

文章编号: 1000-8055(2010)08-1811-07

大涵道比涡扇发动机射流控制 反推模型数值模拟

刘春阳¹, 王占学¹, 付鹏哲²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

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: 基于 CFD(计算流体动力学)数值模拟技术,分别对两个不同涵道比涡扇发动机叶栅式射流控制反推模型进行计算,分析了反推力的产生及控制机理,并详细分析了二次流喷射压比、喷射位置、喷射角度及主流压比对流场结构和反推性能的影响。采用与反推力成正比的参数反推质量流量比来衡量反推性能的优劣,计算结果表明:二次流喷射压力、喷射位置和喷射角度是影响反推性能的重要参数,并且在一定的风扇涵道流前提下,存在最佳的二次流喷射位置、喷射角度和喷射压力;由于二次流引气量的限定,限制了二次流射入深度,因此射流控制反推技术不能用于超大涵道比发动机。

关 键 词: 叶栅式反推; 涡扇发动机; 数值模拟; 二次流; 射流控制

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation on thrust reverser based on secondary flow for high bypass ratio turbofan engine

LIU Chunyang¹, WANG Zhanxue¹, FU Pengzhe²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The study for thrust reverser based on secondary flow injection was carried out with the method of CFD (computational fluid dynamics). The two-dimensional flow field of thrust reversers with secondary flow injection was numerically simulated to study the effect of location of secondary injection, angle of secondary injection, total pressure ratio of secondary injection and total fan nozzle pressure ratio on the performance of the thrust reverser. The important parameter is cascade flow ratio, which is in direct proportion to reverse thrust. The results show that the configuration of flow field presented in this thesis is similar to the referenced flow field. Location and angle of injection with optimum values are important factors while the total pressure ratio of injection has a fitting value. Due to the limitation of secondary mass flow, the injection depth is finite, so the new reverse thrust concept can not be adopted by super high bypass ratio turbofan engines.

Key words: cascade thrust reverser; turbofan engine; numerical simulation; secondary flow; injection control

收稿日期: 2010-01-27; 修订日期: 2010-05-10

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: 刘春阳(1985-), 男, 山东潍坊人, 硕士生, 主要从事航空发动机总体和排气系统领域的研究。

实现反推力的传统方法主要是机械式,包括抓斗式、叶栅式和折流板式等^[5].这几类机械式结构存在的最大缺点是短舱质量明显增加,机械运动部件增多,对密封性要求较高.为了突破传统技术的约束,近年来,国外众多研究机构,有意识的吸收流体力学领域所取得的技术成果,提出了流体反推力方法,即基于二次流喷射的流体反推力技术^[6,7],其基本思想就是利用高压二次流以一定的角度向风扇涵道流中喷射,改变风扇涵道流流动方向,使气流偏转进入反推窗口,通过反推导向叶片,使偏转的气流逆向(向前)流动从而产生反推力.由于二次流是从高压核心流中引出,因此它不仅实现了风扇涵道流的偏转,而且还有效地减小了核心流的推力,使系统效率有所改善.与机械式反推技术相比,流体反推力技术大幅减轻了反推装置的质量,明显降低了作动机构的复杂性^[8],并且可降低内流的正向推力,因此具有一定的应用优势.随着飞机对降低机械复杂性、降低质量、减小短舱阻力要求的不断提高,流体反推力控制技术将对于大型飞机具有广阔的应用前景^[7].

目前,国外对流体反推力技术已有一定的实验研究,但对二次流喷射机理及流体反推力技术的适用涵道比范围没有清楚的分析^[6].鉴于流体反推力技术研究的重要性及国内相关技术研究的

空白,本文利用 CFD(计算流体力学)技术,数值模拟了基于两个不同涵道比缩比模型二次流喷射的无阻流板叶栅式反推力装置内部流场.通过对流场结构的详细分析,阐述了其产生反推力的机理,得到了不同主流压力条件下反推性能参数(通过反推质量流量比表示)随二次流喷射压力、喷射位置、喷射角度等二次流气动几何参数的变化规律以及流体反推力技术适用的大致涵道比范围^[7,9,11].

1 数值计算模型

1.1 几何构型

本文所研究的反推装置构型见图 1.该模型是基于 CFM 56-2(涵道比 5:1)发动机的 1/10 缩比模型.图中曲线 A-B 代表风扇涵道下壁面,下壁上 1,2,3,4,5 分别表示五个二次流喷射孔的位置,曲线 C-D-E-F 代表风扇涵道上壁面,曲线 G-H-F 代表机舱外表面,曲线 D-E-H-G-D 表示在外涵上壁面和机舱表面反推窗口的边界,而 F 点代表整流罩的后缘位置.气流边界被限制在 A-B, C-D-G, H-E-F. 由图 1 还可以看出,导流叶片等间距排列,等厚度设计的导流叶片型面详细尺寸见图 2^[6].

