

文章编号:1000-8055(2011)09-2141-07

混合排气二元收敛喷管与发动机流量匹配 设计方法

李 娜, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 发展了一种基于喷管三维黏性数值分析的内外涵气流质量流量匹配设计方法. 该方法主要是通过建立以喷管待定几何参数为未知量的非线性无量纲内外涵气流质量流量匹配方程组, 然后采用逐步线性迭代法结合喷管三维黏性数值分析对该非线性方程组进行求解, 得到满足发动机内外涵流量匹配的喷管设计方案. 通过数值算例验证分析, 结果表明: ①该方法可以快速确定满足涡扇发动机内外涵流量匹配要求的二元收敛喷管待定几何参数; ②流量匹配后, 出口面积较小、长度较长的二元收敛喷管总推力和推进效率较高.

关 键 词: 二元收敛喷管; 流量匹配; 推力; 几何参数; 数值计算

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Study on matching method for core and bypass mass flux of 2-D convergent nozzle of mixed-flow

LI Na, JI Hong-hu

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A design method of two-dimensional (2-D) convergent nozzle was developed to meet core and bypass mass flux requirements of mixed flow turbofan engine. A matching method for core and bypass mass flux based on three-dimensional (3-D) viscous numerical simulation was proposed. Non-linear dimensionless mass flux matching equations for core and bypass channel with 2-D nozzle were formulated. Solving procedure of the non-linear equations was presented. Numerical simulation and matching results for some nozzle cases indicate that: (1) The method for solving the non-linear mass flux equations is effective, geometric parameters could be determined quickly for 2-D convergent nozzle. (2) Nozzle length and throat area properly play a key role for the required nozzle gross thrust. A nozzle with greater length and smaller throat area has greater gross thrust and better efficiency.

Key words: two-dimensional convergent nozzle; mass matching; gross thrust; geometric parameters; numerical simulation

自上世纪 70 年代初至 80 年代, 美国空军、海军、国家航空航天局及工业界(包括飞机公司和发动机公司)等联合组织实施了较大规模的二元喷管研究和验证计划^[1-3]. 研究发现二元喷管除能够更好地与飞机进行一体化设计集成、降低飞行阻

力外, 还具有如下诸多潜在优势^[4-11]: ①更容易引入推力矢量和推力反向装置, 提高飞机的机动性及起飞和着陆性能; ②降低雷达、红外及噪声特征信号, 提高飞机生存力; ③具有相对较低的寿命期成本, 等等. 通过上述研究计划, 美国军方和工业

收稿日期: 2010-10-14; 修订日期: 2011-01-10

作者简介: 李娜(1980—), 女, 辽宁抚顺人, 博士生, 主要从事流体流动传热传质的研究.

界对不同类型二元喷管方案的静态性能、冷却要求、质量、阻力特性、推力矢量和反推力特性、隐身特性以及与飞机一体化集成后的综合性能等方面进行了系统地研究、试验和演示验证,积累了大量试验数据,为后来研制先进隐身飞机提供了重要的技术储备。目前世界上出现的先进隐身飞机大都采用了二元喷管,如隐身对地攻击战斗机 F-117A、隐身战斗机 F-22、验证机 YF-23 等。

国内对二元喷管的研究起步较晚。上世纪 80 年代以来,国内学者开始对二元喷管技术进行研究和探索,重点对典型二元喷管的流场、内特性、红外辐射特性、以及冷却等方面进行了一定的分析、计算和试验研究。翟普和隋俊友等^[12]试验研究表明椭圆喷管的气动特性优于矩形喷管,但其红外抑制效果不如矩形喷管。宽高比为 10 的矩形喷管可以使涡喷发动机热喷流的红外辐射强度降低 66%~73%。1997 年,郑礼宝^[13]用涡喷 6 发动机,在地面台架上对二元收敛喷管和轴对称收敛喷管进行了发动机性能的对比试验,研究表明,在发动机最大状态,二元喷管推力约比轴对称喷管小 1.0%,耗油率增加约 0.7%。张勃^[14]和罗明东^[15]对不同宽高比(宽高比 1~16)二元收敛喷管流场特征及红外辐射特性进行了细致的计算与试验研究,结果表明,喷管出口宽高比越大,红外抑制效果越好,但推力损失增大。二元喷管(特别是大宽高比二元喷管)的内部流场比轴对称喷管要更为复杂。二元喷管的不恰当设计不仅会引起喷管本身气动性能(总流量、总推力)下降,而且还会引起与发动机的匹配失调,严重影响发动机的总体性能。从发动机设计的角度,要使发动机性能满足要求,喷管设计方案应使流过喷管喉道截面的气流流量达到设计要求,并具有尽可能高的推进效率,以满足发动机设计点推力性能要求。而对于混合排气喷管,除应使总气流流量满足设计要求外,流经喷管的内、外涵气流流量之间还必须匹配协调,以符合发动机设计点所选择的涵道比(严格来说还包括冷却空气量、飞机引气量以及燃烧室油气比等参数)。因此,对于混合排气二元喷管设计,发展喷管与发动机内、外涵流量匹配设计方法具有重要意义。

