二元收 - 扩喷管与球形收敛调节片喷管的性能对比研究

游 磊[1,2],王 强[1,2],刘笑瑜[1,2]
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院;2. 先进航空发动机协同创新中心:北京 100191)

摘要:为了对比二元收 - 扩喷管(2DCD)与球形收敛调节片喷管(SCFN)的性能,基于 CFD 数值计算软件对 2 种喷管在相同工作点下进行了内外流场计算与分析。数值模拟结果表明:在相同高度及飞行马赫数条件下,SCFN 的流量系数相较于 2DCD 呈现出较大不同,推力系数则略差于 2DCD;在低落压比条件下,2 种喷管内流对后体阻力特性影响不大;在高落压比条件下,2 种喷管内流对后体阻力特性影响较大。

关键词:非轴对称喷管;数值模拟;推力系数;后体阻力系数;航空发动机
中图分类号: V211.3 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.04.008

Comparative Study on Performance of Two Dimensional Convergent-Divergent Nozzle and Spherical Convergent Flap Nozzle

YOU Lei[1,2], WANG Qiang[1,2], LIU Xiaoyu[1,2]
(**1. School of Energy and Power Engineering; 2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beihang University Beijing 100191, China**)

Abstract: In order to compare the performance of two Dimensional Convergent-Divergent Nozzle (2DCD) and Spherical Convergent Flap Nozzle (SCFN), the calculation and analysis in the internal and external flow field at the same operating point based on CFD computational simulation software were performed. The numerical simulation results show that under the condition of the same altitude and flight Mach number, the mass flow coefficient of SCFN compared to the 2DCD's exhibits quite different and the thrust coefficient of SCFN is slightly worse than the 2DCD's. Under the condition of low nozzle pressure drop ratio, internal flow of two kinds of nozzles has little effect on after-body drag coefficient; under the condition of high nozzle pressure drop ratio, internal flow of two kinds of nozzles has a great influence on after-body drag coefficient.

Key words: non-axsymmetrically nozzle; numerical simulation; thrust coefficient; after-body drag coefficient; aeroengine

0 引言

针对现代飞机对机动性及起飞着陆性能要求的不断提高,推力矢量能力逐渐发展成为评价未来战斗机性能必不可少的重要要求与技术指标[1]。为保证喷管红外隐身性能,减小喷管与飞机机体的干扰阻力,同时兼顾飞机机动性能,2DCD 与 SCFN 等非轴对称喷管得到越来越多的应用[2-4]。

国外的 David M S, Richard R C 等通过改变喷管落压比、喉道面积等方式对二元收 - 扩喷管在不同使用高度下的推力特性进行了试验研究[5]。Bobby L B, John G T 等通过试验的方法对 SCFN 进行了大量研究,得到了大量不同矢量状态下的内特性数据[6]。国内的王菲、额日其太等通过对 2DCD 不同部位辅助注气对其内流特性展开了研究,发现了扩张段辅助注气可以显著提高喷管矢量性能[7]。王宏亮、张靖周等对喉道宽高比为 2.083 的 SCFN 在不同俯仰和偏航矢量状态下进行喷管静态内特性研究,得出了俯仰相较于偏航动作对性能有更大的影响[8]。虽然国内外对 2DCD 及 SCFN 已经进行了大量的试验与数值模拟方面的研究[5-11],但相关领域对于 2DCD 及 SCFN 流量特性、推力特性及后体阻力特性的对比研究相对较少。

收稿日期:2016-12-24 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助
作者简介:游磊(1993),男,在读硕士研究生,研究方向为发动机内流气动热力学;E-mail:youlei30@foxmail.com。

引用格式:游磊,王强,刘笑瑜.二元收 – 扩喷管与球形收敛调节片喷管的性能对比研究 [J]. 航空发动机,2017,43(4):41–47. YOU Lei, WANG Qiang, LIU Xiaoyu. Comparative study on performance of Two Dimensional Convergent–Divergent Nozzle and Spherical Convergent Flap Nozzle [J]. Aeroengine, 2017,43(4):41–47.

PDF pdfFactory Pro www.fineprint.cn

为了更好地在设计过程中选择合适的排气系统方案，本文采用数值模拟的方法，得出了 2DCD 及 SCFN 在不同工况下的流量特性、推力特性、后体阻力特性及其性能对比。

1 数值模拟方法

1.1 计算方法

为了得到喷管的气动特性，使用 FLUENT 软件对 2 种喷管进行了内外流场的数值模拟。采用的算法为时间推进的有限体积法，选用强守恒形式的 N-S 方程作为控制方程，为了保证收敛速度并提高数值模拟的精度，模拟过程选用了 2 阶迎风格式作为离散格式。湍流模型选用重整化群(RNG)的两方程模型[12]，相关研究表明，在高 Re 数下，重整化群的 k-ε 模型相对于标准 k-ε 模型具有更适合处理流动过程包含大弯曲状态流动、分离流动及快速应变现象的优势[13]。