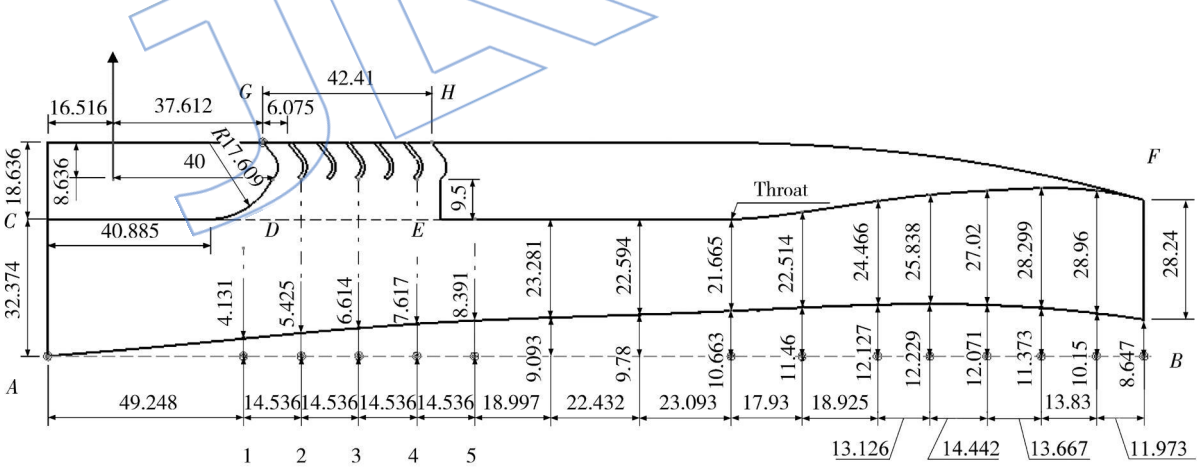


图 1 计算采用的几何构型(单位:mm)
Fig.1 Computational domains (unit:mm)

1.2 计算方法

略去质量力,不考虑化学反应,在直角坐标系下,理想气体的二维雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y}$$

式中 $U = [\rho, \rho u, \rho v, e]^{-1}$, E, F 是对流项通量, E_v, F_v 是黏性通量.

采用 Jameson 等人发展的变步长四阶 Runge-Kutta 方法进行时间推进求解,对流项采用二阶迎风格式离散求解,黏性项采用中心差分格式.湍流模型选用经过 RNG (renormalization

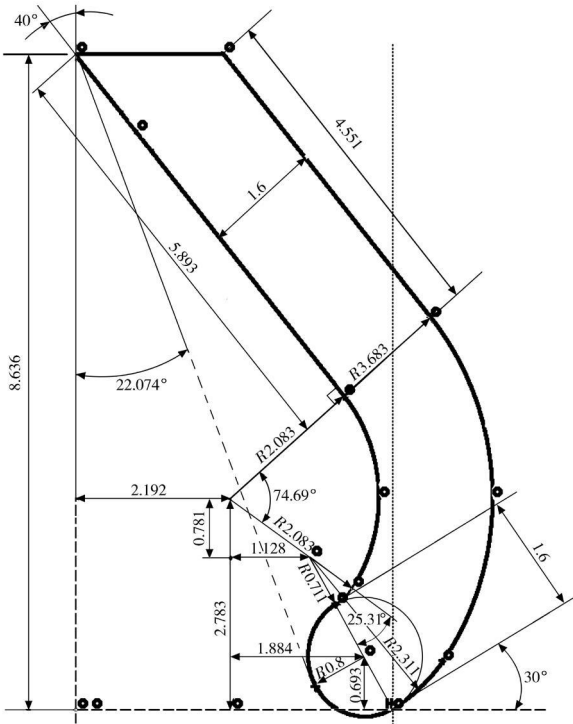


图 2 导流叶片型面(单位: mm)
Fig. 2 Cascade profile (unit: mm)

