doi:10.11887/j.cn.201902011 http://journal.nudt.edu.cn

采用射流掺混增强的前可调面积涵道引射器数值模拟*

王靖宇[1,2],张怀宝[2],黄国平[3],王光学[2],邓小刚[4]

(1. 四川大学 空天科学与工程学院,四川 成都 610065;2. 中山大学 物理学院,广东 广州 510006;
3. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016;4. 国防科技大学 空天科学学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:为了提高风扇外涵和核心机驱动风扇级外涵流体的掺混效率,提出一种采用射流掺混增强的前可调面积引射器设计方案。通过数值模拟的手段对流量特性、流动掺混和总压损失等方面进行了研究,并同基准模型进行了对比分析,结果表明:采用波瓣混合器结构的前可调面积引射器设计,显著地增加了较高出口背压工况下风扇外涵的流通能力;新的设计方案不仅没有增加低出口背压工况下的总压损失,还减小了高背压出口工况下的流动损失;流向涡的特征尺度是提高掺混效率的关键,可以进一步优化波瓣混合器几何轮廓,以满足调节机构对结构设计的要求。

关键词:变循环发动机;可调面积涵道引射器;射流掺混增强;波瓣混合器

中图分类号:V19 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2019)02-069-06

Numerical investigation of front variable area bypass injector with jet mixing enhancement

WANG Jingyu[1,2], *ZHANG Huaibao*[2], *HUANG Guoping*[3], *WANG Guangxue*[2], *DENG Xiaogang*[4]

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sichuan University, Chengdu 610065, China;
2. School of Physics, Sun Yat-Sen University, Guangzhou 510006, China;
3. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
4. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to improve the mixing performance of fan bypass and CDFS (core driven fan stage) bypass, a innovative configuration of FVABI (front variable area bypass injector) with jet mixing enhancement was proposed. Numerical simulation was performed to investigate mass flow rate characteristic, flow mixing and total pressure loss of FVABI configuration with lobed mixer. Compared with the baseline configuration, the predictions are discussed and several conclusions can be summarized. Firstly, the significant improvement in fan bypass mass flow rate is achieved by jet mixing enhanced configuration at high back pressure operating point. Secondly, the performance is not degraded at low back pressure operating situation, but the total pressure loss is decreased at high back pressure operating point. Finally, the characteristic length of stream-wise vortex is the key to improve mixing performance, and the optimization of lobed mixer is available to match further structural requirement of adjust configuration.

Keywords: variable cycle engine; variable area bypass injector; jet mixing enhancement; lobed mixer

为了满足先进多用途战斗机对动力方案的需求,变循环发动机的概念在20世纪60年代提出,并在技术上得到了快速的发展[1]。变循环发动机通过可调部件的形状、尺寸或者位置的变化,对空气流量、增压比和涵道比等循环参数进行了调节,使发动机在全工况范围内始终保持较高的工作效率,从而满足飞行器高单位推力、低巡航油耗的双重性能要求。美国、英国、法国和日本先后对变循环发动机进行了相关研究,其中以通用电气公司和普拉特·惠特尼公司为代表的美国,先后提出多种变循环设计方案[2-4],并实现了YF120变循环发动机的飞行验证[5]。随后,在自适应通用发动技术研发计划中,针对以自适应循环为特征的新一代变循环技术,开展了关键技术研究和验证,并完成了技术验证机试验工作[6]。

相对于常规涡轮风扇发动机的压缩系统,变循环发动机采用了核心机驱动风扇级(Core Driven Fan Stage, CDFS)的设计,并增加了调节模式转换阀(Mode Selector Valve, MSV)、前/后可调面积涵道引射器(Front/Rear Variable Area Bypass

* 收稿日期:2017-11-08
基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(20822041B4219)
作者简介:王靖宇(1989—),男,四川绵阳人,副研究员,博士,E-mail:wangjingyu@scu.deu.com