1.2 喷管几何结构及边界条件

1.2.1 二元收 - 扩喷管

2DCD 内壁面由圆柱形直筒段、圆转方过渡段和喷管收敛 - 扩张段 3 部分组成，喷管几何结构如图 1 所示。圆转方过渡段型面满足超椭圆方程，按等宽度、等面积规律过渡。过渡段长度为 300 mm；喷管进口面积为 0.801 m²。2DCD 设计见表 1。

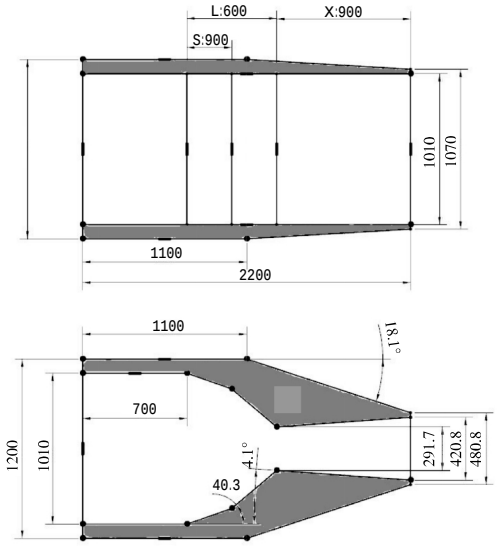


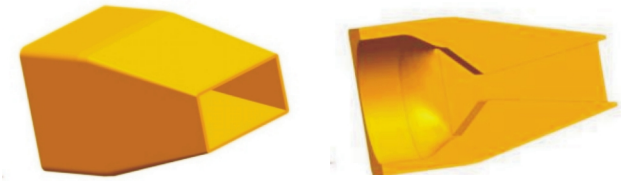
图 1 二元喷管几何结构

表 1 2DCD 设计参数

	L/mm	α/(°)	x/mm	δ/(°)	θ/(°)	s/mm	A_8/m²	A_9/m²
工况 1(3)	600	40.30	900	4.10	18.1	300	0.277	0.425
工况 2(4)	600	46.34	900	9.93	15.6	300	0.209	0.520

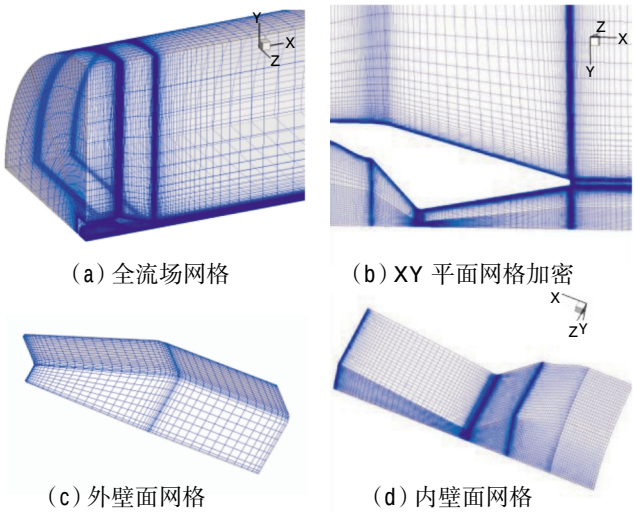
其中，收敛段长度为 L；收敛角为 α；扩张段长度为 x；扩张角为 δ；尾部收敛角为 θ；圆转方过渡段长度为 s；喉道面积为 A_8 及喷管出口面积为 A_9。

2DCD 的整体外形及剖面如图 2 所示，从图中可见，外壁面逐渐收敛至喷管出口，控制收敛角不要过大，减小安装推力损失。喷管计算网格如图 3 所示，从图中可见，喷管采用结构化网格划分，在收敛段、喷管出口、近壁区进行了网格加密。考虑到 2DCD 的对称性，在数值计算中使用 1/4 喷管模型，计算域径向半径为 10 倍的喷管出口当量直径，喷流方向为 50 倍的喷管出口当量直径。



(a) 喷管整体外形 (b) 喷管剖面

图 2 2DCD



(a) 全流场网格 (b) XY 平面网格加密

(c) 外壁面网格 (d) 内壁面网格

图 3 2DCD 网格

喷管进口设定为压力进口，进口压力根据不同的落压比设定，喷管壁面设定为无滑移绝热边界，远场条件根据飞行高度和模拟需求设定[14-15]。

本研究针对 2DCD 及 SCFN 分别模拟得出了在工况 1(11 Km, 0.8 Ma)、工况 2(11 Km ,1.6 Ma)下改变落压比时的流量系数曲线、推力系数曲线及工况 3(11 Km, N_{PR}=6.4)、工况 4(11 Km, N_{PR}=23)下变 Ma 数时的后体阻力系数曲线。工况 1 的进口总温为 854.9 K，静温为 217 K，静压为 22.7 kPa；工况 2 的进口总温 1256.5 K，静温静压与工况 1 相同。工况 3 的进口总温