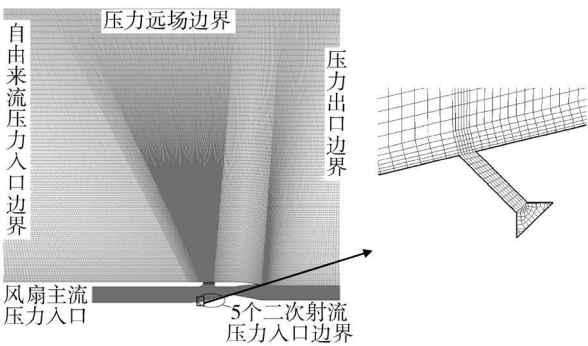


图 3 网格及边界条件

Fig. 3 Mesh and boundary conditions for the model

不开加力时内外涵正向推力合力的比值)来评价不同参数组合时的反推效果. 但有实验表明, 在反推质量流量达到最大时, 可获得最大的反推效率^[12], 因此本文以风扇质量流量为基准, 定义通过反推窗口偏转的气流质量流量比 (R_d) 和二次射流质量流量比 (R_{jr}), 以此来判定二次射流对产生反推力的影响. 需要指出的是, 当大部分风扇气流被偏转时, 通过反推窗口的气流质量流量是这部分风扇气流质量流量和二次射流质量流量的和, 因此反推质量流量比可能大于 100%.

2 数值计算结果和分析

2.1 计算条件

为了研究基于二次流喷射的涡扇发动机叶栅式反推控制机理并详细分析影响反推力大小的因素, 计算了不同主流压比 R_{fnp} (主流与周围大气总压比) 条件下不同二次流压比 R_p (二次流与周围大气总压比)、不同二次流喷射位置 X_{jet} 、不同二次流喷射角度 α_{jet} (二次射流方向与逆风扇气流方向的夹角). 此外, 还对涵道比 B 为 9:1 的发动机 1/12.7 缩比模型进行了同参数条件计算, 以探讨流体反推力概念适宜应用的发动机涵道比范围. 各参数取值如表 1 所示.

所有状态下的风扇涵道流、自由流和二次流均为空气, 且自由流马赫数为 0.05, 保持地面标准大气条件不变.

同时下文在分析二次流引气来源时考虑了发动机引气限制: 由文献[6]可知, 对于涵道比 9:1 的发动机, 在着陆反推状态下为使涡轮能够输出足够的功率, 二次流最大流量(最大引气量)限制在 $R_f < 5\%$, 按照涵道比定义换算, 即二次流最大流量不超过内涵流量的 45% ($R_{jr} \cdot B$); 以此为基

group) 理论修正的 $k-\epsilon$ 模型. 文献[8]和文献[9]给出了采用该数值离散格式和湍流模型的大膨胀比喷管计算和实验参数的对比, 可以看到, 计算和实验数据是相当吻合的.

计算边界: 对于风扇涵道进口边界, 以 AC 截面为参照, 向上游延伸 8 倍的 AC 长度; 对于出口边界, 以 BF 为参考, 向下游延伸 8 倍的 BF 长度; 而对于自由流边界, 以反推窗口尺寸为参考, 向上游延伸 15 倍的反推窗口长度, 向下游延伸 10 倍的反推窗口长度, 压力远场边界向侧向延伸 20 倍反推窗口长度^[2].

边界条件: 风扇主流压力入口边界条件、二次射流压力入口边界条件、自由来流压力入口边界条件、压力出口边界条件、压力远场边界条件及壁面边界条件. 本文的计算模型中每一边界条件的具体确定方法如图 3 所示.

计算网格: 结构化 H 形网格见图 3, 采用分区对接技术生成, 在壁面附近加密, 靠近壁面处 y^+ 值不大于 3.

1.3 二次射流对反推力影响的评价标准

本文虽然考虑了反推导流叶片的影响, 但由于本文计算模型没有考虑内流通道的正向推力影响, 因此不能采用反推效率(反推力与相同条件下

准,对于涵道比 5:1 的发动机, R_{jf} 最大应不超过 9% ($R_{jf} = 45\% \cdot B^{-1}$).

表 1 计算条件参数取值

Table 1 Computational condition parameters

参数	数值
二次流压比 R_{ip}	0 (无射流), 2.0, 3.0, 4.0, 5.0, 6.0, 7.0, 8.0
二次流喷射位置 X_{jet}/mm	49.25, 63.78, 78.31, 92.84, 107.37
二次流喷射角度 $\alpha_{jet}/(^{\circ})$	15, 30, 45, 90
发动机模型涵道比 B	5:1, 9:1
主流压比 R_{mp}	1.3, 1.4, 1.5, 1.6, 1.7

2.2 二次流喷射压比的影响

图 4 给出了不同二次流压比对反推性能影响的数值模拟结果. 其中, $X_{jet} = 49.25\text{ mm}$, $\alpha_{jet} = 90^{\circ}$, $B = 5:1$, $R_{mp} = 1.4$.

