

二维超燃冲压发动机尾喷管优化设计*

陈 兵, 徐 旭, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为得到二维超声速燃烧冲压发动机尾喷管最优型面, 建立了二维尾喷管基于 N-S 方程的优化设计模型, 运用复合形优化方法对该模型进行求解, 得到了尾喷管型面的优化设计, 结果表明, 尾喷管性能参数有明显的提高, 推力系数和升力系数升高, 俯仰力矩系数降低; 同时, 随着飞行马赫数的降低, 推力系数和俯仰力矩系数都会下降, 而升力系数却上升。并且初步研究了尾喷管下壁长度对尾喷管性能的影响, 为超燃冲压发动机尾喷管设计提供一定参考。

关键词: 高超音速冲压发动机; 超音速燃烧; 发动机喷管; 最优设计; 数值仿真

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2002) 05-0433-05

Optimization design of two dimensional scramjet nozzle based on N-S equations

CHEN Bing, XU Xu, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A model based on numerical solution of Navier-Stokes equations was established for two dimensional scramjet nozzle optimization design. The optimum solution subjected to different constrains was obtained with Complex Optimization Method. Nozzle performances was improved after optimization. The effects of flight Mach number and cowl length on scramjet nozzle performances was evaluated, respectively. The results are useful for further design of scramjet nozzles.

Key words: Hypersonic ramjet engine; Supersonic combustion; Engine nozzle; Optimization design; Numerical simulation

1 引 言

在高超声速飞行时, 尾喷管是飞行器推力的主要产生部件, 如在飞行马赫数 $Ma_{\infty} = 6$ 时, 尾喷管产生的推力可达到发动机总推力的 70% 左右^[1]。一般来说, 尾喷管的性能既取决于它的几何构型, 又取决于沿轨道的飞行马赫数、动压和攻角的变化; 反过来, 尾喷管的推力性能及其与整个飞行器配平的匹配, 又影响着整个飞行器的轨道性能。因此尾喷管的设计目标是使燃烧室出口的高焓气流在尾喷管中充分膨胀, 以产生尽可能大的推力; 同时保证作用在后体下表面、垂直于飞行方向的分力即升力不能过大, 以免严重影响飞行器的配平。本文采用计算流体力学方法, 对尾喷管二维流场进行数值模拟, 采用复合形优化方

法对二维尾喷管进行了优化设计。在此基础上, 讨论了飞行马赫数对尾喷管性能的影响。

2 优化设计方法

超声速燃烧冲压发动机的非对称半壁喷管如图 1 所示。优化设计的已知条件为: 尾喷管进口(即燃烧室出口)高度 $H_0 = 244$ mm, 出口高度 $H_n \leq 1600$ mm, 长度 $L_n = 2648$ mm; 进气道高度 $H_i = 1200$ mm, 飞行器长度 $L_v = 6$ m, 飞行高度 $H = 30$ km。三种工况的飞行马赫数 Ma_{∞} 和尾喷管入口燃气流动马赫数 Ma_0 , 静温 T_0 , 静压 p_0 如表 1 所示。其中, 工况 iv 和 ⑤ 为非设计状态, 工况 ④ 为设计状态。针对设计状态进行优化设计, 得出最优尾喷管型面, 而非设计状态只作性能计算。

