

变循环发动机前涵道引射器简化模型实验 与仿真研究^{*}

黄光辉¹, 黄国平¹, 夏晨¹, 肖双强²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 以典型前涵道引射器基本构型与气动参数为基础, 开展了前涵道引射器简化模型实验研究。通过实验与仿真相结合的方法, 研究了变循环发动机在单、双涵道模式下前涵道引射器的气动性能以及不同核心机驱动风扇级 (Core driven fan stage, CDFS) 旁路出口角度对前涵道引射器气动性能的影响, 得到了流量比、压比对前涵道引射器气动性能的影响规律。结果表明, 在单涵道模式下, 仿真得到的沿程截面的总压分布与实验结果非常吻合, CDFS旁路出口角度对前涵道引射器气动性能的影响可以忽略, 而出口总压恢复系数随CDFS旁路喉道马赫数增大而降低。在双涵道模式下, SST $k-\omega$ 模型能够较好地模拟气流的掺混过程, 但在出口总压分布上, 实验结果更加均匀; CDFS旁路出口角度对两股气流的掺混影响较小; 压比一定时, 出口总压恢复系数随出口背压的上升先增大后减小; 压比为1.35时, 流量比变化1.1, 总压恢复系数的变化量约为2.6%, 压比为1.19时, 流量比变化1.2, 总压恢复系数的变化量约为0.46%。

关键词: 变循环发动机; 引射器; 前涵道; 气动参数; 简化模型; 实验研究

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 03-0505-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190829

Experiment and Simulation of Simplified Model of Front Variable Area Bypass Injector of Variable Cycle Engine

HUANG Guang-hui¹, HUANG Guo-ping¹, XIA Chen¹, XIAO Shuang-qiang²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Based on the typical basic configuration and aerodynamic parameters of front variable area bypass injector (FVABI), the simplified model experiment of FVABI is designed. By means of the combination of simulation and experiment, the aerodynamic performance characteristics of FVABI under the single and double bypasses modes and the effects of different CDFS bypass outlet angles on the aerodynamic performance of FVABI are studied. The effects of the flow ratio and pressure ratio on the aerodynamic performance of FVABI were obtained. The results show that the total pressure distribution at the cross section by simulation is very consistent

^{*} 收稿日期: 2019-12-02; 修订日期: 2020-03-24。

作者简介: 黄光辉, 硕士生, 研究领域为前涵道引射器气动性能。E-mail: 917035643@qq.com

通讯作者: 黄国平, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机内流气动力学、变循环发动机、高超声速推进系统。

E-mail: hgp@nuaa.edu.cn

引用格式: 黄光辉, 黄国平, 夏晨, 等. 变循环发动机前涵道引射器简化模型实验与仿真研究[J]. 推进技术, 2021, 42 (3): 505-512. (HUANG Guang-hui, HUANG Guo-ping, XIA Chen, et al. Experiment and Simulation of Simplified Model of Front Variable Area Bypass Injector of Variable Cycle Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42 (3): 505-512.)

with the experimental result in the single-bypass mode, the influence of CDFS bypass outlet angle on the aerodynamic performance of the FVABI can be ignored, while the total pressure recovery coefficient decreases with the increase of the CDFS bypass throat Mach number. In the double-bypass mode, the SST $k-\omega$ model can simulate the mixing process of two streams well, but the experimental results are more uniform in the total pressure distribution at the outlet. The CDFS bypass outlet angle has less influence on the mixing of the two streams. When the pressure ratio is constant, the total pressure recovery coefficient increases first and then decreases with the increase of the outlet pressure. When the pressure ratio is 1.35, the change of flow ratio is 1.1, the change of total pressure recovery coefficient is about 2.6%, when the pressure ratio is 1.19, the change of flow ratio is 1.2, the change of total pressure recovery coefficient is about 0.46%.

