

并列双发三维非对称多S弯喷管参数化设计方法

卫永斌, 艾俊强

(中国航空工业集团飞机公司第一飞机设计研究院, 西安710089)

摘 要: 形成了一套基于CFD计算评价的并列双发三维非对称多S弯喷管参数化设计方法,并初步证明了该方法的正确性和可行性。多S弯中心线在Z向偏心度为0时:第一S弯Y向偏心度、长度都最小,第二S弯Y向偏心度、长度都最大,第三S弯Y向偏心度、长度分别介于前两个S弯对应参数之间,各S弯都采用进口缓慢转弯,出口快速转弯的规律,以利于抑制背风侧分离和涡。剖面在各S弯上都采用进口快速收缩缓慢转弯,出口缓慢收缩快速转弯的规律,且宽高比与侧边倾角在进出口变化速率相同,且侧边倾角只分布在第一S弯上,以利于稳定流场和增加隐身性能。合流器采用楔底宽高比约束,其值应不超过0.26。

关 键 词: 并列双发; 三维非对称多S弯喷管; 参数化设计方法; 多S弯中心线; 剖面; 合流器
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Parameter design method of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles

WEI Yong-bin, AI Jun-qiang

(The First Aircraft Institute, Aircraft Corporation,
Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: A suit of parameter design methods of double juxtaposition 3-D asymmetrical several-S-shaped nozzles based on CFD numerical simulation technology was established, and the exactitude and feasibility of the parameter design methods were approved primarily. The several-S-shaped centerline on the condition of Z direction eccentricity angle of 0: Y direction eccentricity angle and location parameter L of the first S curve are smallest, and the two parameters of the second S curve are biggest. The two parameters of the third S curve are between the biggest and the smallest of the pre two S curves. Every S curve uses the law which turns slowly at inlet, but quickly at outlet to favor controlling the airflow separation and turbulence of the leeward. The section uses the law which shrinkages quickly and turns slowly at inlet, but shrinkages slowly and turns quickly at outlet, and the aspect ratio and the side obliquity varies at the same rate at inlet and outlet. The side obliquity only distributes on the first S curve to favor stabilizing fluid flow and increasing stealth performance. Confluence implement uses wedge fundus/highness aspect ratio restriction, and it should not exceed 0.26.

Key words: double juxtaposition; 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles; parameter design method; several-S-shaped centerline; section; confluence implement

收稿日期:2013-01-25

作者简介:卫永斌(1983-),男,陕西华阴人,工程师,硕士生,主要研究方向为飞行器进排气系统设计与内流气体动力学。

E-mail:wyb3504@163.com

现代军机为提高生存能力,趋向于采用隐身设计.前方以雷达隐身为主,后方以红外隐身为主,同时兼顾一定的雷达隐身.发动机喷管作为红外和雷达隐身的主要部件,在很大程度上决定着军机的隐身性能^[1].具有红外和雷达隐身能力且兼顾气动性能的喷管设计方法研究日益引起重点关注,是当前隐身军机排气系统遇到的主要难题.

在红外和雷达隐身能力要求下,常规直喷管设计方案已不能满足要求,多S弯喷管应运而生.其两个特点可实现红外和雷达隐身:①自身多S弯管道对红外辐射和雷达波多次曲面反射,扩散因子减小,雷达散射截面(RCS)峰值显著降低^[2],不仅可以有效抑制喷管的热空腔辐射(排气系统红外辐射可分为:热空腔辐射和喷流辐射^[3-4],且前者为主要辐射源),最大限度地降低红外辐射强度^[5-10],而且还可以有效控制后向RCS^[11];②多S弯放宽了发动机布置位置和喷管出口之间的位置限制,可采用背负加内埋方式将喷管出口布置在机翼或机身上方,利用遮挡技术^[12]降低被陆地和低空雷达、红外探测器发现概率.

多S弯喷管一般可分为:二维对称和三维非对称两种,且都采用大宽高比设计.三维非对称和二维对称结构上主要差别是喷管出口与进口之间剖面形状变化规律不同,前者是非对称多边形向圆形渐变,后者是对称多边形向圆形渐变.两种多S弯喷管性能上主要差别是三维非对称比二维对称的侧向红外和雷达辐射角小,管道内气流掺混效率高,红外和雷达隐身性能好,设计难度大.多S弯喷管设计中主要难点包括:内管道短,偏心距大,背风侧易发生气流分离出现涡,总压损失严重,气流畸变较大^[13],推力损失较多,气动性能较差.

国外对多S弯喷管设计研究起步较早,已形成完整成熟的设计方法且成功应用于工程实际.美国在这方面领先世界,不仅有二维对称多S弯喷管工程应用经验,而且还有三维非对称多S弯喷管实际工程应用.目前国内,二维对称多S弯喷管设计和研究刚刚起步,三维非对称多S弯喷管设计研究鲜见公开的报道资料.

本文基于飞机总体单侧双台发动机(简称双发)布置要求,剖面以非对称四边形到圆形为变化规律,研究了三维非对称多S弯喷管设计方法.初步形成了基于参数化性能评价和CFD计算验证技术相结合的并列双发三维非对称多S弯喷管参数化设计方法,为国内三维非对称多S弯喷管设计

与研究供参考.

