

文章编号:1000-8055(2012)10-2356-08

流路参数对收扩喷管内流特性影响的数值研究

邵万仁^{1,2}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 用经冷态缩比模型内流特性试验验证的三维有黏定常程序, 对某轴对称收扩喷管进行了收敛调节片长度、喉道圆弧半径、扩张调节片长度和喷管扩张面积比对内流特性影响规律的计算研究。研究结果表明: 收敛调节片长度和喉道圆弧半径主要是对收敛半角较大工况的流量系数有一定的影响, 可以在确保收敛半角小于 45° 前提下适当减小收敛调节片长度; 扩张调节片长度和喷管扩张面积比主要是对推力系数影响较大, 扩张调节片长度和喷管扩张面积比的选择应在确保扩张半角小于 16° 前提下力争气流完全膨胀。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 轴对称收扩喷管; 内流特性; 流路参数; 数值模拟

中图分类号: V345.11

文献标志码: A

Computation of effect of different nozzle parameters on internal performance of convergent-divergent axisymmetric nozzle

SHAO Wan-ren^{1,2}

- (1. School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The numerical simulation on convergent flap length, nozzle throat arc radius, divergent flap length and nozzle expansion ratio affecting the internal performance of an axisymmetric convergent-divergent nozzle was conducted by applying a three-dimensional (3-D) viscous flow program that the results of the simulation were compared with that of the scale model experiments. The investigation shows that: convergent flap length and nozzle throat arc radius have some effects on the flow coefficient under the condition of a big convergent half angle, and convergent flap length can be properly reduced on condition that convergent half angle is less than 45 degrees; divergent flap length and nozzle expansion ratio have big effect on the thrust coefficient, and selected divergent flap length and nozzle expansion ratio shall work hard for fully expanded nozzle flow on condition that divergent half angle is less than 16 degrees.

Key words: aerospace propulsion system; axisymmetric convergent-divergent nozzle; internal performance; nozzle parameter; numerical simulation

内流特性研究对轴对称收扩喷管(以下简称收扩喷管)结构设计、发动机/喷管控制规律匹配、飞

机/发动机匹配等的研究具有重要意义^[1-3], 除了必要的模型试验^[4-7]外, 数值模拟是收扩喷管内流特

收稿日期: 2012-05-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2356_027.html

作者简介: 邵万仁(1967—), 男, 辽宁开原人, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机排气装置设计与研究。

性研究的有效手段^[3,8-9]。为此,国内外利用计算流体力学技术对收扩喷管和以收扩喷管为基础的轴对称矢量喷管的内流特性进行了数值分析^[8-16],但这些数值分析没有在发动机典型工况下对影响收扩喷管内流特性的主要流路参数进行系统研究。本文采用经冷态缩比模型内流特性试验验证的专用程序,对某收扩喷管进行了内流特性影响因素及其影响规律的数值分析,比较全面地研究了收扩喷管主要流路参数(收敛调节片长度 L_s 、喉道圆弧半径 R_t 、扩张调节片长度 L_k 和喷管扩张面积比 R_a)对内流特性(推力系数 C_f 和流量系数 C_m)的影响。

1 计算程序和计算方法

计算采用的是专为收扩喷管流场计算开发的三维有黏定常程序,程序采用结构网格方法生成三维结构网格,计算网格如图 1 所示,其中轴向网

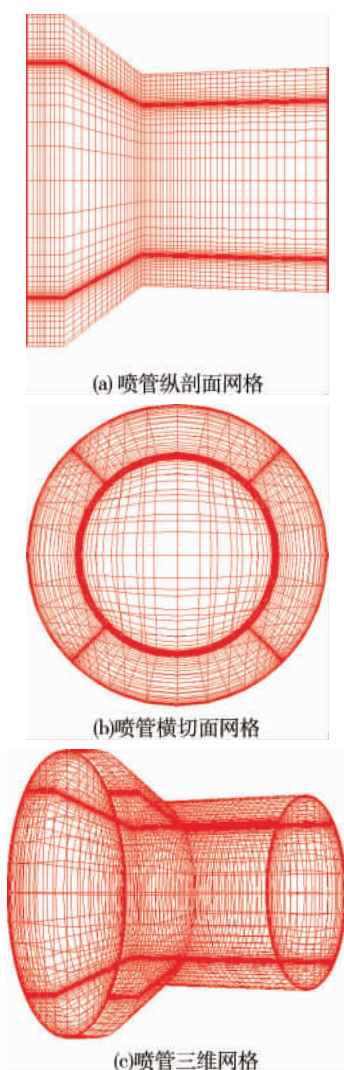


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational grid

格用代数法生成并采用指数规律加密,周向网格用结合代数方法求解偏微分方程的方法(TTM)法生成,计算网格均为 $62 \times 37 \times 37$,接近 8.5 万个,网格数目与文献^[15]相同,并且多于文献^[16]约 1.5 万个;采用 Jamson 有限体积法划分网格,湍流模型为零方程模型中广泛使用的 Baldwin-Lomax 代数模型。程序进口边界上给定亚声速来流的总温、总压和流动方向角,流动速度由内点 1 阶外插;出口边界上,当气流超声速流出时所有参数外推,当气流亚声速流出时给定出口反压,其他量采用与超声速出口边界类似的方法外推。物面边界上速度采用无穿透边界条件,压力采用零法向梯度,壁面温度采用绝热壁面条件。