Key words: Variable cycle engine; Injector; Front bypass; Aerodynamic parameters; Simplified model; Experimental research

1 引 言

为了满足未来飞行器在超声速巡航状态时对高推力的需求以及在亚声速状态对低耗油率的要求,提出了变循环发动机(Variable cycle engine, VCE)的概念。VCE重点是改变涵道比,通过调节模式转换阀(Mode selector valve, MSV)、可调面积涵道引射器(Variable area bypass injector, VABI)等可调部件,实现发动机在低涵道比和高涵道比之间的转换,使得发动机在各种工作状态下都具有良好的性能。其中,前涵道引射器是VCE改变涵道比的关键构件^[1-4]。

在20世纪70年代,美国已经对变循环发动机的各种方案进行了论证并对关键技术进行验证^[5-7]。1970年,美国GE公司就初步确定了双外涵变循环发动机的基本结构,即GE21发动机^[8]。国外关于前涵道引射器性能的公开资料较少,目前已知的是日本关于变循环发动前涵道引射器两股气流的掺混实验^[9-10],其结果显示,对于掺混过程,仿真和实验存在一定差距。国内针对前涵道引射器的研究主要集中在结构及其基本流场上。文献[11]针对带核心机驱动风扇的双外涵变循环发动机,提出了一种用于双外涵匹配分析的数值模拟方法。文献[12]利用数值模拟的手段,对双外涵变循环发动机飞行包线内两个特征工作点之间模式转换过程中前可变面积涵道引射器的过渡态进行了特性研究。文献[13]对变循环发动机前可调面积涵道引射器的通流计算方法进行了研究。文献[14]研究了可变面积涵道引射器对变循环发动机性能的影响。文献[15]研究了非轴对称前可调面积涵道引射器的性能。基于前涵道引射器简化模型,本文通过实验与仿真相结合的方法,研究了CDFS旁路出口角度、流量比、压比的变化对前涵道引射器气动性能的影响。

2 研究方法

2.1 实验准备

2.1.1 实验件设计

图1为实验件的结构示意图,模型参考了已有的涵道引射器设计方案,风扇外涵的设计高度为59mm。为了简化实验模型、降低制造难度以及缩短加工周期,展向采用矩形截面的实验件构型。为了降低实验件两侧壁面的影响,展向矩形长度约为5倍的外涵流道高度(300mm)。实验件的两个进口均为大气进气,对于风扇外涵,由于前涵道引射器两股气流的总压存在一定差异,在风扇外涵进口前设置了孔板节流装置(图2)。图中对应位置有一个固定在通道上的孔板,相邻的位置有一个左右可调且可更换的孔板以控制通流面积调节压损,并且在孔板后设置整流装置使气流均匀稳定,在模拟单涵道时,则使用挡板堵住上侧的进口。

对于CDFS旁路,本文主要研究CDFS旁路不同

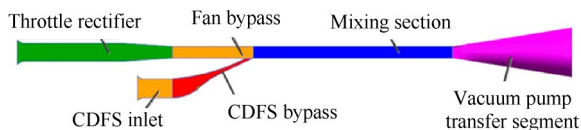


Fig. 1 Structure of experimental device

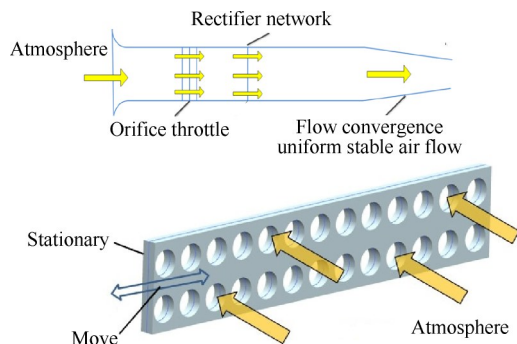


Fig. 2 Configuration of throttling and rectifying device

出口角度对前涵道引射器气动性能的影响,设计了三组不同出口角度(10° , 20° 和 30°)的CDFS旁路流道构型(图3)。CDFS旁路流道为收敛通道,喉道位置设置一定距离的等直段使出口气流均匀。此外,不同角度的CDFS旁路喉道设计高度均为12mm;CDFS旁路出口下壁面光滑过渡;三组CDFS旁路实验段模型在实验过程中可以进行更换。

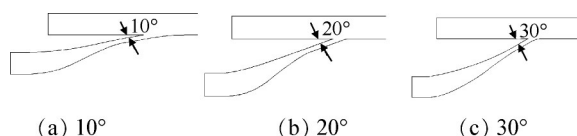


Fig. 3 CDFS bypass outlet angle design diagram

为了使内外涵进口处气流均匀稳定,使边界层充分发展,在前涵道引射器风扇外涵进口前和CDFS旁路上游设置了相应的平直段。在下游安装约18倍风扇外涵流道高度距离的平直掺混段(1085mm),使两股射流充分掺混,并且在掺混平直段外壁安装测量相关参数的探针、测耙等装置。风扇外涵、CDFS旁路的收敛段构型及实验件进出口处的喇叭口构型均采用流线型设计,以减少流动损失。此外,CDFS旁路出口型面设计要合理,否则CDFS旁路气流在出口可能出现分离。

