

文章编号: 1000 8055 (2009) 10-2157-06

抓斗式反推装置打开时反推性能参数计算

王占学, 张 晨, 刘春阳

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 根据共形映射理论建立了抓斗式反推装置二维流动数学模型, 得到抓斗式反推装置打开时反向气流喷射角 ϕ 与抓斗式反推装置几何参数间的关联关系. 将该模型和涡扇发动机性能计算模型耦合, 得到了抓斗式反推装置打开时反推参数的计算模型. 以某型涡扇发动机为例, 计算了着陆时反推气流角和反推装置几何参数, 以及反推力随马赫数、发动机转速的变化关系, 并与测量数据进行了对比分析. 表明给出的抓斗式反推装置打开时反推性能计算模型具有较好的计算精度.

关 键 词: 涡扇发动机; 抓斗式反推力装置; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Mathematical model for calculating effects of target type thrust reverser on turbofan engine performance

WANG Zhan xue, ZHANG Chen, LIU Chun yang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The target thrust reverser doors are essentially two-dimensional, and the Mach number of reversed jet is between 0.30 and 0.50. By using the simplifying assumptions of inviscid, incompressible and two-dimensional flows, the flow within target thrust reverser was analyzed. In the analysis, a pair of transformations was used to calculate the ejection angle. According to the transformations, the ejection angle can be expressed as a function of reverser geometric parameters, such as door length, endplate height, door sweep angles and endplate angle. For calculating the actual reverser thrust, the model for calculating ejection angle was combined with the turbofan engine performance model. At last, with this model, the reverser thrust of a turbofan engine was calculated and compared with the test results, showing excellent agreement between them.

Key words: turbofan engine; target type thrust reverser; numerical simulation

随着航空技术的发展, 大型飞机的运载能力不断增加, 大涵道比甚至是超大涵道比涡扇发动机得到了广泛应用, 运载飞机这种大型化的发展方向对飞机着陆和起飞提出了更高要求, 即高的着陆重量和短的滑跑距离的要求, 而实现这一要求的最有效方法就是采用反推力控制技术.

采用反推控制技术给大型飞机带来的诸多好

处包括: ①这是一种有效的减速方式, 特别是在跑道潮湿或结冰时, 反推装置的减速效果更明显, 如图 1 所示^[1]. ②反推装置能够在更宽的条件下正常工作, 提高了飞机的安全系数. 它能在飞机迫降、紧急终止起飞以及在恶劣气候下为飞机提供可靠的减速力. ③可以减少飞机轮刹系统磨损, 减小了刹车系统的发热量, 提高飞机的使用效率. ④

收稿日期: 2008 10 16; 修订日期: 2009 05 07

基金项目: 西北工业大学基础研究基金(JC200815); 航空科学基金(2008ZB53012)

作者简介: 王占学(1969-), 男, 辽宁建平人, 教授, 博士, 主要从事航空发动机总体和排气系统设计研究.

反推装置不要求机场设置专用设备, 不受着陆面积的制约, 比其他几种减速方式平稳可靠^[2]. 可以说, 从大型飞机安全性角度考虑, 反推力装置已成为大涵道比涡扇发动机的常设部件, 使得反推技术的研究和发展一直是各国飞机和发动机研究机构和制造公司关注的热点.

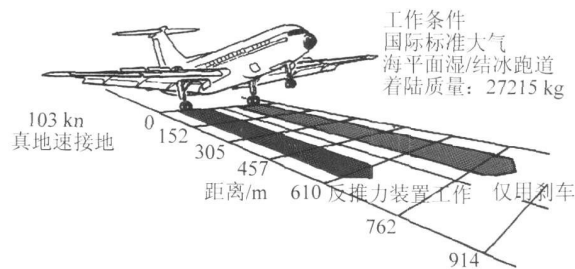


图 1 用与不用反推力装置的着陆滑跑的比较
Fig 1 Comparative landing runs with and without thrust reversal