2 计算步骤和计算参数

采用三维有黏程序计算研究主要流路参数(L_s , R_t , L_k 和 R_a)对收扩喷管内流特性的影响情况及影响规律,研究中只对需要进行研究的参数进行系列改变,以研究该参数的影响规律。收扩喷管计算工况及喷管参数见表 1,内流路设计见图 2。为验证程序和计算结果的有效性,依据喷管缩比模型试验的相似理论^[1],进行了冷态缩比模型(1:14)内流特性试验验证(见图 3),试验采用真空泵抽吸式方式工作,整个试验模型包括进口流量管、连接段和喷管模型 3 个部分。试验的误差分析表明: C_f 的绝对误差约 0.015,相对误差为 1.52%; C_m 的绝对误差约 0.0136,相对误差为

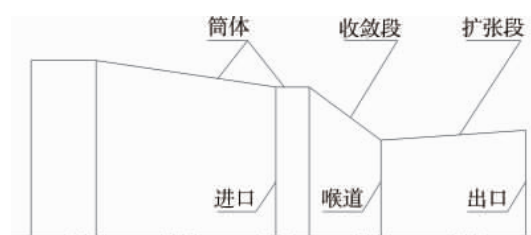


图 2 内流路示意图

Fig. 2 Schematic diagram of internal duct

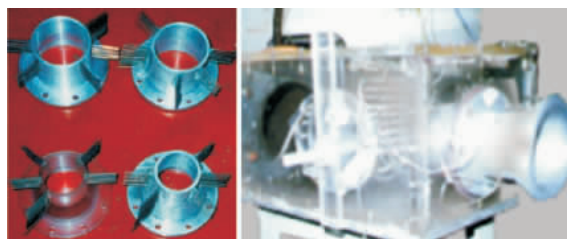


图 3 缩比模型试验件和试验装置照片

Fig. 3 Photos of scale model experiment

1. 39%。典型工况下的计算结果与试验结果对比(见表 2)表明:本文计算采用的程序具有较高的

计算精度,计算结果可信,可以满足收扩喷管内流特性研究的需要。

表 1 计算的工况及喷管参数

Table 1 Computational engine status and nozzle parameters

参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7
喷管落压比	2.79	2.62	3.61	3.98	3.56	6.04	10.44
喷管进口总温 T_7/K	753	2000	2100	2021	616	1957	2100
收敛半角 $\alpha/(\circ)$	37.73	10.58	4.30	10.79	40.73	13.00	3.38
扩张半角 $\beta/(\circ)$	完全膨胀	1.21	1.19	3.26	6.39	3.10	16.44
	实际选用	1.21	1.19	3.26	6.39	3.10	11.60
扩张面积比 R_a	完全膨胀	1.07	1.05	1.13	1.32	1.19	1.80
	实际选用	1.07	1.05	1.13	1.32	1.19	1.55(限制膨胀) 1.60(限制膨胀)

表 2 计算结果与试验结果对比

Table 2 Comparison of numerical results and experimental results

参数	工况 1		工况 2		工况 4		工况 5		工况 6	
	计算	试验	计算	试验	计算	试验	计算	试验	计算	试验
C_f	0.9814	0.9807	0.9859	0.9805	0.9846	0.9777	0.9809	0.9829	0.9767	0.9788
误差/%	0.07		0.55		0.71		-0.20		-0.21	
C_m	0.9399	0.9675	0.9885	0.9782	0.9905	0.9843	0.9410	0.9694	0.9871	0.9875
误差/%	-2.85		1.05		0.63		-2.93		-0.04	

3 计算结果及分析

3.1 收敛调节片长度 L_s 对内流特性的影响

计算研究发现: L_s 的影响主要与设计的收敛半角 α 有关,并且 L_s 主要是影响 C_m ,而对 C_f 的影响较小或很小(见图 4)。具体影响情况如下:

1) 对于 α 较大的工况 1 和工况 5, L_s 的影响规律和影响程度基本相同,其中 L_s 对 C_f 有影响但不大,对 C_m 有较大的影响。随着 L_s 由相对基准长度 L_{s0} 的 -50 mm 加大到 50 mm(工况 1 和工况 5 的 α 分别由 48.96°和 53.53°减小到 30.99°和 33.29°), C_f 逐渐增大,工况 1 和工况 5 分别增大 0.4%和 0.45%; C_m 近似线性增大并且比较显著,工况 1 和工况 5 分别增加约 2.91%和 3.36%。

2) 对于 α 较小的工况 2、工况 4 及工况 6, L_s 的影响规律基本相同,影响程度接近,即 L_s 对 C_f 影响很小,对 C_m 有影响但不大。随着 L_s 由相对基准长度 L_{s0} 的 -50 mm 加大到 50 mm(工况 2、工况 4 和工况 6 的 α 分别由 13.08°,13.34°和 16.10°

减小到 8.89°,9.06°和 10.91°), C_f 呈线性增大,工况 2、工况 4 和工况 6 分别增大 0.15%,0.13%和 0.14%; C_m 近似呈线性逐步增大,并且工况 4 和工况 6 增大的相对明显,工况 2、工况 4 和工况 6 分别增大 0.27%,0.57%和 0.51%。

3) 对于 α 很小的工况 3 和工况 7,随着 L_s 由相对基准长度 L_{s0} 的 -50 mm 加大到 50 mm(工况 3 和工况 7 的 α 分别由 5.31°和 4.17°减小到 3.62°和 2.84°),工况 3 的 C_f 和 C_m 均先逐渐减小后有所增大,最大相对变化量分别为 0.24%和 0.16%;工况 7 的 C_f 和 C_m 均呈线性减小,分别减小约 0.12%和 0.25%。

3.2 喉道圆弧半径 R_t 对内流特性的影响

计算研究表明: R_t 的影响情况与 L_s 的影响基本类似,即,主要与设计的 α 有关,并且 R_t 主要是影响 C_m ,而对 C_f 的影响较小或很小(见图 5)。具体情况如下:

1) 对于 α 较大的工况 1 和工况 5, R_t 的影响规律基本相同,影响程度有所不同,其中 R_t 对 C_f

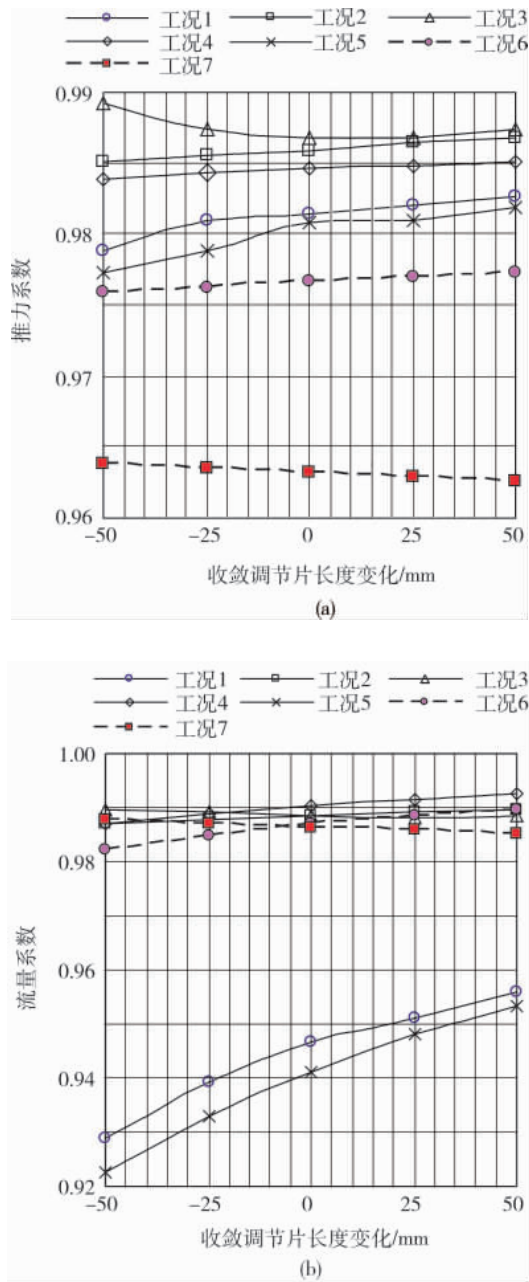


图 4 收敛调节片长度 L_s 对内流特性的影响
(基准长度 L_{s0} 以 0 代表)

Fig. 4 Effect of L_s on internal performance

有影响但不大,对 C_m 有较大的影响. 随着 R_t 由 0 mm 加大到 100 mm, C_f 增大,其中工况 1 呈线性增大(约 0.68%),工况 5 先呈线性增大后平缓增大(约 0.42%); C_m 增大显著,其中工况 1 近似线性增大(约 3.58%),工况 5 的增幅大于工况(约 4.68%).