1 并列双发三维非对称多S弯喷管的参数化设计

1.1 位置及总体尺寸参数确定

喷管设计起步于位置和尺寸确定.根据发动机型号、布置位置、双发之间夹角 β 、双发出口间隙 ξ 、Z向偏心度 ϑ_Z 、Y向偏心度 ϑ_Y ,确定喷管进口(发动机出口)直径 D 、总长度 Q 、喉道前多S弯的长度 L 、两喷管喉道间隙 P 、Z向偏心距 D_Z 、Y向偏心距 D_Y 、长径比 Λ 、喉道后出口段所占比例 γ .其中

$$\vartheta_Z = \frac{D_Z}{L} \quad \vartheta_Y = \frac{D_Y}{L} \quad (1)$$

$$P = \xi - 2 \cdot L \cdot \tan\left[\frac{\beta}{2}\right] - 2 \cdot D_Z \quad (2)$$

$$\Lambda = \frac{Q}{D} \quad (3)$$

$$\gamma = \frac{Q-L}{Q} \quad (4)$$

本次研究, $\beta=0^\circ$, $\vartheta_Z=0$, $\vartheta_Y=0.0365$, $\Lambda=3.9742$, $\gamma=0.0224$,且以某涡轮风扇发动机(用MX表示)为匹配发动机.由上述参数确定并列双发三维非对称多S弯喷管的位置和总体尺寸,并列双发三维非对称多S弯喷管其总体布局如图1所示.

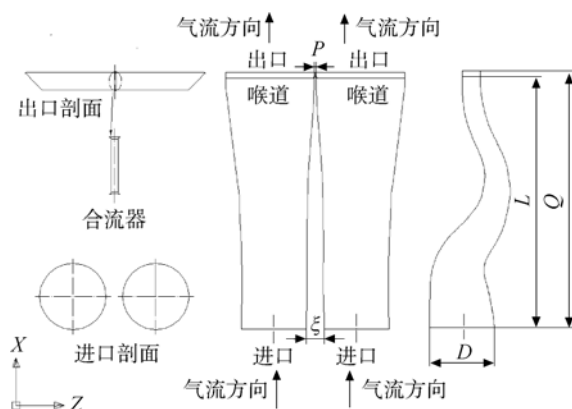


图1 并列双发三维非对称多S弯喷管总体布局

Fig. 1 Integrity layout of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzle

并列双发三维非对称多S弯喷管包括:左、右两个非对称多S弯单喷管出口两部分.出口部分又包括:出口通道、合流器两部分.合流器连接左、右两个单喷管,加强单喷管结构稳固性,同时要考虑隐身要求.

1.2 多S弯中心线设计

多S弯一般包括:2S弯、3S弯两种,本文采用3S弯.多S弯中心线设计步骤包括以下两方面:①确定各S弯尺寸参数;②确定各S弯变化规律.图2为本文采用的3S弯中心线.

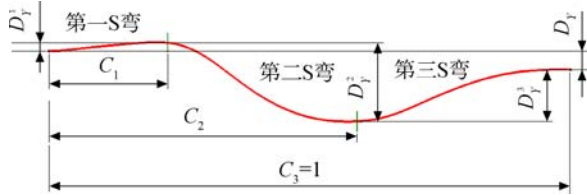


图2 3S弯中心线

Fig. 2 3-S-shaped centerline

1.2.1 确定各S弯尺寸参数

每个S弯尺寸参数包括:每个S弯距喷管进口(发动机出口)的相对距离 C_i 、每个S弯的长度 L_i 、每个S弯Y,Z向偏心度 $\vartheta_Y^i, \vartheta_Z^i$ 及偏心距 D_Y^i, D_Z^i ($i=1,2,3$,本节皆同).其中

$$L_i = (C_i - C_{i-1}) \cdot L \quad (C_0 = 0) \quad (5)$$

$$\vartheta_Y^i = \frac{D_Y^i}{L_i} \quad \vartheta_Z^i = \frac{D_Z^i}{L_i} \quad (6)$$

在总体尺寸限制下,首先确定每个S弯距喷管进口(发动机出口)的相对距离 C_i 和Y,Z向偏心度 $\vartheta_Y^i, \vartheta_Z^i$. 本文研究中,基于总体布置要求: $\vartheta_Z^i=0$. 发动机出口的高温、高压燃气气流压力和温度分布都很不均匀,流场品质较差,加之压力很高和转弯二次流,流场内微小扰动可能会引起很大脉动,流场稳定性变差,要一段距离整流. 第一S弯在这种需要下,其长度 L_1 和偏心度 ϑ_Y^1 都应小一些. 气流经第一S弯整流、加速后,顺压梯度较好且流场均匀,在第二S弯进口(第一S弯出口)气流速度还是很小,气流转弯向心力较小,其形成好流场品质的概率增加,第三S弯长度 L_3 和其Y向偏心度 ϑ_Y^3 应小于第二S弯长度 L_2 和其Y向偏心度 ϑ_Y^2 ,又由于转弯二次流还较弱,在第二S弯背风侧最不易出现分离和涡,第二S弯长度 L_2 和其Y向偏心度 ϑ_Y^2 应最大. 气流经第二S弯降压降温加速后,在第三S弯进口(第二S弯出口)气流速度较大,转弯向心力形成的转弯二次流显著增强,流场稳定性减弱,在背风侧出现分离和涡,第三S弯与出口连接,其顺压梯度大于第一S弯,流场抗分离和涡比第一S弯强,第三S弯长度 L_3 和其Y向偏心度 ϑ_Y^3 又应大于第一S弯长度 L_1 和其Y向偏心度 ϑ_Y^1 . 3个S弯上两参数的选择规

律:两参数增减性相同,同增同减,相互匹配协调.

本文研究中,在飞机后体高度尺寸限制下最大程度兼顾气动性能, C_i ($i=1,2,3$) 分别为 0.2275, 0.5906, 1.0000; ϑ_Y^i ($i=1,2,3$) 分别为 0.0717, 0.4262, 0.2491. 确定了 $C_i, \vartheta_Y^i, \vartheta_Z^i$ 之后,根据喷管总体尺寸和式(4)、式(5)可以解析出 L_i, D_Y^i, D_Z^i 三个参数,其中 $D_Z^i=0$.