目前实现反推方法主要是机械式, 包括抓斗式、叶栅式和折流门式等^[3]. 抓斗式反推力装置的主要功能部分为两扇反推门. 两扇反推门通过前后传动摇臂, 紧贴在延伸管和喷口左右两侧. 两扇门在反推力接通后对接在一起, 迫使燃气向斜前方喷出产生反推力, 使飞机减速. 飞机减速的程度和轴向反推力的大小是密切相关的, 而轴向反推力的大小又是与反向气流喷射角密切相关的, 如何计算抓斗式反推装置打开时反推气流的排气角和反推力是开展抓斗式反推装置设计和应用必须解决的问题. 本文根据共形映射理论建立了抓斗式反推装置二维流动数学模型, 得到抓斗式反推力装置打开时反向气流喷射角 ϕ 与抓斗式反推装置几何参数间的关联关系. 将该模型和涡扇发动机性能计算模型耦合, 得到了抓斗式反推装置打开时反推参数的计算模型, 并以某型涡扇发动机为例, 计算了着陆时反向气流喷射角、反推力随马赫数、发动机转速的变化关系, 并与测量数据进行了对比分析, 表明本文给出的抓斗式反推装置打开时反推性能计算模型具有较好的计算精度.

1 数值计算模型

轴向反推力的大小与反向气流喷射角度密切相关, 计算反推力大小的前提是准确计算反推门打开时反向气流喷射角度. 因此, 本文首先提出了基于自由流线理论的反向气流喷射角度计算模

型, 在此基础上, 将该模型与涡扇发动机性能计算模型耦合, 得到反推性能参数^[4].

根据自由流线理论, 可以建立图 2 所示的反向气流喷射角 ϕ 与反推力装置几何参数的关系式 $\phi = f\left(\frac{L}{d}, \frac{H}{d}, \angle S, \angle E\right)$. 由于两扇反推门实际工作中, 反向排气流主要沿反推门打开的两个方向流动, 近似是二维流动形式, 因此可将图 2 所示的抓斗式反推装置简化为图 3 表示的二维流动形式(图 2 中, D_N 表示喷管出口直径; D 表示喷流直径; H 表示折流肋高度; ϕ 表示反向气流喷射角; α 表示喷管收缩角; L 表示反推板长度; $\angle S$ 表示反推门偏离垂直方向的角度; $\angle E$ 表示折流肋与反推门的夹角. 图 3 中, ϕ 表示反向气流喷射角; d 表示二维简化后的喷管直径; V_0 表示排气流速度; α 表示反推门和水平方向的夹角, $\alpha = 180 - \angle E$).

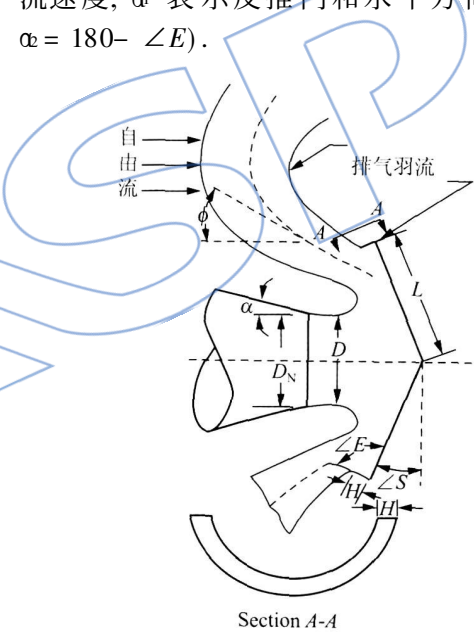


图 2 反推力装置几何结构图
Fig. 2 Thrust reverser nomenclature

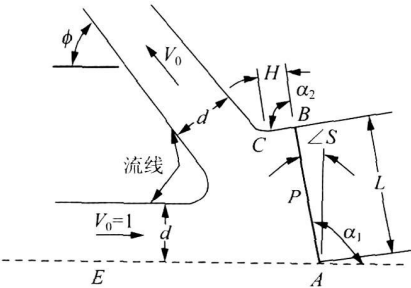


图 3 抓斗式反推装置二维简化图
Fig. 3 Two-dimensional sketch of target type thrust reverser

根据保角变换理论, 将二维流动区域从 z 平面转换到复平面 Ω 平面(图 4). 由 $\zeta = \frac{dw}{dz}$, 得到

$$\zeta = u - iv = qe^{-i\theta} \tag{1}$$

其中 u 是水平速度分量; v 是垂直速度分量; q 和 θ 分别为在某一点上速度向量的模和幅角.