2) 对于 α 较小的工况 2、工况 4 及工况 6, R_t 的影响规律近似,影响程度接近,其中 R_t 对 C_f 基本无影响或影响极小,对 C_m 有影响但不大. 随着 R_t 由 0 mm 加大到 100 mm, 工况 2 和工况 4 的 C_f

基本无变化(最大变化幅度 $\leq 0.02\%$),工况 6 稍有增大(约 0.08%); 工况 2 和工况 4 的 C_m 略有增大(分别约为 0.11% 和 0.26%),工况 6 增大相对明显(约 0.82%).

3) 对于 α 很小的工况 3 和工况 7,随着 R_t 由 0 mm 加大到 100 mm, R_t 对 C_f 基本无影响(最大变化幅度 $\leq 0.05\%$); 工况 3 的 C_m 基本无变化(最大变化 $\leq 0.04\%$); 工况 7 的 C_m 呈线性的略有所增大(约 0.2%).

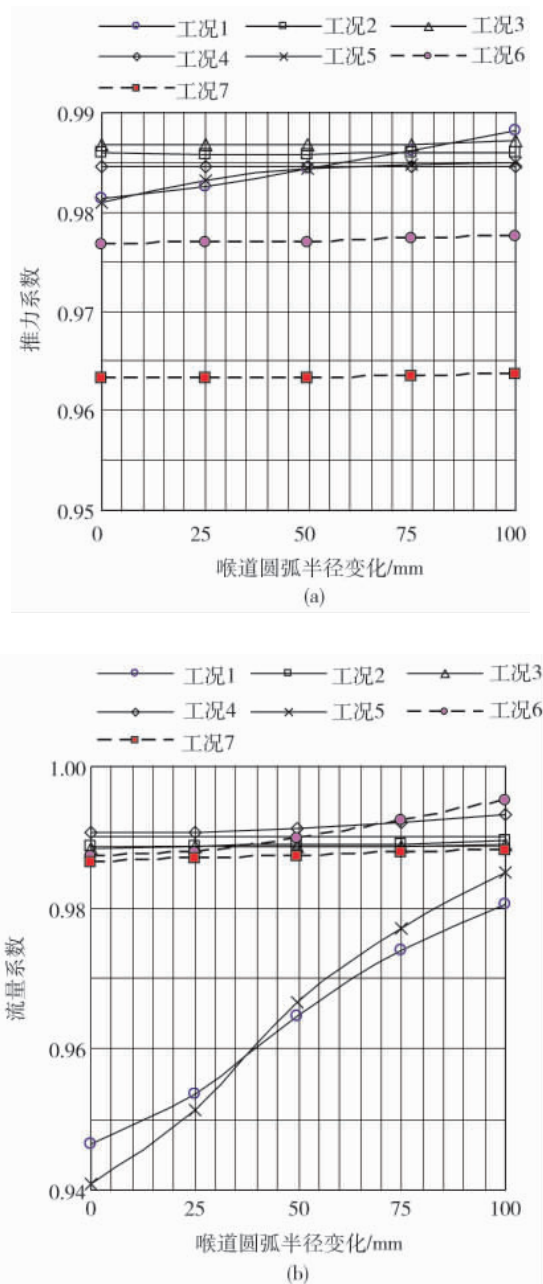


图 5 喉道圆弧半径 R_t 对内流特性的影响

Fig. 5 Effect of R_t on internal performance

3.3 扩张调节片长度 L_k 对内流特性的影响

计算结果表明: L_k 的影响情况主要与设计的扩张半角 β 有关,并且 L_k 对 C_f 有较明显的影响,而对 C_m 影响不大或较小(见图 6). 具体情况如下:

1) 对于 β 很小的工况 1 和工况 2, L_k 的影响规律接近,但影响程度不同. 随着 L_k 由相对基准长度 L_{k0} 的 -100 mm 加大到 200 mm(工况 1 和工况 2 的 β 分别由 1.51° 和 1.49° 减小到 0.87° 和

0.85°), C_f 减小并且先急后缓,其中工况 1 比工况 2 减小显著,工况 1 和工况 2 分别减小约 1.06% 和 0.21% ; C_m 增大,其中工况 1 呈线性的显著增大(增大约 1.33%),工况 2 呈增大趋势,增大约 0.06% .

2) 对于 β 较小的工况 3 和工况 5, L_k 的影响规律接近,但影响程度不同. 随着 L_k 由相对基准长度 L_{k0} 的 -100 mm 加大到 200 mm(工况 3 和工况 5 的 β 分别由 4.07° 和 3.87° 减小到 2.33° 和 2.21°), C_f 减小,其中工况 5 比工况 3 减小明显,工况 3 和工况 5 分别减小约 0.39% 和 0.61% ; C_m 呈增大趋势,其中工况 3 先稍有减小后逐步增大(增大约 0.15%),工况 5 先呈线性的明显增大后平缓增大(增大约 0.78%),工况 5 比工况 3 增大明显.