Injector, FVABI/RVABI）等几何可调部件。其中，作为变循环发动机核心部件的FVABI位于风扇外涵和CDFS外涵的交接处，通过改变两个涵道的流通面积调节流量匹配特性，从而实现发动机在低涵道比的涡喷模式和高涵道比的涡扇模式之间转换。由于变循环发动机压缩系统复杂的流道结构和调节规律，目前针对FVABI研究的公开资料主要集中在总体性能和结构可行性等方面，而关于部件性能和自身流动现象方面还需进一步深入开展研究工作。周红等分析了FVABI和RVABI的几何调节方式，建立了变循环发动机稳态及过渡态数学模型[7]。刘宝杰等采用流线曲率法对FVABI轴向和俯仰的调节规律进行了研究，讨论了不同调节方式对两个外涵道之间匹配工作特性的影响[8]。冷中明等提出了一种非轴对称FVABI设计方案，并采用数值模拟的手段将其与传统的设计进行了对比[9]。张晓曼等对FVABI在飞行包线内某两个特征工作点之间的过渡态进行了研究，总结了流量和总压损失在模式转换时的变化规律[10]。

对于FVABI来说，利用CDFS外涵内高能量流体抽吸风扇外涵内低能流体的引射特性是实现变循环发动机改变涵道比的关键。本文提出了一种采用射流掺混增强的FVABI设计方案，通过增加波瓣混合器结构，以实现提高风扇外涵和CDFS外涵流体掺混效率的目的。通过数值模拟的手段，并与基准模型进行了对比，着重分析了流量特性、轴向速度分布、流向涡和正交涡以及总压损失的情况。

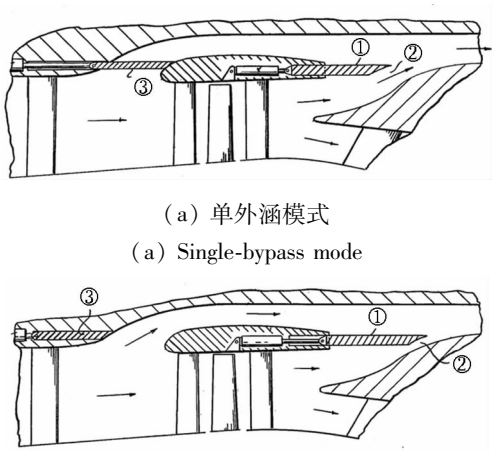
1 FVABI调节方式和射流掺混增强

1.1 调节方式

FVABI实现涵道面积调节的主要方式有铰链阻流板式和伸缩式两种方法[11]，其中伸缩式原理如图1所示。单外涵模式下，FVABI调节机构①向左缩回，CDFS外涵出口面积②增加，同时由于CDFS外涵气流总压大于风扇外涵，为防止风扇外涵气流回流，需要关闭MSV③；双涵道模式下，FVABI调节机构①向右伸出，CDFS外涵道出口面积②减小，气流在收缩通道内加速减压，然后与风扇外涵气流进行掺混。

1.2 射流掺混增强方法

由于射流掺混在航空航天以及化工等相关方面的广泛运用，在过去数十年中先后开展了大量关于流动控制技术的研究，以获得更好的射流掺混性能。根据不同的作用机理，射流控制技术通常可以分为三类[13]：破坏大尺度相干结构的有序性；提高剪切应力；引入扰动，激励剪切层的固有失稳机制。



（a）单外涵模式

（a）Single-bypass mode

（b）双外涵模式

（b）Double-bypass mode

图1 伸缩式FVABI调节示意图[12]

Fig. 1 Sketch of axial adjust FVABI[12]

如图2所示，作为一种典型的加强射流掺混的被动控制方式，波瓣混合器是一种带波瓣型尾缘的分隔器，具有特殊的三维表面轮廓外形。波瓣混合器通过在两股同向射流之间诱导，产生大尺度的流向涡结构，以实现在最少的总压损失和尽可能短的长度范围内，有效地增强流动掺混效果。自20世纪70年代问世以来，波瓣混合器已经在多款航空发动机的排气系统上得到了实际应用，并取得了提高尾气掺混效率、增加输出推力、降低耗油率、减少排气噪音和抑制红外辐射的显著效果。

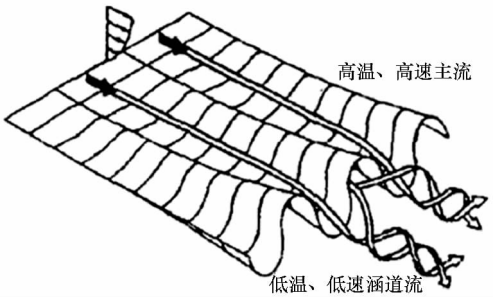


图2 波瓣混合器示意图[13]

Fig. 2 Sketch of lobed mixer[13]

