

文章编号:1674-8190(2013)02-211-08

大涵道比涡扇发动机分开式排气系统设计参数影响研究

环夏, 杨青真, 高翔, 李翔, 熊剑
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 为了分析外涵可用压比、内外涵出口面积以及核心外罩长度四个参数对大涵道比涡扇发动机分开式排气系统气动性能的影响,以该排气系统为原型采用数值模拟的方法对其性能进行研究。结果表明:存在一个最佳外涵可用压比使推力系数最大,但此时外涵处于欠膨胀状态,其设计规律与单喷管设计不同;存在一个使得推力系数最大的最佳喷管出口面积,此时喷管处于微弱的过膨胀状态,这主要与核心外罩/尾锥上的压强分布有关;核心外罩长度对排气系统性能存在一定程度的影响。

关键词: 大涵道比涡扇发动机;排气系统;数值模拟;内外流计算

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

Numerical Investigation into the Effect of Design Parameters on High Bypass Ratio Separate Flow Exhaust System Performance

Huan Xia, Yang Qingzhen, Gao Xiang, Li Xiang, Xiong Jian

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to analyze the influence of the different outlet area of external and internal bypass, the different length of the outer casing and tail cone on the aerodynamic performance, numerical simulation method of high bypass ratio separate flow exhaust system is adopted and satisfactory result is obtained. The results show that firstly, there is an optimal available pressure ratio of external bypass which makes thrust coefficient maximum, but the external bypass will be at under-expanded state when the pressure ratio is adopted. Its design is different from the single channel nozzle. Secondly, there is an optimal outlet area of nozzle which makes thrust coefficient maximum, but the nozzle will be at over-expanded state when the outlet area is adopted. It mainly depends on the pressure distribution of the outer casing and tail cone. Finally, the length of outer casing also influences the performance of the exhaust system.

Key words: high bypass ratio turbofan; separate-flow exhaust systems; numerical simulation; flow field calculation

0 引言

目前,大涵道比涡扇发动机是大型民用客机、运输机的常见动力系统。作为发动机主要部件之一的排气系统,主要功能是在设计状态下使燃气发生器排出的燃气继续膨胀,将可用功转变为动能,

高速向后喷出,使发动机获得最大的轴向推力,因此其对发动机的性能乃至飞机的性能都有很大的影响。由于大涵道比涡扇发动机排气分为两部分,外涵道(风扇)排出的冷空气和内涵排出的高温燃气,所以相应的涡扇发动机的排气方式也就分为两种,内外涵的气流分开排出和内外涵气流混合后由共用喷管排出。对排气喷管的设计一方面要保证发动机循环所需要的流量,另一方面要使压力损失最小的同时不增大外部阻力^[1]等。D. J. Lahti等^[1]和 R. R. Babbitt等^[2]对设计方面的要求进行

收稿日期:2012-05-16; 修回日期:2012-09-13

通信作者:环夏,1352454246@qq.com

了详细的讨论。

国外对排气系统的研究,主要集中于排气系统性能计算方法^[3-6]。这些方法大都是通过求解二维/三维的 Euler/Navier-Stokes 方程来进行流场计算与分析。其中 Abdol-Hamid 等^[5]还给出了网格密度对求解的影响,通过计算得到的结果与试验结果较吻合。K. M. Peery 等^[6]给出了适合多股流喷管流场计算方法。R. H. Thomas 等^[7]通过求解雷诺时均 N-S 方程研究对比了各种带或不带外挂架及内涵喷管带有不同数目锯齿的分开式排气系统湍流流场特性,之后又分别通过试验和数值模拟研究了外挂架与喷流的相互作用对声学的影响^[8-9]。J. D. Michael 等^[10]运用粒子图像测速法(PIV)研究了带有外挂架的分开式排气系统的湍流流场。国内公开的在这方面的研究还较少,仅王志栋^[11]开发了尾喷管数值模拟程序 Nozzle 并成功应用于实验模型的流场计算。

本文通过数值模拟来研究分开式排气系统相关设计参数对其性能的影响,为此类排气系统的设计提供一定的研究基础。

1 物理模型及计算方法

1.1 物理模型

通过对国外大涵道比涡扇发动机做了大量的详细分析研究之后,参考国外发动机排气系统设计特点并根据文献^[4]将排气系统简化为几何构型如图1所示,该型排气系统内涵道为收敛-扩张型喷管,外涵道为收缩型喷管。下文所指的 A81、A82 分别指内外涵喷管最小截面面积, A71、A72 分别为内外涵出口面积, 7 I 为外涵进口截面, 9 II 为外涵出口截面, 9 I 为内涵出口截面, 10 I 为末端截面。