3) 对于 β 大一些的工况 4, 随着 L_k 由相对基准长度 L_{k0} 的 -100 mm 加大到 200 mm(β 由 9.01° 减小到 5.13°), C_f 先逐步增大后略有减小,增大约 0.51% ; C_m 呈线性逐步增大,增大约 0.26% .

4) 对于 β 比较大的工况 6 和工况 7, 因 R_a 较大,只在相对基准长度 L_{k0} 的 $0 \sim 250$ mm 和 $0 \sim 300$ mm 范围内研究了 L_k 的影响, L_k 的影响规律基本相同,但影响程度有所不同. 随着 L_k 的加大(工况 6 和工况 7 的 β 分别由 11.60° 和 13.96° 减小到 7.70° 和 8.67°), C_f 显著增大并且先急后缓,其中工况 6 比工况 7 增大明显,工况 6 和工况 7 分别增大约 2.22% 和 1.34% ; C_m 呈逐步增大趋势,工况 6 和工况 7 分别增大约 0.18% 和 0.13% .

3.4 喷管扩张面积比 R_a 对内流特性的影响

通过计算可知: R_a 的影响情况与 L_k 的影响情况类似,主要与设计方案的 β 有关,并且 R_a 主要对 C_f 影响较大,而对 C_m 的影响较小(见图 7). 具体情况如下:

1) 对于 β 很小的工况 1 和工况 2, 因气流完全膨胀所需的 R_a 很小,为此通过加大 R_a ($R_a = 1.1, 1.15, 1.2$) 来研究过膨胀对喷管内流特性的影响. 计算表明: R_a 的影响规律和影响程度均有所不同. 随着 R_a 的加大(即过膨胀程度加大,工况 1 和工况 2 的 β 分别由 1.21° 和 1.19° 加大到 3.37° 和 4.61°), C_f 总体上减小,其中工况 1 先略增大后明显减小(约 0.73%),工况 2 减小(约 0.92%)并且先缓后急; C_m 先略有变化后基本不变,其中工况 1 先略减小(约 0.15%),工况 2 先略增大(约 0.22%).

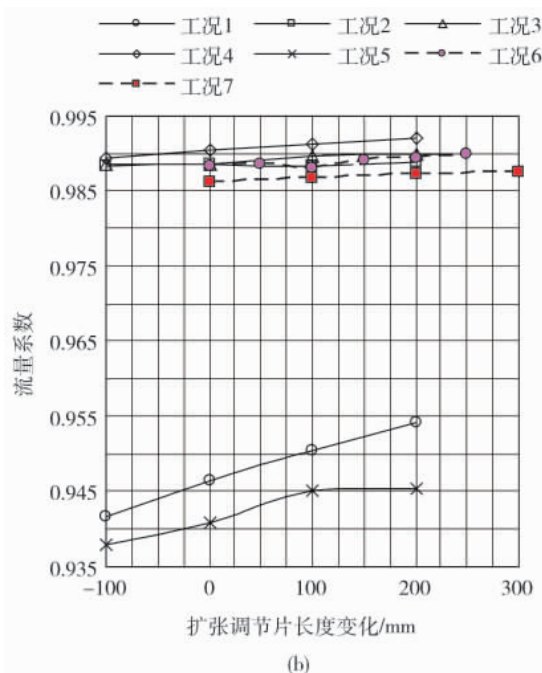
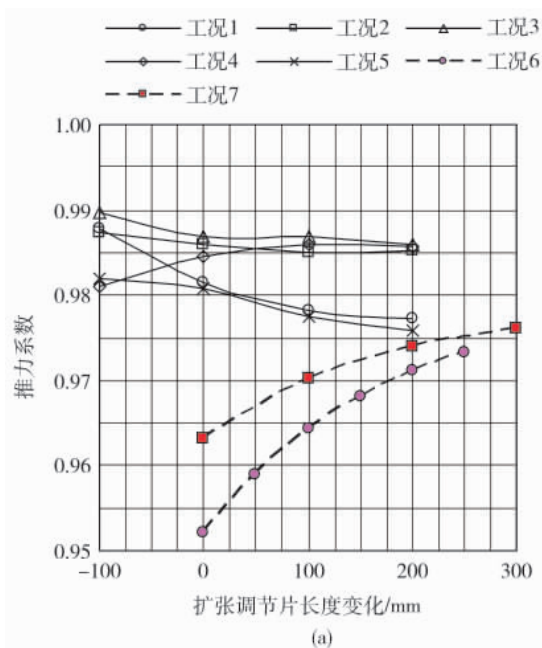