2 计算模型和方法

2.1 计算模型

本文计算采用的FVABI计算模型如图3所示，由于其轴对称的几何特性，仅选择包含波瓣混

合器一个叶瓣的 5°扇面进行计算。计算域轴向长度约 800 mm,出口边界径向厚度约 85 mm。FVABI 几何调节采用伸缩式的方法,在双涵道模式下,厚度约 5 mm 的圆筒型调节机构向右伸出约 80 mm。采用射流掺混增强的计算模型中圆筒尾缘处连接轴向长度约 50 mm 的波瓣混合器,而用于对照的基准模型调节机构仅包含圆筒部分。

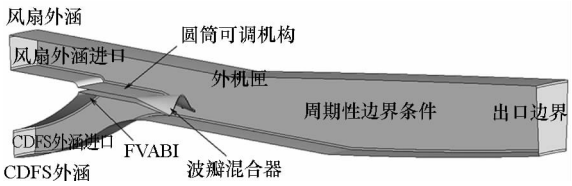


图 3　射流掺混增强的 FVABI 计算域示意图

Fig. 3　Sketch of FVABI with jet mixing enhancement

2.2　边界条件

进口边界指定总温和总压,气流方向为轴向,风扇外涵和 CDFS 外涵的流动参数根据变循环发动机设计指标计算得到。风扇进口为标准大气,风扇和 CDFS 设计点总压比分别采用 2.0 和 1.5,等熵效率都采用 0.85。出口边界则通过指定背压实现流量调节,计算中采用的背压范围为风扇外涵总压的 0.85 至 1.1 倍。壁面采用无滑移绝热边界,而周向两侧边界则采用周期性边界条件。

2.3　计算网格

计算网格二维截面如图 4 所示。FVABI 包括调节机构和波瓣混合器,以及机匣壁面附近采用的附面层网格,第一层网格高度给定,即 0.005 mm,增长率为 1.2,增长层数为 25,这样保证了计算结果中壁面处的 y^+ 值在 2 以下。通过调整增长率,改变边界层网格数量,预测的出口流量变化范围在 2% 以下,从而保证了计算结果的网格无关性。为了更好地预测风扇外涵和 CDFS 外涵气流之间的掺混,在 FVABI 调节机构和波瓣混合器之后增加了六面体网格的加密区域。波瓣混合器尾缘和周期面网格的细节如图 5 所示,计算网格总网格点数约 210 万。