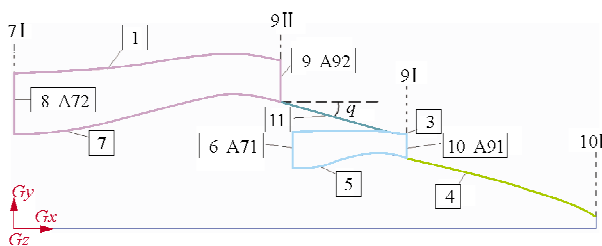


图1 简化后的排气系统图

Fig. 1 Simplified diagram of the exhaust system

图中:1 为外涵道外壁;2 为核心外罩;3 为内涵道外壁;4 为尾锥;5 为内涵道内壁;6 为内涵道气流进口;7 为外涵道内壁;8 为外涵道气流进口;9 为外涵道气流出口;10 为内涵道气流出口;11 为核心外罩。

1.2 计算方法

1.2.1 流场计算

采用有限体积法求解二维轴对称形式的守恒型雷诺时均 N-S 方程。计算中采用 $k-\omega$ SST 湍流模型,对控制方程采用二阶迎风格式离散,湍流方程采用一阶迎风格式离散。考虑到排气系统构型及内外流动计算的复杂性,网格设计采用边界层网格和多块分区结构化网格。涵道入口、出口及壁面分别采用压力入口、无穷远和无滑移绝热壁面边界条件。

1.2.2 性能参数计算

常用的描述喷管性能的参数主要有流量系数 C_D 、推力系数 C_F 等,故这部分主要讨论流量系数与推力系数的计算。

(1) 理想流量 w_i : 计算喷管一维等熵流量。

$$w_i = k \frac{p_{t7} A_9 q(\lambda_{9i})}{\sqrt{T_{t7}}} \quad (1)$$

式中: p_{t7} 为喷管进口总压; T_{t7} 为喷管进口总温; A_9 为喷管出口面积; $q(\lambda_{9i})$ 为喷管出口处流量函数; k 为常数。

(2) 流量系数 C_D : 衡量喷管的流通能力。为喷管的实际气流质量流量与一维等熵流量之比,即

$$C_D = \frac{w_a}{w_{a1i} + w_{a2i}} \quad (2)$$

式中: w_a 为喷管的实际总流量; w_{a1i} 、 w_{a2i} 分别为喷管一维等熵流量。

(3) 推力系数 C_F : 喷管实际总推力与一维等熵完全膨胀流动时的总推力之比,即

$$C_F = \frac{F}{F_{1i} + F_{2i}} \quad (3)$$

$$F_i = w_i c_{9i} - w_i c_0 \quad (4)$$

$$c_{9i} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_{t7} \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_{t7}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (5)$$

式中: F_{1i} 、 F_{2i} 分别为喷管一维等熵完全膨胀流动时的推力; c_{9i} 为等熵绝热条件下喷管出口速度; c_0 为喷管进口速度; F 为排气系统实际总推力。

排气系统实际总推力包括出口气流动量, ($p - p_0$) 在出口面积上的积分以及核心外罩和尾锥上的推力三部分。

$$F = w_{91} c_{91} + (p_{91} - p_0) A_{91} - w_{e1} c_0 - X_{F1} + w_{92} c_{92} + (p_{92} - p_0) A_{92} - w_{e2} c_0 - X_{F2} - \int_{9I}^{9II} (p - p_0) dA - \int_{9I}^{10} (p - p_0) dA \quad (6)$$

式中: w_{91} 、 w_{92} 分别为内外涵燃气质量流量; c_0 为飞行速度; p_{91} 、 p_{92} 分别为内外涵出口压强; p_0 为大气压强; X_{F1} 、 X_{F2} 分别为尾锥和外罩壁面上的摩擦阻力。

1.3 方法及湍流模型的验证

为了验证计算方法的可靠性,在内涵压比 3.5, 外涵压比 2.5, 自由流马赫数 0.36, 大气压强 101 325 Pa, 温度 288 K 的条件下。对文献[13]中的几何构型二进行了数值计算。不同湍流模型下排气系统核心外罩和尾锥上的压力分布并与实验结果进行对比,如图 2 所示。图中: p/p_0 为核心外罩和尾锥上的压强 p 与自由流压强 p_0 之比; x/D_M 为排气系统轴向坐标 x 与最大直径 D_M 之比。