对于混合排气二元收敛喷管,影响喷管气动性能的几何设计参数较多,要使喷管设计同时满足发动机总气流流量和内外涵流量匹配的要求具有一定难度。陈玉春、黄兴等^[16]针对某涡扇发动机喷管改型设计的问题(由分开排气改为混合排

气)采用 iSIGHT 软件平台来解决喷管与发动机流量匹配问题。这种方法是将内外涵流量匹配方程的求解问题转化为优化问题来求解。

本文针对混合排气二元收敛喷管内、外涵流量匹配问题,建立了以喷管待选几何参数为未知量的无量纲化内、外涵流量匹配方程,提出了一种基于流量匹配方程逐步线性迭代求解的流量匹配设计方法。该方法不仅适用于发动机喷管部件的初始设计,也同样适用于对已有发动机轴对称喷管改二元喷管的改型设计。本文最后通过算例数值计算验证了该方法的有效性。

1 混合排气二元收敛喷管内外涵流量匹配方程

图 1 给出了混合排气二元收敛喷管示例图,主要包括中心锥、内涵壁以及喷管等部件(这里省略了支板等结构)。在内涵通道、中心锥以及内、外涵进口截面给定的前提下,流经内、外涵通道的气流流量主要由二元喷管几何参数、流经喷管的气体性质及喷管进、出口截面气动参数等因素共同决定。假设它们之间存在如下函数关系:

$$\dot{m}_1 = f_1(\rho_1, c_{p1}, p_{t4}, T_{t4}, p_a, g_1, g_2, \dots, g_n, \dots) \quad (1)$$

$$\dot{m}_2 = f_2(\rho_2, c_{p2}, p_{t42}, T_{t42}, p_a, g_1, g_2, \dots, g_n, \dots) \quad (2)$$

其中 $\dot{m}_1, \rho_1, c_{p1}, p_{t4}$ 和 T_{t4} 分别为内涵气流质量流量、密度、比定压热容、总压和总温; $\dot{m}_2, \rho_2, c_{p2}, p_{t42}$ 和 T_{t42} 分别外涵气流质量流量、密度、比定压热容、总压和总温; p_a 为喷管出口环境压力; $g_1, g_2, \dots, g_n$ 为描述喷管的 n 个几何参数。

在发动机设计点下,气流性质和喷管进、出口截面气动参数是一定的,内、外涵流量主要由喷管几何参数决定,流量函数关系式(1)和(2)可简化为

$$\dot{m}_1 = f_1(g_1, g_2, \dots, g_n) \quad (3)$$

$$\dot{m}_2 = f_2(g_1, g_2, \dots, g_n) \quad (4)$$

发动机设计点的内、外涵气流质量流量分别表示为 $\dot{m}_c$ 和 $\dot{m}_b$, 内、外涵流量函数关系式(3)和(4)可无量纲化为

$$\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_c} = f_1(\bar{g}_1, \bar{g}_2, \dots, \bar{g}_n) \quad (5)$$

$$\frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_b} = f_2(\bar{g}_1, \bar{g}_2, \dots, \bar{g}_n) \quad (6)$$

