科学通报 2012 年 第 57 卷 第 4 期: 239 ~ 247
论 文 www.scichina.com csb.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

三维后体/尾喷管一体化构型优化设计及性能分析

高太元[①], 崔凯[①*], 王秀平[①], 胡守超[①], 杨国伟[①], 任亮[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 100190;
② 中国石油天然气管道局海洋工程分公司, 廊坊 065000
* 联系人, E-mail: kcui@imech.ac.cn

2011-09-01 收稿, 2011-10-27 接受
国家自然科学基金(90916013)资助

摘要 针对高超声速飞行器后体/尾喷管一体化构型, 以飞行马赫数 6.5, 飞行高度 25 km 为设计条件, 综合使用二维型线优化和三维关键参数优化, 对构型的升/推力性能进行了优化设计. 首先基于二维型线, 采用三次 B 样条曲线对上膨胀面型线进行参数化, 计算流体动力学(CFD)进行性能评估, 序列二次规划(SQP)方法作为优化方法, 建立了优化设计流程, 在优化迭代中利用局部网格重构技术提高计算效率. 在二维优化的基础上设计了三维后体/尾喷管一体化构型, 获得了下膨胀面/后体长度比 l/L、下膨胀面倾角ω、出口高度/后体长度比 H/L 及等关键参数对一体化构型升力、推力等性能参数的影响规律. 研究发现在此条件下, 当 l/L=1/6, H/L=0.35, ω=10°时, 后体/尾喷管一体化构型的综合性能最优. 此外, 加装侧板可以有效防止侧向的高压泄露, 有助于提升飞行器的升力和推力性能.

关键词
高超声速
后体/尾喷管一体化
单壁扩张喷管
优化设计
计算流体动力学

以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器通常采用机体/发动机高度一体化的构型设计方案. 飞行器前体采用乘波体或升力体构型, 不但提供飞行器所需的大部分升力, 而且充当发动机进气道的预压缩面. 机身后体作为尾喷管的外延, 可同时产生推力和升力. 采用这样的设计, 机体下表面与推进系统完全融合, 可达到有效减阻的目的. 整个一体化构型中, 飞行器后体与发动机尾喷管采用一体化设计, 是产生飞行器推力的主要部件, 其产生的推力可达发动机总推力的 50%以上[1,2].

作为尾喷系统的一部分, 飞行器后体一般采用非对称单壁扩张喷管(SERN)的设计方案. 当飞行马赫数、攻角和动压确定后, 后体(或喷管)的气流膨胀情况及升/推力性能主要取决于其几何构型, 特别是其上壁面型线的形状. 早期的喷管设计方法主要基于无黏流动理论, 以最大推力或最小长度为原则, 利用特征线法和变分法进行设计. 例如, 实际中应用较广的 Rao 氏方法等[3,4]. 由于飞行器后体入口(即发动机出口)和出口的流动现象十分复杂, 基于无黏流动的喷管设计方法虽具有一定指导意义, 但一般仅作为初步设计的参考[4]. 近年来, 随着计算流体力学(CFD)的发展, 高可信度数值模拟已成为后体或喷管性能评估[5~7]、设计[8,9], 特别是优化设计[2,10~15]的主要分析手段和研究基础. 例如, 陈兵等人[2,10]采用三次样条曲线对尾喷管上壁型线进行参数化, 采用非线性单纯形方法对二维尾喷管进行了优化; Marathe 等人[11,12]在大量数值实验的基础上, 利用拉丁方原理构造响应面, 对尾喷管进行了优化; 贺旭照等人[13]和车竞等人[14]分别针对尾喷管和后体/尾喷管一体化构型, 在 CFD 分析的基础上, 采用遗传算法进行了构型优化等, 均取得了十分有意义的结果.

对于实际飞行器而言, 将数值分析技术和优化技术结合, 直接针对三维后体外形开展优化设计应是较合理的方案. 然而在三维条件下, 后体附近流场复杂、计算量大, 优化设计变量个数较多, 直接优化需耗费大量的计算资源和计算时间. 相比之下, 针对

英文版见: Gao T Y, Cui K, Wang X P, et al. Aerodynamic optimization and evaluation for the three-dimensional afterbody/nozzle integrated configuration of hypersonic vehicles. Chin Sci Bull, 2012, 57, doi: 10.1007/s11434-011-4948-3

二维型线进行优化设计, 将优化结果外推至三维情况可有效避免上述问题. 因此, 就作者所查阅公开发表的文献来看, 目前后体/尾喷管一体化构型的相关研究大多集中于二维型线的设计和优化. 但在实际应用中, 由于采用单壁扩张喷管的设计方式, 喷管内流和外流在后体扩张处直接混合, 在三维情况下后体膨胀面附近的高压区将向两侧泄漏, 进而可能导致喷管附近的流场与二维情况呈现较大差别. 显然, 通过二维设计和优化获得的喷管构型在拓展至三维情况下, 其性能能否保持最优尚需进一步入研究, 但目前尚未查阅到公开文献报道.

基于上述背景, 本文以飞行马赫数 6.5、飞行高度 25 km 为设计条件, 开展了三个方面的研究. 首先, 针对二维后体/尾喷管一体化构型, 采用 B 样条曲线对上膨胀面二维型线进行参数化, 结合应用数值优化方法和 CFD 分析手段, 基于多块结构化网格, 以最大推力为目标对二维型线进行优化, 获得二维优化外形. 此外, 在优化计算过程中采用局部网格重构技术, 不但可以保证优化计算的效率和稳定性, 而且可较好地保证网格质量和求解精度. 其次, 在二维优化的基础上, 设计三维后体/尾喷管一体化外形并对其进行数值分析, 研究三维效应对二维优化结果的影响. 最后, 以三维外形为基础, 进一步研究下膨胀面/后体长度比 l/L、下膨胀面倾角 ω、出口高度/后体长度比 H/L 及等关键参数对一体化构型升力、推力等性能参数的影响规律. 同时分析了侧板对后体/尾喷管一体化构型的气动性能影响.