2.1.2 测量方案

实验段设计尺寸如图4,A截面在 $x=0\text{mm}$,B截面在 $x=628\text{mm}$ 处,C截面在 $x=1248\text{mm}$ 处。实验件中轴线的ABCD四个位置上各有一个总压测耙及静压测孔,A点用于监测风扇外涵进口总压及经过节流整流后风扇外涵气流的均匀性。各流路流量通过测得的参数利用流量公式估算而得。实验通过控制孔板开度与实验件出口处真空泵阀门的开度控制两股气流的流量比与压比,孔板设计了1.00,0.80,0.60,0.56,0.50,0.46,0.40,0.32,0.26,0.20(开度定义为孔通流面积与通道总面积之比)十个开度,真空泵设计了六个出口背压,不同的CDFS旁路出口角度重复进行实验。

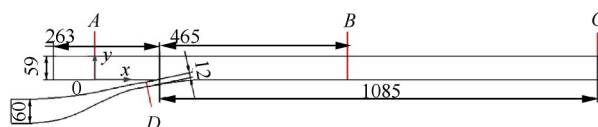


Fig. 4 Test section size and measurement location

2.2 数值模拟方法

由于实验件采用展向拉伸,仿真的模型可简化为实验段的二维构型,见图5。使用ICEM软件,生成

结构化网格,为了满足 y^+ 的要求,第一层网格高度为 $5\mu\text{m}$,增长率为1.2。通过网格无关性检验,总网格数约为15万,利用ANSYS CFX商业软件进行仿真,湍流模型采用SST $k-\omega$ 模型。风扇外涵进口、CDFS旁路进口均采用总温、总压的边界条件,出口采用压力出口边界条件。本文中的 p_1^* , m_1 为风扇外涵进口的总压与流量, p_2^* , m_2 为CDFS旁路进口总压与流量, p_{out} 为C截面的静压(图4)。

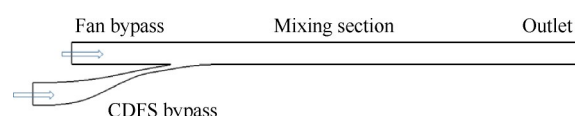


Fig. 5 Model diagram

3 结果及讨论

3.1 单涵道模式

在单涵道模式下,风扇外涵进口没有气流,气流损失主要由突扩及摩擦造成。实验主要研究了不同CDFS旁路喉道马赫数对出口总压恢复系数的影响规律。单涵道模式下,出口总压恢复系数定义为出口总压与CDFS旁路进口总压的比值。实验过程中通过调节真空泵的阀门得到单外涵模式下前涵道引射器的气动特性。实验室大气压力、温度作为CDFS旁路进口总压及总温,实验测得的出口静压作为出口条件进行仿真。图6是CDFS旁路出口角度为 10° ,CDFS旁路喉道马赫数为0.22时,实验及仿真B,C位置总压分布对比图。图7为CDFS旁路出口角度为 10° 时四个典型喉道马赫数下实验与仿真的出口总压恢复系数对比图。可以看出,仿真结果与实验结果非常吻合。图8为三种角度下不同CDFS旁路喉道马赫数的出口总压恢复系数的实验结果。从图中可以看出,CDFS旁路出口角度对出口总压恢复系数影响较小;喉道马赫数越高,出口总压恢复系数越低。这

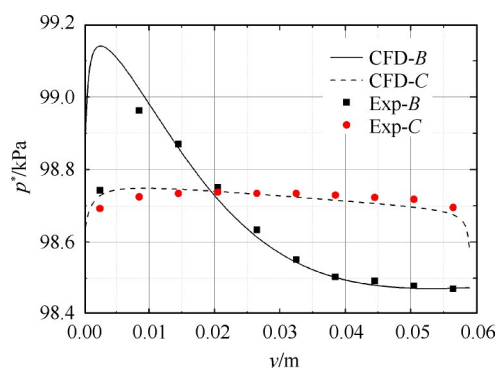


Fig. 6 Total pressure distribution

是因为 CDFS 旁路喉道马赫数越大突扩及摩擦损失越高。

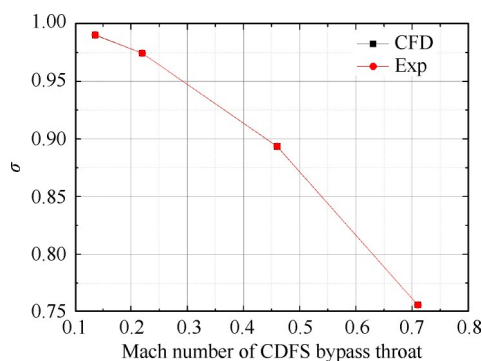


Fig. 7 Total pressure recovery coefficient with different throat Mach numbers when the angle is 10°