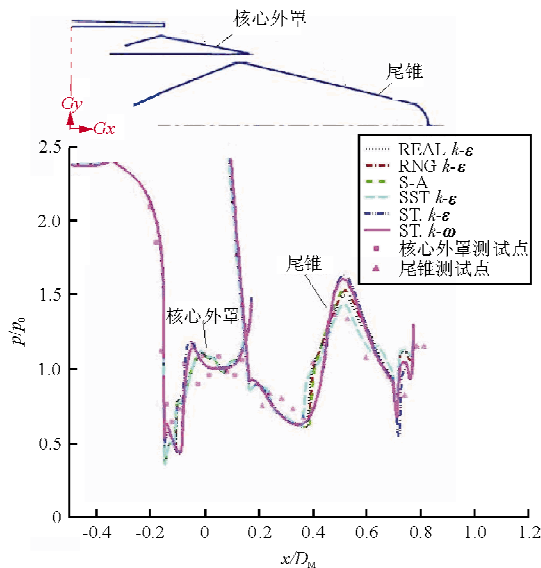


图 2 静压分布

Fig. 2 Distribution of the static pressure

从图 2 可以看出,采用 $k-\omega$ SST 湍流模型数值模拟得到的结果与实验值较吻合。因此本文将采用 $k-\omega$ SST 湍流模型对图 1 所示的排气系统进行

数值模拟。

2 设计状态下排气系统数值计算与分析

设计状态下排气系统内外流场静压分布如图 3 所示。



图 3 流场中无量纲静压 p/p_0 分布

Fig. 3 Distribution of the dimensionless static pressure

从图 3 可以看出,外涵道出口的静压并没有膨胀到外界大气压而是高于外界大气压,说明气体在外涵喷管中未完全膨胀并处于超临界状态,喷口外气流将进一步膨胀。在外流和核心外罩的影响下,出口气流过渡膨胀,由于压强低于环境压强,形成压缩波,气流压强逐渐升高,最终与内涵道的排气气流混合达到一定压强。在整个过程中,核心外罩表面压强先降低后增高,压强变化会对排气系统推力产生一定影响。由于受到外涵排气的影响,内涵出口压强等于核心外罩末端区域的气流压强,然后气流又被压缩,压强升高,再膨胀,压缩波与膨胀波交替出现,直到消失。

取消内涵喷管后,流场中无量纲静压分布,如图 4 所示。

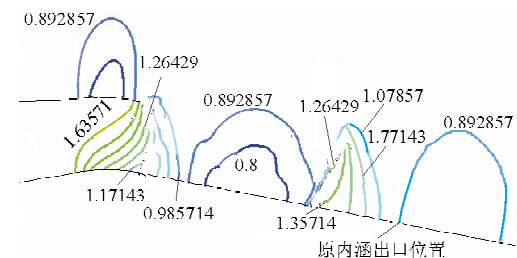


图 4 流场中无量纲静压 p/p_0 分布(取消内涵喷管后)

Fig. 4 Distribution of the dimensionless static pressure (without internal bypass)

从图3和图4可以看出,内外涵气流的混合作用,对核心外罩上的压力分布产生了一定影响。核心外罩高压区域面积增大。

设计状态下排气系统的性能如表1所示。

表1 设计状态下的性能参数

Table 1 Performance parameters of the design point

外涵道总压 恢复系数 δ_{e2}	内涵道总压 恢复系数 δ_{e1}	流量系数 C_D	推力系数 C_F
0.999 80	0.973 57	0.985 22	0.976 93

3 设计参数对排气系统性能影响分析

3.1 不同外涵压比

其他条件保持不变,内涵可用压比为2.4,改变外涵可用压比,分析排气系统的性能,其中推力系数 C_F 与外涵出口无量纲压力 p_{92}/p_0 随外涵可用压比 p_{92}/p_0 的变化,如图5所示。