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目 (863-2-1-4-10)。

作者简介: 陈 兵 (1975—), 男, 博士生, 研究领域为火箭发动机流动过程数值模拟及超燃冲压发动机一体化设计。

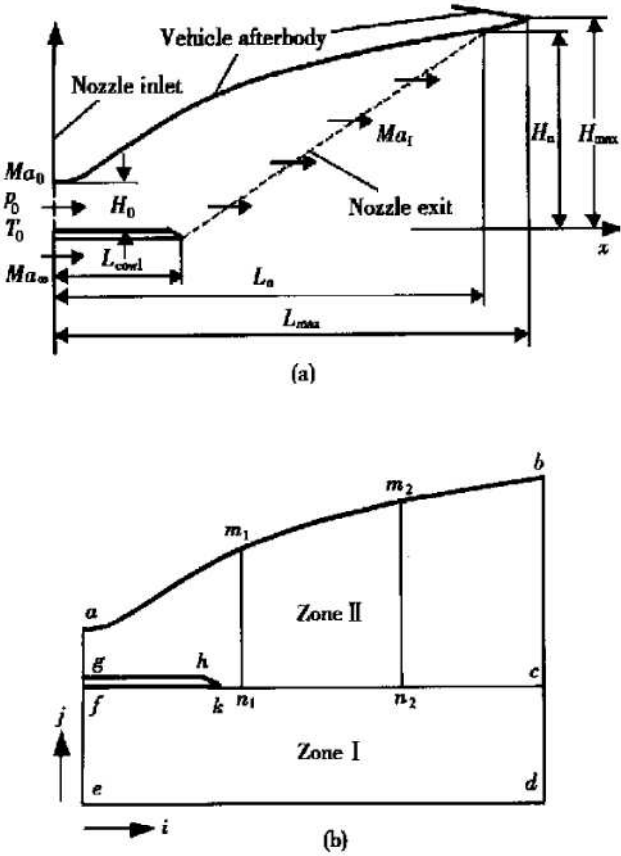


Fig. 1 Scramjet nozzle profile and computational domains for flowfield calculation
(a) Scramjet nozzle; (b) Computational domains

Table 1 Initial parameters for scramjet nozzle design

Parameters Cases	Flight Mach number (Ma_∞)	Nozzle inlet		
		Mach number (Ma_0)	Static temperature (T_0 /K)	Static pressure (p_0 /Pa)
iv	5.0	1.7656	1182.83	27096.66
㉔	5.5	1.917	1245.08	33550.72
㉕	6.0	2.0606	1309.525	41184.04

2.1 目标函数和设计变量

选择表征尾喷管推力性能好坏的推力系数 C_T 作为优化设计的目标函数,使得 C_T 在满足设计要求的前提下达到最大。根据飞行高度 H 可以查出,环境大气静压 $p_\infty = 1197.0$ Pa,静温 $T_\infty = 226.5$ K,结合飞行马赫数 Ma_∞ ,可以得到飞行动压 q_∞ ,则 $C_T = F / (q_\infty H_i)$,式中 F 为单位厚度(z 轴方向 1 m)尾喷管所产生的推力。类似地,如果 M 为单位厚度尾喷管内外壁面所受力对图 1(b)中 g 点的力矩(即俯仰力矩), N 为单位厚度尾喷管内外壁面所受力在 y 方向的分力即升力,则定义俯仰力矩系数 $C_M = (M/L_v) / (q_\infty H_i)$,升力系数 $C_L = N / (q_\infty H_i)$ 。

如图 1 所示,超燃冲压发动机尾喷管的结构参数很多,影响推力系数即目标函数的因素也很多。分别

记尾喷管上壁面 a, m_1, m_2 和 b 点的扩张角(对轴线 x 正方向的夹角)为 $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \beta = \angle hlf, \delta$ 为线段 fg 的长度, n_1, n_2 是线段 fc 的三等分点, H_1, H_2 和 H_3 分别为线段 $m_1 n_1, m_2 n_2$ 和 bc 的长度,设计中,结构参数 H_0, L_n, δ 和 β 为给定值,参考 Edwards 的基准喷管法^[1]取 L_{cowl} 为定值。鉴于尾喷管上型面对性能影响很大,选取 H_1, H_2 和 H_3 为设计变量,对上型面进行优化设计。于是设计变量所组成的向量为 $X_D = (H_1, H_2, H_3)^T$,即推力系数可以写为 H_1, H_2 和 H_3 的函数: $C_T = C_T(H_1, H_2, H_3)$ 。