计算结果表明, 在此设计条件下, 二维优化结果推至三维条件下仍然有效, 但三维条件下构型的升力和推力系数均明显减小, 即三维效应的影响不能忽略. 在三维条件下, 当 l/L=1/6, H/L=0.35, ω=10°时, 后体/尾喷管一体化构型的升/推力性能综合最优. 此外, 加装侧板可以有效防止侧向的压力泄露, 有助于提升飞行器的升力和推力性能.

1 后体/尾喷管一体化构型二维型线优化

1.1 二维型线参数化方法

二维优化设计主要针对后体上膨胀面型线, 本文所采用的参数化方法为分段三次 B 样条曲线方法[16], 计算公式如下所示:

$$P(t)=\frac{1}{6}\begin{bmatrix}t^3 & t^2 & t & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}-1 & 3 & -3 & 1\\ 3 & -6 & 3 & 0\\ -3 & 0 & 3 & 0\\ 1 & 4 & 1 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}P_0\\ P_1\\ P_2\\ P_3\end{bmatrix},t\in[0,1], \tag{1}$$

式中, $P(t)=(x(t), y(t))$为上膨胀面型线, P_0~P_3 为控制点坐标, $P_i=(x_i,y_i)$. 这里使用 4 个控制点(8 个参数)来表达后体型线, 如图 1 所示.

图 1 中, 点 1 是后体与发动机出口的联结点, 其坐标由发动机外形及其安装位置决定, 为固定点. 点 4 为后体末端, 其 x 坐标由整机长度和后体长度限制, 必须固定, 其 y 坐标由后体扩张壁垂直高度 H_a 决定(图 1), 为可调点, 这里不作为优化设计变量. 除以上两个坐标点外, 点 2 和 3 的 x 和 y 坐标均为可变点(设计变量), 故实际计算中共包含 4 个优化设计变量.

1.2 CFD 分析和局部网格重构技术

本文中 CFD 分析采用三维薄层雷诺平均 Navier-Stokes 方程求解程序计算. 该程序采用包含子迭代的 LU-SGS 隐式时间推进方法和改进的 HLLEW 空间离散格式[16]. 子迭代可以消除由于方程线性化、滞迟边界条件等带来的误差, 使计算更加稳定. 改进的 HLLEW 格式在等熵流动区域, 格式自动恢复到迎风差分 Roe 通量分裂格式, 在熵跳跃大的流动区域, 格式变为标准的 HLLE 格式. 这样既可克服 Roe 格式模拟激波流动产生的非物理振荡现象, 也可克服 HLLE 格式在连续流动区域表现出的较强的格式黏性, 提高

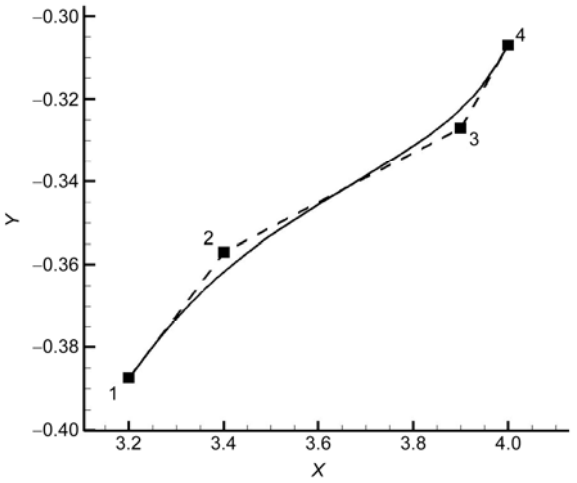


图 1 二维型线参数化实例

流场整体计算精度. 此外, 程序中黏性项用中心差分离散, 湍流模拟采用涡黏性k-ε模型. 升/推力系数的计算方法为后体/尾喷管一体化构型膨胀面产生的净推力, 即通过 CFD 分析求解计算域内的流场, 在此基础上获得膨胀面的压力分布, 将其进行积分后沿 XY 两个方向分解并进行无量纲化, 即可获得推力和升力系数.

优化计算过程中, 计算域将随后体型线的改变而改变. 为保证优化计算高效而稳定地进行, 本文采用局部网格重构方法. 与后体上膨胀面型线直接相关联的网格块(如图 2 所示的第 1 块网格)为可变网格, 其余部分为不变网格. 在优化迭代中, 不变网格保持不动, 可变网格随着后体型线的改变而不断重构. 采用这种方法有如下 3 个优点: (1) 高质量的不变网格生成后不再改变, 可减小由于全域网格变形带来的计算误差; (2) 优化迭代中, 仅需对局部网格进行重构, 可以有效减少由于网格重新生成带来的计算时间消耗; (3) 优化迭代中, CFD 计算可在上一迭代步已有结果的基础上进行, 这样也可以有效减少 CFD 分析的时间.