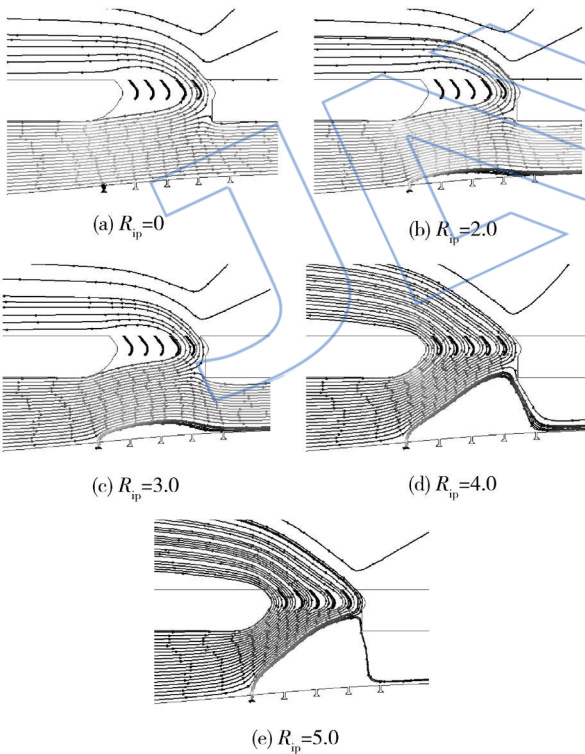


图 4 二次流压比对流场结构的影响

Fig.4 Effect of secondary flow pressure ratio on flow field configurations

从图 4(a) 可以看出,虽然此时没有二次流喷射,但仍有部分涵道流通过反推窗口流出,这主要是因为涵道流压力明显高于自由流压力,这两者

之间存在的压力差迫使一部分的风扇气流反向推窗口偏转.从图 4(b) ~ (e) 可见,随着二次流压比增大,二次流产生的分离区扩大,更多的风扇涵道流受到分离区的挤压而通过反推叶栅通道偏转流出,必然产生更大的反推力.

图 5 表示了不同的二次流压比对反推质量流量比与二次流质量流量比的影响 ($X_{jet} = 49.25\text{ mm}$, $\alpha_{jet} = 90^{\circ}$, $B = 5:1$, $R_{mp} = 1.4$).可以看出,随着二次流压比增大,二次流质量流量比与反推质量流量比均增大,产生的反推力也相应增大.当二次流压比在 3.0 以下时,表征反推效果的参数 R_d 增加缓慢,说明二次流压比较低时对反推力的作用不大;当二次流压比由 3.0 增加到 4.0 时, R_d 由 27.4% 剧烈增加到 94.6%,而此时 R_{jf} 由 4.8% 缓慢增加到 7.5%,反推窗口接近饱和,也就是几乎全部的风扇涵道流都通过反推窗口流出.此时,再增加二次流压比对反推窗口的质量流量影响不大,因为这时反推窗口中的气流是所有风扇涵道流和二次流的总和,反推窗口饱和后,反推窗口中质量流量的变化仅由二次流流量的变化引起.而考虑到发动机涵道比为 5:1,当 R_{jf} 过大时 ($> 9\%$),意味着要从内涵高压流引气量高达 $R_{jf} \cdot B$,这会影响发动机的正常工作,因此存在一个最佳的二次流压比.

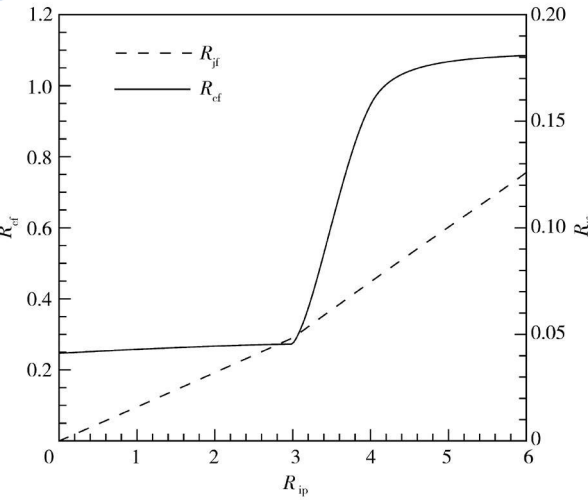


图 5 二次流压比对二次射流质量流量比与反推质量流量比的影响

Fig.5 Effect of R_{ip} on R_{jf} and R_d

2.3 二次流喷射位置的影响

选取 X_{jet} 分别为 49.25, 63.78, 78.31, 92.84 mm 和 107.37 mm 五个二次流喷射位置,其他条件(如 $\alpha_{jet} = 90^{\circ}$, $R_{ip} = 6.0$, $B = 5:1$, $R_{mp} = 1.4$)

保持不变.