1.2.2 确定各S弯变化规律

确定各S弯的变化规律应结合尺寸参数和各S弯的气动特点综合考虑. 第二、第三S弯尺寸参数较大,中心线曲率变化快,背风侧分离严重,二次流强烈、流场品质差、推力损失大. 基于此,各S弯采用进口缓慢转弯,出口快速转弯的设计规律. 具体表达式^[13]如下:

$$y_i = y_{in} + D_Y^i \cdot \left[-3 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^4 + 4 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^3 \right] \quad (7)$$

式中 y_{in} 表示各S弯中心线进口点Y向坐标. Z向和Y向设计规律相同.

本文研究中,由 $D_Z^i=0$

$$z_i = z_{in} \quad (8)$$

结合式(7)、式(8)考虑,本文多S弯中心线设计规律为:在垂直于Z轴的平面内在Y方向进行先缓后急S弯变化. 为保证各S弯光滑过渡,互相连接的各S弯进、出口处1阶、2阶导数连续.

1.3 非对称喉道设计

非对称喉道设计包括两个方面:①喉道面积计算;②喉道形状设计. 喉道形状设计受喉道面积计算结果的严格约束.

1.3.1 喉道面积计算

由并列双发三维非对称多S弯喷管设计规律,喉道后面积扩张,非对称喉道处马赫数必须满足: $Ma_{th}=1$. 喉道面积按下式计算:

$$A_{th} = \frac{\dot{m}_b \cdot \sqrt{T_0}}{\bar{m}_s \cdot p_0 \cdot \sigma} \quad (9)$$

式中 A_{th}, σ 分别表示喉道面积和总压恢复系数; $\dot{m}_b, p_0, T_0$ 分别表示发动机流量、发动机出口(喷管进口)气流总压、总温; $\bar{m}_s$ 为与气体组成成分有关的常数.

本文研究中,选取飞机巡航高度 $H_0=11$ km, 飞行马赫数 $Ma=0.7$ 为设计状态. 根据设计点MX使用状态,可以确定 $\dot{m}_b, p_0, T_0$ 三个参数. 对燃气, $\bar{m}_s=0.0397$. 根据直喷管设计经验和多S弯喷管特性,初步设定 $\sigma=0.97$. 经兼顾非设计点

喉道气流达到声速要求的修正后,可以解析出:
 $A_{th}=0.2830\text{ m}^2$.

1.3.2 喉道形状设计

喉道非对称四边形选择直角梯形,四角采用等半径圆弧过渡.其形状约束参数包括:宽高比 λ 、侧边倾角 α 、梯形四角过渡圆弧半径 R .其中

$$\lambda = \frac{W}{H} \quad (10)$$

式中 W 表示梯形的中线; H 表示梯形高(直角腰).

本文研究中,在 $A_{th}=0.2830\text{ m}^2$ 严格约束下,兼顾出口宽高比最佳红外隐身效果及飞机后体在出口处对高度尺寸的限制,初定喉道形状约束参数 $\lambda_{th}=4.836$; $\alpha_{th}=\pi/6, \pi/4$; $R_{th}=10\text{ mm}$ 形成了图3所示两套喉道形状方案.

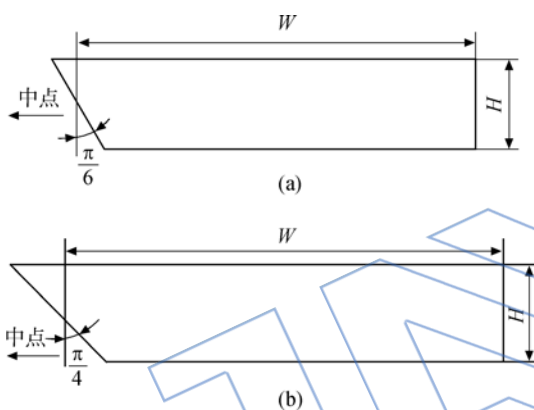


图3 两套喉道形状方案

Fig. 3 Two suits plans of throat figure

1.4 剖面变化律设计

剖面变化律设计包括两部分:①面积分布律设计;②形状分布律设计.这两个方面相辅相成,又相互制约.

1.4.1 面积分布律设计

面积分布律决定着管道内沿流向落压比变化律和压力梯度,合理的面积分布律能有效改善多S弯管道内气流惯性引起的分离.管道各转弯开始处Y向收缩与Z向扩散优化协调组合.经研究表明:进口处缓慢转弯与高收缩率相结合气动性能较好.因此每个S弯初步采用先急后缓的面积分布律,CFD计算后根据情况再局部优化.面积分布律具体表达式^[13]为

$$\frac{A_i}{A_{in}} = \left[\frac{A_{exit}}{A_{in}} - 1 \right] \cdot \left[3 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^4 - 8 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^3 + 6 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^2 \right] + 1 \quad (11)$$

式中 A_i, A_{in}, A_{exit} 分别表示每个控制剖面面积和每个S弯进口、出口面积.

本文研究中,在整个多S弯上 $A_{in}=A_{th}, A_{exit}$ 可以根据MX出口确定,利用式(11)解析出每个S弯的 A_{in}, A_{exit} ,再利用式(11)在每个S弯上进行面积分布.

