

# 波瓣形混合器加力燃烧室冷态流场特性分析

王定奇,屈霁云

(中国飞行试验研究院发动机所,陕西 西安 710089)

**摘要:**以某波瓣形混合器加力燃烧室三维模型为研究对象,采用CFD方法对模型进行数值分析,建模时重点对波瓣形混合器和环形火焰稳定器进行网格加密。以飞行试验工况点获取的低压涡轮后总温、总压结合Gasturb软件计算出加力燃烧室出口的总温、总压作为整体流场CFD计算的边界条件进行计算。计算结果表明:经过波瓣形混合器后,内、外涵气流能够在较短轴向距离充分混合,总压恢复系数最大为0.984;在接近出口处热混合效率达到0.516;气流经过环形火焰稳定器后,形成明显的低压回流区,且在出口处截面静压分布均匀,因此该加力燃烧室模型具有非加力状态流阻小的特点。通过对该型加力燃烧室流场特性分析,为加力燃烧室加力接通前内部参数获取提供技术支撑。

**关键词:**数值模拟;加力燃烧室;波瓣形混合器;总压恢复系数;热混合效率

**中图分类号:**V211      **文献标识码:**A      **DOI:**10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.03.008

[引用本文格式]王定奇,屈霁云.波瓣形混合器加力燃烧室冷态流场特性分析[J].热能动力工程,2023,38(3):59-65. WANG Ding-Qi, QU Ji-yun. Characteristic analysis of cold state flow field characteristics of afterburner of lobed mixer[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(3): 59-65.

## Characteristic Analysis of Cold State Flow Field Characteristics of Afterburner of Lobed Mixer

WANG Ding-Qi, QU Ji-yun

(Engine Department, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an, China, Post Code: 710089)

**Abstract:** Taking the three-dimensional model of afterburner of a certain lobed mixer as the research object, the model was analyzed numerically by computational fluid dynamics (CFD) method. In the modeling, the mesh encryption was focused on the lobed mixer and annular flame stabilizer. The total temperature and total pressure at the rear of the low-pressure turbine obtained from the flight test operating point, and the total temperature and total pressure at the outlet of the afterburner calculated by the Gasturb software were used as the boundary conditions for the whole flow field CFD calculation. The calculation results show that after airflow passes through the lobed mixer, the inner flow and outer flow can be fully mixed in a short axial distance, and the total pressure recovery coefficient is 0.984 at the maximum; the thermal mixing efficiency reaches 0.516 near the outlet; after the airflow passes through the annular flame stabilizer, an obvious low pressure and return flow zone are formed, and the static pressure distribution in the outlet section is uniform, so the afterburner has the characteristics of the low flow resistance in the non-afterburning state. Through the analysis of the flow field characteristic of the afterburner, technical support is provided for the acquisition of internal parameters of the afterburner before the afterburner is switched on.

**Key words:** numerical simulation, afterburner, lobed mixer, total pressure recovery coefficient, thermal mixing efficiency

## 引言

对于超音速飞机而言,为了获取更快的速度和更高的机动性,需要发动机在短时间内提供最大推力,以满足起飞、爬升、加速等工作。加力燃烧室位于燃气涡轮和尾喷管之间,通过向加力燃烧室喷射额外燃油可以在短时间内极大提高燃气温度从而增加发动机的推力<sup>[1-2]</sup>。如何使加力燃烧室在加力状态下组织高温气流稳定燃烧,并且在巡航及以下状态使气流总压损失最小,需要不断优化迭代。