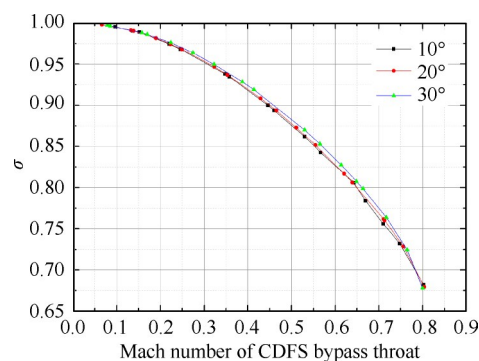


Fig. 8 Experimental total pressure recovery coefficient with different Mach numbers of CDFS bypass throat at different angles

3.2 双涵道模式

在双涵道模式下,出口总压恢复系数定义为

$$\sigma = \frac{(m_1 + m_2)p_c^*}{m_1 p_1^* + m_2 p_2^*} \quad (1)$$

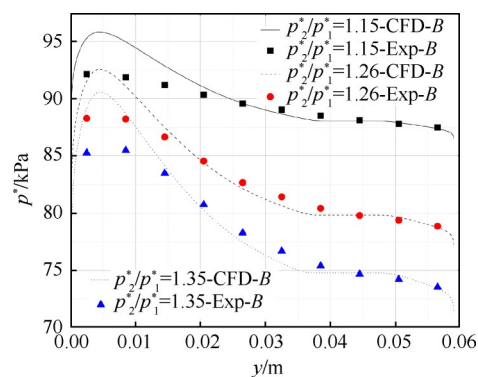
式中 m_1, p_1^* 分别为风扇外涵进口的质量流量和总压; m_2, p_2^* 为 CDFS 旁路进口的质量流量和总压; p_c^* 为 C 截面各测点总压的算术平均值。

3.2.1 仿真结果与实验结果对比

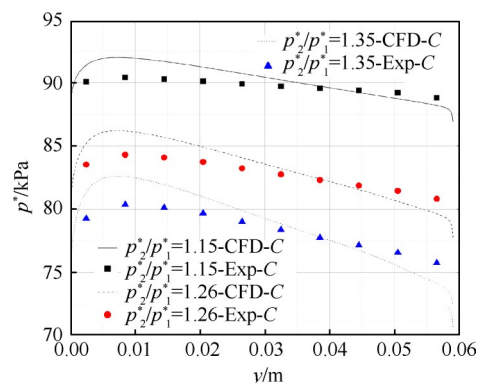
图 9 为 CDFS 旁路出口角度为 10° , 流量比约为 1.5, 压比分别为 1.15, 1.26, 1.35 时, 仿真与实验的各截面总压分布对比图。本文中流量比为风扇外涵流量与 CDFS 旁路流量之比, 压比为 CDFS 旁路进口总压与风扇外涵进口总压之比。从图 9 可以看出, 仿真能够很好地模拟气流的掺混过程, 但实验测得的出口总压分布比仿真结果更均匀。从图 9(b) 中也可以看出, 两股气流在较长的距离内掺混并未完成, 压比越高, 掺混越不均匀。