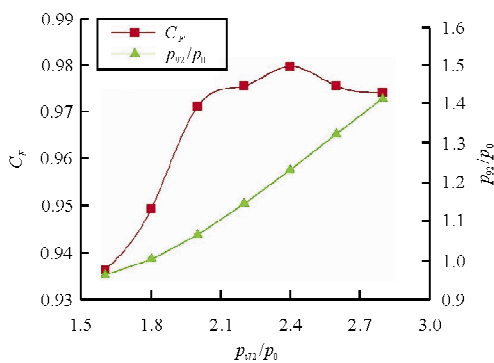


图5 推力系数与外涵出口无量纲压力 p_{92}/p_0 随外涵可用压比 p_{92}/p_0 的变化

Fig. 5 Thrust coefficient and dimensionless pressure ratio of external bypass outlet p_{92}/p_0 change with pressure ratio of external bypass p_{92}/p_0

从图5可以看出,外涵可用压比从1.6增加到2.8,外涵出口无量纲压力一直增加,推力系数先增加后减小,存在一个最佳的外涵压比使得推力系数最大。因为随着外涵道可用压比的增加,出口流速逐渐增大,压强也逐渐增加,一方面导致了外涵道产生的推力大幅增加;另一方面,外涵气流在尾部

与内涵气流混合后导致整个核心外罩上产生的推力增加。当外涵可用压比达到一定数值后,虽然涵道推力在增加,但是核心外罩上的低压区面积增大,压力更小,产生了更大的负推力,二者综合作用导致推力的增加速度不及理想状态,推力系数下降。

流量系数 C_D 随外涵可用压比 p_{92}/p_0 的变化,如图6所示。

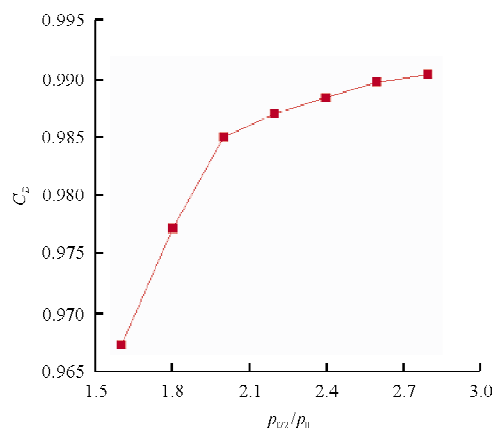


图6 流量系数随外涵可用压比 p_{92}/p_0 的变化
Fig. 6 Thrust coefficient changes with pressure ratio of external bypass p_{92}/p_0

从图6可以看出,外涵可用压比从1.6增加到2.8的过程中,流量系数开始增加较快,随后变化较平缓。因为随着可用压比的增加,喷管逐渐达到壅塞状态,流量逐渐趋于稳定。

3.2 不同内外涵面积比

排气系统在设计状态时,内外涵出口气流静压均大于外界大气压,气流在喷管内未得到完全膨胀。下文主要以内外涵为研究对象,研究不同内外涵面积比对排气系统性能的影响,找出该排气系统的设计规律。

3.2.1 不同外涵面积比

通过改变外涵出口上壁型面,对外涵出口面积 (A_{92}) 进行修型设计,分析面积比 (A_{92}/A_{82}) 变化对性能的影响规律。不同出口面积比条件下排气系统的性能如图7~图9所示。

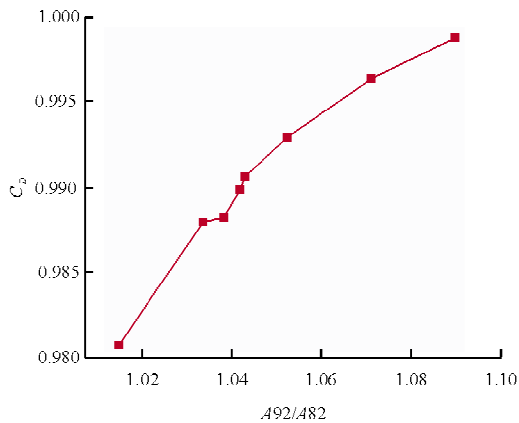


图 7 流量系数随外涵出口面积比 A_{92}/A_{82} 变化
Fig. 7 Flow coefficient changes with the area ratio of the external bypass outlet