1.3 优化设计流程和方法

优化设计的总体流程如图 3 所示. 在优化迭代中, 首先对外形进行 CFD 分析并获得气动参数, 之后在优化方法的指导下对设计变量进行修正, 依据修正的设计变量重新生成后体外形, 进行局部网格重构后再进行 CFD 计算, 如此反复迭代, 直到后体外形和目标函数值不再变化.

优化方法使用序列二次规划方法(SQP), 该方法

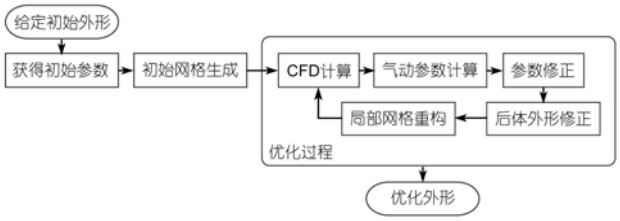


图 3 优化设计流程图

的主要思路是将优化问题转化为一系列二次规划子问题进行迭代求解. SQP 方法是目前求解非线性优化问题最为稳健的方法之一, 也是中小规模实际优化问题经常使用的求解方法. 在本文的优化问题中, 目标函数对设计变量的梯度采用数值差分计算, 海塞矩阵的计算采用 BFGS 拟牛顿法.

1.4 二维优化算例和结果

为验证上述方法的有效性并获得优化外形, 本文首先对二维后体/尾喷构型的上膨胀面型线进行了最大推力优化设计, 二维优化设计时暂不考虑下膨胀面, 初始构型后体出口高度/长度比 H/L=0.35, 初始型线采用直线, 相关设计条件如表 1 所示, 后体入口条件按相关条件给定, 出口条件给定外推条件.

优化前后的上膨胀面型线比较如图 4 所示, 优化前后各气动参数值如表 2 所示.

表 1 后体二维优化设计条件

Ma	α (°)	P_∞ (Pa)	T_∞ (K)
6.5	0	2550	221.6

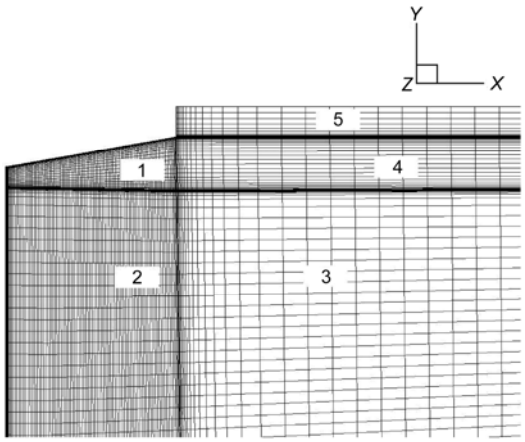


图 2 多块计算网格

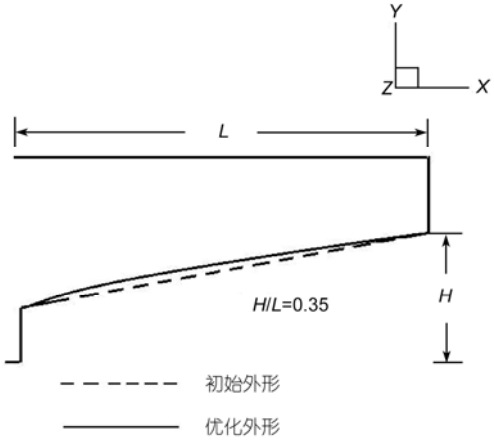


图 4 优化前后三种后体型线的比较

表 2 二维构型优化前后参数对比

	Ct	Δ*Ct*	*Cl*	Δ*Cl*
Initial-2D	0.0247	4.45%	0.1319	1.90%
Optimized-2D	0.0258		0.1294	

表 2 中, *Ct* 为推力系数, *Cl* 为升力系数, Δ*Ct* 和 Δ*Cl* 分别为优化后推力系数和升力系数的增量, 其定义分别为 $\Delta=\frac{\text{optm}-\text{init}}{\text{init}}\times 100\%$, 标记 Initial-2D 和 Optimized-2D 分别代表二维初始外形和优化外形.

从表 2 的结果可以看出, 后体尾喷型线经优化后, 推力系数有较大增加, 与此相反, 升力系数相应减小, 但减幅相对较小. 图 5 给出了型线优化前后局部流场的压力分布云图, 可以看出, 对于初始构型, 喷射气体在后体前部压力较高, 但在中后部对上膨胀面的压力逐步减小. 经优化后, 由于后体膨胀面型线变化, 喷射气体充分膨胀, 上膨胀面产生更大的压力及较大推力, 这是优化后构型推力提高的主要原因.

2 三维效应的影响

为考察三维效应的影响, 本文以上述二维型线为基础, 拓展生成了三维后体/尾喷管一体化构型, 三维构型的设计方式为: 以二维形线为基础向侧向扩展, 沿后体轴向方向的截面均为矩形, 后体出口的宽高比为 3.1, 后体出口的宽高比为 2, 后体出口和入口面积比为 3.663. 依据二维条件下的后体初始型线和优化型线, 采用同样的几何参数设计获得两种三维后体外形并对其进行 CFD 分析, 计算获得的气动参数如表 3 所示. 二维/三维条件下优化前后的上膨胀面中心型线压力系数曲线如图 6 所示.

表 3 中, Initial-3D 和 Optimized-3D 分别表示三维初始构型和优化外形. 其余参数的意义与表 2 相同. 为保证可比性, 上述计算数据中, 参考面积的选取与二维条件下相同, 取为上膨胀面垂向投影面积.