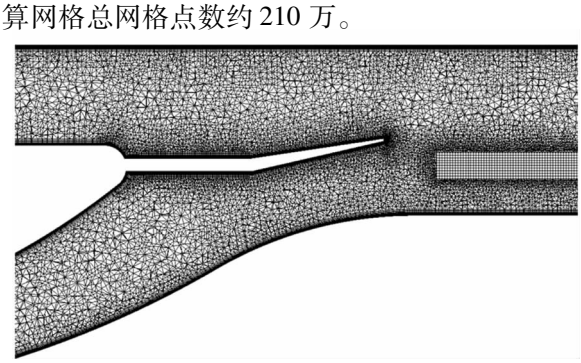


图 4　计算网格二维截面图

Fig. 4　Mesh of 2D cutting plane of computational domain

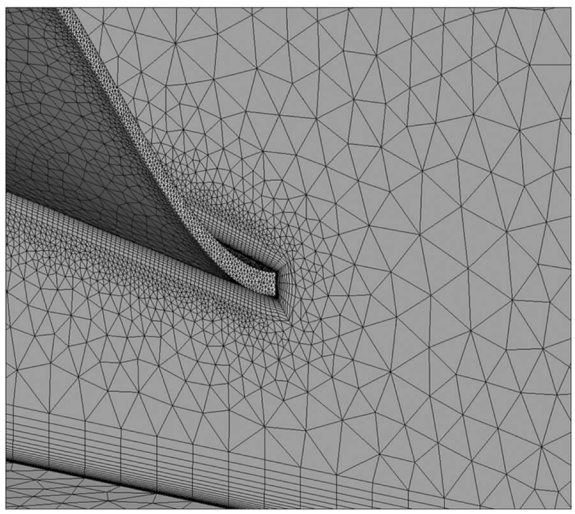


图 5　波瓣混合器尾缘及周期面网格细节

Fig. 5　Mesh of lobed mixer trailing edge and periodic boundary

2.4　计算方法

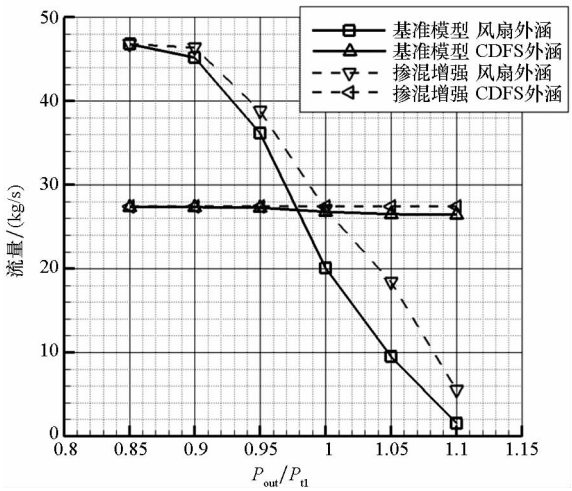
计算采用中山大学计算流体力学研究中心非结构网格求解平台。控制方程为三维可压缩N-S方程,采用基于格点格式的有限体积方法进行离散。对流通量采用 Roe 格式,通过加权最小二乘方法计算梯度构造空间二阶精度。时间推进采用隐式牛顿方法,线性求解器使用灵活广义最小残差(Flexible Generalized Minimal RESidual, FGMRES)方法。湍流模型采用标准一方程 Spalart-Allmaras 模型。采用该求解平台对二维混合层流动进行数值模拟,结果表明,在掺混区域预测的速度分布与对比结果吻合良好,验证了本文计算方法的可行性和准确性。

3　计算结果和讨论

3.1　流量特性

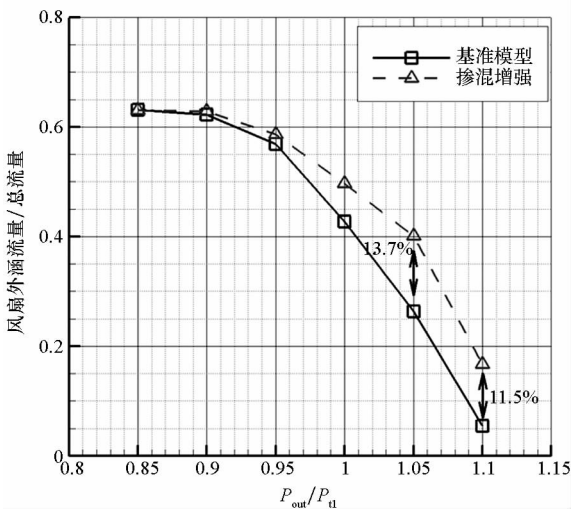
风扇外涵和 CDFS 外涵流量随背压的变化如图 6(a)所示。在出口背压 P_{out} 与风扇外涵进口总压 P_{t1} 的比值等于 0.85 和 0.9 的工况下,基准模型和射流掺混增强后的风扇外涵流量相差并不大。随着出口背压的增加,两组模型风扇外涵的流量计算结果都开始下降,其中基准模型的流量下降程度更明显。从图 6(b)风扇外涵流量占总流量百分比的变化中可以看到,在出口背压大于风扇外涵进口总压的情况下,采用波瓣混合器的射流掺混增强方法,风扇外涵流量所占比例显著地增加,最大可以提高 13.7%。相对于风扇外涵,CDFS 外涵流量基本保持不变,且基准模型和射流掺混增强后的预测结果也基本一致。这是因

为FVABI圆筒可调机构向右伸出后，CDFS涵道出口面积减小，而该喉道面积决定了涵道流通能力。



(a) 风扇外涵和CDFS外涵流量变化

(a) Fan mass flow rate versus CDFS mass flow rate



(b) 风扇外涵流量占总流量百分比变化

(b) Changes of the percentage of fan mass flow rate

图6 FVABI流量特性对比

Fig. 6 Comparison of mass flow rate characteristic

3.2 轴向速度分布

$P_{out}/P_{t1}=1.0$ 工况下，风扇外涵和CDFS外涵气流在掺混段不同沿程位置周向平均后得到的轴向速度对比如图7所示。对于基准模型，只有两部分流体之间的自由剪切层存在速度梯度，掺混影响的范围较小。而对于采用了射流掺混增强方法的模型，由于波瓣混合器的分隔作用，在同样的半径位置存在高速和低速两股流体，所以距离FVABI调节机构尾缘较近的 $x=250$ mm 位置，轴向平均速度从径向距离0.43至0.45的范围表现出了平均的效果。而在风扇外涵和CDFS外涵流体掺混已经发生了一段距离的下游 $x=450$ mm 位置，与基准模型计算结果相比，射流掺混增强后的上下两部分流体周向平均后的轴向速度已经趋近于一个比较均匀的状态。