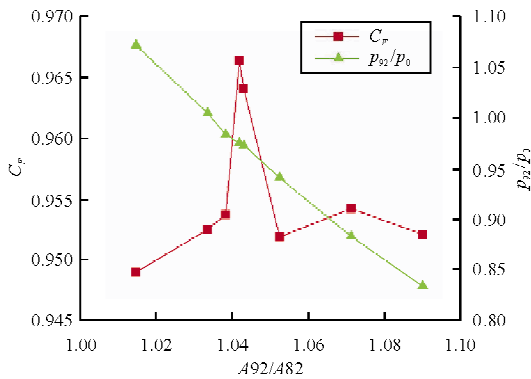


图 8 推力系数与外涵出口无量纲压力 p_{92}/p_0 随外涵出口面积比 A_{92}/A_{82} 的变化

Fig. 8 Thrust coefficient and dimensionless pressure ratio increments of external bypass outlet due to the area ratio of the external bypass outlet

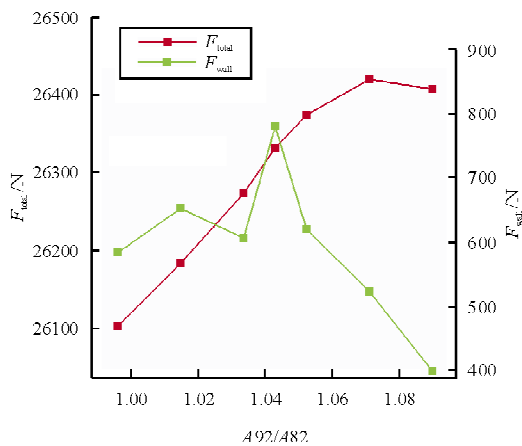


图 9 内外涵喷管产生的推力 F_{total} 及核心外罩和尾锥壁面推力 F_{wall} 随外涵出口面积比 A_{92}/A_{82} 变化
Fig. 9 Wall thrust of the outer casing and tail cone increments of the outer casing due to the area ratio of the external bypass outlet

从图 8 可以看出,随着外涵出口面积比增加,外涵喷管出口压力降低,计算中理想推力值逐渐增加;而随着面积比增加,推力系数变化为先增大后减小,所以存在一个最佳出口面积。从图 9 可以看出,在 C_F 最大值处, F_{total} 并不是最大值,此时核心外罩和尾锥壁面产生的推力最大,这些综合因素使其推力系数最大。同时,推力系数最大值并没有出现在外涵喷管完全膨胀的状态,即 $p_{92}/p_0 = 1.0$ 处,而出现在外涵喷管处于稍微过膨胀状态下。

3.2.2 不同内涵面积比

通过调整内涵喷管出口末端上壁面型面,来调节喷管的出口面积。适当改变角度 q 大小,保证核心外罩长度不变。

不同出口面积比条件下的性能,如图 10~图 12 所示。

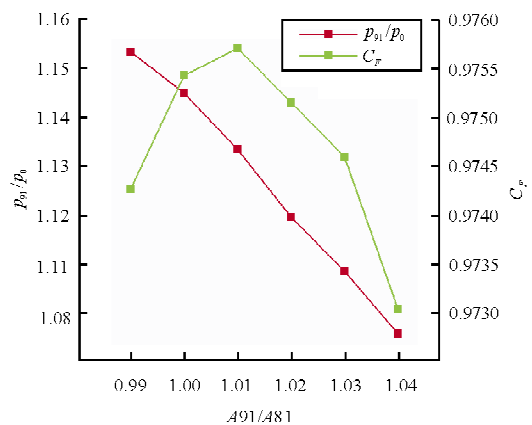


图 10 推力系数、内涵出口无量纲压力 p_{91}/p_0 随内涵出口面积比 A_{91}/A_{81} 变化

Fig. 10 Thrust coefficient and pressure ratio P_{91}/Pa increments due to the area ratio of the internal bypass outlet

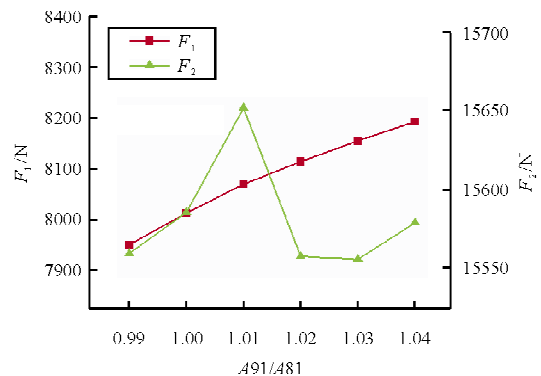


图 11 内涵推力 F_1 与外涵推力 F_2 随内涵出口相对面积 A_{91}/A_{81} 变化

Fig. 11 Thrust of the internal and external bypass increments due to the area ratio of the internal bypass outlet