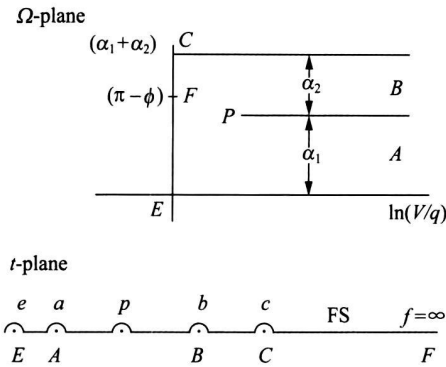


图 4 Ω 平面和 t 平面

Fig. 4 Conformal transformation planes

利用公式

$$\Omega = \ln \left[\frac{V}{\zeta} \right] = \ln \frac{V}{q} + i\theta \tag{2}$$

将表示在 z 平面的流动在 Ω 平面表示出来, 式中 V 表示未扰动参考速度. 在 Ω 平面内, $q = V = 1$ 的点位于垂直轴. 滞止点 A, B 速度为 0, 即 $q = 0$, 所以 A, B 点在 Ω 平面内的水平轴上位于无穷远处.

利用施瓦兹-克里斯托夫变换将复平面 Ω 上的流动边界表示在 t 平面的实轴上, 将 Ω 平面封闭区间中的流动区域表示在 t 平面的上半部分, 流动是从 E 点到 F 点, 在 t 平面内可以确定它的表达式^[5]. 由施瓦兹-克里斯托夫变换, 可以得到

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{\text{const}(t-p)}{(t-a)(t-b)\sqrt{(t-e)(t-c)}} \tag{3}$$

其中 $t = p, a, b, e, c$ 作为积分变量分别表示 t 在 P, A, B, E 和 C 点处的值. 由表达式 (3) 可以看出, $t = a, b, e, c$ 是奇异点, 在图 4 中以半圆来表示. 将表达式 (3) 分解得到

$$\frac{d\Omega}{dt} = \text{const} \frac{b-p}{b-a} \frac{1}{(t-b)\sqrt{(t-e)(t-c)}} + \text{const} \frac{a-p}{a-b} \frac{1}{(t-a)\sqrt{(t-e)(t-c)}}$$

令 $(t-b) = \frac{1}{y}, (t-a) = \frac{1}{x}$, 积分可得

$$\Omega = \text{const} \int \frac{dy}{\sqrt{(b-e)(b-c)y^2 + (2b-e-c)y + 1}} + \text{const} \int \frac{dx}{\sqrt{(a-c)(a-e)x^2 + (2a-e-c)x + 1}} = C_1 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-b)} + \sqrt{(t-c)(e-b)}}{\sqrt{t-b}} + C_2 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-a)} + \sqrt{(t-c)(e-a)}}{\sqrt{t-a}} \tag{4}$$

其中 C_1, C_2 为常数.

由表达式 $\Omega = \ln \left[\frac{V}{\zeta} \right] = \ln \frac{V}{q} + i\theta$ 和式 (4), 得

$$C_1 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-b)} + \sqrt{(t-c)(e-b)}}{\sqrt{t-b}} + C_2 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-a)} + \sqrt{(t-c)(e-a)}}{\sqrt{t-a}} = \ln \frac{V}{q} + i\theta$$

由图 4 可知, $c > b > a > e$, 可以看出, 当 $c > t > b$ 时, 即沿着 BC (折流肋)

$$C_1 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-b)} + \sqrt{(t-c)(e-b)}}{\sqrt{t-b}}$$

和

$$C_2 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-a)} + \sqrt{(t-c)(e-a)}}{\sqrt{t-a}}$$

都为实数, 也就是虚部为 0. 所以有 $\theta = 0$. 另外, 当 $b > t > a$ 时, 也就是沿着 AB (即沿着反推门的高度), $C_2 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-a)} + \sqrt{(t-c)(e-a)}}{\sqrt{t-a}}$ 为实