式(5)和(6)中无量纲几何参数 $\bar{g}_1, \bar{g}_2, \dots, \bar{g}_n$ 可以是喷管出口宽高比 (W/H)、长径比 (L/D_i)、面积比 (A_8/A_7)、进口截面位置参数 (N/D_i) 等无量纲参数。其中 W 和 H 为喷管出口矩形截面的半宽和半高, L 为喷管长度, D_i 为喷管进口圆截面半径, A_8 为出口面积, A_7 为进口圆截面面积(见图1)。那么混合排气二元收敛喷管的流量匹配设计就是通过调整 $\bar{g}_1, \bar{g}_2, \dots, \bar{g}_n$ 等无量纲喷管几何参数,使得发动机内、外无量纲气流质量流量满足如下流量匹配方程:

$$\dot{m}_1 = f_1(\bar{g}_1, \bar{g}_2, \dots, \bar{g}_n) = 1 \quad (7)$$

$$\dot{m}_2 = f_2(\bar{g}_1, \bar{g}_2, \dots, \bar{g}_n) = 1 \quad (8)$$

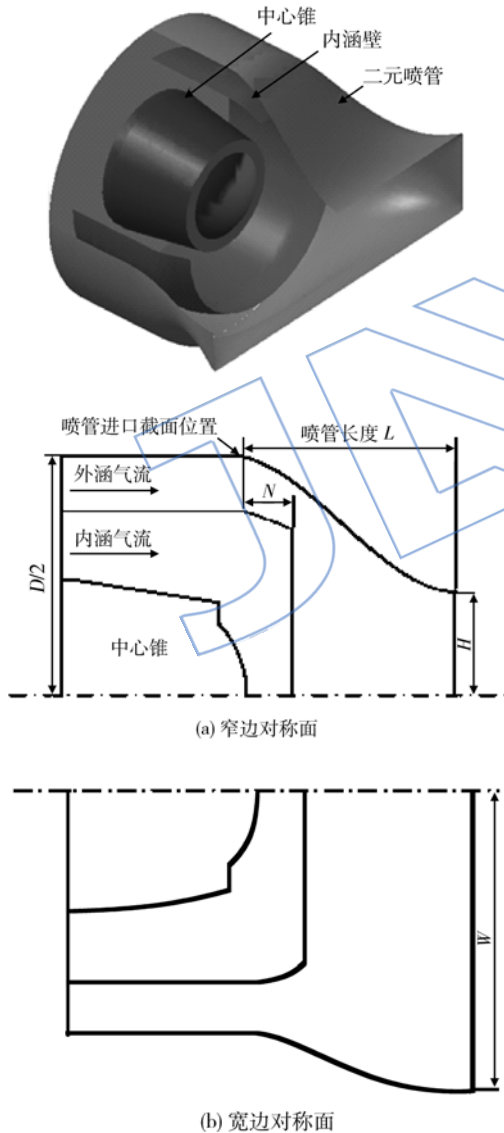


图1 混合排气二元收敛喷管

Fig. 1 Two-dimensional convergent nozzle of mixed flow

2 内外涵流量匹配方程求解方法

对于图1所示的混合排气二元收敛喷管,在喷管几何参数已知的情况下,求解发动机设计点内、外涵气流质量流量属于正问题,尽管问题本身为复杂的非线性问题,但通过数值方法比较容易求解。而在给定喷管进、出口截面气动参数和内、外涵流量要求的情况下,确定满足流量匹配方程(7)和(8)的喷管几何参数则属于逆问题。一般来说,逆问题(特别是非线性逆问题)的求解,要比求解正问题更为复杂和困难。

对于混合排气二元收敛喷管的内、外涵流量匹配设计这一逆问题,本文提出采用如下逐步线性迭代方法进行求解:

1) 选择二元收敛喷管几何参数的初始值 ($\bar{g}_1^0, \bar{g}_2^0, \dots, \bar{g}_n^0$);

2) 将非线性流量匹配方程(7)和(8)在初始值 ($\bar{g}_1^0, \bar{g}_2^0, \dots, \bar{g}_n^0$) 附近进行线性化处理,建立近似的线性流量匹配方程;

3) 求解近似线性流量匹配方程,得到新的几何参数值 ($\bar{g}_1^1, \bar{g}_2^1, \dots, \bar{g}_n^1$);