1.4.2 形状分布律设计

在形状分布律设计中,首先要进行 λ, α 两参数分布律的设计.在每个S弯上, λ 分布律要与面积分布律耦合,以优化管道隐身和气动性能.具体表达式为

$$\lambda_i = \lambda_{in} + \left[3 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^2 - 2 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^3 \right] \cdot (\lambda_{exit} - \lambda_{in}) \quad (12)$$

式中 $\lambda_i, \lambda_{in}, \lambda_{exit}$ 分别表示每个控制剖面的宽高比和每个S弯进口、出口剖面的宽高比. α 分布律的具体表达式为

$$\alpha_i = \alpha_{in} + \left[-3 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^4 + 4 \cdot \left(\frac{X_i}{L_i} \right)^3 \right] \cdot (\alpha_{exit} - \alpha_{in}) \quad (13)$$

式中 $\alpha_i, \alpha_{in}, \alpha_{exit}$ 分别表示每个控制剖面侧边倾角和S弯进口、出口剖面.

本文研究中,在整个S弯上, $\lambda_{in}=\lambda_{th}, \lambda_{exit}=1$,利用式(12)解析出每个S弯的 $\lambda_{in}, \lambda_{exit}$,再利用式(12)在每个S弯上进行分布. α 则不同,为增加隐身、减弱二次流,在第二、第三S弯上侧边倾角为 $\pi/6, \pi/4$ 保持不变.在第一S弯上 $\alpha_{in}=\pi/6, \pi/4$, $\alpha_{exit}=\pi/2$ 利用式(13)分别分布,得到两套方案的形状分布律.

形状分布律中最后设计的是各控制剖面四角等圆弧半径 R_i ,它受到 A_i, λ_i, α_i 的严格约束,与控制剖面高 $H_i (H_i > 0)$ 形成一对一迭代关系,具体表达式为

$$H_i^2 \cdot \lambda_i - \left[\cot \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\alpha_i}{2} \right) + \cot \left(\frac{\pi}{4} + \frac{\alpha_i}{2} \right) + 2 - \pi \right] \cdot R_i^2 = A_i \quad (14)$$

在整个多S弯上,喷管进口、喉道面上 R_i 已知.根据上述步骤,本文研究中形成了两套三维非对称多S弯喷管(左侧单管)方案,如图4所示.

本文总体布置要求并列双发,考虑到提供两发动机之间空间利用率,以 $P/2$ 处为对称面,按上述步骤,设计两套与左侧单管对称的右侧单管,形成两套并列双发单管方案.

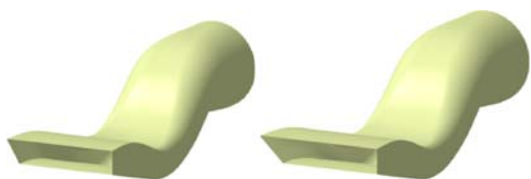


图4 两套三维非对称多S弯喷管(左侧单管)

Fig. 4 Two suits of 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles (leftward single nozzle)

1.5 喉道-喷管出口段设计

喉道-喷管出口段担负着连接左、右两个单独三维非对称多S弯喷管,把两股喷流合为一股喷流的任务。它包括两部分:①合流器;②喷管出口等直段。

1.5.1 合流器设计

合流器的功能是连接左、右两个单独三维非对称多S弯喷管,也是两股喷流合流的桥梁纽带。设计时要综合隐身、气动性能两方面考虑。出于隐身需要,通常合流器选择楔型尖劈,且楔底宽高比不超过0.26(对应顶楔角为 15°),但其合流损失严重,气动性能差。为兼顾气动性能,本文通过研究参数楔底宽高比 δ ,确定合流器形状。 δ 具体表达式如下:

$$\delta = \frac{P}{Q \cdot \gamma} \quad (15)$$

根据总体尺寸参数,可得: $\delta = 0.1775$ 。由 $\delta/0.26 = 0.6837$,可选择以 $P/2$ 为半径的半圆柱钝头面作为合流器形状,不妨碍隐身且能兼顾气动性能。合流器与两个单独三维非对称多S弯喷管连接处局部修型以保证光滑过渡。图5为完整合流器形状。



图5 完整合流器

Fig. 5 Integrity confluence implement

1.5.2 喷管出口等直段设计

喷管出口主要功能是合流,且不降低隐身性能。本文为两套并列双发单管方案分别设计了相应的喷管出口,其特点是沿流向剖面等直且形状、面积都不变,具体形状(带合流器)如图6所示。



图6 两套喷管出口(带合流器)

Fig. 6 Two suits of nozzle outlet (with confluence implements)

两套喷管出口宽度、高度、侧边倾角表达式分别为

$$W_e = 2 \cdot W_{th} + P \quad H_e = H_{th} \quad \alpha_e = \alpha_{th} \quad (16)$$

两套喷管出口相对喉道的面积扩散比用 ψ 表示,具体表达式如下:

$$\psi = \frac{A_e}{2 \cdot A_{th}} \quad (17)$$

本文两套喷管出口中 $\psi = 1.0124$; A_e 为喷管出口面积。

1.6 设计结果

根据上述方法和确定的参数,设计出两套并列双发三维非对称多S弯喷管(喷管出口包融一段蒙皮),如图7所示。



图7 两套并列双发三维非对称多S弯喷管

Fig. 7 Two suits of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles

2 数值模拟计算

在完成并列双发三维非对称多S弯喷管设计后,首先必须进行CFD计算,检验设计方案是否符合要求,以便初步得到满足性能要求的方案。

2.1 检验状态及性能要求

两套并列双发三维非对称多S弯喷管CFD

计算检验状态包括:

- 1) 地面起飞 $H_0=0\text{ km}$, $Ma=0$;
喷管进口 $p_0^*=284\text{ kPa}$, $T_0^*=738\text{ K}$;
- 2) 低空起飞 $H_0=0.5\text{ km}$, $Ma=0.25$;
喷管进口 $p_0^*=249.7\text{ kPa}$, $T_0^*=739\text{ K}$;
- 3) 高空巡航 $H_0=11\text{ km}$, $Ma=0.7$;
喷管进口 $p_0^*=87.4\text{ kPa}$, $T_0^*=604.5\text{ K}$;

3个状态迎角、侧滑角均为 0° ,且发动机全都不开加力.其中 H_0 , Ma , p_0^* , T_0^* 分别为飞机飞行高度(距离海平面)、飞行马赫数、发动机出口总压、发动机出口总温.