2.2 优化方法

如果令 $f(X_D) = f(H_1, H_2, H_3) = -C_T(H_1, H_2, H_3)$,则可将该优化模型写成一般形式

$$\begin{aligned} \min f(X_D) \\ \text{s.t. } g_1(X_D) = H_1 - H_0 \geq 0 \\ g_2(X_D) = H_2 - H_1 \geq 0 \\ g_3(X_D) = H_3 - H_2 \geq 0 \\ H_{1\min} \leq H_1 \leq H_{1\max} \\ H_{2\min} \leq H_2 \leq H_{2\max} \\ H_{3\min} \leq H_3 \leq H_{3\max} \end{aligned}$$

其中 $g_1(X_D), g_2(X_D)$ 和 $g_3(X_D)$ 为约束函数。对应于每一个设计变量向量 $X_D = (H_1, H_2, H_3)^T$ 及其他几何参数,用三次样条拟合得到一个尾喷管型面,然后进行 CFD^[2,3] 计算得到尾喷管流场,最后计算尾喷管性能,得到推力系数,从而得到目标函数 $f(X_D)$ 的值。本文采用复合形优化方法,对该优化模型进行求解。优化所用的喷管初始型面由最短喷管理论^[4]得到。

3 流场数值模拟

流场数值模拟的计算区域划分如图 1(b) 所示。由于尾喷管具有非对称型面,考虑自由流对尾喷管内流动的影响,分两个区进行计算,在 iv 区 cdf 中网格数为 105×21 ,而在 ㉔区 $abckhg$ 中网格数为 105×45 ,尾喷管下壁面唇口 k 点处在 x 轴向网格标号为 $i = 41$ 。流场计算采用格心有限体积法,向计算区域外延伸两层虚网格。两个区域的耦合边界 kc 上采用连续角点对接网格系统,采用显式耦合边界条件^[5]。

由于考虑的是二维、非化学反应流动,流场的控制方程仍然采用全 N-S 方程,计算中为了减少湍流模型不确定性的干扰,只进行层流 N-S 方程求解。求解采用空间二阶迎风格式的有限体积法和全隐式时间

积分算法^[6],保证了更好的数值稳定性。

数值计算采用当地时间步长进行推进,CFL 数为 0.3,正常情况下喷管的流场计算收敛都很快。收敛曲线如图 2(a)所示,从图上可以看到,在 1500 步以内各项残差均收敛至 10^{-4} 以下,并且随着迭代步数的增加,残差继续下降;650 步以后,进出口流量趋于平衡,在 1500 步时流量误差约为-0.5%。

4 算例及分析

4.1 优化设计结果

针对工况 ㉔进行优化设计,取尾喷管下壁长度 $L_{\text{cowl}}=726\text{ mm}$, $\delta=25\text{ mm}$, $\beta=30^\circ$,其他已知条件如表

1 及上文所述。图 2(b)是优化设计的收敛曲线,迭代了 96 步,求解流场 384 次,在 P ㉔.7G 微机上耗费 CPU 时间约 20 h。从图中可以发现推力系数 C_T 从 0.233 升高到 0.265,基本不再变化;升力系数 C_L 升高,俯仰力矩系数 C_M 降低,即优化结果既可以增大推力、适当增加升力,对整个发动机的性能有利,同时又可以降低扭矩即俯仰力矩,使整个飞行器配平代价减小。表 2 是优化前后尾喷管结构和性能参数变化的具体情况。 p_{cowl}/p_∞ 和 p_n/p_∞ 为图 1(b)中 k , b 点的流场压力与自由流压力的比值,可以发现前者优化前后变化不大,而后者优化后有所下降,但是都大于 1,这说明优化前后尾喷管中燃气都处于欠膨胀状态,这与文献[1]中的结论相一致。