4) 由新几何参数值 ($\bar{g}_1^1, \bar{g}_2^1, \dots, \bar{g}_n^1$) 建立数值计算模型,通过数值计算评估新喷管的无量纲内、外涵流量 $\dot{m}_1$ 和 $\dot{m}_2$;

5) 若新喷管的无量纲内、外涵流量 $\dot{m}_1$ 和 $\dot{m}_2$ 不满足流量匹配精度要求,则取 ($\bar{g}_1^1, \bar{g}_2^1, \dots, \bar{g}_n^1$) 为几何参数的新初始值,重复第2)~4)步。直至第 k 次迭代后,得到几何参数值为 ($\bar{g}_1^k, \bar{g}_2^k, \dots, \bar{g}_n^k$) 的喷管设计方案,其内、外涵流量 $\dot{m}_1$ 和 $\dot{m}_2$ 满足流量匹配精度要求。

在上述流量匹配方程逐步线性迭代求解过程中,比较关键的步骤是第2)步非线性流量匹配方程(7)和(8)的线性化处理。下面就重点讨论近似线性流量匹配方程的建立方法。

图1所示二元收敛喷管需要多个相互独立的几何参数才能完整描述,若仅从内、外涵流量匹配的角度考虑,要对该二元收敛喷管进行流量匹配设计,可以任意选择其中两个独立几何参数作为待定参数,其他几何参数事先选定。假设选择几何参数 $\bar{g}_i$ 和 $\bar{g}_j$ 作为待定参数,其他几何参数事先选定,无量纲内、外涵流量函数关系式(7)和(8)可简单表述为

$$\dot{m}_1 = f_1(\bar{g}_i, \bar{g}_j) \quad (9)$$

$$\dot{m}_2 = f_2(\bar{g}_i, \bar{g}_j) \quad (10)$$

将式(9)和(10)在参数值 $(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)$ 附近进行泰勒展开,上标 l 为迭代的步数,忽略高阶小量 $O(\bar{g}_i - \bar{g}_i^l)$ 和 $O(\bar{g}_j - \bar{g}_j^l)$,则函数关系式(9)和(10)简单表述为

$$\dot{m}_1 = a_0 + a_1 \bar{g}_i + a_2 \bar{g}_j \quad (11)$$

$$\dot{m}_2 = b_0 + b_1 \bar{g}_i + b_2 \bar{g}_j \quad (12)$$

其中

$$a_0 = f_1(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l) - a_1 \bar{g}_i^l - a_2 \bar{g}_j^l,$$

$$a_1 = \left. \frac{\partial f_1}{\partial \bar{g}_i} \right|_{(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)}, \quad a_2 = \left. \frac{\partial f_1}{\partial \bar{g}_j} \right|_{(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)},$$

$$b_0 = f_2(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l) - b_1 \bar{g}_i^l - b_2 \bar{g}_j^l,$$

$$b_1 = \left. \frac{\partial f_2}{\partial \bar{g}_i} \right|_{(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)}, \quad b_2 = \left. \frac{\partial f_2}{\partial \bar{g}_j} \right|_{(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)}$$

选取参数值 $(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)$,并在参数值 $(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)$ 的邻域取微小增量,如 $(\bar{g}_i^l - \delta \bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)$, $(\bar{g}_i^l + \delta \bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)$, $(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l - \delta \bar{g}_j^l)$, $(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l + \delta \bar{g}_j^l)$,其中 $\delta \bar{g}_i^l$ 和 $\delta \bar{g}_j^l$ 为小量.然后,对由这些参数 $\bar{g}_i$ 和 $\bar{g}_j$ 的取值所确定的喷管进行三维黏性数值分析,计算出相应喷管的无量纲内、外涵流量 $\dot{m}_1$ 和 $\dot{m}_2$.再通过二元线性回归分析,即可建立在参数值 $(\bar{g}_i^l, \bar{g}_j^l)$ 附近的近似线性流量匹配方程.

3 混合排气二元收敛喷管流量匹配设计算例验证与分析

本文以某典型涡扇发动机的固定式混合排气轴对称收敛喷管为基准喷管,将其改型设计为固定式二元收敛喷管,如图1所示,并使二元喷管在设计点的气动参数和内、外涵流量与原轴对称喷管保持一致.