图 10 为三种角度下, 压比为 1.35, 流量比约为

1.5 时, 仿真与实验的各截面总压分布对比图。其中, 风扇外涵进口马赫数为 0.21, CDFS 旁路喉道马赫数

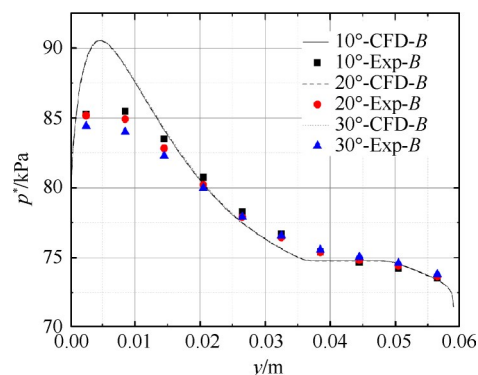


(a) Total pressure distribution of section B

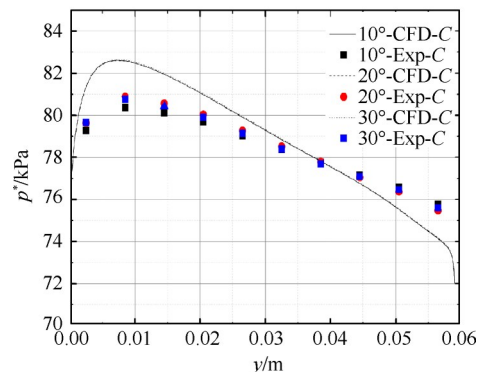


(b) Total pressure distribution of section C

Fig. 9 Total pressure distribution with different p_2^*/p_1^*



(a) Total pressure distribution of section B



(b) Total pressure distribution of section C

Fig. 10 Total pressure distribution with different mixing angles

为0.66。从图中知,三个角度下,仿真得到的各截面的总压分布差异较小,但图10(a)的实验结果显示,B位置角度越大,核心掺混区内总压越低,表明掺混越快。从图10(b)可以看出,三个角度下,出口总压分布基本相同,CDFS旁路出口角度为 10° 、 20° 、 30° 的总压恢复系数分别为0.9185、0.9218、0.9202。图11为三个角度下,压比为1.49,流量比约为1.2时,仿真与实验的各截面总压分布对比图,与压比为1.35,流量比约为1.5的特征基本相同。图12为三种角度下,压比为1.35、流量比约为1.5时,掺混处马赫数云图及流线。从流线图看出CDFS旁路高速气流在经过出口后贴下壁面流动,两股气流在汇流处带角度掺混,掺混一段距离后流线基本平行。角度带来的影响区域只占掺混区很小的一部分,对整个掺混过程影响较小。

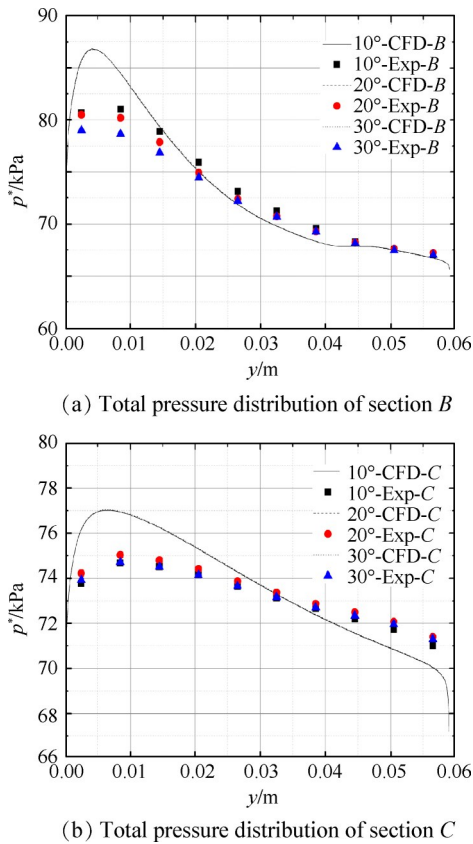


Fig. 11 Total pressure distribution with different mixing angles

3.2.2 压比变化对气动性能的影响

通过实验研究了压比对出口总压恢复系数的影响。表1为CDFS旁路出口角度为 10° ,流量比约为1.7时,不同压比下,风扇外涵进口马赫数 Ma_1 ,CDFS旁路喉道马赫数 Ma_2 与出口总压恢复系数的关系。从表中可以看出,随着压比的增大,总压恢

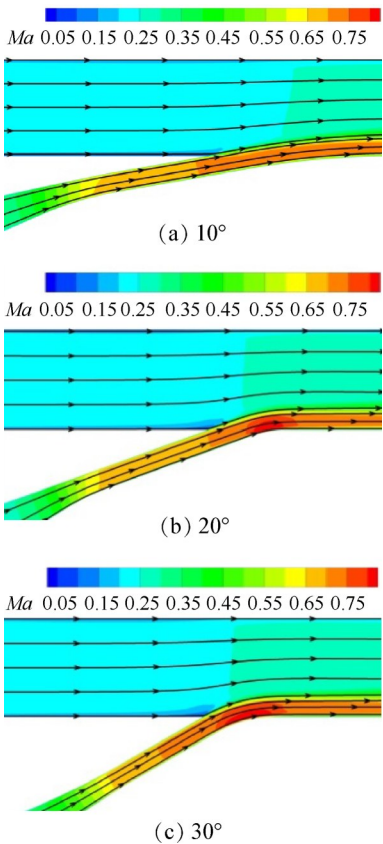


Fig. 12 Simulation results of Mach number contour and streamline at the mixing zone