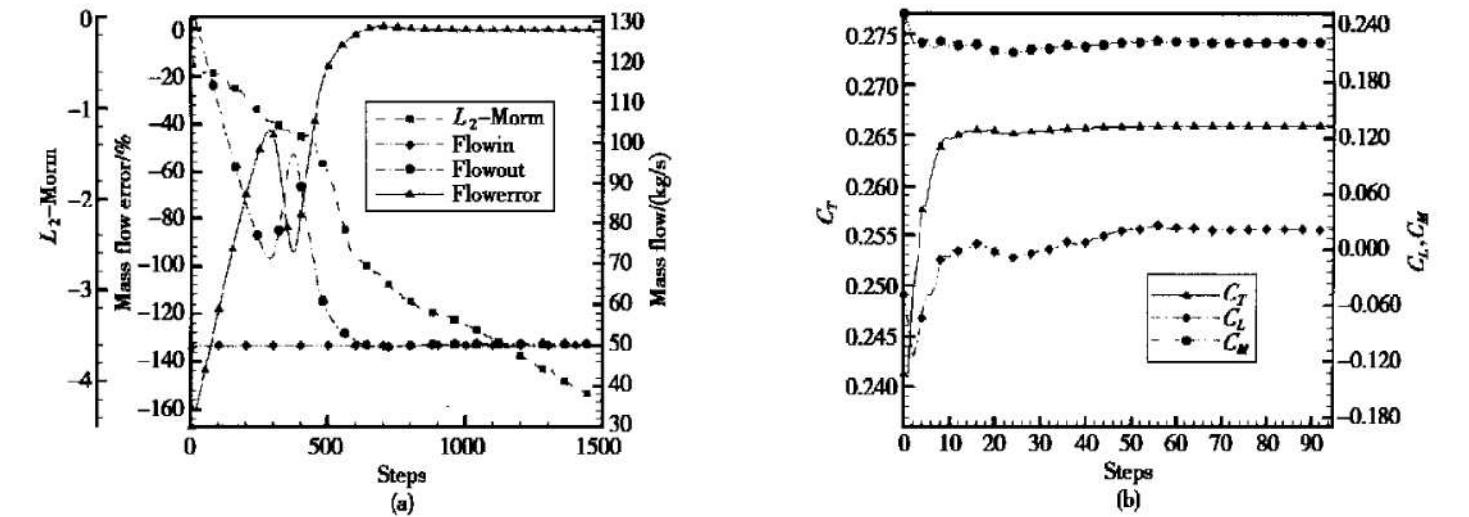


Fig. 2 Convergence history of scramjet nozzle design

(a) Convergence history of N-S equations for scramjet nozzle flowfield calculation;
(b) Convergence history of scramjet nozzle profile optimization

Table 2 Performances of scramjet nozzles before/ after optimization parameters

Parameters	Height of point m_1 (H_1/H_0)	Height of point m_2 (H_2/H_0)	Height of point m_3 (H_3/H_0)	Expansion angle of point a (α_0°)	Expansion angle of point m_1 (α_1°)	Expansion angle of point m_2 (α_2°)	Expansion angle of point m_3 (α_3°)	Thrust coefficient (C_T)	Lift coefficient (C_L)	Pitching moment coefficient (C_M)	Pressure ratio at cowl lip (p_{cowl}/p_∞)	Pressure ratio at nozzle lip (p_n/p_∞)
Nozzles												
Initial nozzle	3.249	4.572	5.506	38.7	24.2	16.8	14.0	0.233	-0.118	0.241	3.686	7.035
Optimum nozzle	2.354	3.568	4.502	19.7	20.2	16.9	13.7	0.265	2.09×10^{-2}	0.222	3.705	5.537

图 3 是优化前后尾喷管流场马赫数等值线图,图 4 为对应的流场压力等值线图。对比优化前后的流场可以发现,在 iv 区中流场结构基本相同,都存在由下壁唇口向右下方向的一道斜激波,这主要是由于尾喷管内气体为欠膨胀所致的。同时由于不容忽视的粘性作用,在下壁外表面有附面层。在 ㉔区中,优化前后尾喷管流场结构有比较大的差别,特别是在尾喷

管下壁唇口以后的部分。由于优化前尾喷管上型面的曲率半径较优化后小,在 ㉔区下壁唇口以后的部分中心区马赫线呈现出沿 x 轴一维变化的趋势,即等马赫线近似垂直于 x 轴。由图 4 可见,在上壁面附近都存在弱激波,这是优化前尾喷管上壁型面的二阶导数不连续所致;而优化后上壁型面的二阶导数连续,弱激波消失。