从图 6 给出的流场数值模拟结果可以看出, 所计算的五个二次流喷射位置从前向后对涵道流偏转的挤压作用依次降低, 分离区域逐渐减小, 相应的反推力必然逐渐减小. 这是由于无二次流喷射时风扇涵道内均处于亚声速流动(由计算边界条件控制), 当在 $X_{jet} = 49.25\text{ mm}$ 处喷射二次流时如图 6(a) 所示, 风扇涵道流加速降压, 因此二次射流后方区域分离区变大; 当在二次流喷射位置的后移如图 6(b) ~ (e) 所示, 由于反推窗口的打开, 使得涵道内主流流通面积扩大, 主流加速增压, 因此二次射流出口处反压增高, 其后方分离区域必然减小.

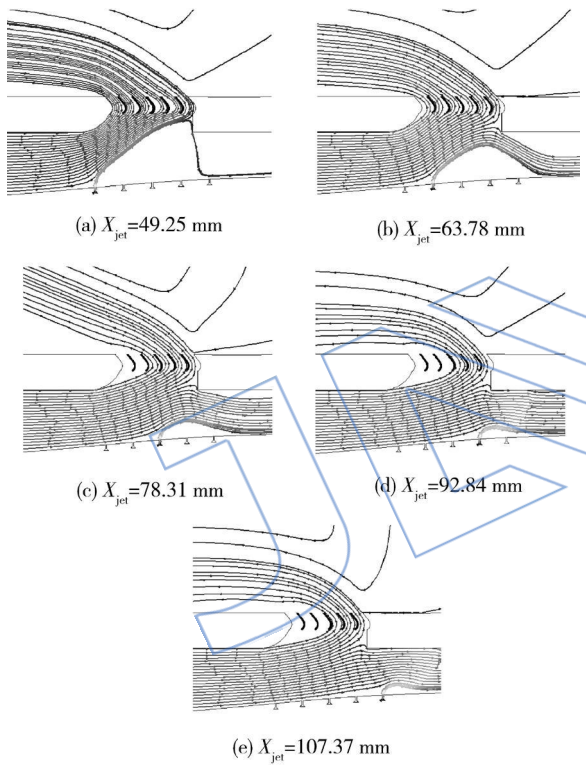


图 6 二次流喷射位置对场结构的影响
Fig. 6 Effect of secondary flow position on flow field configurations

图 7 表示了不同的二次流喷射位置对二次流质量流量比和反推质量流量比的影响. 可以看出, 在所设计的五个喷射位置处, 随着喷射位置的后移, 二次流质量流量比逐渐减小, 同时反推质量流量比也逐渐减小, 反推力必然随之减小. 但是, 受到涵道比的限制, 二次流质量流量比 R_f 不能过大 ($> 9\%$), 因此并非喷射位置越向前越好, 例如在 $X_{jet} = 49.25\text{ mm}$ 处喷射时, R_{jf} 已高达 12.6% , 此时发动机已不能正常工作, 即内涵难以提供此时

所需要的引气量, 而在 $X_{jet} = 63.78\text{ mm}$ 处喷射二次流时, R_f 为 8.4% ($< 9\%$), 而且此时 R_d 仍然较高 (75.5%), 反推力较大, 即存在一个最佳的二次流喷射位置.

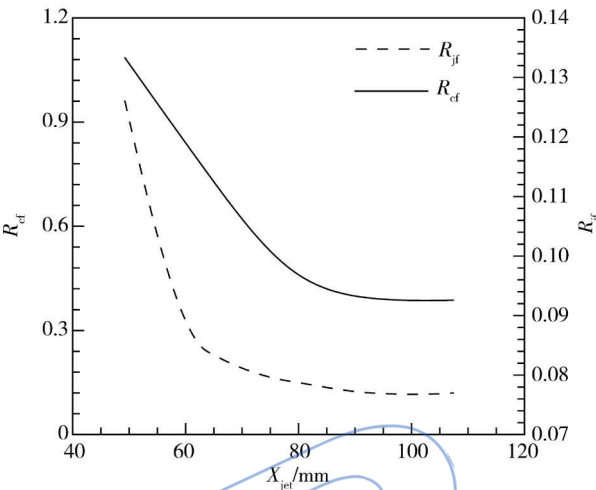


图 7 二次流喷射位置对二次流质量流量比和反推质量流量比的影响
Fig. 7 Effect of secondary flow position on R_{jf} and R_d