复系数明显下降,当压比增大到1.27时,出口总压恢复系数为0.937。由等压掺混理论知,掺混损失与两股气流掺混速差的平方及流量相关。流量比一定时,压比越高,两股气流的掺混速度差越大,掺混损失越高^[16]。文献[17]中混合室掺混出口总压的理论计算方法也表明,两股气流掺混速度差越大,掺混损失越高。图13为流量比约为1.7时,三个角度下,出口总压恢复系数与压比变化的关系图。可以看出,在压比和流量比相同时,CDFS旁路出口角度对掺混影响较小。

Table 1 Relation between pressure ratio and Mach number

Pressure ratio	Ma_1	Ma_2	σ
1.118	0.149	0.413	0.9704
1.162	0.175	0.478	0.9617
1.210	0.200	0.538	0.9522
1.237	0.214	0.569	0.9458
1.276	0.231	0.608	0.9369

3.2.3 流量比变化对气动性能的影响

图14为三种压比下,实验得到的流量比变化对出口总压恢复系数的影响规律。在压比为1.35时,

总压恢复系数随流量比的增大而增大。流量比增大是由出口背压降低导致的,由于CDFS旁路的高压特

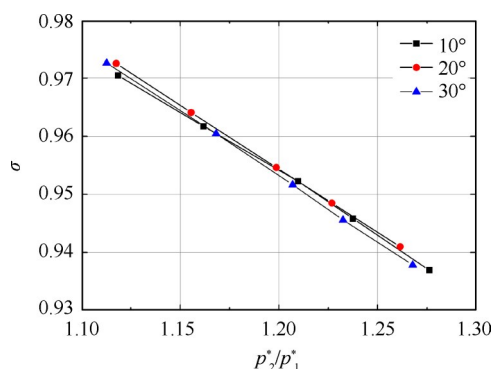
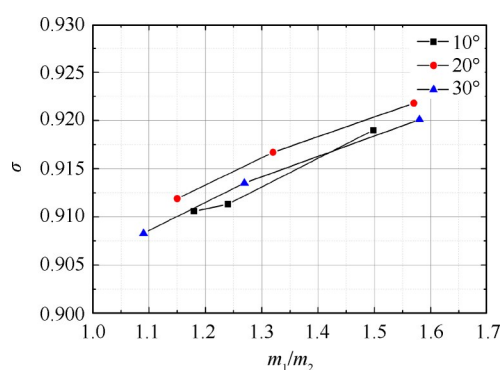
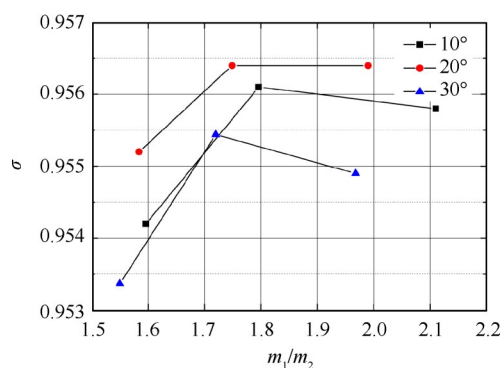


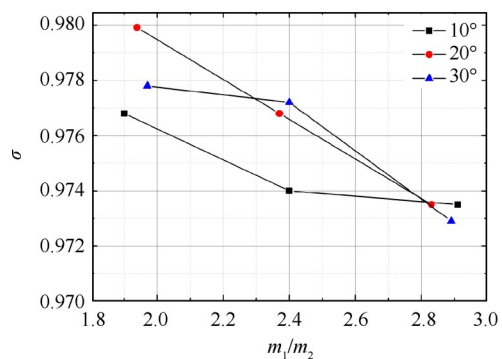
Fig. 13 Experimental total pressure recovery coefficient with different p_2^*/p_1^*