在进行二元收敛喷管设计时,发动机内涵通道和中心锥均保持原始设计不变.二元收敛喷管型面采用超椭圆方程进行构造,即喷管各横截面形状均为超椭圆,如图2所示.

图2所示坐标系中,沿喷管轴向任意 x 坐标位置的横截面轮廓曲线方程满足如下超椭圆方程:

$$\left(\frac{y}{a} \right)^\eta + \left(\frac{z}{b} \right)^\eta = 1 \quad (13)$$

其中 a 为超椭圆截面的长轴半径, b 为超椭圆截面的短轴半径, η 为超椭圆截面的可变指数(本文中 η 的取值范围为 $2 \sim 50$,进口圆截面处 $\eta = 2$,出口矩形截面处 $\eta = 50$).超椭圆截面面积为

$$A = 4ab \left[\Gamma \left(1 + \frac{1}{\eta} \right) \right]^2 / \Gamma \left(1 + \frac{2}{\eta} \right) \quad (14)$$

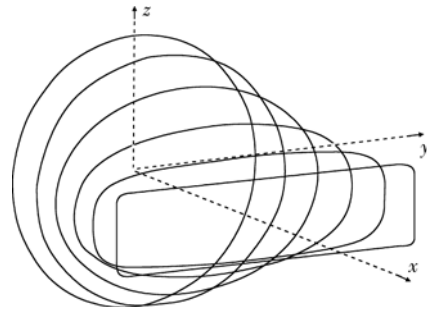


图2 二元收敛喷管横截面示意图

Fig. 2 Cross-section of two-dimensional convergent nozzle

二元收敛喷管进口圆截面的半径为 R ,进口截面面积 $A_7 = \pi R^2$,进口截面的轴向坐标位置为 $x = 0$,出口截面面积 $A_8 = 4WH$,喷管长度为 L .喷管沿程各截面的长轴半径 a 、短轴半径 b 以及截面积 A 沿喷管轴向的变化符合以下方程:

$$a = R - (R - W) \left[3 \left(\frac{x}{L} \right)^2 - 2 \left(\frac{x}{L} \right)^3 \right] \quad (15)$$

$$b = R - (R - H) \left[3 \left(\frac{x}{L} \right)^2 - 2 \left(\frac{x}{L} \right)^3 \right] \quad (16)$$

$$A = A_7 - (A_7 - A_8) \left[3 \left(\frac{x}{L} \right)^2 - 2 \left(\frac{x}{L} \right)^3 \right] \quad (17)$$

为验证上述流量匹配方法,以宽高比为4的二元收敛喷管为例,设计变量可选取如下三个几何变量: $\bar{g}_1 = L/D_7$, $\bar{g}_2 = N/D_7$ 和 $\bar{g}_3 = A_8/A_7$.根据上述分析任意选择两个独立几何参数作为待定参数进行流量匹配设计, $(\bar{g}_i, \bar{g}_j)$ 可以有三种组合:① $\bar{g}_i = \bar{g}_1$, $\bar{g}_j = \bar{g}_2$; ② $\bar{g}_i = \bar{g}_1$, $\bar{g}_j = \bar{g}_3$; ③ $\bar{g}_i = \bar{g}_2$, $\bar{g}_j = \bar{g}_3$.

设基准发动机设计点喷管进、出口气动参数为:内涵进口总压为180000 Pa,总温为850 K;外涵进口总压170000 Pa,总温为360 K;出口环境压力为标准大气压101325 Pa.二元喷管的设计目标为在基准发动机喷管进、出口截面气动参数下,从喷管流出的内、外涵流量基本达到基准喷管的设计要求(误差在1%以内).