加力燃烧室主要由混合器、火焰稳定器、防振隔热屏、输油管路和喷管等组成<sup>[3]</sup>。混合器是将内、外涵气流掺混的机械装置,主要功能是以较小的总压损失为代价,将涡轮出口的高温燃气与风扇外涵道出口的低温气流掺混均匀,并形成稳定流场及燃油高质量雾化效果。掺混效率对于加力燃烧室工作能力至关重要。常见的混合器主要有环形混合器、波瓣形混合器和冠状混合器 3 种<sup>[4-5]</sup>。其中,环形混合器主要依靠内、外涵两股平行射流表面的紊流混合增加混合效率,其结构简单、重量轻、流阻损失小<sup>[6]</sup>,但其出口流场随飞行状态变化大,对燃油调节要求高,混合效率也较低,这种混合器应用于美国 TF30, F100 涡扇发动机。波瓣形混合器利用沿外涵气流方向越来越大的波瓣来增大内、外涵气流的混合面,提高混合效率,波瓣形混合器有效改善了内、外涵气流之间的混合均匀性,从而有利于提高燃烧稳定性和燃烧效率<sup>[7]</sup>,但存在气动损失相对较大、结构刚性较差等问题,该混合器应用于俄罗斯 АЛ - 31Ф、美国 F110 涡扇发动机。冠状混合器性能和复杂程度介于前两种混合器之间,该混合器在环形混合器的基础上对尾缘进行锯齿修型,用于强化内、外涵气流的混合。

某型发动机加力燃烧室三维结构重要组成部分为波瓣形混合器和 3 层锥形稳定器。国外学者<sup>[8-12]</sup>对波瓣形混合器进行了广泛研究,通过利用小凸片诱导流场变形形成流向对涡,从而促进气流的强化混合;通过计算实际加力燃烧室中双环火焰稳定器的等温流场以及研究加力燃烧室中的反应流动参数。国内也开展了大量关于燃烧室流场的试验与仿真计算,张哲衡<sup>[13]</sup>采用带热电偶的五孔探针对

波瓣形混合器内流场进行了测量,结果表明,在波瓣形混合器尾缘处产生的相互逆流转流向涡会加强内、外涵气流的对流混合,增强混合效果。王亚盟等人<sup>[14-15]</sup>对涡耗散燃烧模型中的环形混合器和锯齿冠状混合器加力燃烧进行热态仿真计算,结果表明,相同供油量时,锯齿冠状混合器使得燃烧效率提高 14.9%。孙雨超等人<sup>[16]</sup>提出构建一体化加力燃烧室方案,通过仿真计算发现,支板稳定器和壁式稳定器型结构的燃烧效率高,且加力燃烧室出口截面温度分布均匀度好。

本文建立了某型加力燃烧室三维模型,以飞行试验工况点获取的低压涡轮后总温、总压为边界进口条件,结合 Gasturb 软件计算出燃烧室出口的总温、总压作为出口边界,采用 CFD 方法对波瓣形混合器的加力燃烧室进行模拟。通过对加力燃烧室的流场分析,得到非加力冷态流场的流动规律,为接通加力后内部分数的获取提供技术支持。

## 1 模型分析

加力燃烧室的整体内部结构如图 1 所示。该型燃烧室主要由整流支板、中心锥、扩压器、波瓣形混合器以及火焰稳定器等组成。为把握流场的主要流动特性,去除实际结构中的隔热屏、喷油装置等结构。

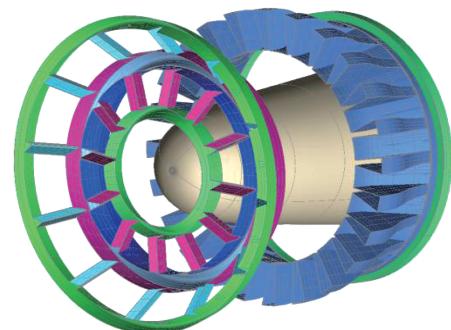


图 1 加力燃烧室总体模型

Fig. 1 Geometry model of afterburner

以该加力燃烧室为研究对象,加力燃烧室中波瓣形混合器的波瓣数为 24 个,轴向长 290 mm,径向高 140 mm,外倾角  $\alpha_W$  为 19.3°,内倾角  $\alpha_N$  为 14.9°,外涵波瓣宽度为 78 mm。根据设计要求,通过 CATIA 软件建立三维实体模型,并进行模型的光顺和优化。波瓣三维模型如图 2 所示。