对两套并列双发三维非对称多S弯喷管的性能要求包括:

- 1) $\sigma_{th} \pm 1\% \geq 97\%$, $Ma_{th} \geq 1.0$;
- 2) $0 \leq \eta_m \leq 6\%$, $0 \leq \eta_{T^*} \leq 0.1\%$, $0 < \eta_F$, 地面起飞时 $\eta_F < 8\%$;
- 3) S弯背风处不能出现分离和涡, 喉道、出口总压恢复系数、马赫数分布均匀.

其中 Ma_{th} 表示喉道马赫数; η_m , η_{T^*} , η_F 分别表示喷管流量损失率、总温损失率、推力损失率——衡量多S弯喷管推力损失.具体表达式为

$$\eta_m = \frac{\dot{m}_b - \dot{m}}{\dot{m}_b} \times 100\% \quad (18)$$

$$\eta_{T^*} = \frac{T_0^* - T^*}{T_0^*} \times 100\% \quad (19)$$

$$\eta_F = \frac{F_0 - F}{F_0} \times 100\% \quad (20)$$

其中 $\dot{m}_b$, F_0 分别表示发动机出口真实流量、真实推力; $\dot{m}$, T^* , F 分别表示喷管计算收敛流量、计算收敛总温、计算收敛推力. F 具体计算表达式^[14]为

$$F = \dot{m} \cdot v_{th} - \dot{m} \cdot v + (p_{th} - p) \cdot A_{th} + \int_{A_{th}}^{A_e} (p - p) \cdot dA \quad (21)$$

式中 v_{th} , p_{th} 分别表示喷管喉道处的速度、静压; v , p 分别表示喷管远场自由流速度、静压.

性能要求的3个方面同时满足要求才算满足性能要求,3个检验状态同时满足性能要求才算设计方案符合要求.

2.2 计算要求

为保证 CFD 计算具有较高精度和准确度,须保证两个方面:①计算网格要求;②计算模型与边界条件.

2.2.1 计算网格要求

两套并列双发三维非对称多S弯喷管的网格

生成采用 Gambit 软件.为保证三维空间流场求解准确性更高,主流场采用四面体网格(TGID),壁面附面层采用与其耦合可无缝对接的三棱柱网格单元,以便等比加密, TGID 及三棱柱附面层匹配细节如图8所示.

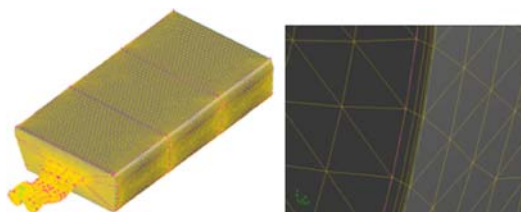


图8 TGID 及其与三棱柱附面层匹配细节

Fig. 8 Tetrahedron of TGID mesh and details of matching 3-side-prism boundary layer

为保证计算准度和精度,计算网格要求:喷管壁面第1层网格高度 $\eta < 0.03\text{ mm}$,以保证喷管壁面绝大部分 $y^+ < 10$.总网格单元不少于250万.

2.2.2 计算模型与边界条件

网格求解器选用与 Gambit 耦合的正版 FLUENT 软件.计算湍流模型选用 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$, $y^+ < 10$,计算结果精准度和可信度好^[15-18].

本文并列双发三维非对称多S弯喷管数值计算的边界条件设置如图9所示.

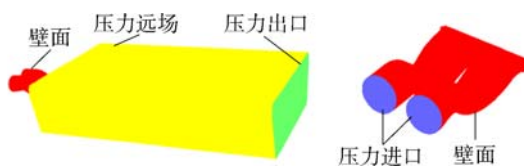


图9 并列双发三维非对称多S弯喷管数值计算边界条件

Fig. 9 Boundary conditions of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles numerical simulation

2.3 计算结果分析

计算结果要严格按照3条性能要求来分析和判断.为便于分析说明, $\alpha_{th} = \pi/6$ 的喷管方案命名为方案1, $\alpha_{th} = \pi/4$ 的喷管方案命名为方案2.首先分析判断喉道总压恢复系数 σ_{th} 、喉道马赫数 Ma_{th} 计算结果.表1、表2分别给出了两套喷管3个检验状态的喉道总压恢复系数、喉道马赫数计算结果.

表1 两套喷管3个检验状态的喉道总压恢复系数
计算结果

Table 1 Numerical simulation results of total pressure
recovery coefficients of throat for 3 checkout
states of two suits of nozzles

喷管 方案	σ_{th}		
	$H_0=0$ km $Ma=0$	$H_0=0.5$ km $Ma=0.25$	$H_0=11$ km $Ma=0.7$
方案1	0.9797	0.9792	0.9776
方案2	0.9789	0.9765	0.9745

表2 两套喷管3个检验状态的喉道马赫数计算结果

Table 2 Numerical simulation results of Mach number of
throat for 3 checkout states of two suits of nozzles

喷管 方案	Ma_{th}		
	$H_0=0$ km $Ma=0$	$H_0=0.5$ km $Ma=0.25$	$H_0=11$ km $Ma=0.7$
方案1	1.018	1.017	1.018
方案2	1.016	1.013	1.014

由表1和表2可判断:在3个要求检验状态下, σ_{th} 和 Ma_{th} 能满足性能要求第1条。

其次分析判断两套喷管3个检验状态的 η_m , η_r^* , η_F 的计算结果。图10~图12分别给出了 η_m , η_r^* , η_F 随飞行马赫数 Ma 的变化。