数, $C_1 \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-b)} + \sqrt{(t-c)(e-b)}}{\sqrt{t-b}}$ 为虚数, 并且等于 $C_1 \ln \left[\frac{1}{i} \right]$. 因此

$$\theta = C_1 \ln \left[\frac{1}{i} \right] = -C_1 \frac{\pi}{2} \tag{5}$$

最后, 当 $a > t > e$ 时, 也就是沿着 EA , 包含系数 C_1 和 C_2 的两部分都为虚数, 于是, 可以得到

$$\theta = (C_1 + C_2) \ln \left[\frac{1}{i} \right] = -(C_1 + C_2) \frac{\pi}{2} \tag{6}$$

由图 5 可知, 如果沿着 BC 时 $\theta = 0$, 那么沿着 BA 时 $\theta = -\alpha$, 沿着 AE 时 $\theta = -(\alpha + \alpha_2)$. 因此, 由式 (5) 和式 (6), 可以得到: $C_1 = \frac{2\alpha}{\pi} = 2\mu, C_2 =$

$\frac{2\alpha_2}{\pi} = 2\nu$, 代入式 (4) 得

$$\Omega = 2\mu \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-b)} + \sqrt{(t-c)(e-b)}}{\sqrt{t-b}} + 2\mathcal{V} \ln \frac{\sqrt{(t-e)(c-a)} + \sqrt{(t-c)(e-a)}}{\sqrt{t-a}} \quad (7)$$

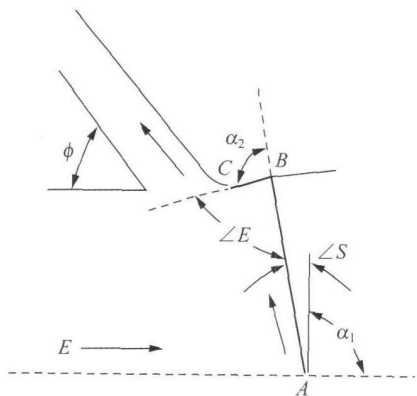


图 5 反推排气流角度关系

Fig. 5 Angle of exhaust gases

以 $c^- e = 1$ 作为取值标准. 于是, 对 $c > t > e$, 存在一个介于 0 到 $\pi/2$ 的角度 U , 有 $c^- t = \cos^2 U$, $t^- e = \sin^2 U$. 由此可以得出

- 1) $t - b = \sin^2 U - \sin^2 B = \sin(U + B) \sin(U - B)$
- 2) $\sqrt{(t - e)(c - b)} + \sqrt{(t - c)(e - b)} = \sin U \cos B + \cos U \sin B = \sin(U + B)$

因此, 式(7)可以表示为

$$\Omega = \mu \ln \frac{\sin(U+B)}{\sin(U-B)} + \nu \ln \frac{\sin(U+A)}{\sin(U-A)} \quad (8)$$

由图 3 可以看出, 反向气流喷射角度 ϕ 对应于无穷远处的点 F 的 θ 。让 $t = \infty$, 式(7)变为

$$\begin{aligned} \Omega = & 2\mathfrak{U}\ln(\sqrt{c-b} + \sqrt{e-b}) + \\ & 2\mathfrak{V}\ln(\sqrt{c-a} + \sqrt{e-a}) = \\ & 2\mathfrak{U}\ln(\cos B + i\sin B) + 2\mathfrak{V}\ln(\cos A + i\sin A) = \\ & 2\mathfrak{U}Bi + 2\mathfrak{V}Ai = \ln \frac{V}{q} + i\theta \end{aligned}$$

因此 $\theta = 2\mu_B + 2\mu_A$, 即 BC 和 CF 之间的夹角. 这样, 反向气流喷射角度就可以表示为

$$\phi = 2\mu_B + 2\mathcal{V}_A - \angle S + \angle E - \pi/2 \quad (9)$$

反推门的长度可以表示为: $\int_a^b \left| \frac{dz}{dt} \right| dt$, 折流

肋的高度可以表示为: $\int_b^c \left| \frac{dz}{dt} \right| dt$, 还可表示为: $\int_B^{c/2} \left| \frac{dz}{dU} \right| dU$.