(a) $p_2^*/p_1^*=1.35$



(b) $p_2^*/p_1^*=1.19$

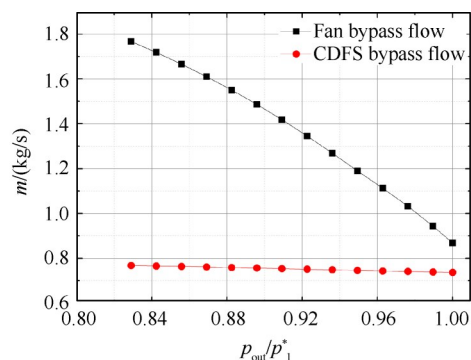


(c) $p_2^*/p_1^*=1.09$

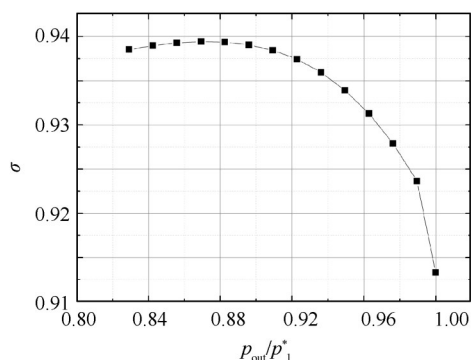
Fig. 14 Experimental total pressure recovery coefficient with different m_1/m_2

征,出口背压的降低对CDFS旁路流量影响较小,喉道马赫数变化幅度较小,而风扇外涵进口总压低、面积大,流量增加明显,风扇外涵进口马赫数增大,两股气流掺混速度差减小,掺混损失降低。图14(b)为压比1.19时,流量比从1.5变化到2.1,出口总压恢复系数先增大后减小,总压恢复系数的变化量约为0.35%。图14(c)为压比1.09时,流量比从1.9变化到2.9,总压恢复系数降低约0.8%。

在压比较高时,实验中对流量比控制有限,利用CFD仿真深入研究了压比一定时,出口背压的变化对两个流路的流量及出口总压恢复系数的影响。图15为压比1.35时,出口背压的改变对各流道流量及出口总压恢复系数的影响规律。图15(a)中,流量比从2.3减小到1.2。图16为压比1.19时,出口背压的改变对各流道流量与出口总压恢复系数的影响,图16(a)中流量比从2.8减小到1.6。对比图15(a)、图16(a)发现,压比一定时,风扇外涵进口流量受出口压力变化影响较大,CDFS旁路流量受影响较小。压比为1.35时,出口背压从风扇外涵进口总压的0.83倍变化到1.0倍时,CDFS旁路流量变化仅为5%左右,这也反映了前涵道引射器的流量特性。图15(b)、图16(b)中出口总压恢复系数都随背压的上升先增大后减小。这是因为在出口背压较大时,风扇外涵流量小,马赫



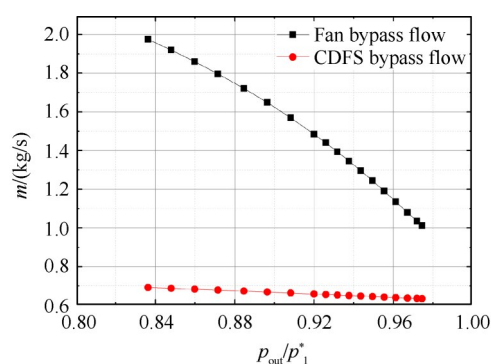
(a) Comparison of mass flow rate characteristic



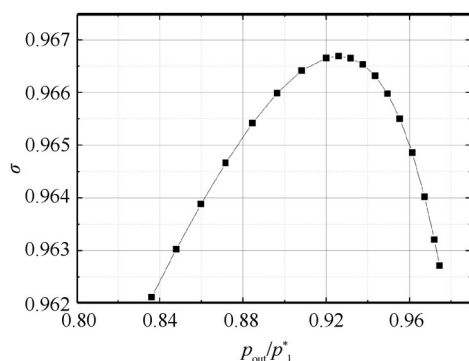
(b) Change of total pressure recovery coefficient at outlet

Fig. 15 Simulation results with $p_2^*/p_1^*=1.35$

数小,两股气流掺混速度差大,掺混损失高。随着背压降低,风扇外涵气流马赫数增大,两股气流掺混的速度差下降,掺混损失降低,出口总压恢复系数增大。在出口背压较低时,CDFS旁路流量也会小幅度增大,其马赫数小幅度增大,虽然两股气流掺混速度差减小但掺混过程中的气流速度增大。因为前涵道引射器掺混的流道较长,当掺混气流速度较高时,摩擦损失会大幅度增加,导致出口总压恢复系数降低。对比图15和图16发现,当压比为1.35时,流量比变化1.1,总压恢复系数的变化量约为2.6%;当压比为1.19时,流量比变化1.2,总压恢复系数的变化量约为0.46%。这是因为 p_{out}/p_1^* 相同时,压比越大,CDFS旁路出口马赫数越大,两股气流掺混速度差越大,掺混损失越高。此外,高压比时,增大 p_{out}/p_1^* ,两股气流掺混速度差增大的程度比低压比时更显著,对掺混损失及摩擦损失的改变更明显。