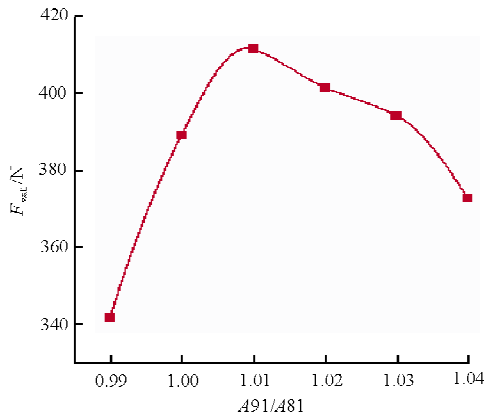


图 12 核心外罩和尾锥壁面推力 F_{wal} 随内涵出口相对面积 A_{91}/A_{81} 变化

Fig. 12 Wall thrust of the outer casing and tail cone increments due to the area ratio of the internal bypass outlet

从图 10~图 12 可以看出:随内涵出口面积增加,内涵出口压力逐渐降低,导致计算得到的理想推力增加;由于出口压力降低导致出口速度增加,使动量推力增加,因为动量推力在实际推力中居于主要地位,所以内涵喷管推力随出口面积的增加而增加。但是外涵推力 F_2 在内涵面积比 $A_{91}/A_{81} = 1.01$ 时达到最大值,此时内涵推力不是最大,外涵推力使推力系数达到最大。

流量系数 C_D 随内涵出口面积比 A_{91}/A_{81} 的变化情况,如图 13 所示。

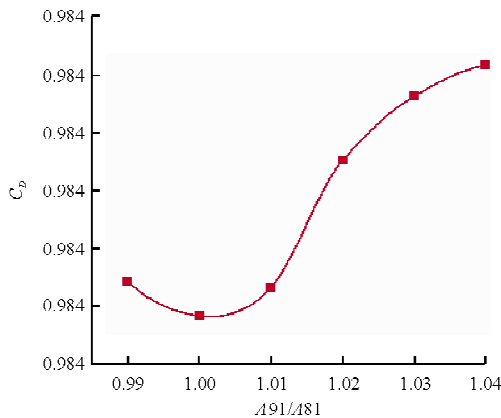


图 13 流量系数随内涵出口面积比 A_{91}/A_{81} 的变化
Fig. 13 Flow coefficient increments due to the area ratio of the internal bypass outlet

从图 13 可以看出,当内涵出口相对面积比为 0.99 时,流量系数略大于面积比为 1 时,而后随着出口喉道面积比的增大而不断增加,这是由于随面积比增大,出口静压减小,喷管顺压梯度增加,有利

于喷管流通能力,而在面积比为 0.99 时该喷管已是收缩型喷管,其出口有效面积与出口物理面积之比略大于 $A_{91}/A_{81} = 1$ 时的两者之比。

3.3 不同核心外罩长度

从国外大涵道比涡扇发动机排气系统外形来看,核心外罩长度选取的各不相同。下文在设计状态基础上改变核心外罩长度,为保证内涵喷管出口面积不变,改变角度 q 的同时需要加长内涵喷管外罩,推力系数 C_F 随内涵出口外罩长度增加的变化情况,如图 14 所示。 L/L_s 为外罩增加的长度与原喷管外罩长度之比。

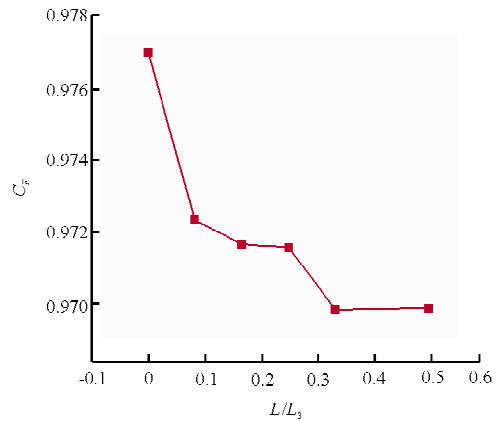


图 14 推力系数随内涵出口外罩长度增加的变化
Fig. 14 Thrust coefficient increments due to the length of the internal bypass of the outer casing