从表 3 的结果可以看出, 在三维情况下, 优化后构型的推力系数增大, 升力系数减小, 与二维结果相同. 这说明针对二维条件下的优化计算在三维条件下仍然有效. 但是三维构型下后体气动力系数对比二维结果有明显减小. 从图 6 的上膨胀面中心型线压力系数分布曲线可以看出, 无论是初始外形还是优化外形, 三维条件下构型中后部压力分布明显低于二维情况, 说明三维条件下, 喷管高压区的侧向泄露对后体气动性能有较大影响. 此外, 初始构型的中心型线压力系数逐步减小, 在后体的中后部, 压力系数明显小于优化后构型的压力系数. 同样使用优化后上膨胀面型线, 可以看出, 在喷射入口处, 三维构型的压力系数与二维构型下基本一致, 并能较好膨胀, 在上膨胀面形成高压区. 高压区过后, 由于侧向的高压泄露使得中心区压力降低, 三维构型的上膨胀面中心型线的压力系数明显小于二维构型情况, 造成后体整体气动性能下降.

由上述结果可以得出, 对于三维后体/尾喷管构型, 由于两侧高压泄露, 会造成后体气动性能明显下降. 因此对二维尾喷膨胀面型线进行设计和优化后, 拓展至三维构型时其气动性能是否最优不能得到保证, 实际设计中欲获得最优构型, 考虑三维效应是必要的.

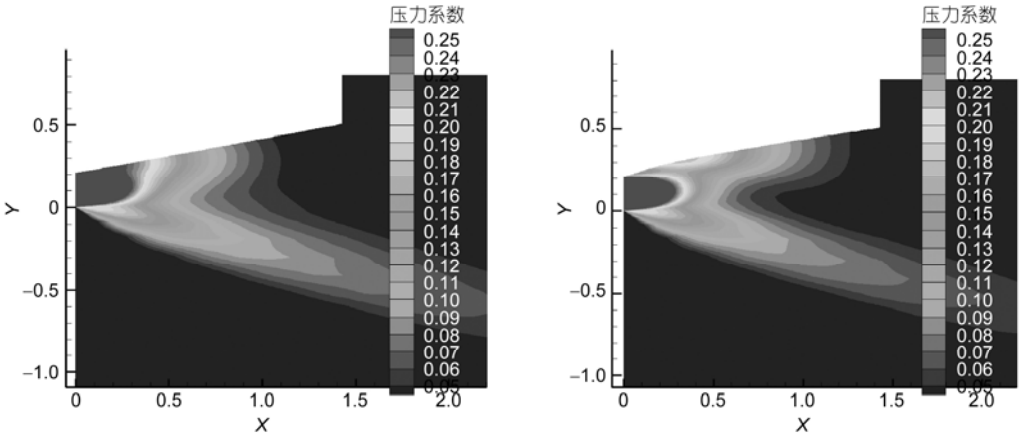


图 5 后体局部流场的压力分布云图

表 3　三维构型优化前后参数对比

	Ct	Δ*Ct*	*Cl*	Δ*Cl*
Initial-3D	0.0145	7.59%	0.0796	2.64%
Optimized-3D	0.0156		0.0775	

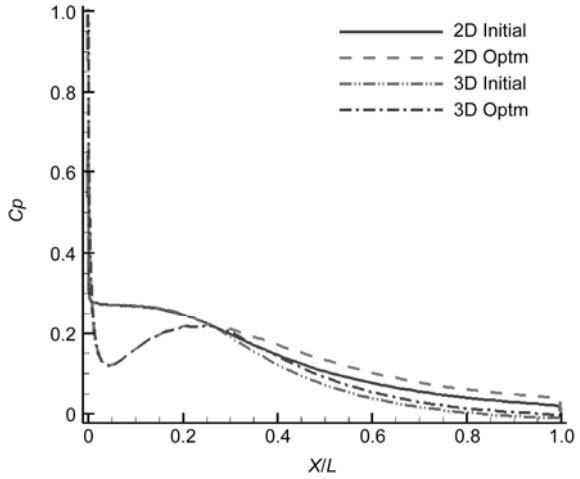


图 6　沿中心型线压力系数分布云图

3　三维后体/尾喷管构型及其对飞行器气动性能的影响

3.1　三维后体/尾喷管构型和设计参数

基于上述结论，我们在二维优化型线的基础上，进一步针对三维构型进行分析. 依据二维膨胀面优化型线生成的三维后体/尾喷管一体化构型如图 7 所示. 在三维构型下，增加了下膨胀面. 三维构型中，喷管长度为 L，下膨胀面长度为 l，下膨胀面倾角为 ω，上膨胀面高度为 H. 在三维优化设计中，保持 L 不变，通过调节几何参数 l/L，ω 和 H/L(由于后体宽度保持固定，调节此参数等价于调节出入口面积比)的大小来研究各参数对一体化构型气动性能的影响. 其中 l/L 分别取 0, 1/6, 1/4, 1/3; ω分别取 7°, 10°, 13°; H/L 分别取 0.35, 0.49, 0.63. 这里所有几何参数取为无量纲值，气动性能主要考虑上下膨胀面的推力系数及升力系数.

相关计算模型与计算条件与二维构型相同. 计算网格采用多块结构网格. 计算网格如图 8 所示，所有构型均采用相同的网格分布，附面层第一层网格尺度满足 y^+<10.