首先考虑第一种组合情况($\bar{g}_i = \bar{g}_1$, $\bar{g}_j = \bar{g}_2$).按照上述流量匹配设计步骤1)和2),选取初始参数值 $(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$ (本文中,以基准轴对称喷管参数作为将设计喷管的初始参数),并在参数值 $(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$ 邻域选取 $(\bar{g}_i^0 - \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$, $(\bar{g}_i^0 + \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$, $(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 - \delta \bar{g}_j^0)$, $(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 + \delta \bar{g}_j^0)$.然后,对由这些参数所确

定的喷管进行三维黏性数值分析,计算相应喷管的无量纲内外涵流量.表1中给出了第一种组合情况的流量匹配过程,内、外涵流量数值是以基准轴对称收敛喷管内涵流量为单位进行无量纲化的结果(后续表格中给出的内外涵流量均采用相同的无量纲化处理方法).通过二元线性回归分析,建立在参数值 $(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$ 附近的流量匹配方程

$$0.9920 - 0.3763 \bar{g}_i + 1.0575 \bar{g}_j = 1 \quad (18)$$

$$0.7539 + 1.0039 \bar{g}_i - 1.6463 \bar{g}_j = 1 \quad (19)$$

根据流量匹配设计步骤3)和4),求解方程(18)和(19)得到待设计变量的第一次迭代计算结果 $(\bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1)$,并通过数值计算评估新喷管的无量纲内外涵流量 $\dot{m}_1$ 和 $\dot{m}_2$.由表1可知,第一次计算得到的喷管方案的无量纲内外涵流量不能满足要求(按1%的流量匹配精度),其外涵流量误差大于2%.

表1 第一种组合情况的流量匹配过程

Table 1 Design process of case 1

$(\bar{g}_i, \bar{g}_j)$	无量纲流量			
	$\bar{g}_1$	$\bar{g}_2$	$\dot{m}_1$	$\dot{m}_2$
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.465	0.129	0.954	1.011
$(\bar{g}_i^0 - \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.400	0.129	0.978	0.941
$(\bar{g}_i^0 + \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.500	0.129	0.940	1.040
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 - \delta \bar{g}_j^0)$	0.465	0.143	0.968	0.987
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 + \delta \bar{g}_j^0)$	0.465	0.115	0.939	1.033
$(\bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1)$	0.617	0.229	0.995	0.976
$(\bar{g}_i^1 - \delta \bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1)$	0.570	0.229	1.015	0.935
$(\bar{g}_i^1 + \delta \bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1)$	0.670	0.229	0.973	1.017
$(\bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1 - \delta \bar{g}_j^1)$	0.617	0.215	0.980	0.999
$(\bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1 + \delta \bar{g}_j^1)$	0.617	0.243	1.010	0.952
$(\bar{g}_i^2, \bar{g}_j^2)$	0.845	0.326	0.996	0.994

以第一次计算得到的几何变量值作为新初始值,重复上述步骤进行第二次计算.所建立的近似线性流量匹配方程如下:

$$1.0174 - 0.4253 \bar{g}_i + 1.0489 \bar{g}_j = 1 \quad (20)$$

$$0.8505 + 0.8182 \bar{g}_i - 1.6616 \bar{g}_j = 1 \quad (21)$$

求解该方程组得到设计变量的第二次迭代计算结果 $(\bar{g}_i^2, \bar{g}_j^2)$,并通过数值计算评估 $(\bar{g}_i^2, \bar{g}_j^2)$

对应喷管的无量纲内外涵流量 $\dot{m}_1^2$ 和 $\dot{m}_2^2$.由表1可知,经第二次迭代计算得到的喷管方案的无量纲内外涵流量与设计指标的误差均小于1%,达到了设计要求.

第二种组合 $(\bar{g}_i = \bar{g}_1, \bar{g}_j = \bar{g}_3)$ 和第三种组合 $(\bar{g}_i = \bar{g}_2, \bar{g}_j = \bar{g}_3)$ 的流量匹配过程与第一种组合 $(\bar{g}_i = \bar{g}_1, \bar{g}_j = \bar{g}_2)$ 情况类似,所不同的是第二、三种组合经一次迭代计算就得到了满足流量匹配要求的喷管方案.表2和表3分别给出了第二、三种组合情况的流量匹配过程.