从流动位于 t 平面上半部分,可以得到

$$w = \frac{Vd}{\Pi} [\ln(t - e) - \ln(t - f)] \quad (10)$$

又由于 $\zeta = \frac{dw}{dz}$, 并且 $f = \infty$, 所以有

$$\begin{aligned} dz &= \frac{1}{\zeta} \frac{dw}{dt} dt = \frac{d}{\pi} \frac{V}{\zeta} \left(\frac{1}{t-e} - \frac{1}{t-f} \right) dt = \\ &= \frac{d}{\pi} \frac{V}{\zeta} \frac{dt}{t-e} = \frac{d}{\pi} \frac{V}{\zeta} \frac{d(\frac{\sin^2 U}{\sin^2 U})}{\sin^2 U} = \\ &= \frac{2d}{\pi} \frac{V}{\zeta} \cot U dU \end{aligned} \quad (11)$$

由式 $\Omega = \ln \left[\frac{V}{\zeta} \right] = \ln \frac{V}{q} + i\theta$, 有 $\frac{V}{\zeta} = e^{\Omega}$, 因此, 由方程(8)可得

$$\frac{V}{\zeta} = \left[\frac{\sin(U+B)}{\sin(U-B)} \right]^{\mu} \left[\frac{\sin(U+A)}{\sin(U-A)} \right]^{\nu} \quad (12)$$

由式(11),(12)可以得到

$$dz = \frac{2d}{\pi} \left[\frac{\sin(U+B)}{\sin(U-B)} \right]^{\mu} \left[\frac{\sin(U+A)}{\sin(U-A)} \right]^{\nu} \cot U dU$$

所以反推门长度 L 与喷管直径 d 之比为

$$\frac{L}{d} = \int_A^B \frac{2}{\pi} \left[\frac{\sin(U+B)}{\sin(B-U)} \right]^u \left[\frac{\sin(U+A)}{\sin(U-A)} \right]^v \cot U dU \quad (13)$$

折流肋高度与喷管半径之比为

$$\frac{H}{d} = \int_B^{\pi/2} \frac{2}{\pi} \left[\frac{\sin(U+B)}{\sin(U-B)} \right]^{\mu} \left[\frac{\sin(U+A)}{\sin(U-A)} \right]^{\nu} \cot UdU \quad (14)$$

得到反向气流喷射角度后, 就可以得到实际的轴向反向排气速度分量, 进而根据发动机推力计算模型^[6] 得到反推状态下涡扇发动机的反推力, 即公式 (15) 给出的计算公式

$$T_{\text{rev}} = m_j v_{10} \cos \phi + (p_{10} - p_a) A_{10} \sin \phi + m_2 v_a \quad (15)$$

其中 m_2 为发动机进口空气流量; v_{10} 是反向排气速度; p_{10} 是喷管出口压力; p_a 是大气压力; A_{10} 是反推门出口有效面积; v_a 是飞行速度; m_j 是燃气流量。

2 数值计算结果和分析

为验证本文给出的抓斗式反推性能计算模型的准确性,以某型涡扇发动机为例,计算分析了反推装置几何参数对反向气流喷射角度和反推力大小的影响.

图 6 表示了当 $\angle S=0^\circ$, $\angle E=90^\circ$ 时, 不同的 $\frac{H}{d}$ 的情况下 ϕ 随 $\frac{L}{d}$ 的变化关系. 可以看出, 在各种条件下, 随着 $\frac{L}{d}$ 的增大, ϕ 均减小. 当 $\frac{L}{d}$, $\angle S$, $\angle E$ 不变时, ϕ 值随着 $\frac{H}{d}$ 的增加而有所减小, 并且 $\frac{L}{d}$ 越大, 这种减小的趋势越明显, 当 $\frac{L}{d}$ 较小 (小于 1.5) 时, $\frac{H}{d}$ 的增加对 ϕ 的影响可以小到忽略不计的程度.