3.2　下膨胀面/后体长度比 *l/L* 对后体气动性能的影响

首先考察了下膨胀面/后体长度比 l/L 对尾喷管气动性能的影响. 这里固定上膨胀面高度 H/L = 0.35，下膨胀面倾角 ω=7°，计算得到了上下膨胀面的推力和升力系数，如表 4 所示. 表中推力系数与升力系数的计算方式为对上下膨胀面的内壁面压力积分后进行正交分解获得.

从表 4 的结果可以看出，在原外形基础上，增加下膨胀面后，推力急剧增加，而升力系数则急剧下降. 且随着下膨胀面/后体长度比的增大，上下膨胀面的推力系数 Ct 不断增大，相反升力系数 Cl 不断减小. 这是由于下膨胀面长度的增大，增大了尾喷下膨胀面的受力面积，减少了喷射气体向后体下方的压力泄露，从而使得下膨胀面所受的推力增大. 而向下方向力的增大，造成了一体化构型的升力减小. 图 9 给

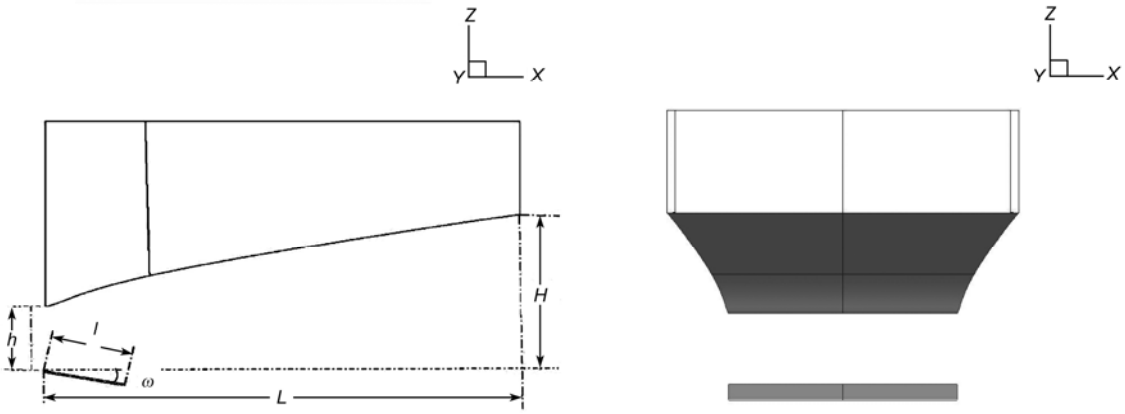


图 7　三维后体/尾喷管一体化构型

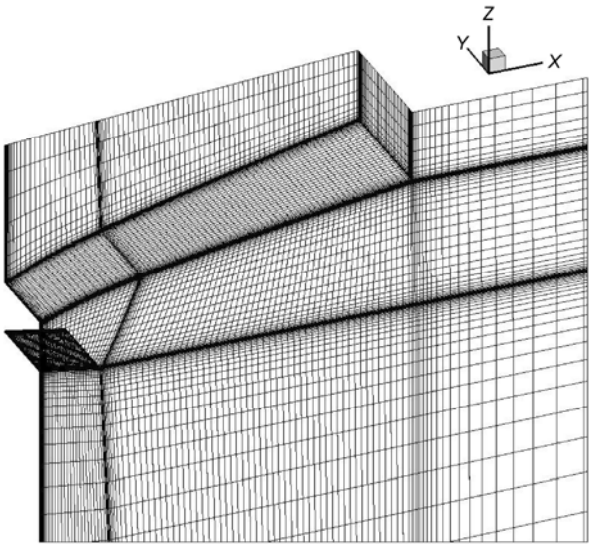


图 8 三维后体/尾喷管一体化构型计算网格图

表 4 下膨胀面/后体长度比 *l*/*L* 下气动参数比较

l/*L*	*Ct*	*Cl*
0	0.0156	0.0775
1/6	0.0215	0.0430
1/4	0.0234	0.0355
1/3	0.0242	0.0267

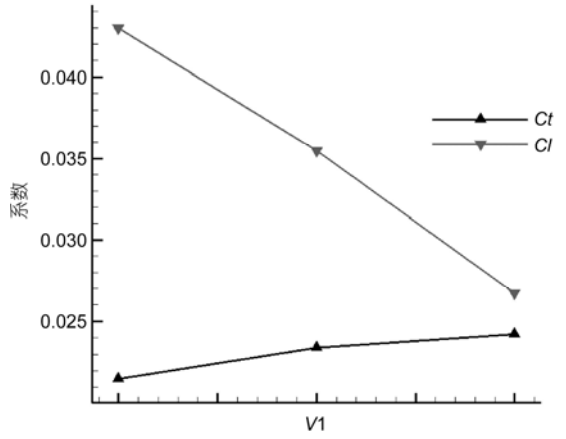


图 9 不同下膨胀面/后体长度比 *l*/*L* 下气动参数比较

出了三种下膨胀面/后体长度比构型中上下膨胀面的推力系数 *Ct* 以及升力系数 *Cl* 的变化趋势图, 可以看出, 推力系数 *Ct* 的曲线变化较为平缓, 而升力系数 *Cl* 的曲线下降较快, 说明升力系数减小的幅度要大于推力系数增大的幅度. 在实际设计中, 需要综合考虑飞行器的升力和推力性能, 选择合适的 *l*/*L* 达到气动性能的均衡.