图 6 扩张调节片长度 L_k 对内流特性的影响
(基准长度 L_{k0} 以 0 代表)

Fig. 6 Effect of L_k on internal performance

2) 对于 β 较小的工况 3 和工况 5, 通过加大和减小 R_a 研究了欠膨胀和过膨胀对喷管内流特性的影响. 研究表明: R_a 的影响规律和影响程度基本相同. 随着 R_a 由小到大 (即由欠膨胀到过膨胀, 工况 3 和工况 5 的 β 分别由 1.78° 和 1.66° 加大到 6.10° 和 4.02°), C_f 先增大后减小, 工况 3 在气流完全膨胀所需的 R_a 时达到最大 (为 0.9868), 最大变化约 0.31%; 工况 5 在 $R_a = 1.15$ 时最大 (约

为 0.9815), 比在气流完全膨胀所需的 R_a 时稍大 (约为 0.06%), 最大变化约 0.36%. 随着 R_a 由小到大, C_m 有所增大, 工况 3 和工况 4 分别增大约 0.11% 和 0.08%.

3) 对于 β 稍大的工况 4, 通过减小 R_a 研究了欠膨胀对喷管内流特性的影响. 研究表明: 随着 R_a 由小到大 (即欠膨胀程度逐渐减弱, β 由 4.53° 加大到 7.08°), C_f 在欠膨胀程度最严重的 R_a (为

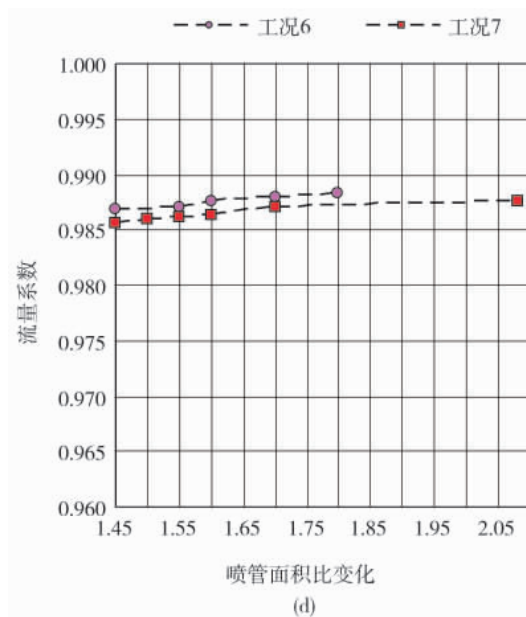
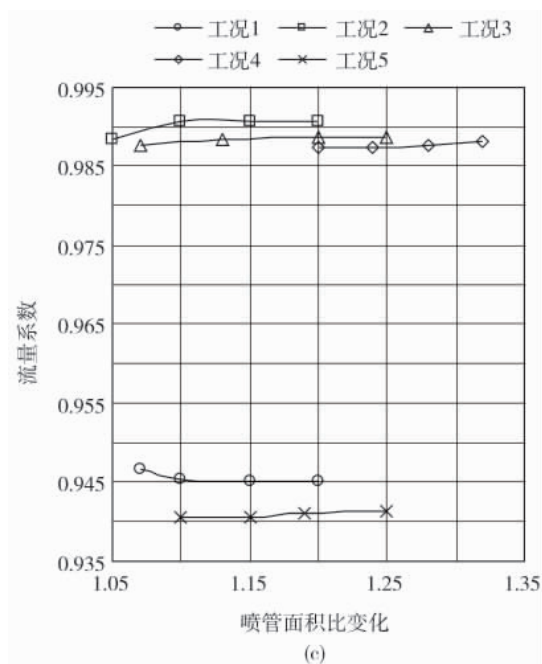
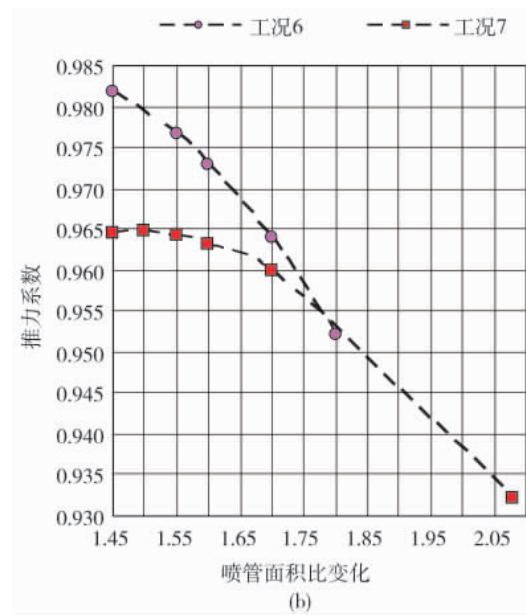
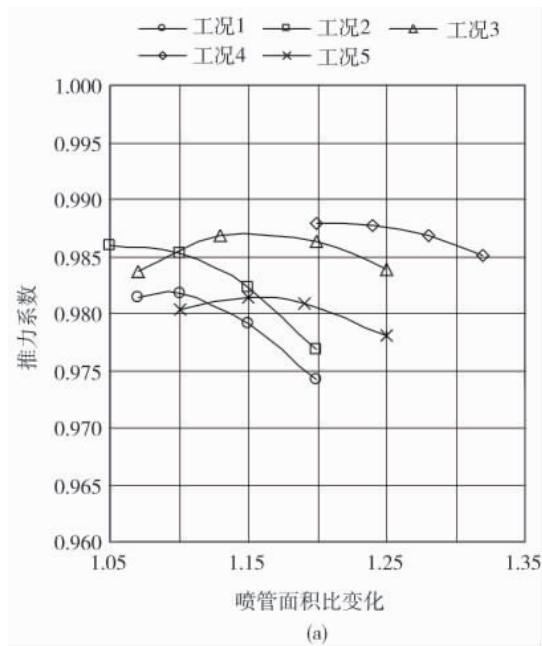