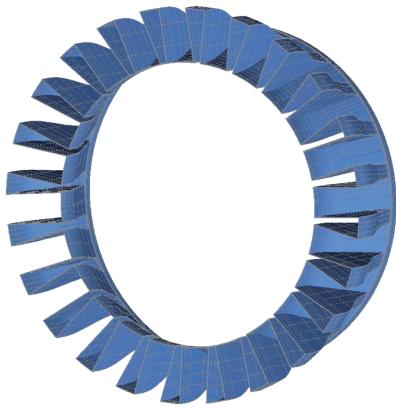


图2 波瓣形混合器三维模型

Fig. 2 Three-dimensional model of lobed mixer

环形火焰稳定器位于波瓣后方 30 cm 处,采用 3 圈环形结构,中圈环形稳定器为主稳定器,大圈稳定器、小圈稳定器与中圈稳定器采用错位布置,以减少当地阻塞比和流体损失,3 圈环形稳定器分别通过 12 个传焰槽相连通,从而改善火焰在径向的传播。环形火焰稳定器三维模型如图 3 所示。

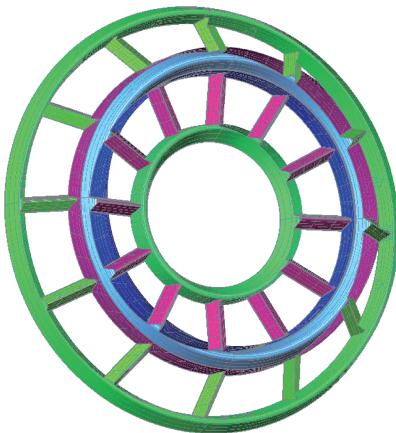


图3 环形火焰稳定器三维模型

Fig. 3 Three-dimensional model of ring flame stabilizer

## 2 网格划分及边界条件

### 2.1 网格划分

采用非结构四面体网格对加力燃烧室进行网格划分,对波瓣形混合器和环形火焰稳定器等重要结构的固壁面进行网格加密。加力燃烧室模型总网格为 1 100 万,如图 4 所示。边界层网格高度 0.25 mm,增长率为 1.25,共 15 层。计算时采用 Realizable  $k - \varepsilon$  湍流模型<sup>[17-18]</sup>,空间离散选取二阶迎风格式,采用 IMPLE 算法解决压力和速度的耦合温

度<sup>[19-20]</sup>。环形稳定器及支板结构网格如图 5 所示。

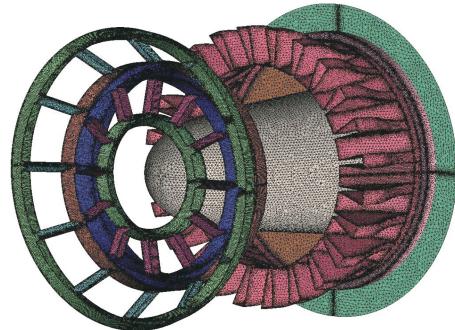


图4 加力燃烧室网格

Fig. 4 Grid of afterburner

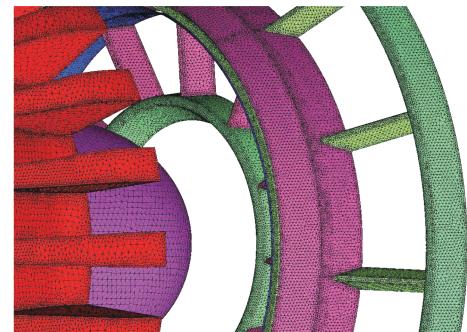


图5 环形稳定器及支板结构网格

Fig. 5 Grid of ring stabilizer and support plate

由于加力燃烧室出口截面距离环形火焰稳定器较近,为避免出口气流不均匀的影响,通过在加力燃烧室出口设置交界面,利用加力燃烧室外界远场边界模拟喷管前总温、总压。远场计算域网格如图 6 所示。