3.3 出口高度/后体长度比 *H*/*L* 对后体气动性能的影响

如前所述, 由于在计算分析中, 一体化构型的宽度不变, 因此调节调节出口高度/后体长度比 *H*/*L* 与改变出/入口面积比等价. 这里固定下膨胀面/后体长度比 *l*/*L*=1/6、下膨胀面倾角 ω=7°不变, 通过改变 *H*/*L* 计算得到上下膨胀面的推力和升力系数, 如表 5 所示. 图 10 给出了三种构型上下膨胀面的压力分布图.

从表 5 的结果可以看出, 随着出口高度/后体长度比 *H*/*L* 的增大, 上下膨胀面的推力系数 *Ct* 不断减小, 升力系数 *Cl* 同样不断减小. 在 *H*/*L* = 0.63 时, 升力系数 *Cl* 变为负数. 同时可以看出, 升力系数减小的幅度要远大于推力系数减小的幅度.

这是由于随着出口高度/后体长度比 *H*/*L* 的增大, 膨胀面积比增大, 膨胀区域扩大, 使得上膨胀面所受压力减小, 尤其在中后部, 上膨胀面所受压力下降较快, 降低了后体尾喷管的气动性能. 如图 10 所示, 三种构型的下膨胀面所受压力分布变化不大, 而 *H*/*L* = 0.35 时, 上膨胀面的压力分布明显好于后两种构型. 在 *H*/*L* = 0.63 时, 上膨胀面并没有明显的高压区存在, 可见 *H*/*L* = 0.35 是较优的选择.

3.4 下膨胀面倾角 ω 对后体气动性能的影响

确定下膨胀面/后体长度比 *l*/*L*=1/6, 出口高度/后体长度比 *H*/*L*=0.35 后, 本文进一步研究了下膨胀面倾角 ω 对尾喷管气动性能的影响. 同样对下膨胀面倾角 ω 分别为 7°, 10°, 13°的三种后体/尾喷管一体化构型, 通过 CFD 计算得到其上下膨胀面的推力和升力系数, 如表 6 所示, 图 11 给出了三种倾角构型的上下膨胀面的压力分布图.

从表 6 的结果可以看出, 随着下膨胀面倾角 ω 的增大, 上下膨胀面的升力系数 *Cl* 不断增大, 这是由于下膨胀面倾角的增大, 使得下膨胀面法向投影面

表 5 不同出口高度/后体长度比 *H*/*L* 下气动参数比较

H/*L*	*Ct*	*Cl*
0.35	0.0215	0.0430
0.49	0.0195	0.0031
0.63	0.0131	0.0235

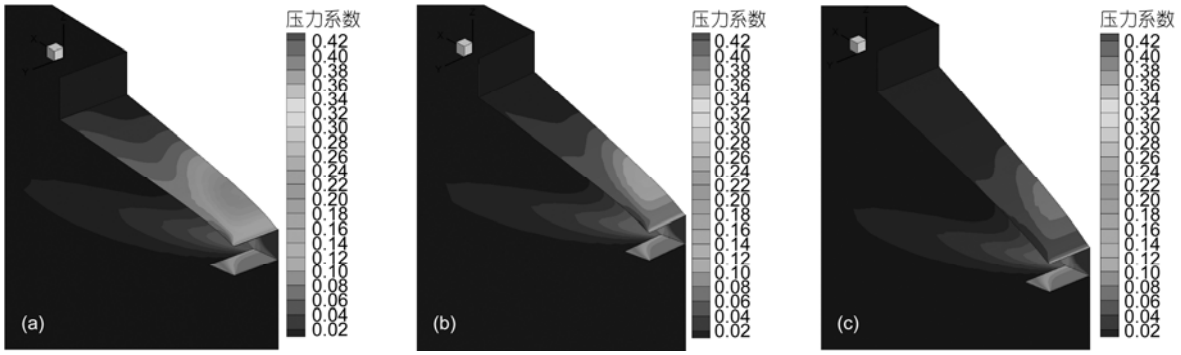


图 10　*H/L* = 0.35(a), 0.49(b), 0.63(c)时上下膨胀面压力分布图

表 6　不同下膨胀面倾角ω下气动参数比较

ω	*Ct*	*Cl*
7°	0.0215	0.0430
10°	0.0218	0.0463
13°	0.0217	0.0499

积减小, 所以下膨胀面所受向下方向力减小, 后体整体的升力随之增大.

而推力系数 *Ct* 随着下膨胀面倾角ω的增大先增大后减小, 在ω=10°时, 推力系数 *Ct* 达到最大值; 说明在下膨胀面倾角ω=7°~13°范围内, 随着ω的增大, 下膨胀面轴向投影面积增大, 使得轴向推力先变大; 而过大的倾角又会造成压力向下泄露, 减小了下膨胀面所受压力, 降低了推力性能; 并且在倾角ω过大时, 下膨胀面外侧迎风面增大, 会造成阻力增大. 如图 11 所示, 可以看出, 三种构型的上膨胀面压力分布变化不大, 右侧ω=13°时, 下膨胀面所受压力明显小于左侧ω=7°的情况. 所以, ω=10°是最佳的选择.

通过上述针对三维后体/尾喷管各几何参数对后体推力和升力性能的影响分析, 可以发现出口高度/后体长度比 *H/L* 对后体的推力和升力性能影响较大, 适当调节 *H/L* 会有效提升飞行器气动性能; 下膨胀面/后体长度比 *l/L* 的增大尽管可以减少压力向下方泄露, 提升推力性能, 但会造成升力性能下降, 且下降较快, 所以较小的下膨胀面/后体长度比是适当的选择; 由于下膨胀面倾角ω的变化范围较小, ω=10°是较佳的选择. 综上所述, 可以得出, 当 *l/L*=1/6, *H/L*=0.35, ω=10°时, 后体/尾喷管一体化构型的升/推力性能综合最优.