PDF pdfFactory Pro www.fineprint.cn

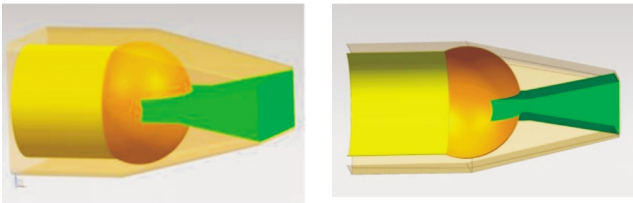
854.9 K,落压比(N_{PR})为 6.4,静温为 217 K,静压为 22.7 kPa,飞行马赫数不断增加;工况 4 的入口总温为 1256.5 K,N_{PR} 为 23,静温静压及飞行马赫数变化情况与工况 3 相同。

1.2.2　SCFN

SCFN 由圆柱形直筒段、球形收敛段、喷管扩张段 3 部分组成。所设计的 SCFN 与 2DCD 入口面积为 A_7、L、A_8、A_9 等几何结构参数保持一致。SCFN 设计参数见表 2,其中 R 为球形收敛段球体直径,喷管整体外形及剖面如图 4 所示。

表 2　球形收敛调节片喷管设计参数

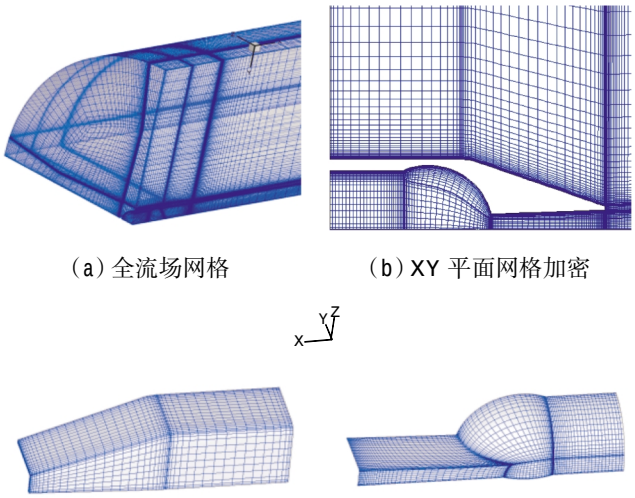
	L/mm	x/mm	δ/(°)	θ/(°)	A_8/m²	A_9/m²
工况 1(3)	1100	900	4.68	13.50	0.277	0.425
工况 2(4)	1100	900	9.93	11.87	0.209	0.520



(a) 喷管整体外形透视　　(b) 喷管剖面

图 4　SCFN

喷管计算网格如图 5 所示,为保证与 2DCD 数值模拟条件一致,SCFN 采用结构画网格划分技术,对收敛段、喉道处、喷管出口区域以及近壁面都做了相应的加密处理以满足计算要求。由于对称性,网格模型同样只选择了 1/4 用于计算。网格计算区域与 2DCD 相同,计算域径向半径取 10 倍的喷管出口当量直径,喷流方向网格长度为 50 倍的喷管出口当量直径。



(a) 全流场网格　　(b) XY 平面网格加密

(c) 外壁面网格　　(d) 内壁面网格

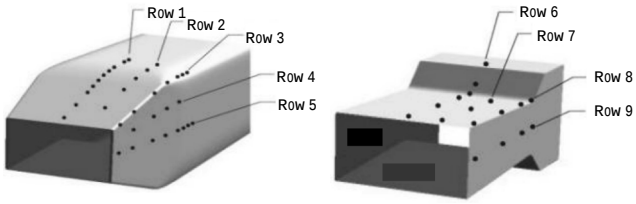
图 5　SCFN 网格

为保证对比结果的可信度,SCFN 的边界条件与 2DCD 相同,即设定压力入口,入口总压由落压比决定,流场壁面给定无滑移条件,在工况 1、2 下计算内流推力系数,在工况 3、4 下计算外流阻力系数。

2　计算结果与分析

2.1　算例验证

为保证模拟过程准确性并验证湍流模型选择是否合理,选择了文献[16]中的湍流模型,边界条件与其中算例相同,给定压力入口条件,飞行高度与飞行马赫数,流场壁面条件为无滑移壁面。测压点位置如图 6 所示,选择图中内外壁面各 2 组位置进行验证,其验证结果如图 7 所示。