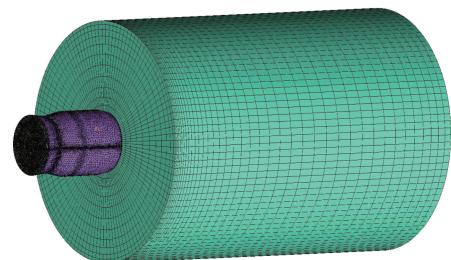


图6 加力燃烧室及远场计算域网格

Fig. 6 Grid of afterburner and far field zone

### 2.2 边界条件

选择  $H_p$  为 3,8 km 两个气压高度, $Ma = 0.4, 0.6, 0.8$  3 个马赫数,发动机非加力冷态条件下,完成慢车、节流状态 1、节流状态 2 和非加力最大 4 个

发动机状态,共计 24 个状态点的计算。加力燃烧室内、外涵入口采用压力入口作为边界条件,选择 4 个

发动机状态开展加力燃烧室流场计算。各物理量详细设置如表 1 所示。

表 1 加力燃烧室进口截面参数

Tab. 1 Inlet section parameters of afterburner

工况	发动机状态	气压高度/m	速度/km·h <sup>-1</sup>	内涵		外涵	
				相对总温/K	相对总压/kPa	相对总温/K	相对总压/kPa
1	慢车	3 000	500	395.00	61.25	95.55	65.00
2	节流状态 1	3 054	450	662.50	124.16	137.10	129.99
3	节流状态 2	2 910	301	662.50	156.66	144.55	165.20
4	非加力最大	8 000	652	665.40	235.67	151.70	244.15

### 3 结果与分析

#### 3.1 加力燃烧室温度场

图 7 为波瓣形混合器节流状态 1 轴向波峰和波谷截面温度分布云图。由图 7 可以看出,内、外涵气流通过波瓣形混合器后静温均下降。在波峰截面上,由于内涵气流通道扩展较快,因此内涵气流压力较小,与外涵气流混合后形成一定的回流区;而在波谷截面,内涵流道面积基本保持不变,温度降低缓慢,气流流过波瓣形混合器后内、外涵气流开始掺混,形成明显的掺混区域。

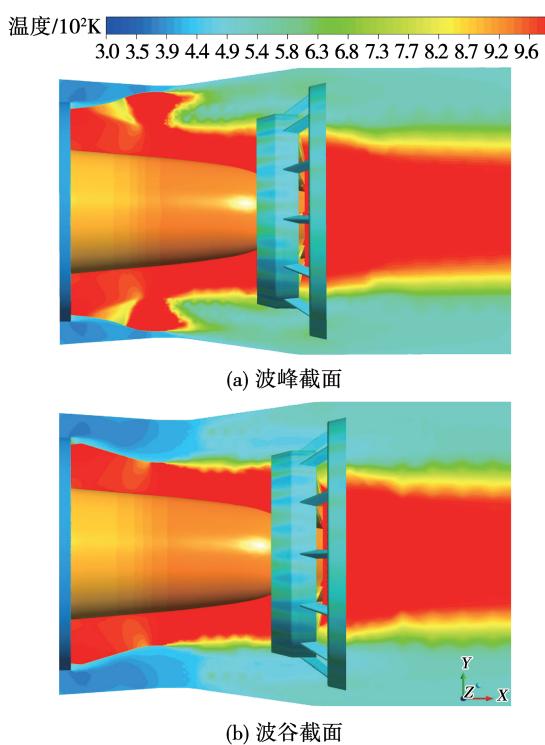


图 7 轴向截面的温度分布云图(节流状态 1)

Fig. 7 Temperature distribution of axial section  
(throttle status 1)

将加力燃烧室沿轴向分成 4 个截面,分析不同截面处流场总温变化规律,如图 8 所示。随着波瓣形混合器出口距离的增加,内、外涵气流相互掺混。由于截面 1 处靠近混合器出口位置,内、外涵气流掺混距离较短,整个区域的温度差异较大。由于中心锥远离内、外涵气流掺混区域,其温度变化较小。截面 2 距离波瓣形混合器出口 30 cm 处,内、外涵气流经过掺混后内涵气流温度降低,外涵气流温度增大,温度不均匀度有所降低。截面 3 为火焰稳定器后,受到支撑结构、传焰槽的影响,温度不均匀程度较截面 2 增大。截面 4 为加力燃烧室出口区域,该截面的温度分布较为均匀。

