheme. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2013, 56: 805–811
- 29 Fan M, Cao W, Fang X J. Prediction of hypersonic boundary layer transition with variable specific heat on plane flow. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2011, 54: 2064–2070
- 30 Dong M, Zhou H. The effect of high temperature induced variation of specific heat on the hypersonic turbulent boundary layer and its computation. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2010, 3: 2103–2112
- 31 Wang L, Fu S. Modeling flow transition in a hypersonic boundary layer with Reynolds-averaged Navier-Stokes approach. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2009, 52: 768–774