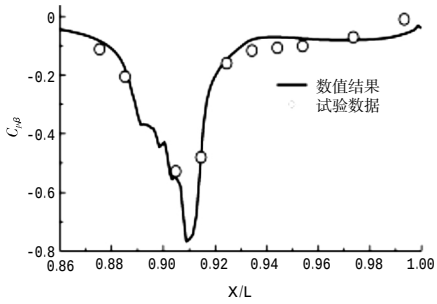


(a) 外壁面测压位置　　(b) 内壁面测压位置

图 6　喷管压力测点位置

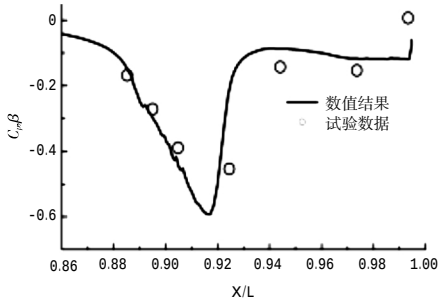
其中:C_p, β 为压力系数;X=0 为喷管入口;L 为喷管长度;P 为当地静压;P_0 为入口压力。

从图 7 中(a)、(b)可见,该 2DCD 外壁面压力系数大小与试验结果吻合良好,但由于 2DCD 的外壁面为矩形,存在一定的 3 维流效应。在喷管出口台阶处,内外流掺混作用使流动更加复杂,导致数值模拟结果存在一定偏差。从图 7 中(c)、(d)可见,喷管内壁面压力分布数值计算结果与试验值基本吻合,这个结果表明所使用重整化群的两方程模型结合标准壁面函数可以较准确模拟二元喷管内外流场特征。

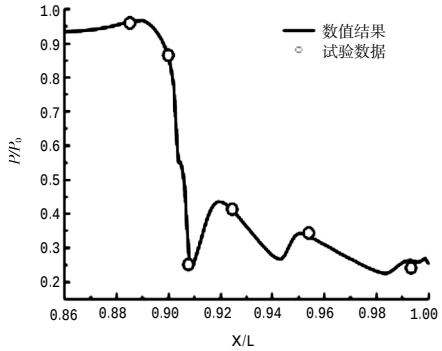


(a) Row1

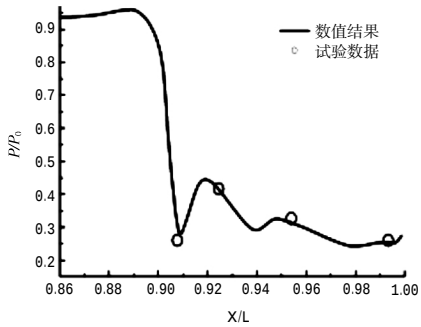
PDF pdfFactory Pro　www.fineprint.cn



(b) Row3



(c) Row6



(d) Row8

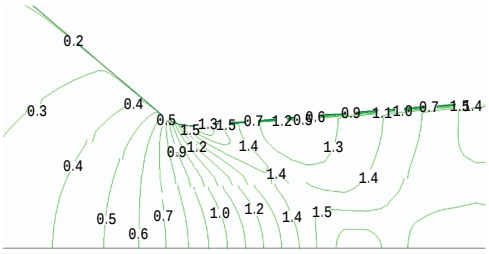
图 7 壁面压力系数对比

2.2 喷管流场特性

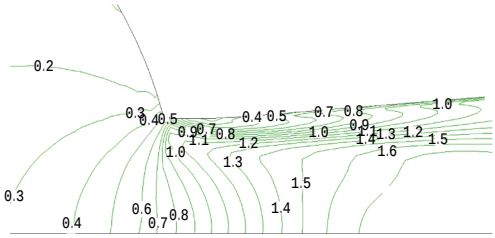
以 X 轴为流动方向,Y 轴为喉道高度方向建立喷管模型。

常规 2DCD 与 SCFN 在工况 1, 当 N_{PR}=8 时的 XY 截面及 XZ 截面喉道处的等马赫数(Ma)线如图 8 所示。

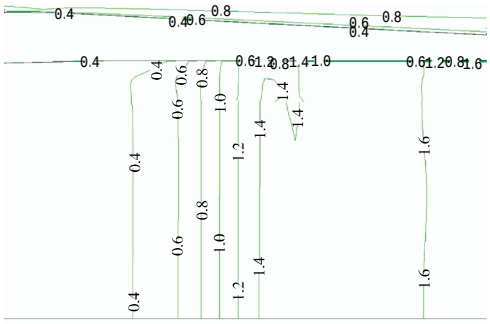
在内流分别经过 2 种喷管不同的型面收敛段后,主流在扩张段内马赫数不断增大。从图 8(a)中可见,在 XY 截面 2DCD 的扩张段等马赫数大小反映了气流流经扩张段时 2 维稳定加速状态,而从图 8(b)中