从图10~图12可知,当 $Ma \leq 0.7$ 时, $\eta_m < 5.7\%$, $\eta_r^* \leq 0.09\%$, $\eta_F > 6\%$;且地面起飞时 $\eta_F < 8\%$,完全满足性能要求第2条。

为查看两套并列双发三维非对称多S弯喷管背风处流场,采用单管中心剖面矢量与三维壁面流线追踪显示法。同一状态下,两套喷管左、右单管中心剖面流场矢量基本相同,都在背风侧没有出现分离和涡,图13为三维非对称多S弯喷管中心剖面流场矢量。

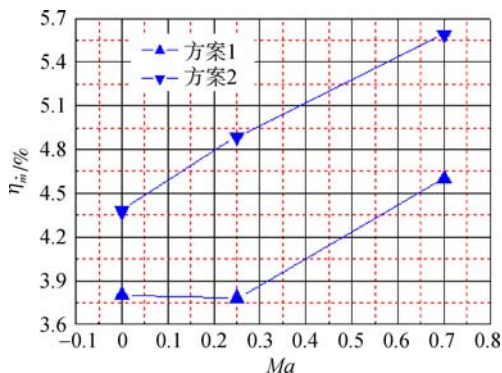


图10 η_m 随 Ma 的变化

Fig. 10 η_m varying with Ma

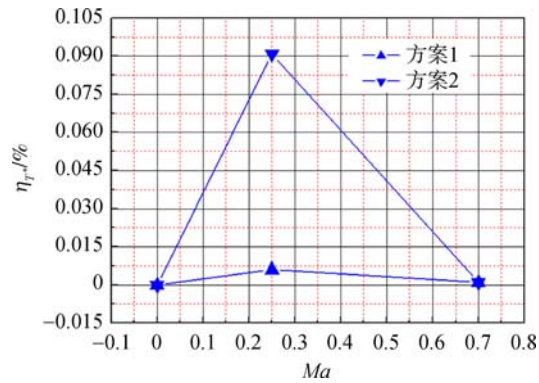


图11 η_r^* 随 Ma 的变化

Fig. 11 η_r^* varying with Ma

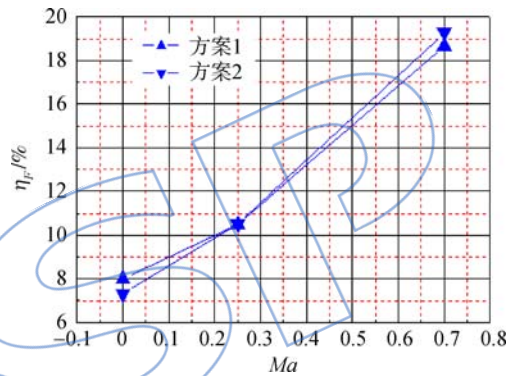


图12 η_F 随 Ma 的变化

Fig. 12 η_F varying with Ma

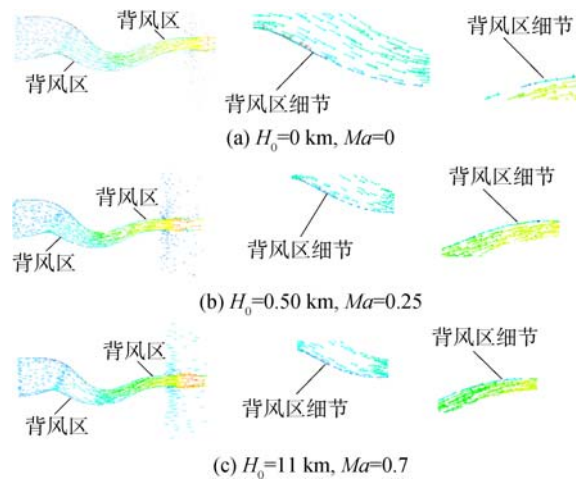


图13 并列双发三维非对称多S弯喷管中心剖面流场矢量

Fig. 13 Flow field vectors in center section of double
juxtaposition 3-D asymmetric
several-S-shaped nozzles

图14为两套并列双发三维非对称多S弯喷管壁面流线,两套并列双发三维非对称多S弯喷管在整个三维流场内背风侧都没有出现分离和涡,流场分布均匀,严格满足背风区无分离和涡的要求。

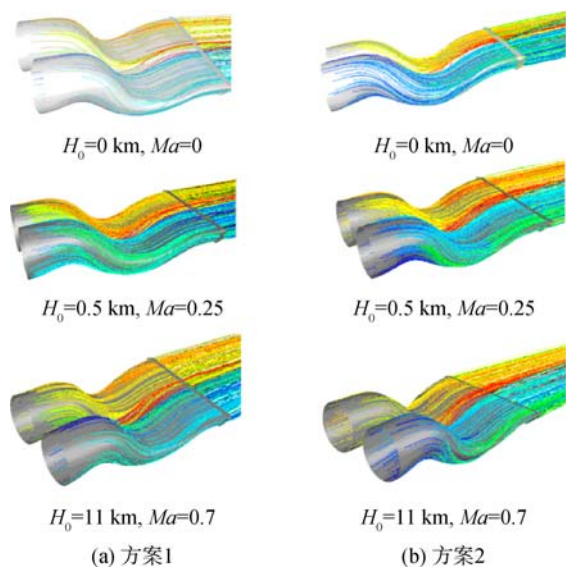


图 14 两套并列双发三维非对称多 S 弯喷管壁面流线
Fig. 14 Wall streamlines of two suits of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles