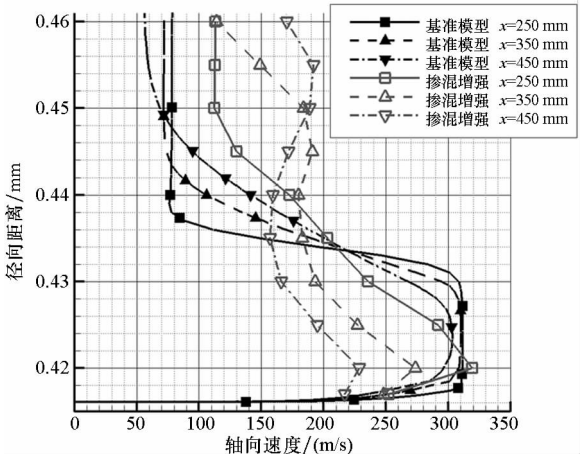
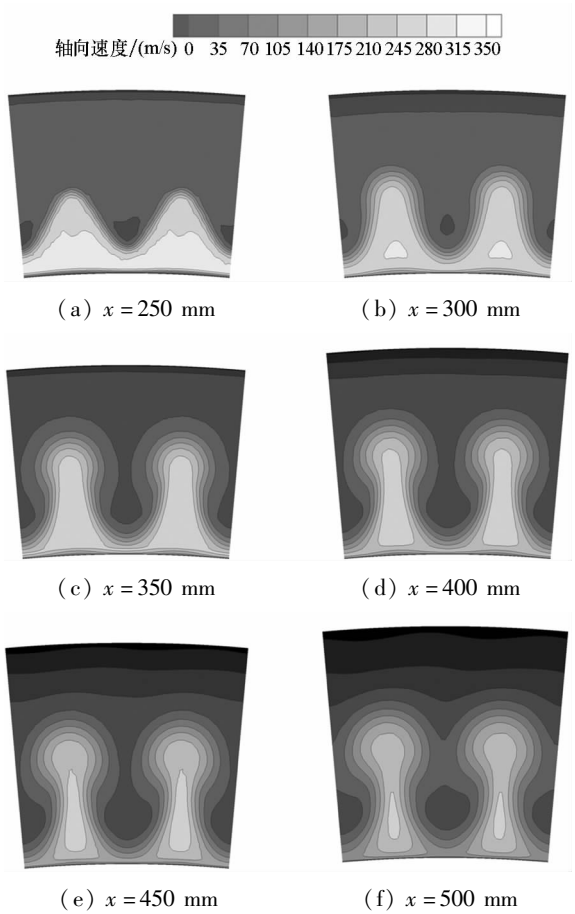


图7 不同沿程位置轴向速度对比

Fig. 7 Comparison of axial velocity at different locations

$P_{out}/P_{t1}=1.0$ 工况下采用射流掺混增强的FVABI不同沿程位置轴向速度云图如图8所示。在靠近调节机构的 $x=250$ mm 位置，轴向速度的分布基本和波瓣混合器尾缘形状一致，靠近壁面的区域受附面层影响速度较低。随着风扇外涵和



(a) $x=250$ mm (b) $x=300$ mm

(c) $x=350$ mm (d) $x=400$ mm

(e) $x=450$ mm (f) $x=500$ mm

图8 不同沿程位置轴向速度云图

Fig. 8 Contours of axial velocity at different locations

CDFS 外涵两股流体掺混的发生,波瓣波峰位置附近的高速度流体逐渐向上壁面运动,并进一步扩散发展成为蘑菇状。到 $x=500$ mm 位置处,两个波瓣波峰位置附近的高速流体掺混的影响范围已经交汇,并将波谷位置附近低速流体与风扇外涵主流截断。

3.3　流向涡和正交涡

流向涡的识别采用无量纲后的轴向涡量,定义为:

$$\omega_{\text{axial}}=0.001\cdot\left(\frac{\partial u}{\partial y}-\frac{\partial v}{\partial x}\right) \tag{1}$$