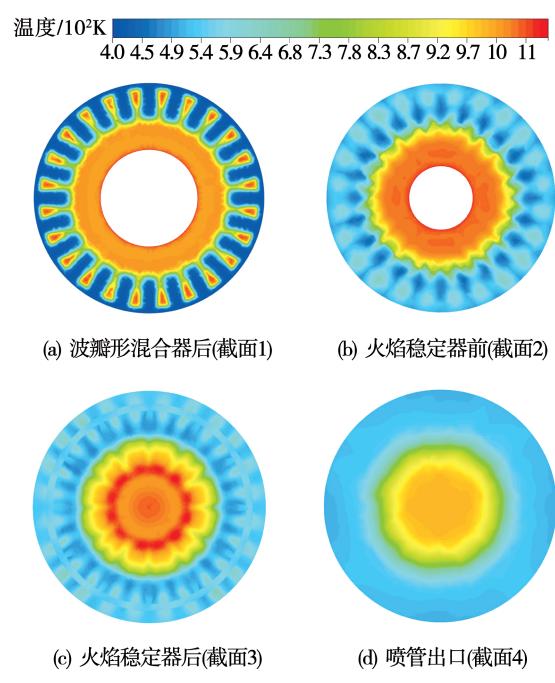


图 8 不同截面的温度分布云图(节流状态 1)

Fig. 8 Temperature distribution of different sections  
(throttle status 1)

用沿程热混合效率来衡量内、外涵冷热气流在某一截面掺混程度,热混合效率  $\eta$ <sup>[21]</sup> 的定义如下:

$$\eta = \frac{\int \sqrt{T^*} d\dot{m} - \sqrt{T_1^*} \dot{m}_1 - \sqrt{T_2^*} \dot{m}_2}{\sqrt{T_{\text{mix}}^*} (\dot{m}_1 + \dot{m}_2) - \sqrt{T_1^*} \dot{m}_1 - \sqrt{T_2^*} \dot{m}_2} \quad (1)$$

$$T_{\text{mix}}^* = \frac{T_1^* \dot{m}_1 + T_2^* \dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} \quad (2)$$

式中:  $\dot{m}$ —质量流量, kg/s;  $T^*$ —所求截面的流体温度, K; 下标 1,2—内、外涵;  $T_{\text{mix}}^*$ —完全混合后的截面总温, K。

沿程热混合效率是衡量截面温度分布均匀程度的表征参数,混合效率越高代表温度分布越均匀。图 9 为混合器下游沿程热混合效率。由图 9 可知,热混合效率随着轴向距离的增大先快速增大,随后缓慢增大,在接近加力燃烧室出口热混合效率达到最大值 0.516。热混合效率比较高时,加力燃烧室内温度场比较均匀(如图 8 截面 4),内、外涵掺混的程度越高。

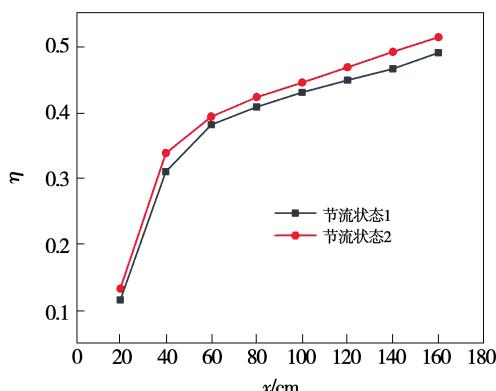


图 9 热混合效率曲线

Fig. 9 Thermal mixing efficiency curve

### 3.2 加力燃烧室速度场

图 10 为加力燃烧室节流状态 1 不同轴向截面速度云图。可以看出,波瓣形混合器截面靠近低压涡轮出口,整体流速较快,外涵气流通过波瓣形混合器波谷附近时,流道扩张,流场速度降低;当气流流过火焰稳定器时,流速降低,便于燃油与气体混合及燃烧。