2.4 二次流喷射角度的影响

为了研究二次流喷射角度 α_{jet} 对反推性能的影响, 本文计算了 4 个喷射角度的流场结构和反推性能. 图 8 表示了不同的二次流喷射角度时的流场结构 ($R_{fnp} = 1.4$, $R_{ip} = 3.0$, $B = 5:1$, $X_{jet} = 63.78\text{ mm}$). 可以看出, 随着二次流喷射角度的变化, 反推质量流量比是变化的. 当二次流喷射角度较小或较大时, 仅仅能够使部分涵道流发生偏转流过反推窗口. 这是因为 α_{et} 太小或太大时, 沿风扇逆流或顺流方向上的分量过大, 二次流射入深度受到限制, 二次射流对涵道流的偏转作用明显减小, 对风扇涵道流的阻碍作用随之显著减小, 最终导致偏转的风扇涵道流流量减少, 反推力降低, 因此, α_{et} 有一个最佳范围, 若同时考虑二次流压比与主流压比的大小会得到一个最佳喷射角.

图 9 表示了不同的二次流喷射角度对反推质量流量比和二次流流量比的影响 ($R_{fnp} = 1.4$, $R_{ip} = 3.0$, $B = 5:1$, $X_{jet} = 63.78\text{ mm}$). 可以看出, 在 $15^\circ \leq \alpha_{jet} \leq 90^\circ$ 范围内, 存在使得表征反推效果的参数 R_d 达到最大值的最佳喷射角 $\alpha_{jet, opt}$, 且由图可读得 $\alpha_{jet, opt} = 33^\circ$, 此时 R_d 已超过 100% , 说明反推窗口已饱和, 而 R_f 为 6.1% , 对于 B 为 $5:1$ 的发动机, 内涵的引气量仍能满足要求.

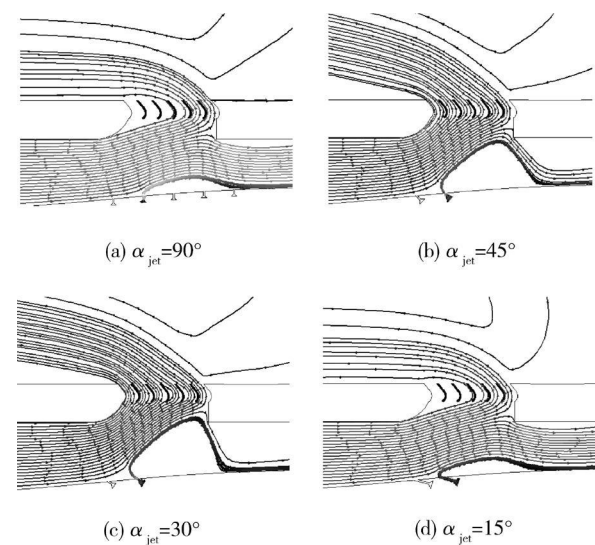


图 8 二次流喷射角度对流场结构的影响
Fig. 8 Effect of secondary flow injection angle on flow field configuration

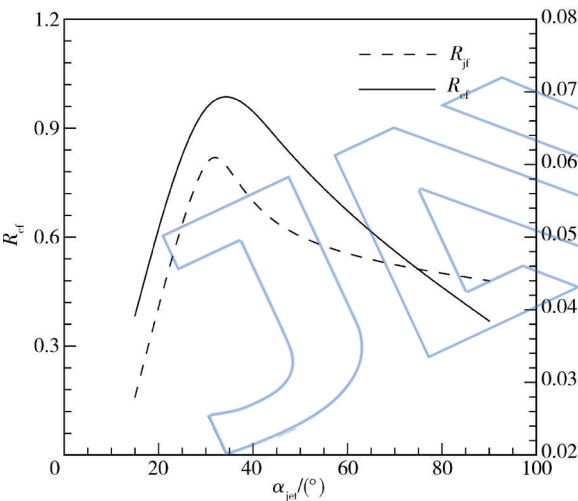


图 9 二次流喷射角度对反推质量流量比和二次流质量流量比的影响
Fig. 9 Effect of secondary flow injection angle on R_{cf} and R_{jf}