其中, 0.001 为出口边界沿径向宽度 l 除以风扇外涵来流速度 U_{inlet1}。

而正交涡的识别采用无量纲化后的周向涡量,定义为:

$$\omega_{\text{azimuthal}}=0.001\cdot\sqrt{(\omega_x^2+\omega_y^2)} \tag{2}$$

由于波瓣混合器上下扩张角的作用,内外涵气流在波瓣贯穿区域形成由主流指向波瓣底部的径向压力梯度,如图 9 所示。该压力梯度将驱使风扇外涵气体沿径向向内流动,而 CDFS 外涵气体沿径向向外流动,形成径向的二次流。当风扇外涵和 CDFS 外涵气流到达波瓣尾缘后,由于两股流体之间存在的速度差,以及沿径向相反的二次流的作用下,会在下游的接触面上形成一对具有相反旋转方向的流向涡结构。如图 10 所示,该流向涡对的特征尺度与波瓣高度相当,在向下游输运的过程中涡核逐渐向上壁面移动,并不断将周围流体卷入其中,导致流动掺混的影响范围不断扩大。

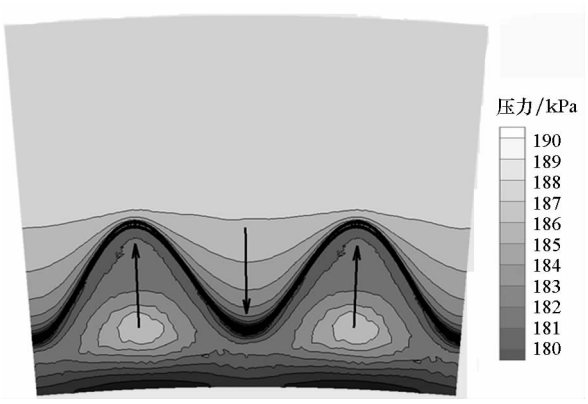


图 9　波瓣尾缘压力云图($x=240$ mm)

Fig. 9　Contour of pressure contour at trailing edge of lobed mixer ($x=240$ mm)

而正交涡的产生主要源于风扇外涵和 CDFS 外涵流体之间的速度差,在黏性剪切力的作用下,沿着两股气流的接触面生成并发展。如图 11 所

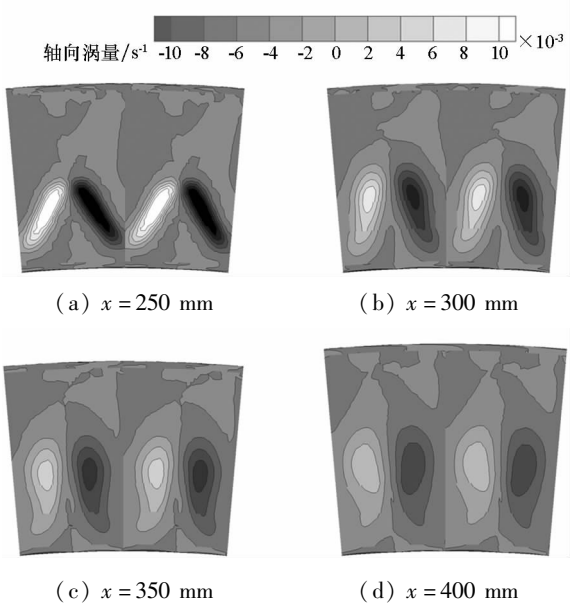


图 10　不同沿程位置流向涡对比

Fig. 10　Comparison of stream-wise vorticity at different locations

示,在靠近可调机构的 $x=250$ mm 截面上,正交涡基本保持了和波瓣尾缘一致的形状。而随着向下游的输运发展,在流向涡的卷吸作用下,正交涡在上下流体掺混区域的结构开始出现扭曲变形。正交涡的发展变化过程与之前分析的轴向速度分布云图基本保持一致。