表2 第二种组合情况的流量匹配过程

Table 2 Design process of case 2

$(\bar{g}_i, \bar{g}_j)$	无量纲流量			
	$\bar{g}_1$	$\bar{g}_3$	内涵	外涵
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.465	0.477	0.954	1.011
$(\bar{g}_i^0 - \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.400	0.477	0.978	0.941
$(\bar{g}_i^0 + \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.500	0.477	0.940	1.040
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 - \delta \bar{g}_j^0)$	0.465	0.454	0.927	0.948
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 + \delta \bar{g}_j^0)$	0.465	0.501	0.980	1.073
$(\bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1)$	0.402	0.498	0.999	0.994

表3 第三种组合情况的流量匹配过程

Table 3 Design process of case 3

$(\bar{g}_i, \bar{g}_j)$	无量纲流量			
	$\bar{g}_2$	$\bar{g}_3$	内涵	外涵
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.129	0.477	0.954	1.011
$(\bar{g}_i^0 - \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.143	0.477	0.968	0.987
$(\bar{g}_i^0 + \delta \bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0)$	0.115	0.477	0.939	1.033
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 - \delta \bar{g}_j^0)$	0.129	0.454	0.927	0.948
$(\bar{g}_i^0, \bar{g}_j^0 + \delta \bar{g}_j^0)$	0.129	0.501	0.980	1.073
$(\bar{g}_i^1, \bar{g}_j^1)$	0.158	0.492	1.000	0.996

通过上述流量匹配设计得到了三种宽高比为4二元收敛喷管方案,如图3所示,这三种二元收敛喷管的内外涵流量与设计指标的误差均在1%以内,满足了流量匹配精度要求,验证了本文提出的混合排气收敛喷管流量匹配设计方法的有效性.

通过以上流量匹配设计过程确定的三种混合排气二元收敛喷管几何设计变量值以及对应喷管的无量纲总流量(以原轴对称喷管的总流量进行无量纲化)和总推力(以原轴对称喷管的总推力进行无量纲化)见表4.从表中可以看出,三种宽高

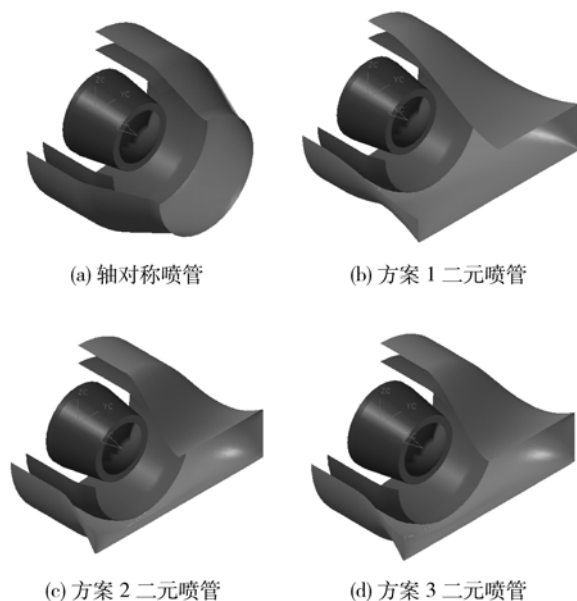


图 3 原始轴对称喷管及三种宽高比 $W/H=4$ 二元收敛喷管

Fig. 3 Initial axisymmetric nozzle and three $W/H=4$ two-dimensional convergent nozzle

比为 4 的二元收敛喷管采用不同设计变量进行流量匹配设计,流量匹配后的喷管尺寸差别较大,如方案 1 的长度约为其他两种喷管长度的 2 倍,方案 2 和 3 流量匹配后的出口面积均有所增大(与原轴对称喷管出口面积相比)。三种喷管的总流量已达到设计指标。由于二元喷管的推进效率要低于轴对称喷管,所以在内外涵流量和总流量基本相同的情况下,三种二元喷管的总推力均小于原轴对称喷管。三种喷管相比,总推力存在一定差别。对比来看,流量匹配后,出口面积较小、喷管较长的设计方案可以获得相对更高的喷管推力。

表 4 二元收敛喷管几何参数及其无量纲总流量和总推力

Table 4 Geometric parameters of two-dimensional convergent nozzles and dimensionless total mass flux and total thrust