2.5 发动机涵道比与主流压比的影响

对于不同的涡扇发动机, 发动机涵道比与风扇后总压一般不同. 为了分析射流控制反推技术的使用范围, 本文设计了两个不同涵道比的模型: 涵道比 5: 1 的 CFM 56-2 发动机缩比 (1/10) 模型和涵道比为 9: 1 的某型发动机缩比 (1/12.7) 模型, 两模型唯一不同之处在于主流流通面积, 即二维模型表现在后者比前者外涵更宽. 图 10 给出了涵道比 9: 1 的模型数值模拟结果 ($R_{inp} = 1.4$,

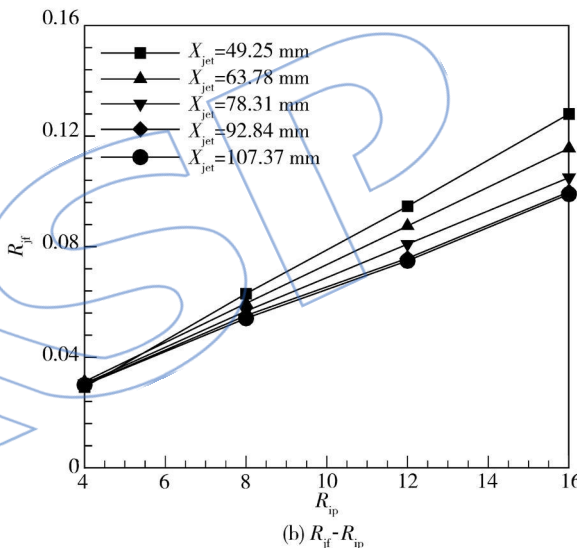
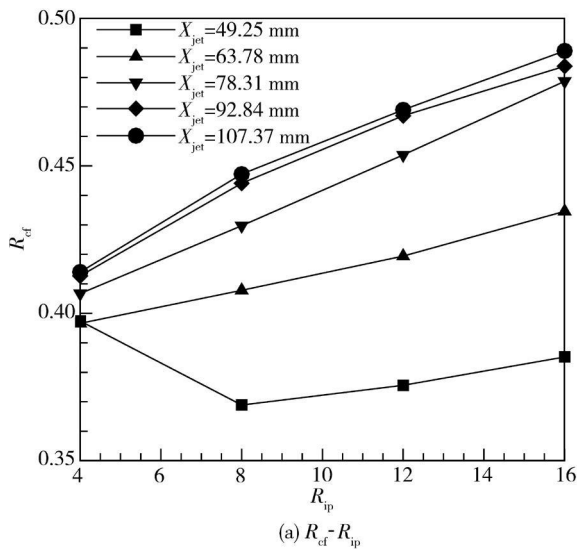


图 10 不同二次流压比对二次流质量流量比与反推质量流量比的影响
($B = 9:1$, $R_{inp} = 1.4$, $\alpha_{jet} = 90^\circ$)

Fig. 10 Effect of secondary flow pressure ratio on R_{cf} and R_{jf} ($B = 9:1$, $R_{inp} = 1.4$, $\alpha_{jet} = 90^\circ$)

$\alpha_{jet} = 90^\circ$). 由图 10(a) 可以看出, 随着 R_{ip} 的增加, R_{cf} 增加缓慢, 即对反推力的影响不大, 但是随着 R_{ip} 的增加, R_{jf} 基本均在 5% 以上, 而考虑到发动机涵道比 9: 1, 此时需要从内涵引气量已大于 45% ($R_{jf} \cdot B$), 发动机已难以正常稳定工作. 因此对于涵道比较大的发动机, 不适宜采用射流控制反推技术.

图 11 给出了主流压比对流场结构的影响 ($B = 9:1$, $\alpha_{jet} = 45^\circ$, $R_{ip} = 16.0$, $X_{jet} = 107.37$ mm). 可以看出, 随着主流压比的增加, 二次流喷

射处反压增大, 因此二次流射入深度减小, 造成的后方分离区逐渐减小, 因此对主流的阻塞偏转作用随之减小, 即产生的反推力减小。也就是说, 对于风扇总压较大的发动机, 要采用射流控制反推技术, 须从相应的高压压气机级引气才能满足要求。