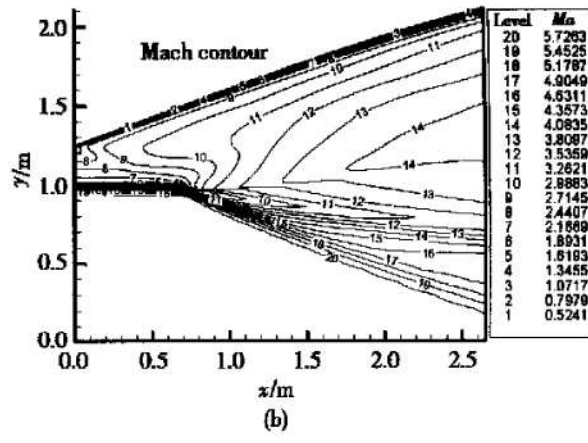
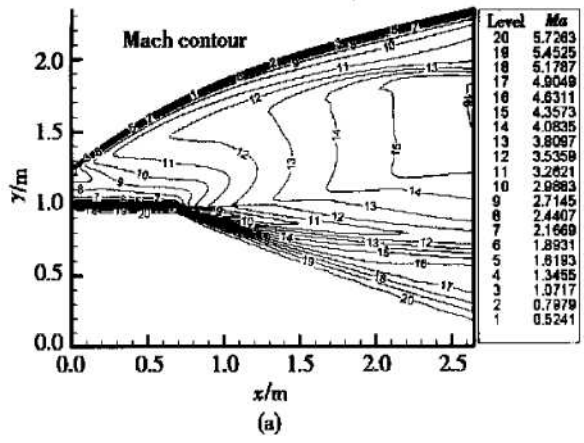


Fig. 3 Mach contours of scramjet nozzle
(a) Before optimization; (b) After optimization

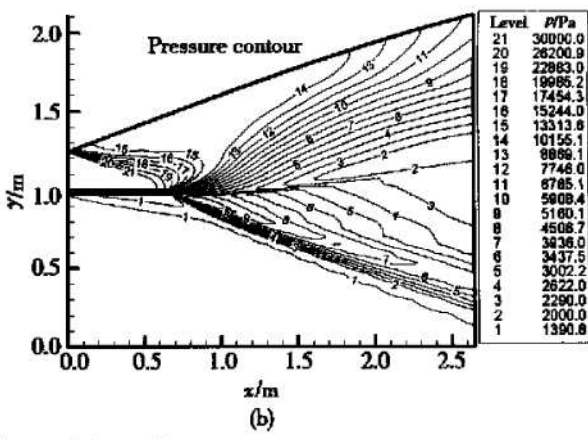
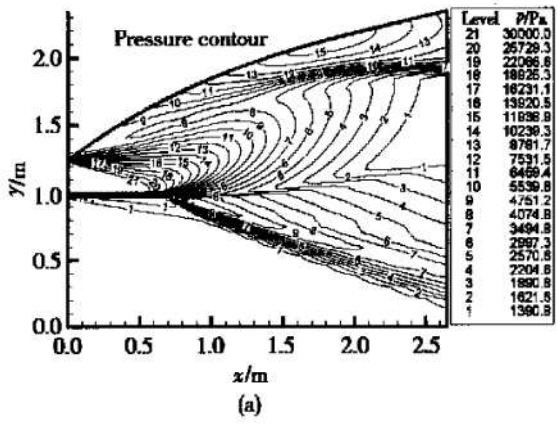


Fig. 4 Pressure contours of scramjet nozzle
(a) Before optimization; (b) After optimization

图 5 是优化前后, 尾喷管上、下壁内表面的压力沿 x 方向的分布曲线。从图中可以看出, 下壁内表面的压力分布在优化前后变化很小, 在 x 约为 360 mm 之前, 压力很高且沿 x 变化较小, 在图 4 压力等值线图中也充分体现了这一点。上壁内表面的压力分布变化较大, 主要表现在: 随着 x 的增加, 二者都急剧下降, 但是优化前的喷管上壁内表面压力下降的幅度大; 然后优化前的压力呈上升趋势, 优化后的则几乎不变; 在 x 约为 1550 mm 之后, 优化前的压力比优化后的压力高, 这主要是由于上面提到的弱激波的作用所致。由图 5 可见, x 在相当大的范围内变化时, 优化前的上壁内表面压力比优化后的小得多, 这也是为什么在优化前尾喷管的升力系数为负值的原因。