同时, 由图 10 和 11 的结果可以看出, 6 种构型的上/下膨胀面都是在靠近中心的一侧压力较大, 膨胀充分, 而外侧处压力较小. 这说明喷射的高压气流有侧向泄露, 这也是造成三维情况下气动性能降低的主要原因. 为了考察侧向高压泄露对三维后体/尾喷管构型的影响, 本文对优选后的三维后体/尾喷管构型加装了侧板, 考察了尾喷侧板对于后体气动性能的影响.

4　侧板对后体/尾喷管气动性能的影响

通过上述计算分析, 确定了当 *l/L*=1/6, *H/L*=0.35,

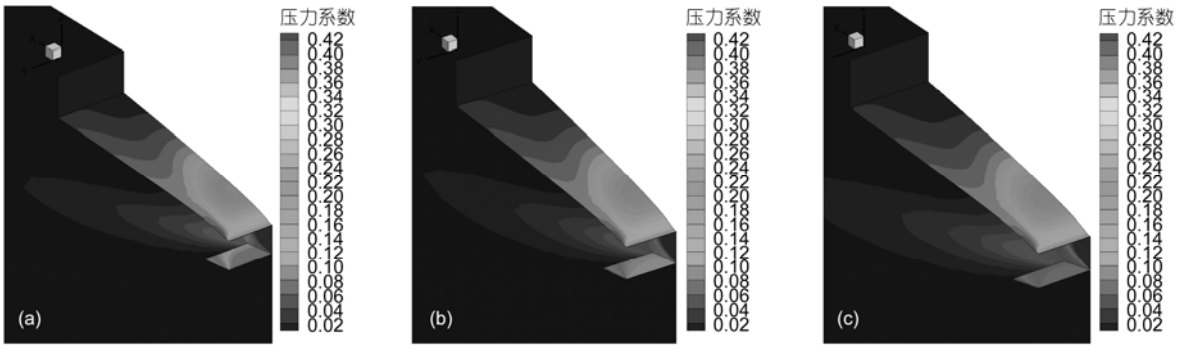


图 11　ω=7°(a), 10°(b), 13°(c)时上下膨胀面压力分布图

ω=10°时，后体/尾喷管一体化构型综合性能较优. 在此优选的三维构型基础上，本文比较了加装侧板对于后体/尾喷管气动性能的影响. 表 7 给出了有/无侧板优选构型的气动参数.

表 7 中，l/L=1/6，H/L=0.35，ω=10°，Ct 表示上下膨胀面的推力系数，Cl 表示上下膨胀面的升力系数. ΔCt 和ΔCl 分别为加装侧板后推力系数和升力系数的增量，其定义分别，$\Delta=\dfrac{\text{with}-\text{without}}{\text{without}}\times 100\%$，with 和 without 分别表示加装侧板和没有侧板的情况.

从表 7 的结果可以看出，优选后的三维后体/尾喷管构型在加装侧板以后，推力系数 Ct 和升力系数 Cl 均有明显增大，气动性能有明显提升. 这是由于侧板有效地阻止了尾喷管高压区气流的侧向泄露，更加有效地利用了上/下膨胀面，增大了膨胀面所受压力，使得飞行器气动性能提升.

图 12 分别给出了有/无侧板情况下膨胀面压力分布图，可以看出，左侧加装侧板后的构型，气流可以在尾喷外侧板形成高压区，阻止了气流的侧向泄露，上膨胀面的压力分布也显示气流膨胀更加充分；而右侧没有加装侧板的构型，其上膨胀面的压力分布在靠近外侧区域明显较小，没有充分利用膨胀面.

图 13 给出了上膨胀面中心线沿 X 方向的压力分布曲线，可以发现加装侧板后上膨胀面的沿流向压力分布明显大于没有侧板的情况. 所以在实际设计过程中，如果重点考虑升/推力性能，可以考虑采用加装侧板的手段.

5 结论

本文以 CFD 为气动性能分析工具，首先以二维后体/尾喷构型为基础，结合使用 B 样条曲线和序列二次规划方法建立了以最大推力为目标的优化设计流程. 算例证明了优化设计的有效性. 依据本文的计算结果，可以得出如下结论：(1) 基于 CFD 分析和局部网格重构技术的后体优化设计方法是可行且有效的，可以应用于实际飞行器的优化设计；(2) 经优化设计后，气体膨胀更加充分，因此推力系数有较大提高，升力系数虽相应减小，但变化量相对较小.