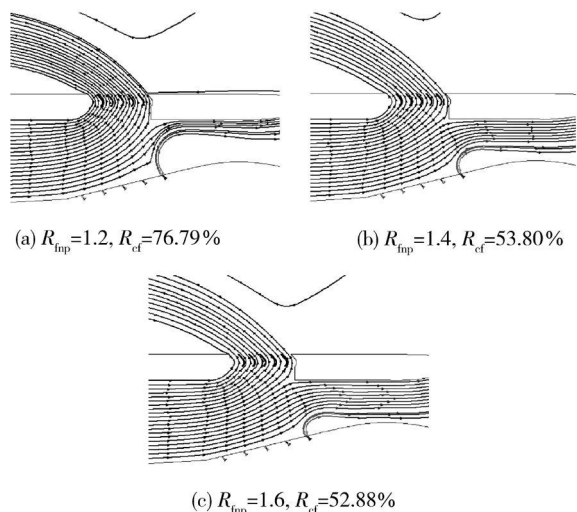


图 11 主流压比对流场结构的影响

($B = 9:1$, $\alpha_{jet} = 45^\circ$, $R_{ip} = 16.0$, $X_{jet} = 107.37\text{mm}$)

Fig. 11 Effect of R_{imp} on flow field configuration

($B = 9:1$, $\alpha_{jet} = 45^\circ$, $R_{ip} = 16.0$, $X_{jet} = 107.37\text{mm}$)

3 结 论

本文结合 CFD 技术, 数值模拟并分析了基于二次流喷射的无阻流板反推控制机理, 分析了二次流压比 R_{ip} 、二次流喷射位置 X_{jet} 、二次流喷射角度 α_{jet} 、主流压比 R_{imp} 和发动机涵道比 B 对反推性能影响的规律。计算结果表明:

1) 基于二次流喷射的无阻流板反推装置能够产生反推力, 其大小与反推窗口中偏转的涵道流流量有关。影响涵道流流量偏转的主要参数是二次流压比 R_{ip} 、二次流喷射位置 X_{jet} 和二次流喷射角度 α_{jet} 。

2) 当其他条件相同时, 随着 R_{ip} 增大, 二次流质量流量比增大, 反推窗口中偏转的涵道流流量增大, 产生的反推力也会随之增大。在满足引气量要求的条件下, 最佳的二次流喷射位置在反推窗口偏上游处。 $15^\circ \leq \alpha_{jet} \leq 90^\circ$ 范围内, 存在最佳的二次流喷射角度 $\alpha_{jet, opt}$, 使得偏转入反推窗口的

主流流量最大。

3) 对于涵道比 $B \geq 9$ 的涡扇发动机, 由于二次流引气量的限定, 限制了二次流在主流中的射入深度, 因此产生的反推效果不佳。风扇后总压越大的发动机, 对二次流总压要求越高, 需从更高的压气机级引气。

参考文献:

- [1] Nobel T P, Wooden P A, Arledge R G. Experimental thrust reverser design with computational analysis[R]. AIAA 94-0021, 1994.
- [2] Andrade F O, Ferreira S B. Study of the influence of aircraft geometry on the computed flowfield during thrust reversers operation[R]. AIAA 2006-3673, 2006.
- [3] Hegen G H, Kooi J W. Investigation of aircraft performance with deployed thrust reversers in DNV[R]. AIAA 2005-3702, 2005.
- [4] Trapp L G, Oliveira G L. Aircraft thrust reverser cascade configuration evaluation through CFD[R]. AIAA 2003-0723, 2003.
- [5] Yao H, Raghunathan S, Cooper R K, et al. Numerical simulation on flow fields of the nature blockage thrust reverser[R]. AIAA 2005-0631, 2005.
- [6] Asbury S C, Yetter J A. Static performance of six innovative thrust reverser concepts for subsonic transport applications[R]. NASA TM-2000-210300, 2000.
- [7] Hall S, Cooper R, Raghunathan S. Fluidic flow control in a natural blockage thrust reverser[R]. AIAA 2006-3513, 2006.
- [8] Dietrich D A, Luidens R W. Experimental performance of cascade thrust reverses at forward velocity[R]. NASA TM X-2665, 1973.
- [9] James C D, John R E. Investigation of a related series of turbine blade profiles in cascade[R]. NACA TN 3802, 1956.
- [10] 汪维娜, 王占学. 单膨胀斜面喷管几何参数对流场和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 280-284. WANG Weina, WANG Zhanxue. Investigation of influence of single expansion ramp nozzle geometric parameters on the flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 280-284. (in Chinese)
- [11] 刘爱华, 王占学. 二次流喷射对喷管流场和性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 144-147. LIU Aihua, WANG Zhanxue. Effect of secondary flow injection on flow field and performance of nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 144-147. (in Chinese)
- [12] Marconi F, Gilbert B, Tindell R. Computational fluid dynamics support of the development of a blockerless engine thrust reverser concept[R]. AIAA 97-3151, 1997.