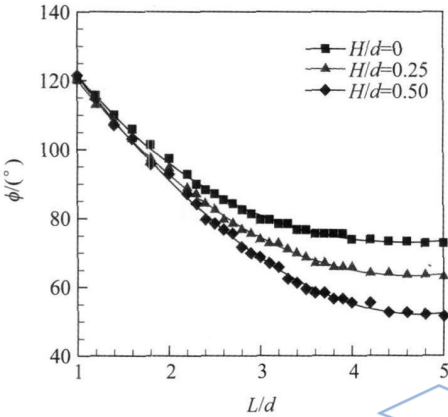


图 6 反推门长度 L 对反向气流喷射角度 ϕ 的影响
($\angle S=0^\circ$, $\angle E=90^\circ$)
Fig 6 Effect of length of reverser door on ejection angle
($\angle S=0^\circ$, $\angle E=90^\circ$)

图 7 表示了 $\frac{L}{d}=3.6$, $\angle E=90^\circ$ 时 ϕ 随 $\angle S$ 的变化关系, 可以看出, 随着 $\angle S$ 的增大, ϕ 先逐渐减小, 减小到某一值 (最小值) 后再逐渐增加, 即在确定的 $\frac{L}{d}$, $\frac{H}{d}$, $\angle E$ 条件下, 存在使 ϕ 最小的 $\angle S$ 值, 并且这个值随着 $\frac{H}{d}$ 的增大而逐渐增加.

图 8 表示了 $\frac{L}{d}=3.6$, $\angle S=11.5^\circ$ 时 ϕ 随 $\angle E$ 的变化关系. 可以看出, 在不同的 $\frac{H}{d}$ 情况下, ϕ 随着 $\angle E$ 的增加先减小后增加, 并且使 ϕ 达到最小值的 $\angle E$ 值随着 $\frac{H}{d}$ 的增加而减小.

在得到抓斗式反推装置几何对反向气流喷射角度影响的条件下, 耦合发动机推力计算模型, 就可得到反推装置打开时反推力随发动机转速和马赫数的变化.

图 9 表示地面状态下反推力随马赫数的变

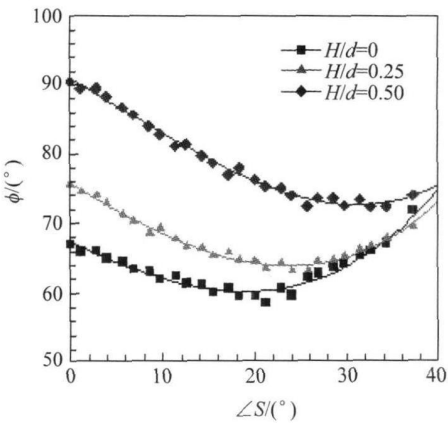


图 7 反推门角度 $\angle S$ 对反向气流喷射角度 ϕ 的影响
($\frac{L}{d}=3.6$, $\angle E=90^\circ$)

Fig. 7 Effect of angle of reverser door on ejection angle

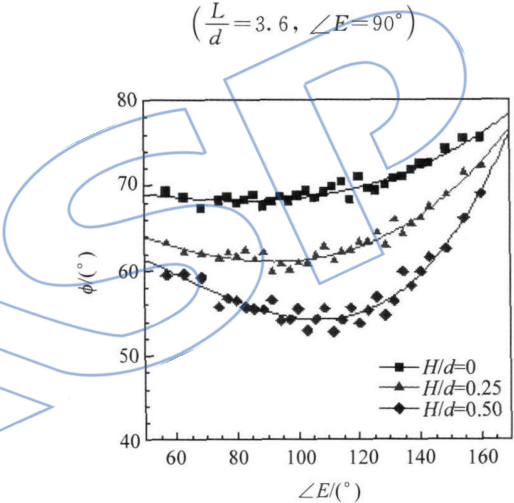


图 8 折流肋与反推门的夹角 $\angle E$ 对反向气流喷射角度 ϕ 的影响
($\frac{L}{d}=3.6$, $\angle S=11.5^\circ$)

Fig. 8 Effect of angle of endplate angle on ejection angle

($\frac{L}{d}=3.6$, $\angle S=11.5^\circ$)

化, 可以看出, 在其他条件不变的情况下, 随马赫数的增加, 发动机的反推力迅速增大. 这是由于在反推力状态, 发动机进口气流方向和反推力装置中气流的排出方向相反, 所以发动机进口气流速度越大, 进出口气流的速度差就越大, 动量差就越大. 由前面的分析可以知道, 进出口流动量差是发动机反推力的主要组成部分, 故进口气流马赫数大, 进出口气流动量大, 反推力就大.