方案	$\bar{g}_1$	$\bar{g}_2$	$\bar{g}_3$	无量纲 总流量	无量纲 总推力
1	0.845	0.326	0.477	0.995	0.981
2	0.402	0.129	0.498	0.997	0.959
3	0.465	0.158	0.492	0.998	0.967

4 结 论

本文针对混合排气二元收敛喷管气动性能设计的需要,建立了喷管与发动机流量匹配设计需满足的无量纲内、外涵流量匹配方程,提出了一种基于喷管三维黏性数值计算的逐步线性迭代流量匹配设计方法,并通过数值算例对该方法进行了验证。研究结果表明:

1) 本文提出的混合排气收敛喷管与发动机流量匹配设计方法是有效的,可以快速确定满足混合排气喷管与发动机内、外涵流量匹配要求的喷管方案。

2) 选取不同二元收敛喷管几何设计变量进行流量匹配设计时,可以获得不同的流量匹配喷管方案,但流量匹配后的二元喷管推力要稍低于轴对称收敛喷管(降低约 2%~4%)。流量匹配后出口面积较小、长度较长的喷管方案具有相对较高的推进效率。

参考文献:

- [1] Martens R E. F-15 nozzle afterbody integration[R]. AIAA-1974-1100, 1974.
- [2] Richey G K, Berrier B L, Palcza J L. Two-dimensional nozzle-airframe integration technology: an overview[R]. AIAA-1977-839, 1977.
- [3] Berrier B L, Palcza J L, Richey G K. Nonaxisymmetric nozzle technology program: an overview[R]. AIAA-1977-1225, 1977.
- [4] Hiley P E, Wallace H W, Booz D E. Study of non-axisymmetric nozzles installed in advanced fighter aircraft[R]. AIAA-1975-1316, 1975.
- [5] Willard C M, Capone F J, Konarshi M, et al. Static performance of vectoring-reversing non-axisymmetric nozzles[R]. AIAA-1977-840, 1977.
- [6] Stevens H L. F-15/Nonaxisymmetric nozzle system integration study support program[R]. NASA-CR-135252, 1978.
- [7] Hinz W W, Miller E R. Propulsion integration of a supersonic strike-fighter[R]. AIM Paper No. 79-0100, 1979.
- [8] Lander J A, Palcza J L. Exhaust nozzle deflector systems for V/STOL fighter aircraft[R]. AIAA-1974-1169, 1974.
- [9] Lander J A, Nash D O, Palcza J L. Augmented deflector exhaust nozzle/ADEN/design for future fighters [R]. AIAA-1975-1318, 1975.
- [10] Maiden D L. Performance of a isolated two-dimensional wedge nozzle with fixed cowl and variable wedge centerbody at mach numbers up to 2.01[R]. NASA-TN D-8218, 1976.
- [11] Maiden D L, Petit J E. Investigation of two-dimensional wedge exhaust nozzle for advanced aircraft[J]. J. Aircraft, 1976, 13(10): 809-816.
- [12] 翟普, 隋俊友, 崔杰, 等. 弹用航空发动机尾喷流红外抑制

- 技术研究[J]. 推进技术, 1996, 17(4): 17-20.
- ZHAI Pu, SUI Junyou, CUI Jie, et al. A research on radiation restriction technique of a nozzle flow of aero-engine for missile[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(4): 17-20. (in Chinese)
- [13] 郑礼宝. 二元喷管对发动机性能影响的实验研究[J]. 推进技术, 1997, 18(4): 58-61.
- ZHENG Libao. Experimental investigation on the influence of 2-D nozzle on jet-engine performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(4): 58-61. (in Chinese)
- [14] 张勃. 大宽高比矩形喷管的射流掺混与红外抑制特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- ZHANG Bo. Investigation of jet mixing characteristics and radiation restriction technology of rectangular nozzle with high aspect ratio[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [15] 罗明东. 无人机排气系统红外隐身技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- LUO Mingdong. Investigation of infrared stealth technology of the exhaust system for unmanned Aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [16] 陈玉春, 黄兴, 高本兵, 等. 发动机总体与尾喷管三维并行设计研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1696-1699.
- CHEN Yuchun, HUANG Xing, GAO Benbing, et al. Parallel design of turbo engine and three-dimensional nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1696-1699. (in Chinese)