图 7 喷管扩张面积比 R_a 对内流特性的影响

Fig. 7 Effect of R_a on internal performance

1.2)时最大(为0.9879),随后接逐步减小(约0.28%)并且先缓后急; C_m 总体上稍有增大(约0.06%),并在气流完全膨胀所需的 R_a (为1.32)时达到最大(为0.9881).

4) 对于 β 比较大的工况6和工况7, R_a 较大,在工程设计中出于飞机气动造型等的考虑而不可能实现,为此只通过减小 R_a 来研究欠膨胀对气动性能的影响.研究表明: R_a 的影响规律基本相同,影响程度接近.随着 R_a 由小到大(即欠膨胀程度逐渐减弱,工况6和工况7的 β 分别由 9.65° 和 10.69° 加大到 16.44° 和 23.71°), C_f 总体上为减小趋势,工况6在欠膨胀程度最严重的 R_a (为1.45)时最大(为0.9818),随后接近线性地显著减小(约3.03%);工况7先稍有增大,在欠膨胀程度次严重的 R_a (为1.5)时最大(为0.9647),随后逐步减小(约3.38%)并且先缓后急.随着 R_a 由小到大(即欠膨胀程度逐渐减弱), C_m 总体上稍有增大(工况6和工况7分别增大约0.14%和0.20%),并在达到气流完全膨胀所需的 R_a (分别为1.8和2.08)时达到最大(分别为0.9882和0.9878).

3.5 分析和讨论

1) L_s 对内流特性的影响实质上可归结为 α 的影响,由于 L_s 主要是对 α 较大工况的 C_m 有一定的影响,而对 C_f 的影响较小或很小,并且文献[3]表明:一般情况下,一般喷管的 α 的变化范围是 $5^\circ \sim 45^\circ$.为此,在收扩喷管气动设计中,为缩短喷管长度,减轻重量,可以在确保 $\alpha < 45^\circ$ 前提下适当减小 L_s .

2) 虽然加大 R_t 可以比较明显地提高 α 较大工况的 C_m ,并对 C_f 略有益处,但加大 R_t 给对收扩喷管结构设计带来较大的困难,这也是在收扩喷管气动设计中通常取 $R_t = 0$ mm的主要原因.

3) 由于 L_k 和 R_a 对 C_f 影响较大,因此它们是影响收扩喷管内流特性的2个重要流路参数,并且这2个参数的选择均与 β 密切相关,即 L_k 和 R_a 对内流特性的影响实质上可归结为 β 的影响. β 影响 C_f 的原因在于:缩短 L_k /增大 R_a ,则必然对应着大的 β ,从而导致喷管出口气流径向分速度过大和气流分离.文献[3]表明:一般收扩喷管的 β 一般为 $1^\circ \sim 16^\circ$,单就内流特性而言,希望气流在收扩喷管扩张段完全膨胀,以获得最大的推力性能,但若此时 $\beta > 16^\circ$,则会使收扩喷管的扩张段出现严重的气流分离,不仅会减小 C_f ,而且有

可能使扩张调节片/密封片产生激振,从而对喷管结构造成威胁.

4) 喷管落压比较高的工况6和工况7在完全膨胀时的 $\beta > 16^\circ$,减小 β 的途径在理论上有2个:一是在保证气流完全膨胀(即 R_a 不变)前提下,加长 L_k ;二是在 L_k 不变前提下,减小 R_a ,使气流不完全膨胀.然而在实际设计中,由于喷管尺寸、质量、刚度、强度、作动筒拖动力等结构上的限制以及考虑到飞机尾部阻力要求,适当减小 R_a 是简单可行的最佳技术途径. R_a 的减小之所以要适当是因为 R_a 的减小必然要导致喷管外廓收敛角的增大,而从外流角度考虑,喷管外廓的收敛角不能太大(一般不超过 17°),否则会引起外流在喷管外廓型面上分离,增大飞机尾部阻力,因此对于喷管落压比较高的工况存在一个最佳 R_a 优化问题.