F_m/F_i 、 F_p/F_i 随内涵出口外罩长度增加的变化情况,如图 15 所示。 F_m 为动量推力; F_p 为指压差推力; F_i 为理想总推力。

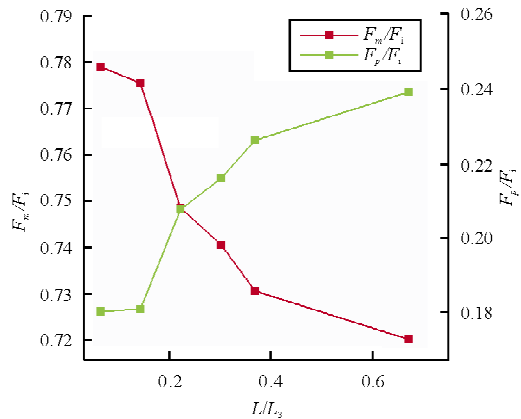


图 15 F_m/F_i 、 F_p/F_i 随内涵出口外罩长度增加的变化
Fig. 15 F_m/F_i 、 F_p/F_i increments due to the length of the internal bypass outside wall

从图 15 可以看出,随着内涵出口外罩长度的增加, F_m/F_i 减小, F_p/F_i 增加。本节对改型后的排气系统进行流场计算,分析核心外罩长度改变对性能的影响,核心外罩随内涵出口外罩长度增加的变化情况,如图 16 所示。

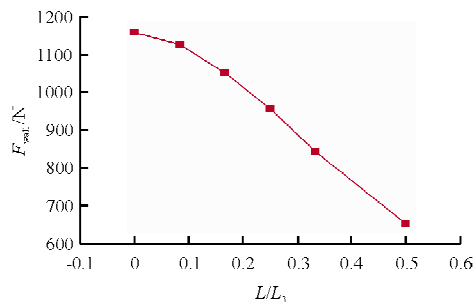


图 16 核心外罩随内涵出口外罩长度增加的变化

Fig. 16 Wall Thrust of the cowl increments due to the length of the internal bypass of the outer casing

从图 14~图 16 可以看出:(1) 随核心外罩长度增加,气流接触壁面面积增加,摩擦损失随之增加,核心外罩壁面产生的推力逐渐减小。另外,核心外罩长度增加造成内涵通道变长,出口气流轴向分速度减小,动量推力减小,出口压力升高,压差推力增加。动量推力、压差推力与理想总推力比值的变化,其增减的份额基本可以抵消,所以影响推力系数的主要因素是核心外罩和尾锥所产生的推力。(2) 尾锥上的推力随外罩长度变化与排气系统的推力系数随外罩长度变化趋势相同,呈现出不断减小的趋势。说明在该情况下,尾锥上的推力即压力分布对推力系数有一定的影响。

流量系数 C_D 随内涵出口外罩长度增加的变化情况,如图 17 所示。

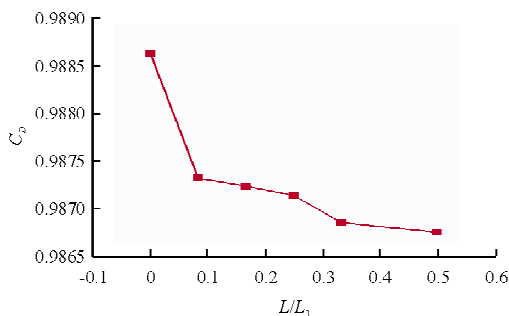


图 17 流量系数随内涵出口外罩长度增加的变化

Fig. 17 Flow coefficient increments due to the length of the outer casing

从图 17 可以看出,流量系数 C_D 随核心外罩长度增加不断减小。因为排气系统全长增加,造成了附面层逐步加厚,实际的流通面积减小。

4 结 论

(1) 一般设计的单通道收敛尾喷管的推力系数 C_F 在完全膨胀时最大,而本文确保其他条件保持不变,改变外涵可用压比,分析排气系统性能,存在一个最佳外涵可用压比使推力系数最大,但此时计算结果表明外涵处在欠膨胀状态。可见,其设计与单通道喷管具有不同的规律。

(2) 存在一个使得推力系数最大的最佳面积,推力系数最大值没有对应喷管的完全膨胀状态。这主要与外罩(尾锥)上的压力分布有关。因此,在以后的研究中要综合考虑涵道产生的推力与外罩(尾锥)上的压力分布这二者对推力的影响。

(3) 通过对不同核心外罩长度条件下的排气系统性能计算分析可以看出,核心外罩长度的增加,造成气流与壁面接触面积增加、摩擦力增加、附面层加厚。所以,其推力系数、流量系数及总压恢复系数不断减小,变化规律明显相同。