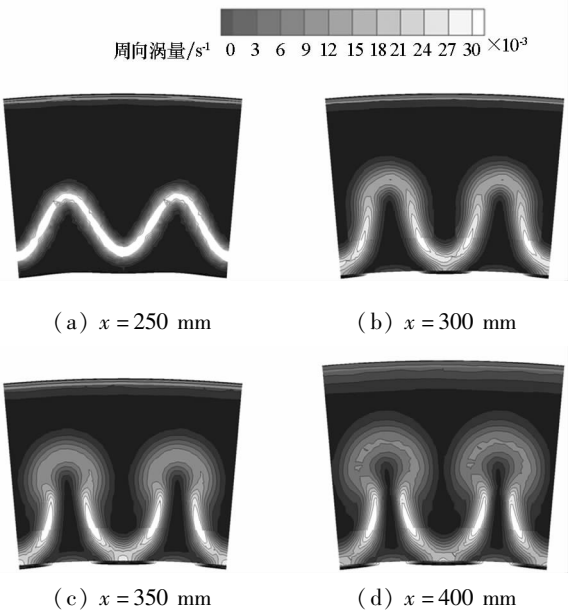


图 11　不同沿程位置正交涡对比

Fig. 11　Comparison of span-wise vorticity at different locations

3.4　总压损失

风扇外涵和 CDFS 外涵的流体经过 FVABI 掺混进入变循环发动机外涵后,其中一部分与主流进一步掺混进行加力燃烧,所以在 FVABI 部件流

动掺混中造成的总压损失对发动机推力有重要影响。对于沿程截面,采用质量平均总压计算总压恢复系数,定义为:

$$\sigma = \frac{\frac{1}{m^{\text{mix}}}\int P_{\text{t}}^{\text{mix}}\,\mathrm{d}m}{\frac{1}{m^{\text{inlet}}}\int P_{\text{t}}^{\text{inlet}}\,\mathrm{d}m} \tag{3}$$

其中,上标 mix 表示掺混段截面流动参数,而进口截面流动参数则通过风扇外涵和 CDFS 外涵流动参数进行质量平均得到。

不同工况下沿程总压损失系数对比如图 12 所示。在 $P_{\text{out}}/P_{\text{t1}}$ 不超过 0.95 的工况下,预测的总压恢复系数基本在 0.9 左右,且随着风扇外涵和 CDFS 外涵流体向下游输运和掺混有一定程度的下降,采用射流掺混增强后的预测结果略低于基准模型,但相差并不大。随着出口背压的增加,风扇外涵流量显著地下降,所以进口边界计算得到的平均总压不断增加,导致进入掺混段的流体总压恢复系数不断下降。采用射流掺混增强后的 FVABI 显著改善了风扇外涵的流通能力,减小了进入掺混段之前的流动损失。

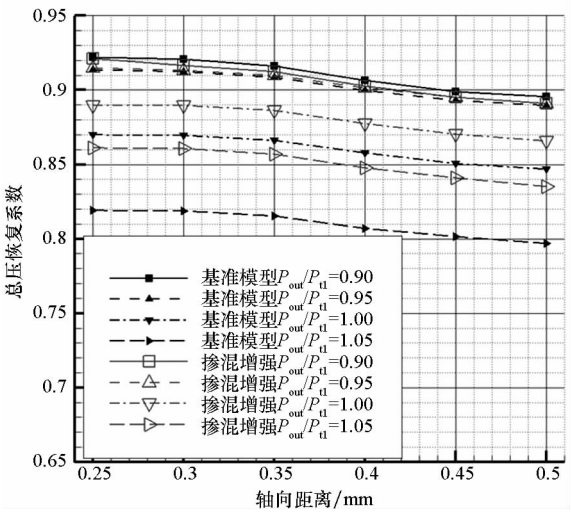


图 12 不同工况下沿程总压恢复系数对比

Fig. 12 Comparison of total pressure recovery coefficient between different operating points

4 结论

本文提出了一种采用射流掺混增强的 FVABI 设计方案,通过增加波瓣混合器结构,以提高风扇外涵和 CDFS 外涵流体的掺混效率。通过数值模拟的手段,同基准模型进行了对比分析,得到以下结论:

1)相对于基准模型,在较高出口背压的工况下,采用射流掺混增强方法的 FVABI 设计方案显著地增加了风扇外涵的流通能力。风扇外涵流量占总流量百分比最大提高了 13.7%。

2)采用射流掺混增强的 FVABI 设计方案在较低出口背压的工况下并没有导致总压恢复系数出现明显的下降。而随着背压的增大,风扇外涵流通能力的增强则会减小流动损失。

3)通过掺混区域的流场结构分析,大尺度的流向涡对是波瓣混合器提高掺混效率的关键,其特征尺度与波瓣高度相当。可以根据 FVABI 的设计参数进一步优化波瓣混合器的几何轮廓,以满足调节机构对结构设计的要求。

参考文献(References)

[1] Johnson J E. Variable cycle engine developments at general electric 1955 – 1995[C]//Proceedings of Developments in High-Speed Vehicle Propulsion Systems, Progress in Astronautics and Aeronautics, 1996: 105 – 158.

[2] Howlett R, Streicher F. Advanced supersonic propulsion system technology study, Phase IV final report: NASA CR – 135273[R]. Washington, USA: NASA, 1978.