(a) Comparison of mass flow rate characteristic



(b) Change of total pressure recovery coefficient at outlet

Fig. 16 Simulation results with $p_2^*/p_1^* = 1.19$

4 结论

通过本文研究得出以下结论:

(1)在单涵道模式下,仿真得到的沿程截面的总压分布与实验结果非常吻合。在双涵道模式下,

SST $k-\omega$ 模型能够较好地模拟气流的掺混过程,但在出口总压的分布上,实验结果比仿真结果更加均匀。

(2)在单涵道模式下,CDFS旁路出口角度对前涵道引射器出口总压恢复系数影响可以忽略,出口总压恢复系数随CDFS旁路喉道马赫数增大而降低。

(3)在双涵道模式下,高压比时,在较长的距离内,掺混并未完成。同时,CDFS旁路出口角度对两股气流的掺混影响较小;压比一定时,随着出口背压的升高,出口总压恢复系数先增大后减小;在高压比($p_2^*/p_1^* = 1.35$)的情况下,流量比变化1.1,总压恢复系数的变化量约为2.6%,在低压比($p_2^*/p_1^* = 1.19$)的情况下,流量比变化1.2,总压恢复系数的变化量约为0.46%。

参考文献

- [1] 方昌德. 变循环发动机及其关键技术[J]. 国际航空, 2004, (7): 49-51.
- [2] 刘红霞. GE公司变循环发动机的发展[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 93-98.
- [3] Loftin, Laurence K. Toward a Second-Generation Supersonic Transport[J]. *Journal of Aircraft*, 1974, 11(1): 3-9.
- [4] Willis E A, Welliver A D. Variable Cycle Engines for Supersonic Cruising Aircraft[R]. *AIAA* 76-759.
- [5] Rowe W T, Welge H R, Johnson E S. Advanced Supersonic Transport Propulsion and Configuration Technology Improvements[R]. *AIAA* 81-1595.
- [6] Adoviak J W, Knott P R, Ebacker J J. Aerodynamic/Acoustic Performance of YJ101/Double Bypass VCE with Coannular Plug Nozzle[R]. *NASA-CR-159869*, 1981.
- [7] Sullivan T J, Parker D E. Design Study and Performance Analysis of a High-Speed Multistage Variable Geometry Fan for a Variable Cycle Engine [R]. *NASA-CR-159545*, 1979.
- [8] 李 斌, 赵成伟. 变循环与自适应循环发动机技术发展[J]. 航空制造技术, 2014, (20): 76-79.
- [9] Miyagi H, Kimura H, Kishi K. Combined Cycle Engine Research in Japanese HYPR Program [R]. *AIAA* 98-3278.
- [10] Hirai K, Kodama H, Miyagi H, et al. Analysis of Flow in the Front-Mixing Region of Hypersonic Combined-Cycle Engine[R]. *AIAA* 96-379.
- [11] 韩 佳, 孙立业, 张跃学. 变循环发动机双外涵匹配研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 53-57.

- [12] 张晓曼, 周建华. 前可变面积涵道引射器过渡态特性研究[C]. 南京: 第十二届长三角能源论坛, 2015.
- [13] 刘宝杰, 贾少锋, 于贤君. 变循环发动机前可调面积涵道引射器的通流计算方法[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1689-1698. (LIU Bao-jie, JIA Shao-feng, YU Xian-jun. Through Flow Calculation Method of Variable Cycle Engine Forward Variable Area Bypass Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1689-1698.)
- [14] 周 红, 王占学, 刘增文. 可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2842-2850.
- [15] 冷中明, 周建华. 非轴对称前涵道引射器性能的数值研究[J]. 推进技术, 2015, 36(10): 1465-1473. (LENG Zhong-ming, ZHOU Jian-hua. Numerical Investigation for Performance of Non-Axisymmetric Front Variable Area Bypass Injector [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(10): 1465-1473.)
- [16] 李立国, 张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [17] 赛义德·法罗基. 飞机推进[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.

(编辑: 史亚红)