应用此方法进行二维尾喷管优化设计需要注意以下几点: 要求所选取设计变量对目标函数即推力系数的影响比较大, 这也是一般的优化方法准则, 在这里尤其明显。其次, 随着设计变量个数的增加, 计算量增加得比较快, 因此当设计变量比较多时, 需采用

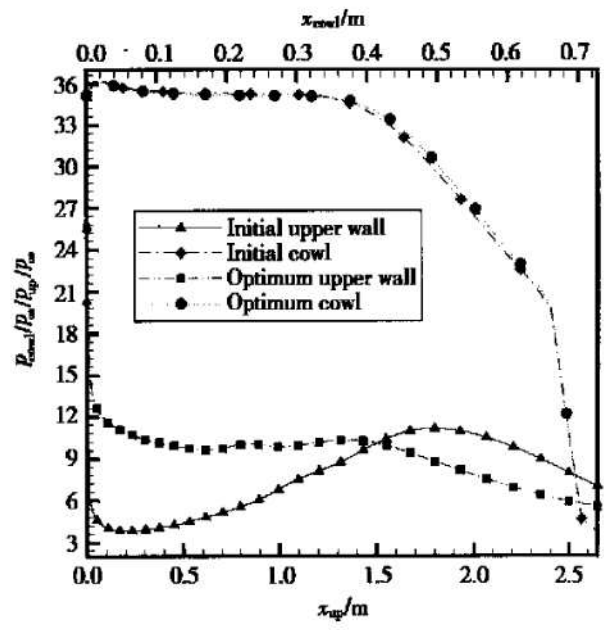


Fig. 5 Pressure distribution on the wall surfaces before/ after optimization

其他方法进行优化计算。这也是复合形优化方法的一个较大缺点。

4.2 飞行马赫数对尾喷管性能的影响

计算了上面设计的最优尾喷管在工况 iv 和工况 ⑤ 下的流场, 分别得到了这两种工况下尾喷管的性能参数, 如表 3 所示。对比表 2 和表 3 中相应数据可以发现, 随着飞行马赫数的降低, 同一尾喷管的推力系数 C_T 和俯仰力矩系数 C_M 都会下降, 而升力系数 C_L 却上升。

Table 3 Performances of optimum scramjet nozzle at different working conditions					
Flight Mach number (Ma)	Thrust coefficient (C_T)	Lift coefficient (C_L)	Pitching moment coefficient (C_M)	Pressure ratio at cowl lip (p_{cowl}/p_∞)	Pressure ratio at nozzle lip (p_n/p_∞)
5.0	0.233	3.20×10^{-2}	0.173	2.571	2.803
5.5	0.251	3.08×10^{-2}	0.199	3.085	3.988

4.3 尾喷管下壁长度对尾喷管性能的影响

尾喷管的下壁长度 L_{cowl} 是根据所给出的尾喷管入口高度 H_0 , 参考 Edwards 的基准喷管法取为定值: $L_{cowl} = 2.973H_0$, 则 $L_{cowl}/L_n = 27.4\%$ 。不把 L_{cowl} 选为优化设计变量, 主要是为了减少计算量。但为了考虑尾喷管下壁长度 L_{cowl} 对尾喷管性能的影响, 在保持尾喷管上壁型面为优化结果不变的前提下, 本文仍计算了具有不同下壁长度的尾喷管在设计状态的流场, 得到对应的性能参数变化曲线如图 6 所示。可以发现, 随着 L_{cowl}/L_n 从 20% 增加到 65%, C_T 先增加后减小, 增加的速度先快后慢, 约在 $L_{cowl}/L_n = 32\%$ 处达到最大值 0.274, 随后下降, 但是下降的速度较小; C_M 一直在增加, 增加的速度也越来越慢; C_L 却一直在下降。