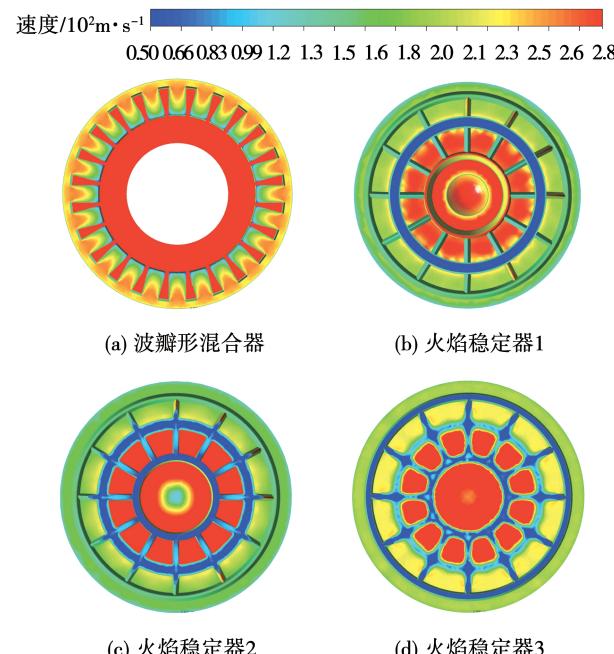


图 10 加力燃烧室不同轴向截面速度云图(节流状态 1)

Fig. 10 Velocity distribution of different axial sections of afterburner (throttle status 1)

### 3.3 加力燃烧室压力场

图 11 为训练中间状态下加力燃烧室节流状态 1 轴向截面的静压分布。由于该状态下内、外涵总压相差不大,波瓣形混合器后方静压经过短暂掺混后,内涵气流静压略高于外涵气流;截面 2 处静压偏高,主要由于其后火焰稳定器等支撑结构的堵塞作用,使流道气流减速增大,该截面压力不均匀度增大;截面 3 处于火焰稳定器后方 10 cm 处,气流通过支撑结构后中心区域流场压力不均匀度增大;在接近加力燃烧室出口截面,整个截面的静压分布趋于一致,压力分布均匀。

总压恢复系数衡量气流通过波瓣形混合器及加力燃烧室体征的流动损失,气流通过波瓣形混合器后总压恢复系数计算公式为:

$$\sigma = \frac{\frac{1}{m} \int p_i^* d\dot{m}}{\frac{1}{\dot{m}_1} \int p_1^* d\dot{m}_1 + \frac{1}{\dot{m}_2} \int p_2^* d\dot{m}_2} \quad (3)$$

式中:  $p^*$ —总压, Pa;  $p_i^*$ —混合后截面的总压, Pa。

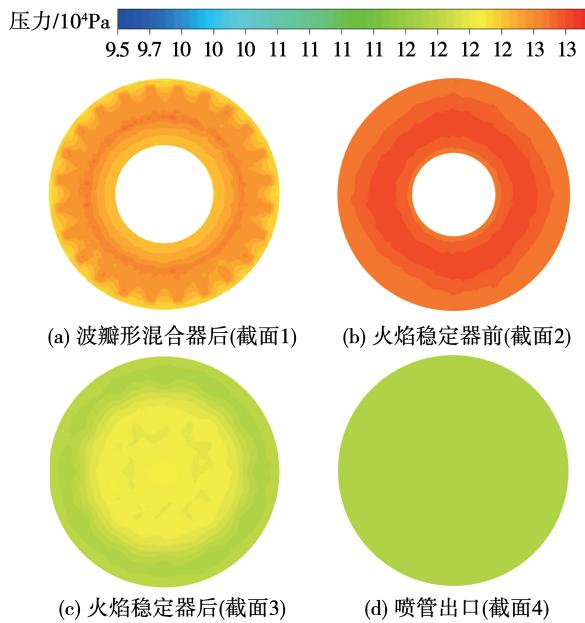


图 11 不同轴向截面的静压云图分布云图(节流状态 1)