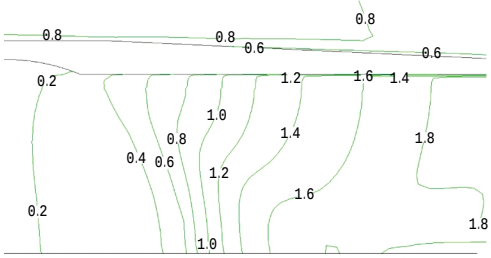
(a) 2DCD 喉道处 XY 截面 Ma



(b) SCFN 喉道处 XY 截面 Ma



(c) 2DCD 喉道处 XZ 截面 Ma

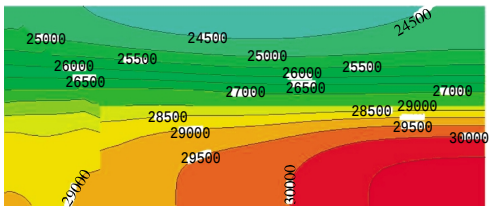


(d) SCFN 喉道处 XZ 截面 Ma

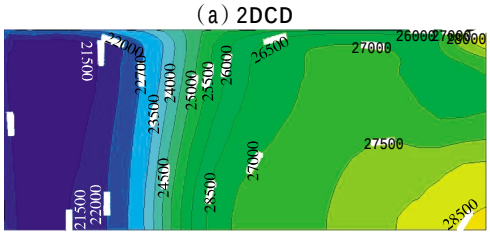
图 8 2DCD 与 SCFN 在喉道对称面处 Ma

可见,SCFN 的扩张段马赫数线值在该截面靠近壁面处较小,反映了靠近壁面处存在低速区,表现出明显的 3 维流效应,由此表明 2 种喷管由于收敛段型面的不同对内流扩张段造成的影响不同。

X=0 表示喷管平直段进口处。在 X=2200 时喷管出口处截面局部压力分布云图如图 9 所示。从图中可



(a) 2DCD



(b) SCFN

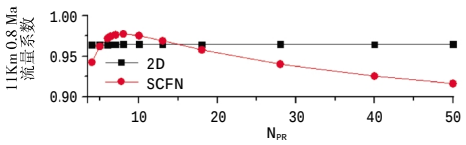
图 9 工况 1 N_{PR}=8 时喷管出口处压力分布云图

PDF pdfFactory Pro www.fineprint.cn

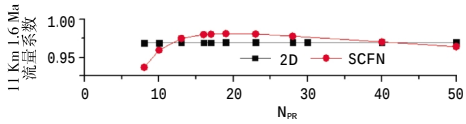
见,2 种喷管在出口处压力分布情况,2DCD 在整个出口区域压力值均大于环境压力 22.7 kPa,而 SCFN 压力值大于环境压力 22.7 kPa 的区域只占出口面积的 2/3 左右，表明了 SCFN 内气流整体膨胀程度要大于 2DCD。

2.3　喷管流量特性

喷管内流特性直接影响发动机的推力,内流特性可以用流量系数(C_m)和推力系数(C_F)表示。采用 2.1 中算例验证的方法模拟了 2DCD 和 SCFN 在工况 1、工况 2 下,N_{PR} 变化时的流量系数曲线如图 10 所示。



(a) 工况 1(11 Km 0.8 Ma)



(b) 工况 2(11 Km 1.6 Ma)

图 10　喷管流量系数曲线

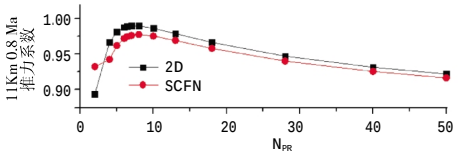
从图 10 中可见,2DCD 的流量系数曲线在 N_{PR} 改变时变化很小,而 SCFN 的则先上升后下降,并且存在 1 个对应 N_{PR} 的极大值点。2DCD 流量特性曲线规律符合喷管在一定收敛角下可用膨胀比关系图[17],而 SCFN 的流量系数呈现出了不同规律。结合图 8 可知,SCFN 与 2DCD 的截面处声速线分布有很大的不同,SCFN 复杂的球形收敛段使得喷管声速面复杂且向后移,造成了流量系数在随 N_{PR} 变化时与 2DCD 规律不同。

2.4　喷管推力特性

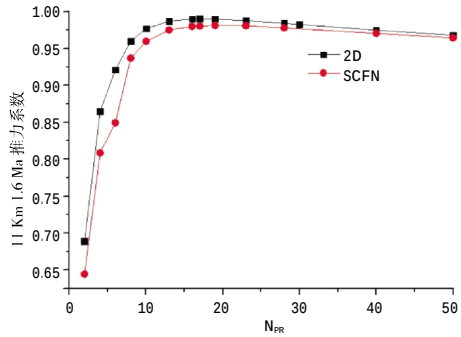
内流推力系数是描述喷管内流特性的重要参数,采用 2.1 中算例验证的方法模拟了 2DCD 和 SCFN 在工况 1、工况 2 下，当 N_{PR} 改变时的内流推力特性曲线如图 11 所示。