[3] Hines R W. Variable stream control engine for supersonic propulsion[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(6): 321 – 325.

[4] French M, Allen G. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[C]//Proceedings of 17th Joint Propulsion Conference, 1981.

[5] Morgenfeld T A. YF – 22A prototype advanced tactical fighter demonstration/validation flight test program overview[C]// Proceedings of Aerospace Design Conference, 1981.

[6] 晏武英. 美国自适应发动机研制进展[J]. 国际航空, 2015(3): 53 – 56.
YAN Wuying. U. S. adaptive engine in progress[J]. International Aviation, 2015(3): 53 – 56. (in Chinese)

[7] 周红, 王占学, 刘增文, 等. 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.
ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Impact of variable area bypass injector on variable cycle engine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2842 – 2850. (in Chinese)

[8] 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 Baojie, JIA Shaofeng, YU Xianjun. Throughflow calculation method of variable cycle engine forward variable area bypass injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1689 – 1698. (in Chinese)

[9] 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 Zhongming, ZHOU Jianhua. Numerical investigation for performance of non-axisymmetric front variable area bypass injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(10): 1465 – 1473. (in Chinese)

(下转第 81 页)

active-quiet isolated and master-slave coordination controlled dual-super satellite platform [J]. Aerospace Shanghai, 2014, 31(5): 7 – 11. (in Chinese)

[14] Geng Z J, Haynes L S. Six degree-of-freedom active vibration control using the Stewart platforms [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1994, 2(1): 45 – 53.

[15] Pedrammehr S, Mahboubkhah M, Khani N. Improved dynamic equations for the generally configured Stewart platform manipulator [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2012, 26(3): 711 – 721.

[16] Geng Z, Haynes L S, Lee J D, et al. On the dynamic model and kinematic analysis of a class of Stewart platforms [J]. Robotics and Autonomous Systems, 1992, 9(4): 237 – 254.

[17] Yang C F, Han J W, Zheng S T, et al. Dynamic modeling and computational efficiency analysis for a spatial 6-DOF parallel motion system [J]. Nonlinear Dynamics, 2012, 67(2): 1007 – 1022.

[18] Wu P D, Xiong H G, Kong J Y. Dynamic analysis of 6-SPS parallel mechanism [J]. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2012, 8(2): 121 – 128.

[19] Wu Y, Yu K P, Jiao J, et al. Dynamic modeling and robust nonlinear control of a six-DOF active micro-vibration isolation manipulator with parameter uncertainties[J]. Mechanism and Machine Theory, 2015, 92: 407 – 435.

[20] Lopes A M. Dynamic modeling of a Stewart platform using the generalized momentum approach [J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2009, 14(8): 3389 – 3401.

[21] Lopes A M. Complete dynamic modelling of a moving base 6-dof parallel manipulator [J]. Robotica, 2010, 28(5): 781 – 793.

[22] Gallardo J, Rico J M, Frisoli A, et al. Dynamics of parallel manipulators by means of screw theory [J]. Mechanism and Machine Theory, 2003, 38(11): 1113 – 1131.

[23] Guo H B, Li H R. Dynamic analysis and simulation of a six degree of freedom Stewart platform manipulator[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2006, 220(1): 61 – 72.

[24] Masterson R A. Development and validation of empirical and analytical reaction wheel disturbance models [D]. USA: Massachusetts Institute of Technology, 1999.

(上接第 74 页)

[10] 张晓曼, 周建华. 前可变面积涵道引射器过渡态特性研究[C]//第十二届长三角能源论坛, 2015.
ZHANG Xiaoman, ZHOU Jianhua. Transient analysis of the front variable area bypass injector [C]//Proceedings of Yangtze River Delta Energy Forum, 2015. (in Chinese)

[11] 周红. 变循环发动机特性分析及其与飞机一体化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
ZHOU Hong. Investigation on the variable cycle engine characteristics and integration design with aircraft [D]. Xi′an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

[12] Wagenknecht C D, Faust G K. Individual bypass injector valves for a double bypass variable cycle turbofan engine: USA, US4175384 [P]. 1979 – 11 – 27.

[13] 雷志军. 进口预旋条件下涡扇发动机波瓣射流掺混机理的实验研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2011.
LEI Zhijun. Experimental study on the mixing mechanism of lobed mixer with inlet swirl in model turbofan engines[D]. Beijing: Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, 2011. (in Chinese)