参考文献

- [1] Lahti D J, Dietrich D A, Stockman N O, et al. Application of computational methods to the design of large turbofan Nacelles[R]. AIAA-84-0121, 1984.
- [2] Babbitt R R, Cohn J A, Fleming K J. Advanced high bypass mixed-flow exhaust system design study[R]. AIAA-91-2242, 1991.
- [3] Brown J J A. Nozzle design analysis technique[R]. AIAA-86-1613, 1986.
- [4] Keith B D, Uenishi K, Dietrich D A. CFD-based three-dimensional turbo fan nozzle analysis system[R]. AIAA-91-2478, 1991.
- [5] Abdol-Hamid, Khaled S, Uenishi K, et al. Commercial turbofan engine exhaust nozzle flow analyses using PAB3D [R]. AIAA-92-2701, 1992.
- [6] Peery K M, Forester C K. Numerical simulation of multistream nozzle flow[R]. AIAA-79-1549, 1979.
- [7] Thomas R H, Kinzie K W, Paul P S. Computational analysis of a pylon-chevron core nozzle interaction[R]. AIAA-2001-2185, 2001.
- [8] Thomas R H, Kinzie K W. Jet-pylon interaction of high bypass ratio separate flow nozzle configurations[R]. AIAA-

- 2004-2827, 2004.
- [9] Craig A II, Russell II T, Abdol-Hamid, et al. Computational analysis of the flow and acoustic effects of jet-pylon interaction[R]. AIAA-2005-3083, 2005.
- [10] Michael J D, Brenda S H, Kevin W K. Turbulence measurements of separate-flow nozzles with pylon interaction using particle image velocimetry [R]. AIAA-2002-2484, 2002.
- [11] 王志栋. 涡扇发动机尾喷管的气动设计[J]. 民机设计与研究, 1995(03): 19-27.
Wang Zhidong. The design of turbofan engine exhaust nozzle[J]. Civil Aircraft Design and Research, 1995(03): 19-27. (in Chinese)

作者简介:

环 夏(1987-),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计和雷达隐身技术。

杨青真(1964-),男,教授,博导。主要研究方向:计算流体力学和气动热力学。

高 翔(1988-),男,博士研究生。主要研究方向:推进系统气动热力学和雷达、红外隐身技术。

李 翔(1989-),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计和雷达、红外隐身技术。

熊 剑(1985-),男,助理工程师。主要研究方向:工程热物理。

(编辑:张杰)

第四届冲压发动机技术交流会征文通知

为纪念冲压发动机问世百年,推动我国冲压发动机技术的发展,增强技术合作与交流,拟于2013年9月在北京召开第四届冲压发动机技术交流会。此次会议由中国航天科工集团科技委主办,由中国航天科工集团三十一研究所高超声速冲压发动机技术重点实验室、《推进技术》编辑部联合承办,北京高博特广告有限公司、高博特军工网协办。

一、征文范围

(1)亚燃、超燃冲压发动机总体方案研究;(2)组合冲压(包括涡轮冲压、火箭冲压等)发动机总体方案研究;(3)水冲压发动机总体方案和工作机理研究;(4)国外超声速和高超声速冲压发动机发展规划及项目管理方法研究;(5)飞行器和冲压发动机一体化技术研究;(6)冲压发动机关键技术、部件技术与匹配技术研究;(7)提高冲压发动机总体性能的新型方案、结构和技术;(8)冲压发动机试验技术、测试技术、诊断技术、仿真技术、特性分析技术和可靠性技术;(9)冲压及其组合冲压控制技术研究;(10)冲压发动机热管理/热防护技术研究;(11)新型高性能推进剂研究;(12)发动机与推进剂用新材料和新工艺技术;(13)特种加工技术与工艺研究;(14)与亚燃冲压发动机、超燃冲压发动机、涡轮冲压发动机、火箭基组合循环发动机相关的总体、进气道、燃烧室、喷管、供油与控制、结构热防护、故障诊断与分析等技术;(15)其他相关技术研究。

二、联系方式

联系电话:010-88587506/07 010-88459885 13126603357(孙欢欢) 13641190351(孙柏山)

注册报名网址:www.gbt863.com

电子邮件:gobetter2010@163.com

第四届冲压发动机技术交流会筹备委员会

二〇一三年五月二十五日