4 结 论

1) L_s 和 R_t 对收扩喷管内流特性的影响均与设计的 α 有关,并且影响情况基本类似,即:主要是对 α 较大工况的 C_m 有一定的影响;为缩短喷管长度,减轻重量,可以在确保 $\alpha < 45^\circ$ 前提下适当减小 L_s ,并且 L_s 的优化应针对 α 较大的工况进行.

2) L_k 和 R_a 是影响收扩喷管内流特性的2个重要参数,它们的影响均与设计的 β 有关,并且影响情况基本类似,即:主要是对 C_f 影响较大;在气动优化设计中, L_k 过小和 R_a 过大均会引起严重的气流分离,不仅影响喷管内流特性,而且会使扩张调节片/密封片产生激振,从而对结构造成威胁; L_k 和 R_a 的选择应在确保 $\beta < 16^\circ$ 前提下力争气流完全膨胀,否则由于结构上的限制以及考虑到飞机尾部阻力要求,适当减小 R_a 是简单可行的最佳技术途径,并且 L_k 和 R_a 的优化应针对 β 较大的工况进行.

参考文献:

- [1] Чепкин В. М. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [M]. Москва: Издательство МАИ, 2003.
- [2] Oates G. C. 飞机推进系统技术与设计[M]. 陈大光, 张津, 朱之丽, 等. 译. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- [3] 刘大响. 航空发动机设计手册: 第7册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [4] Carson G. T., Capone F. J. Static internal performance of an axisymmetric nozzle with multiaxis thrust vectoring capa-

- bility[R]. NASA Technical Memorandum 4237, 1991.
- [5] 金捷, 赵景芸, 张明恒, 等. 轴对称矢量喷管壁面静压分布的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 314-316.
JIN Jie, ZHAO Jingyun, ZHANG Mingheng, et al. Experimental investigation on AVEN wall static pressure distributions[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 314-316. (in Chinese)
- [6] Burnes R, Carpenter T, Gerhardt J. Internal pressure distribution of a 20 degree thrust vectored axisymmetric nozzle[R]. AIAA-2001-3887, 2001.
- [7] 金捷, 赵景芸, 张明恒, 等. 轴对称矢量喷管内流特性的模型试验[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 144-146.
JIN Jie, ZHAO Jingyun, ZHANG Mingheng, et al. Experimental investigation of static internal performance for an axisymmetric vectored thrust nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 144-146. (in Chinese)
- [8] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Mach disk simulation in jets from convergent-divergent axisymmetric and thrust-vectored nozzles[R]. AIAA-94-2328, 1994.
- [9] Teryn D, Nicholas G, Dennis Y, et al. Computations of internal and external axisymmetric nozzles aerodynamics at transonic speeds[R]. NASA/TM-2003-212731, 2003.
- [10] Teryn D, Nicholas G, Dennis Y, et al. Computational study of axisymmetric off-design nozzle flows[R]. NASA/TM-2003-212876, 2003.
- [11] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Numerical study on some fluid dynamics aspects of axisymmetric thrust vectored nozzles[R]. AIAA-94-3365, 1994.
- [12] 罗静, 王强, 额日其太. 轴对称矢量喷管内流特性的不同端流模型计算[J]. 航空动力学报, 2003, 24(4): 327-340.
LUO Jing, WANG Qiang, Eriqitai. Computation for the effect of turbulence models on internal performance for axisymmetric vectored exhaust nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 24(4): 327-340. (in Chinese)
- [13] 马会民, 樊思齐, 卢燕. 分离流动对矢量喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 421-424.
MA Huimin, FAN Siqi, LU Yan. Effects of flow separation on the performance of thrust-vectored nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 421-424. (in Chinese)
- [14] 张群锋, 吕志咏. 轴对称矢量喷管外流对内流干扰研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 322-326.
ZHANG Qunfeng, LÜ Zhiyong. Effect of outer flow on internal performance for an axisymmetric vectored nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 322-326. (in Chinese)
- [15] 邵万仁. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管内流特性研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 822-829.
SHAO Wanren. Study of internal performance for an axisymmetric vectored exhaust nozzle using numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829. (in Chinese)
- [16] 金捷, 王强. 轴对称矢量喷管内流特性的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 394-397.
JIN Jie, WANG Qiang. Numerical simulation of static internal performance for an axisymmetric vector-ing exhaust nozzle (AVEN)[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 394-397. (in Chinese)