Fig. 11 State pressure distribution of different axial sections (throttle status 1)

图 12 显示了总压恢复系数沿流动方向的变化。两种发动机节流状态下,总压恢复系数基本一致;越靠近波瓣尾缘,总压恢复系数越高;混合器后总压恢复系数最大为 0.984;波瓣尾缘后内、外涵气流开始掺混,总压恢复系数先快速下降,随着距离的增大总压恢复系数下降速率降低。

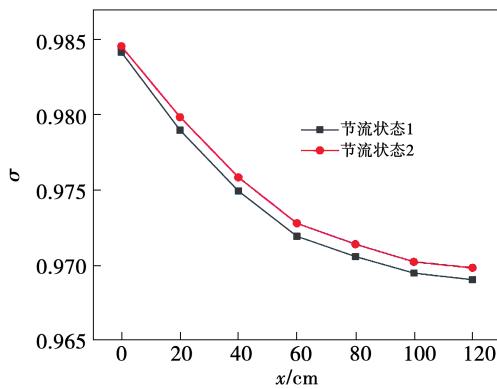


图 12 波瓣形混合器后总压恢复系数曲线

Fig. 12 Curve of total pressure recovery coefficient behind lobed mixer

维模型,结合飞行试验测量的加力燃烧室进口总温、总压及 Gasturb 软件计算的加力燃烧室出口总温、总压作为计算边界条件,采用 CFD 方法对波瓣形混合器加力燃烧室内部流场开展数值模拟研究。计算了不同发动机状态、飞行条件下,冷态加力燃烧室不同截面的流场特性,温度场、速度场以及静压分布,同时得到了总压恢复系数、热混合效率的变化规律。结论如下:

(1) 气流经过波瓣形混合器后,内、外涵气流能够在较短轴向距离充分混合,总压恢复系数最大为 0.984,在接近出口处热混合效率达到 0.516。

(2) 气流经过环形火焰稳定器后,形成明显的低压回流区,该区域的存在有利于火焰稳定和传播;加力燃烧室出口处截面静压分布均匀,因此该加力燃烧室模型具有非加力状态流阻小的特点。

(3) 波瓣形混合器加力燃烧室冷态分析,为发动机接通加力前流场损失及加力接通能力的分析提供数据支持,也可以为某型几何可调、收扩功能喷管特性计算提供支持。

## 参考文献:

- [1] 张津,洪杰,陈光.现代航空发动机技术与发展[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.  
ZHANG Jin, HONG Jie, CHEN Guang. Technology and development of modern aero-engine [ M ]. Beijing: Beihang University Press, 2006.
- [2] AGUSTIN V M, ANTHONY G, DANIEL P, et al. Investigation of combustion of emulated biogas in a gas turbine test rig[J]. Journal of Thermal Science, 2018(4): 331–340.
- [3] 陈翔.凹腔与支板稳定组合加力燃烧室冷态流场特性研究[D].南京:南京航空航天大学,2012.  
CHEN Xiang. An investigation on cold flow field characteristic of afterburner with cavity/strut hybrid flameholders [ D ]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [4] DESCLAUX J, SERRE J. M88-2E4: advanced new generation engine for rafale multirole fighter[R]. AIAA-2003-2610, 2003.
- [5] 李峰,郭瑞卿,李龙贤,等.整流支板和火焰稳定器的一体化设计加力燃烧室性能的数值模拟[J].航空发动机,2012,38(5):6–9.  
LI Feng, GUO Rui-qing, LI Long-xian, et al. Numerical simulation of characteristics for afterburner with integrated flow plate and flameholder[ J ]. Aero Engine, 2012, 38(5): 6–9.
- [6] ZHANG J Z, SHAN Y, LI L I. Computation and validation of pa-

## 4 结论

建立了某型小涵道比涡扇发动机加力燃烧室三

rameter effects on lobed mixer – ejector performances [ J ]. Chinese Journal of Aeronautics , 2005, 18(3) : 193 – 198.