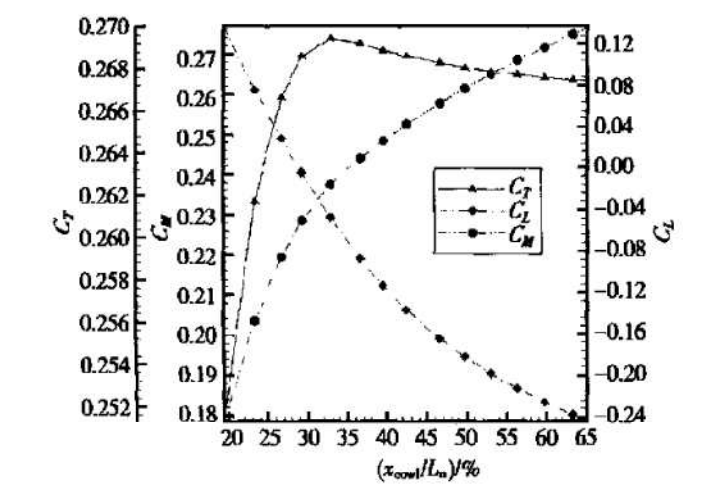


Fig. 6 Performance variations versus cowl length

C_T 具有这样的规律, 是由于当 L_{cowl} 较小时, 从燃烧室出来的高温高压气体, 快速膨胀, 使尾喷管上壁内表面的压力沿 x 轴向迅速降低, C_T 较小, 随着 L_{cowl} 的增长, 这种膨胀较慢, 从而使上壁面表面的压力沿 x 轴向降低得慢, 使得 C_T 上升; 但是当 L_{cowl} 增长到一定的长度, C_T 反而随 L_{cowl} 的继续增加呈下降趋势。 C_M 一直在升高, 主要是由于尾喷管下壁内表面压力随着 L_{cowl} 的增加而降低, 使得所产生的负力矩绝对值减小, 而上壁面压力升高, C_M 增加。随着 L_{cowl} 的增大, 尾喷管下壁内表面产生的负升力增大较之上壁面产生的升力的增加占优, 使得 C_L 下降。

可见本文在优化设计中, 所取 $L_{cowl}/L_n = 27.4\%$, 既保证有较大的 C_T , 较小的 C_M , 又能保证 C_L 为正值, 比较合理。

5 结 论

- (1) 运用复合形优化方法对尾喷管进行优化设计。计算表明, 尾喷管的性能有明显的提高, 得到了较好的优化结果。
- (2) 随飞行马赫数的降低, 推力系数 C_T 和俯仰力矩系数 C_M 都会下降, 而升力系数 C_L 却上升。
- (3) 计算了具有不同下壁长度 L_{cowl} 的尾喷管在设计状态下的流场, 获得了尾喷管性能参数的变化情况, 得出了选择 $L_{cowl}/L_n = 27.4\%$ 较为合理的结论。

参考文献:

[1] Edwards C L Q, Small W J, Weidner J P, et al. Studies of scramjet/ airframe integration techniques for hypersonic aircraft [R]. AIAA 75-58.

[2] Waltrup P L, Billing F S, Stokebridge R D. A procedure for optimizing the design of scramjet engines[R]. AIAA 78-1110.

[3] Okay Baysal. Flow analysis and design optimization methods for nozzle afterbody of a hypersonic vehicle[R]. NASA-CR-4431, 1992.

[4] Bae Y, Emanuel G. Performance of an aerospace plane propulsion nozzle [R]. AIAA 89-1878.

[5] Lerat A, Wu Z N. Stable conservative multidomain treatments for implicit Euler solvers[J]. J. Comput. Phys., 1996, 123: 45~ 64.

[6] Shuen J S, Yoon S. Numerical study of chemically reacting flows using a Lower-Upper symmetric successive overrelaxation scheme[J]. AIAA Journal, 1989, 27(12).

(编辑: 朱立影)