从图 11(a、b)中可见:

(1)SCFN 的内流推力系数略小于 2DCD。结合轴向速度及压力云图(如图 12 所示)分析可知,SCFN 的球形收敛结构可以更好地保证横向结构矢量效率与隐身能力,但球形表面流动较为复杂,造成了少量的推力损失。在实际使用中,相对于 2DCD,SCFN 可以做得更短,便于减轻质量。



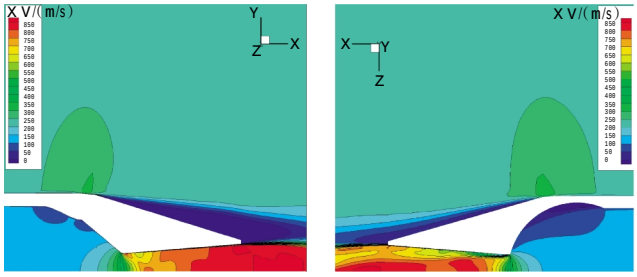
(a) 11 Km 0.8 Ma



(a) 11 Km 1.6 Ma

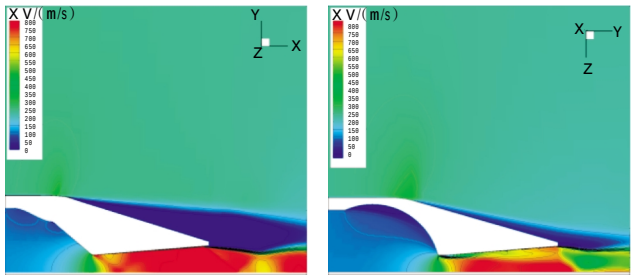
图 11　喷管推力特性曲线

(2)在工况 1 变落压比时,2DCD 内流推力系数均大于 0.92,SCFN 的内流推力系数也均大于 0.91。当 N_{PR} 小于 6.4 时内流推力系数随 N_{PR} 增大而增加,当 N_{PR} 大于 6.4 时随 N_{PR} 增大而减小,N_{PR}=6.4 时达到最大值。因为工况 1 下理想膨胀 N_{PR} 为 6.4,N_{PR} 小于 6.4 时喷管处于过膨胀状态,N_{PR} 大于 6.4 时喷管处于欠膨胀状态,不同对应状态下 2 种喷管的轴向速度云图分别如图 12~14 所示。



(a) 2DCD　　(b) SCFN

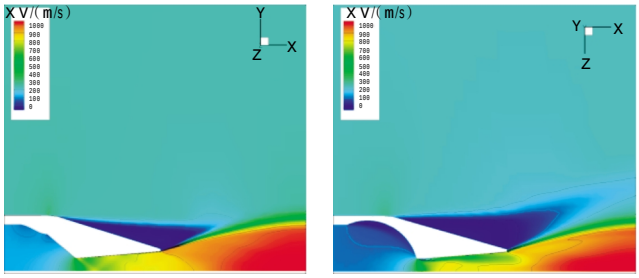
图 12　工况 1 N_{PR}=6.4 时喷管轴向速度云图



(a) 2DCD　　(b) SCFN

图 13　工况 1 N_{PR}=4 时喷管轴向速度云图

PDF pdfFactory Pro　www.fineprint.cn



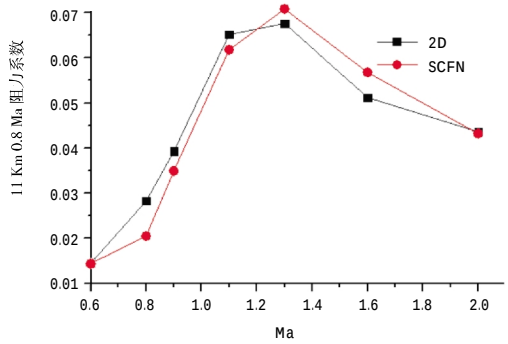
(a) 2DCD (b) SCFN

图 14 工况 1 N_{PR}=18 时喷管轴向速度云图

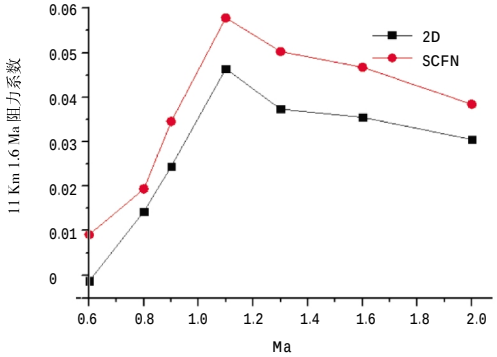
2.5 后体阻力特性

外流摩擦阻力计入飞机阻力[18],喷管外流阻力定义为压差阻力,其大小是喷管外壳平直段到喷管出口截面沿喷管外壁面压力积分。利用 2.1 节中算例验证的方法模拟了 2DCD 和 SCFN 在工况 3、工况 4 飞行马赫数变化时的外流阻力特性曲如图 15 所示。从图中可见:

(1)在低 N_{PR} 时,内流对外流阻力特性影响不大。工况 3 是在低 N_{PR} 条件下,2 种喷管外流后体阻力系数大小随飞行马赫数增加先增大后减小,且二者大小基本相同。



(a) 11 Km, N_{PR}=6.4

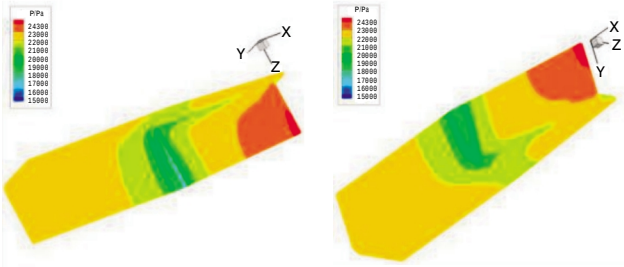


(b) 11 Km, N_{PR}=23

图 15 喷管后体阻力特性曲线

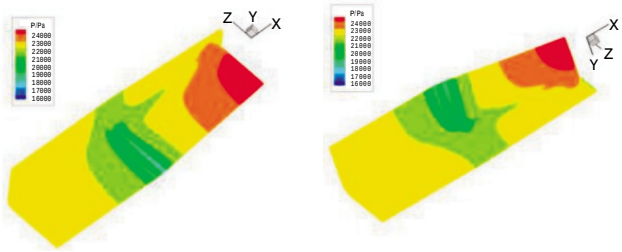
喷管外壁面压力云图如图 16 所示。从图中可见,2 种喷管外壳表面压力分布基本相同,靠近出口处高压区范围分布不大,其后体阻力特性也基本一致。

(2)在高 N_{PR} 时,内流对外流后体阻力特性影响较大。工况 4 是在高 N_{PR} 条件下,2 种喷管阻力系数同样呈现随马赫数增加先增大后减小的趋势,但 SCFN 阻力特性比 2DCD 略差。喷管外壁面压力云图如图 17 所示,从图中可见,喷管外壁面靠近出口处高压区域相比于低进口落压比时扩大很多,出口位置存在较大压力梯度,从而对外流阻力系数产生较大影响。



(a) 2DCD (b) SCFN

图 16 工况 3 Ma=0.6 时喷管外壁面压力云图



(a) 2DCD (b) SCFN

图 17 工况 4 Ma=0.6 时喷管外壁面压力云图

需要说明的是,在高空低马赫数情况下,出现了阻力系数为负的情况,因为在此飞行条件下,摩擦阻力相比于压差阻力占据了主要部分,但其影响效果计入飞机总阻力不计入喷管后体阻力,而外壁面收缩段存在减速扩压形成的相对高压区,与此同时外壁面边界层内未出现外流马赫数较大时常出现的大面积气流分离现象,所以出现压差阻力系数为负值,但实际总阻力(压差阻力与摩擦阻力之和)效果为正的情况。

3 结论

通过数值模拟的方法对相同气动几何参数的 2DCD 及 SCFN 内外流场进行了 3 维数值计算。得到的主要结论:

(1) 在相同工况下, 由于收敛段型面的不同,

PDF pdfFactory Pro www.fineprint.cn

SCFN 相较于 2DCD 的 3 维流效应明显,且出口处内流膨胀程度要高于 2DCD 的。

(2)在相同高度及飞行马赫数条件下,在一定 N_{PR} 范围内, 随 N_{PR} 增大,2DCD 的流量系数基本保持不变,而 SCFN 的先增大后减小;SCFN 的内流推力特性则略差于 2DCD。

(3)在低 N_{PR} 条件下,喷管内流对外流阻力系数影响不大,2 种喷管后体阻力特性基本一致;在高 N_{PR} 条件下, 喷管内流通过影响出口处外壁面压力分布, SCFN 的后体阻力系数相较于 2DCD 略大。

参考文献:

[1] Yvette S W, Douglas L B. Advancements in exhaust system technology for the 21st century[R]. AIAA-98-3100.