- [7] 狄虎威. 加力燃烧室齿冠状混合器结构优化与性能分析 [ M ]. 南京:南京航空航天大学,2012.

DI Hu-wei. Investigation on the structure and performances of chevron mixer for the afterburner [ M ]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.

- [8] CLEMENTS T R. Final report; effect of swirling flow on augmentor performance [ R ]. NASA CR-134639, 1974.

- [9] LEE J, WINSLOW R, BUEHRLE R J. The GE-NASA RTA hyperburner design and development [ R ]. NASA/TM-2005-213803, 2005.

- [10] NATHAN J C, PARVIZ M. Numerical simulation of the vertical structures in a lobed jet mixing flow [ R ]. AIAA – 2005 – 635, 2005.

- [11] XIE Y, TENG L I, LIU Y H. Numerical investigation of vortical structures in a jet mixing flow of lobed mixer [ J ]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(32) : 7972 – 7978.

- [12] RAVICHANDRAN M, SAMPATH S, GANESAN V. Numerical analysis of two ring flame stabilizer flows in aircraft afterburners [ J ]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(1) : 23 – 25.

- [13] 张哲衡. 波瓣形混合器流场试验 [ J ]. 航空动力学报, 2014, 29(8) : 1761 – 1768.

ZHANG Zhe-heng. Experiment of flow field in lobed mixer [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8) : 1761 – 1768.

- [14] 王亚盟, 张靖周, 高家春, 等. 加力燃烧室用锯齿冠状混合器混合特性数值研究 [ J ]. 航空动力学报, 2011, 26(1) : 73 – 77.

WANG Ya-meng, ZHANG Jing-zhou, GAO Jia-chun, et al. Numerical study on the mixing characteristics of chevron mixer for the afterburner [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1) : 73 – 77.

- [15] 王亚盟, 张靖周, 单 勇, 等. 采用锯齿冠状混合器的加力燃烧室燃烧特性数值研究 [ J ]. 航空动力学报, 2011, 26(7) : 6 – 7.

WANG Ya-meng, ZHANG Jing-zhou, SHAN Yong, et al. Numerical study on the combustion characteristics of afterburner with chevron mixer [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7) : 6 – 7.

- [16] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究 [ J ]. 航空科学技术, 2011(4) : 71 – 74.

SUN Yu-chao, ZHANG Zhi-xue, LI Jiang-ning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner [ J ]. Aeronautical Science & Technology, 2011(4) : 71 – 74.

- [17] RAFFOUL C N, NEJAD A S. Entrainment and mixing characteristics of bluff body flameholders: an experimental and numerical study [ R ]. AIAA – 94 – 0710, 1994.

- [18] 刘友宏, 谢 翼, 郭 楠. 尾缘凹扇及综合修行对波瓣混合器性能影响研究 [ J ]. 航空动力学报, 2010, 25(2) : 243 – 250.

LIU You-hong, XIE Yi, GUO Nan. Effect of elliptical and composite cut at trailing edge on the performance of a lobed mixer [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2) : 243 – 250.

- [19] 杜力伟. 波瓣混合器内扩张角对一体化加力燃烧室性能的影响 [ J ]. 科学技术与工程, 2020, 20(12) : 4992 – 4999.

DU Li-wei. Influence of expansion angle of lobe mixer on performance of integrated afterburner [ J ]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(12) : 4992 – 4999.

- [20] 贾翔中, 单 勇, 徐兴平, 等. 一体化加力燃烧室冷态流动特性数值研究 [ J ]. 航空动力学报, 2021, 36(7) : 1472 – 1480.

JIA Xiang-zhong, SHAN Yong, XU Xing-ping, et al. Numerical study on cold flow characteristics of integrated afterburner [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7) : 1472 – 1480.

- [21] 刘友宏, 谢 翼. 菊花形混合器混合效率理论计算 [ J ]. 航空动力学报, 2009, 24(4) : 740 – 744.

LIU You-hong, XIE Yi. Analytical solution of mixing efficiency of lobed mixer [ J ]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4) : 740 – 744.

(刘 颖 编辑)