图 10 表示地面状态下反推力随发动机转速的变化, 可以看出, 在不同的马赫数下, 发动机的反推力均随着转速的减小而减小. 这是由于发动机处于节流状态时, 主燃烧室供油量减少, 涡轮前温度降低, 流过发动机内涵道和外涵道的空气流

量都减少,导致发动机反推力减小,另一方面,随发动机转速降低,发动机出口气流速度减少,造成单位反推力减小,也会使发动机的反推力减小.

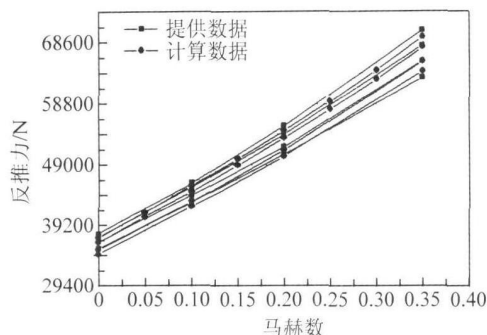


图9 某涡扇发动机反推力随马赫数变化

Fig. 9 Effect of Mach number on reversed thrust

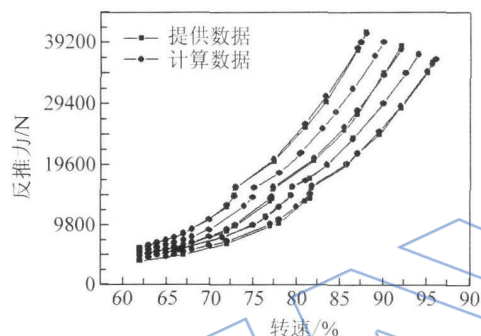


图10 某涡扇发动机反推力随转速变化

Fig. 10 Effect of rotating speed of engine on reversed thrust

3 结论

根据保角变换理论建立了抓斗式反推力装置二维流动数学模型,得到抓斗式反推力装置打开时反向气流喷射角 ϕ 与抓斗式反推装置几何参数间的关联关系,并将该模型和涡扇发动机性能计算模型耦合,得到了抓斗式反推装置打开时反推

参数的计算模型.从计算结果可以看出:

1) 在反推门偏离竖直方向的角度和折流肋与反推门的夹角一定的前提下,反推门长度对反向气流角度的影响是单调减小的,即随着反推门长度的增加,反向气流角度减小.

2) 在反推门长度和折流肋与反推门的夹角一定的前提下,反向气流喷射角随反推门偏离竖直方向的角度增加出现先减小后增加的趋势,意味着存在使反向气流喷射角最小的反推门偏离垂直方向的角度.

3) 在反推门长度和反推门偏离垂直方向的角度一定的前提下,反向气流喷射角随折流肋与反推门的夹角的增加出现先减小后增加的趋势,意味着存在使反向气流喷射角最小的折流肋与反推门的夹角.

4) 基于本文模型计算的某型涡扇发动机反推状态下反推性能和文献数据具有很好的一致性,说明了本文发展的抓斗式反推装置打开时反推性能计算的模型是准确的.

参考文献:

- [1] Yetter J A. Why do airlines want and use thrust reversers [R]. NASA TM-109158, 1995
- [2] Hegen G H. Investigation of aircraft performance with deployed thrust reversers in DNV [R]. AIAA 2005 3702
- [3] Asbury S C. Static performance of six innovative thrust reverser concepts for subsonic transport applications [R]. NASA TM-210300, 2000
- [4] 吴敏,洪毅. 复变函数[M]. 广州: 华南理工大学出版社, 2006.
- [5] Chang H Y. A mathematical model for the behavior of thrust reversers [J]. Journal of Aircraft, 1969, 7(2): 164-168
- [6] Sellers J F. DYNGEN—a program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines [R]. NASA TND-7901, 1975