两套并列双发三维非对称多 S 弯喷管喉道总压恢复系数,喉道马赫数分布分别如图 15、图 16 所示。喉道总压恢复系数,喉道马赫数分布均匀合理。主流饱满且无低压区,边界层较薄,流场品质较好,满足性能要求。

两套并列双发三维非对称多 S 弯喷管出口处总压恢复系数和马赫数分别如图 17、图 18 所示。

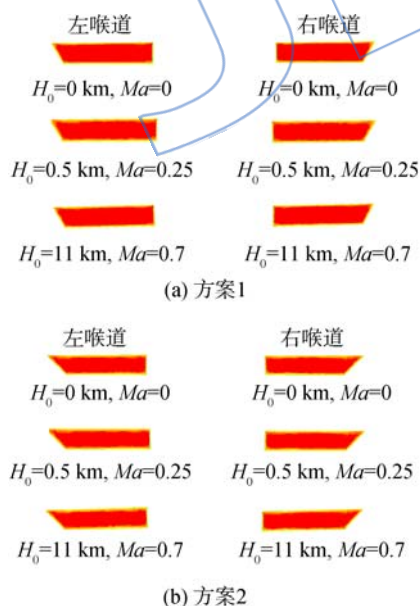


图 15 两套并列双发三维非对称多 S 弯喷管喉道总压恢复系数分布
Fig. 15 Total pressure recovery coefficients distribution in throat of the two suits of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles

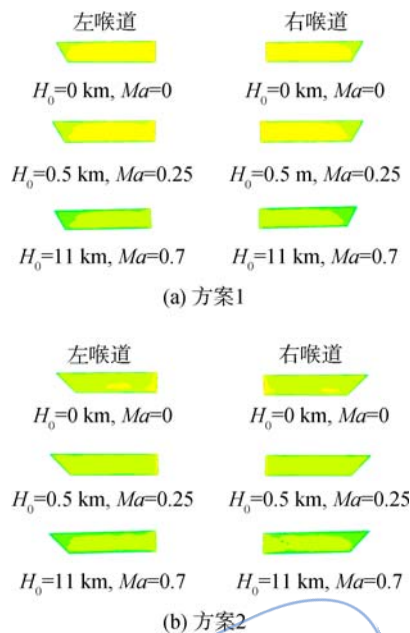


图 16 两套并列双发三维非对称多 S 弯喷管喉道马赫数分布
Fig. 16 Mach number distribution in throat of two suits of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles

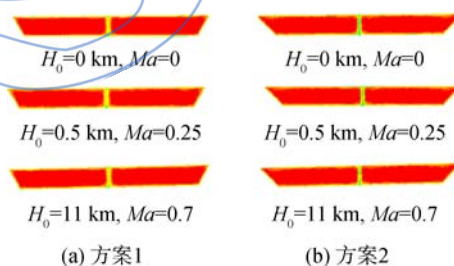


图 17 两套并列双发三维非对称多 S 弯喷管出口总压恢复系数分布
Fig. 17 Total pressure recovery coefficients distribution in outlet plane of two suits of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles

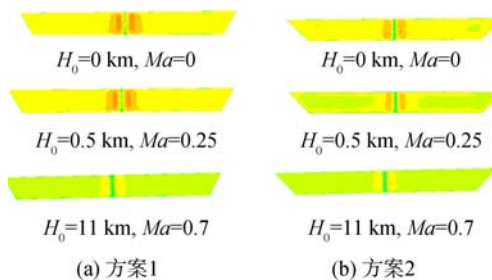


图 18 两套并列双发三维非对称多 S 弯喷管出口马赫数分布
Fig. 18 Mach number distribution in outlet plane of two suits of double juxtaposition 3-D asymmetric several-S-shaped nozzles

喷管出口处总压恢复系数分布主流饱满,无低压损失。结合喷管出口处马赫数分布,虽然合流器壁面对左、右喷管主流速度有影响,但影响程度、区域都很小且没有造成总压损失,不会造成推力损失。整个出口面附面层较薄,合流损失较小,喷管出口处总压恢复系数和马赫数分布合理,满足要求。

综合计算结果分析判断,按照本文上述参数化设计方法设计的两套并列双发三维非对称多S弯喷管完全符合设计要求,可以满足设计需要。初步证明并列双发三维非对称多S弯喷管参数化设计方法正确可行,计算方法评价合理。

经CFD计算初步评估:图7所示两套并列双发三维非对称多S弯喷管与等长度、等面积分布律不同剖面形状直喷管相比,在不出现分离和涡的情况下,推力损失相差都在5%以内;与等长度、等面积分布律相同剖面形状直喷管相比,综合总红外辐射强度可降低16%左右;与等长度、等面积分布律矩形出口直喷管相比,综合总红外辐射强度可降低27%左右;与等长度、等面积分布律轴对称喷管相比,综合总红外辐射强度可降低30%以上。隐身收益明显高于气动损失。

3 结 论

本文通过对并列双发三维非对称多S弯喷管参数化设计方法探索与研究,得出如下结论:

1) 形成了一套参数化约束的并列双发三维非对称多S弯喷管设计方法和基于CFD计算技术的参数化评价与验证方法,并以两套喷管实例初步证明该设计方法的正确性和可行性以及评价与验证方法的可参考性。

2) 三维非对称多S弯喷管中心线设计采用:各S弯Y向偏心率 ϑ_Y^i 、各S弯Z向偏心率 ϑ_Z^i 、各S弯沿流向位置参数 C_i 、各S弯沿流向长度 L_i 四个参数描述,在 $\vartheta_Z=0$ 条件下,其余参数变化规律为:第一S弯 ϑ_Y^1, L_1 都最小;第二S弯 ϑ_Y^2, L_2 都最大;第三S弯 ϑ_Y^3, L_3 介于第一S弯与第二S弯两参数之间,且两参数增减性相同。各S弯本身采用进口缓慢转弯,出口快速转弯变化规律,最有利于减弱二次流、抑制背风侧分离和涡。