[2] 龚正真. 航空发动机推力矢量喷管研究[C]// 中国航空学会 21 世纪航空动力发展研讨会论文集.北京:中国航空学会,2000:251-257.
GONG Zhengzhen. Study on vectoring thrust nozzle of aircraft engine [C]//Proceedings of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics 21st Century Aviation Power Development Symposium. Beijing:Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2000:251-257.(in Chinese)

[3] 王强,付尧明,额日其太,等. 面向 21 世纪的推力矢量喷管技术发展综述 [C]// 中国航空学会 21 世纪航空动力发展研讨会论文集. 北京:中国航空学会, 2000:263-269.
WANG Qiang, FU Yaoming, ERI Qitai,et al. Summarization of thrust vector nozzle technology development in the 21st century[C]//Proceedings of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics 21st Century Aviation Power Development Symposium. Beijing:Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2000:263-269. (in Chinese)

[4] 赵震炎,胡兆丰. 推力矢量和二元喷管[J]. 北京航空航天大学学报, 1992(4):133-146.
ZHAO Zhenyan, HU Zhaofeng, Vectoring thrust and two-dimensional nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1992(4):133-146. (in Chinese)

[5] David M S, Richard R C. Performance of a 2D-CD nonaxisymmetric exhaust nozzle on a turbojet engine at altitude [R]. NASA-TM-1982-82881.

[6] Bobby L B, John G T. Internal performance of two nozzles utilizing gimbals concepts for thrust vectoring[R]. NASA-TP-1990-2991.

[7] 王菲,额日其太,李家军等. 二元喉道倾斜矢量喷管的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报,2010, 36(4):388-390.
WANG Fei, ERI Qitai, LI Jiajun et al. Numerical simulation of two-dimensional fluidic throat skewing vector nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010, 36 (4): 388-390. (in Chinese)

[8] 王宏亮,张靖周,单勇. 球形收敛调节片喷管静态内性能数值研究[J]. 推进技术,2008, 29(4):443-447.
WANG Hongliang, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical study on static internal performance of spherical convergent flap nozzles[J]. Journal of propulsion technology, 2008, 29(4):443-447. (in Chinese)

[9] 李荣松,王强,额日其太. 尾缘修形的二元喷管内外流场数值研究[J].航空动力学报,2005,20(3):389-393.
LI Songrong, WANG Qiang, ERI qitai. Numerical investigation of two-dimensional nozzle with trailing edge modification [J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(3):389-393. (in Chinese)

[10] 李小彪,徐凌志,李俊萍,等. 涡扇发动机二元喷管模型吹风对比试验[J]. 推进技术,2007,28(3):261-263.
LI Xiaobiao, XU Lingzhi, LI Junping et al. Model comparative test for infra-red stealth nozzle of gas turbine engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007,28(3):261-263. (in Chinese)

[11] 宋洁, 王强. 复杂形式球形收敛调节片喷管内流场计算及分析[J]. 航空动力学报,2007,22(8):1325-1329.
SONG Jie, WANG Qiang. Numerical investigation on internal flow of a spherical convergent flap nozzle with complex geometry[J]. Journal of aerospace power,2007, 22(8):1325-1329. (in Chinese)

[12] Yakhot V, Orzag S A. Renormalization group analysis of turbulence: basic theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1986(1):3-11.

[13] 周俊杰,徐国权,张华俊. FLUENT 工程技术与实例分析[M]. 北京:中国水利水电出版社,2010:7-17.
ZHOU Junjie, XU Guoquan, ZHANG Junhua. FLUENT engineering technology and example analysis [M]. Beijing:China Water and Power Press, 2010:7-17. (in Chinese)

[14] 余铭,刘友宏. 轴对称收 - 扩喷管内外流场一体化数值模拟[J].科学技术与工程,2011,11(32):7979-7984.
YU Ming,LIU Youhong. Numerical simulation on combination flow field for axisymmetric convergent-divergent nozzle [J]. Science Technology and Engineering,2011, 11(32):7979-7984. (in Chinese)

[15] 胡海洋, 王强. 跨声速条件下轴对称收扩喷管内外流场的数值研究[J]. 航空动力学报,2008,23(6):1041-1046.
HU Haiyang,WANG Qiang. Numerical study on combination flow field of axisymmetric convergent-divergent nozzle under transonic and supersonic conditions [J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(6): 1041-1046. (in Chinese)

[16] William B C. Comparison of turbulence models for nozzle-afterbody flows with propulsive Jets[R]. NASA-TP-1996-3952.

[17] 朱俊强,黄国平,雷志军. 航空发动机进排气系统气动热力学[M]. 上海:上海交通大学出版社,2014:251-265.
ZHU Junqiang, HUANG Guoping, LEI Zhijun. Aerothermo dynamics of aeroengine intake and exhaust system [M]. Shanghai:Shanghai Jiao Tong University Press,2014:251-265. (in Chinese)

[18] 陈大光,张津. 飞机 - 发动机性能匹配与优化[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990:72-78.
CHEN Daguang,ZHANG Jin. Performance matching and optimization of aircraft-engine [M]. Beijing:Beihang University Press,1990:72-78. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)

PDF pdfFactory Pro　www.fineprint.cn