为了考察三维后体/尾喷构型气动性能，将二维

表 7 有/无侧板气动参数的比较

侧板	Ct	ΔCt	Cl	ΔCl
无	0.0218	16.51%	0.0463	38.66%
有	0.0254		0.0642	

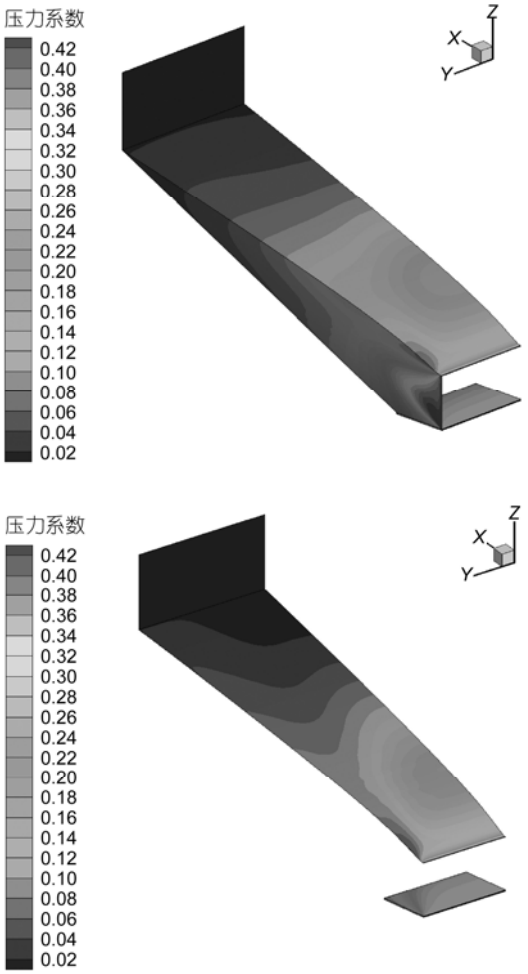


图 12 有/无侧板膨胀面压力分布图

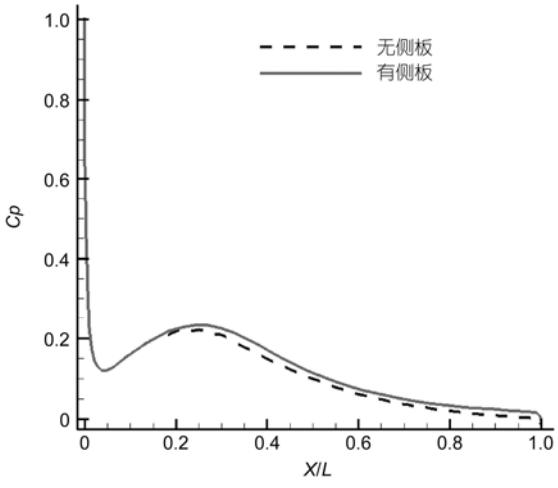


图 13 上膨胀面沿 X 方向的压力分布

优化后构型拓展生成了三维后体/尾喷管一体化构型, 计算结果表明, 三维情况下气动性能会有明显下降, 说明实际设计中考虑三维效应是必要的. 在此基础上, 进一步详细分析了下膨胀面/后体长度比 l/L、出口高度/后体长度比 H/L 以及下膨胀面倾角ω对后体/尾喷管气动性能的影响规律, 得到以下结论: (1) 在一定范围内, 增加尾喷管下膨胀面/后体长度比 l/L, 可以获得更大的推力, 但升力性能下降, 实际设计时要综合考虑, 恰当选择; (2) 后体出口高度/后体长度比 H/L 的增加会造成气体膨胀域过大, 使得上膨胀面压力减小, 后体的推力和升力性能均下降, 且升力性能下降较快; (3) 在一定范围内, 下膨胀面倾角的增大会降低下膨胀面所受压力, 提升升力性能, 但后体推力性能存在最佳角度, 倾角过大推力反而会下降; (4) 综合上述计算结果, 对于本文的设计条件而言, 当 l/L=1/6, H/L=0.35, ω=10°时, 后体/尾喷管一体化构型的升/推力性能综合最优; (5) 加装侧板可以有效阻止气体侧向泄漏, 提升飞行器的推力和升力性能.

参考文献

1 黄志澄. 空天飞机的气动外形. 气动实验与测量控制, 1991, 5: 1–11
2 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 二维超然冲压发动机尾喷管优化设计. 推进技术, 2002, 23: 433–437
3 Rao G V R. Exhaust nozzle contour for optimum thrust. Jet Propul, 1958, 38: 377–382
4 黄志澄. 空天飞机喷管的气动设计. 气动实验与测量控制, 1993, 7: 1–10
5 Berens T M. Experimental and numerical analysis of a two-duct nozzle/afterbody model at supersonic mach numbers. AIAA-1995-6085, 1995
6 Le Bozec A, Rostand P, Rouy F, et al. Afterbody testing and comparison to CFD simulations. AIAA-1998-1596, 1998
7 赵坚行, 周琳. 尾喷管内外超声速流场数值模拟. 推进技术, 2001, 22: 295–298
8 王晓锋, 商旭升, 陈玉春, 等. 单面膨胀高超音速尾喷管内流场的数值模拟. 弹箭与制导学报, 2007, 27: 187–189
9 黄伟, 柳军, 罗世彬, 等. 尾喷管构型对高超声速飞行器性能影响研究. 弹箭与制导学报, 2008, 28: 161–164
10 Chen B, Xu X, Cai G B. Single- and multi-objective optimization of scramjet components using genetic algorithms based on a parabolized navier-stokes solver. AIAA-2006-4686, 2006
11 Marathe A G, Thiagarajan V. Effect of geometric parameters on the performance of single expansion ramp nozzle. AIAA-2005-4429, 2005
12 Damira S K, Marathe A G, Sudhakar K. Parametric optimization of single expansion ramp nozzle (SERN). AIAA-2006-5188, 2006
13 贺旭照, 张勇, 汪广元, 等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计. 推进技术, 2007, 28: 148–151
14 车竞, 唐硕. 高超声速飞行器后体/尾喷管一体化设计. 飞行力学, 2006, 24: 74–77
15 曹德一, 李椿萱. 高超声速飞行器尾喷管的优化设计. 北京航空航天大学学报, 2007, 33: 1162–1165
16 崔凯, 杨国伟. 6 马赫锥体流场对乘波体性能的影响及规律. 科学通报, 2006, 51: 2830–2837