3) 三维非对称多S弯喷管剖面面积在每个S弯上采用进口快速收缩缓慢转弯,出口缓慢收缩快速转弯的分布规律且在转弯开始处Y向收缩与Z向扩张优化协调,能有效抑制惯性分离,稳定流场;剖面形状两个主要参数宽高比 λ_i 与侧

边倾角 α_i 都采用进出口变化速率相同的分布律,其中 α_i 只在第一S弯上分布, λ_i 在各S弯上连续分布,有利于耦合面积分布律,增加喷管隐身性能,减弱二次流;合流器楔底宽高比 δ 不超过0.26,以利于隐身。

4) 采用喉道总压恢复系数 σ_{th} 、喉道马赫数 Ma_{th} 、流量损失率 η_m 、总温损失率 η_T^* 、推力损失率 η_F 五个参数以及背风流场品质综合评价并列双发三维非对称多S弯喷管性能,在Gambit里实现TGID与三棱柱附面层无缝耦合,等比加密喷管壁面 $y^+ < 10$,采用CFD彩色三维流线追踪技术显示整套喷管全三维壁面流场,为喷管评价与验证提供参考。

参考文献:

- [1] 刘常春,吉洪湖,李娜,等.一种二元S弯喷管的红外辐射特性数值研究[J].工程热物理学报,2010,31(9):1567-1570.
LIU Changchun,JI Honghu,LI Na,et al. Numerical simulation on infrared radiant characteristics of 2D S-nozzles[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(9): 1567-1570. (in Chinese)
- [2] 郭文彦,朱彦镇.飞机进气道的高频电磁散射特性及RCS计算[J].哈尔滨工业大学学报,1999,31(1):123-126.
GUO Wenyang,ZHU Yanzhen. The related angular magnification cylindrical lenses system for semiconductor laser[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1992, 31(1):123-126. (in Chinese)
- [3] 徐南荣,朱谷君.热空腔-喷气流的组合辐射[J].航空动力学报,1995,10(3):295-298.
XU Nanrong,ZHU Gujun. Thermal cavity-plume combination radiation[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(3):295-298. (in Chinese)
- [4] 黄伟,吉洪湖,斯仁,等.涡扇发动机排气系统红外特征[J].推进技术,2010,31(6):745-750.
HUANG Wei,JI Honghu,SI Ren,et al. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 745-750. (in Chinese)
- [5] 张小英,王先炜,朱谷君.含非均匀辐射气体空腔辐射特性计算研究[J].北京航空航天大学,2002,28(4):376-378.
ZHANG Xiaoying,WANG Xianwei,ZHU Gujun. Numerical investigation on radiation of enclosure containing non-uniform radiative gas[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(4): 376-378. (in Chinese)
- [6] 罗明东,吉洪湖,黄伟.非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算[J].航空动力学报,2007,22(10):1609-1616.
LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of

- turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1609-1616. (in Chinese)
- [7] 刘友宏, 邵万仁, 张锦绣. 发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 591-597.
- LIU Youhong, SHAO Wanren, ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flow field and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 591-597. (in Chinese)
- [8] 卞雪芹, 王平阳, 张靖周, 等. 反向蒙特卡罗法模拟波瓣喷管的红外辐射特性[J]. 上海交通大学学报, 2005, 39(8): 1229-1232.
- QI Xueqin, WANG Pingyang, ZHANG Jingzhou, et al. Reverse Monte Carlo simulation on infrared radiation of lobed nozzle/mixer plume[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2005, 39(8): 1229-1232. (in Chinese)
- [9] Nicodemus F E. Directional reflectance and emissivity of an opaque surface[J]. Applied Optics, 1965, 4(7): 767-773.
- [10] 张勃, 吉洪湖. 大宽高比距形喷管的射流与外流的掺混特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 104-110.
- ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 104-110. (in Chinese)
- [11] 余雄庆, 金银军. 某飞翼外形雷达散射截面特性的分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1995, 27(5): 636-640.
- YU Xiongqing, JIN Yinjun. Analysis on RCS of a flying wing model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 27(5): 636-640. (in Chinese)
- [12] 吕俊伟, 李海燕, 朱敏, 等. 飞机的红外隐身技术[J]. 现代防御技术, 2006, 34(4): 92-95.
- LÜ Junwei, LI Haiyan, ZHU Min, et al. The infrared stealth technology of plane[J]. Modern Defense Technology, 2006, 34(4): 92-95. (in Chinese)
- [13] Lee C C, Boedicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA-85-3073, 1985.
- [14] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [15] 骆晓臣. 高超声速进气道内部阻力的分析和研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- LUO Xiaochen. Analysis and investigation of internal drags in hypersonic inlets[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [16] 卫永斌, 张堃元. 三维侧压式进气道的减阻研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2773-2779.
- WEI Yongbin, ZHANG Kunyuan. Investigation of drag reducing in three-dimensional sidewall inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2773-2779. (in Chinese)
- [17] 卫永斌, 张堃元, 骆晓臣. 二元高超声速进气道内部阻力特性分析与研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(1): 104-108.
- WEI Yongbin, ZHANG Kunyuan, LUO Xiaochen. Analysis and investigation of internal drags trait in two-dimensional hypersonic inlets[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(1): 104-108. (in Chinese)
- [18] 卫永斌, 张堃元. 三维侧压式高超声速进气道阻力特性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1594-1600.
- WEI Yongbin, ZHANG Kunyuan. Analysis of drags trait in three-dimensional sidewall hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1594-1600. (in Chinese)