

波瓣数对波瓣S型混合二元喷管气动热力性能影响

杜力伟¹, 刘友宏¹, 邵万仁², 徐 速², 邓洪伟²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

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: 依据某型涡扇发动机波瓣S型混合二元喷管, 保持波瓣混合器长度、内扩张角、外扩张角以及宽高比不变, 依次取波瓣混合器波瓣数为12, 14, 16, 18, 20, 建立了一组具有不同波瓣数的波瓣S型混合二元喷管模型。采用经过验证的CFD方法, 研究了波瓣数对波瓣S型混合二元喷管气动热力性能的影响规律。结果表明: 在波瓣尾缘截面至第1个S弯截面区域, 波瓣数对流体混合程度产生很大影响, 并且热混合效率近乎随波瓣数增加而增加。在第1个S弯截面至波瓣S型混合二元喷管出口截面区域, 波瓣数为16的波瓣S型混合二元喷管模型的总压恢复系数始终最低, 其余模型的总压恢复系数以及热混合效率没有明显差别。在波瓣S型混合二元喷管出口截面上, 波瓣数为16的波瓣S型混合二元喷管模型的热混合效率最高, 达到0.850, 然而其总压恢复系数相对于该截面上最高值下降了0.289%。此外, 波瓣S型混合二元喷管的渐缩型流道能够提高流向涡强迫混合效果, 但同时也加速流向涡的耗散速率。

关 键 词: 波瓣混合器; 波瓣S型混合二元喷管; 波瓣数; 流向涡; 热混合效率; 总压恢复系数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of lobe number on aerothermodynamic performance of lobed S-shaped two-dimensional nozzle

DU Li-wei¹, LIU You-hong¹, SHAO Wan-ren²,
XU Su², DENG Hong-wei²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on a lobed S-shaped two-dimensional nozzle of a turbofan engine, the length, inner divergence angle, outer divergence angle and ratio of high to width of lobed mixer were kept unchanged only with the lobe number fixed as 12, 14, 16, 18, 20. A group of lobed S-shaped two-dimensional nozzle models with different lobe number were built. By the use of validated CFD simulation, the effect of lobe number on aerothermodynamic performance of lobed S-shaped two-dimensional nozzle was investigated. The results show that within the flow field between the lobe trail cross section and the first S bend, the degree of mixing is highly affected by the lobe number and the thermal mixing efficiency increases as a response to the increment of lobe number. Within the flow field between the first S bend and the exit of the lobed S-shaped two-dimensional nozzle, the lobed S-shaped two-dimensional

nozzle model with 16 lobes always has the lowest value of total pressure recovery coefficient and neither thermal mixing efficiency nor total pressure recovery coefficient has distinct change between other models. At the exit of lobed S-shaped two-dimensional nozzle, the lobed S-shaped two-dimensional nozzle model with 16 lobes has the highest thermal mixing efficiency of 0.850, while total pressure recovery coefficient of the model has dropped by 0.289% when compared with the model of the biggest total pressure recovery coefficient. Besides, the gradual narrowing flow passage of the lobed S-shaped two-dimensional nozzle can contribute to better mixing and more rapid consumption of stream-wise vortex.

Key words: lobed mixer; lobed S-shaped two-dimensional nozzle; lobe number; stream-wise vortex; thermal mixing efficiency; total pressure recovery coefficient

航空发动机领域中,波瓣混合器具有极其广泛的应用.其原因有3点:首先,由于波瓣混合器的褶皱型面使其能够增加内外涵流体间的剪切混合周长;其次,在波瓣尾缘截面上,位于波瓣出口端壁内侧的内涵流体具有沿径向往外的速度分量,而位于波瓣出口端壁外侧的外涵流体具有沿径向往内的速度分量,使得径向方向上内外涵流体具有相反的速度分量,进而在波瓣混合器下游流场中产生相互逆转的流向涡序列,极大强化了内外涵流体强迫混合效果^[1-2];最后,波瓣混合器不仅能够使内外涵流体获得较好的混合效果,还能够使排气喷管获得额外的推力增益^[3]、减弱排气喷管红外特征信号^[4]以及排气噪声^[5].

Presz 等于 1988 年系统地提出了波瓣混合器的概念^[5],并且通过实验对比研究了波瓣混合排气系统相对于传统混合排气系统在推力以及流体混合方面的优越性.近数十年间,国内外诸多研究人员致力于波瓣混合器混合机理^[6-9]、波瓣结构参数对波瓣混合排气系统气动热力性能影响规律方面的研究^[10-13],并且已经取得了丰硕的研究成果.然而,他们的研究大多侧重于波瓣混合器理想混合机理以及波瓣混合器对传统混合排气系统性能影响方面;而对波瓣混合器配合 S 型混合排气喷管方面的研究甚少.本文以某型涡扇发动机波瓣 S 型混合二元喷管为研究对象,采用数值求解 N-S 方程的方法,研究了波瓣数对波瓣 S 型混合二元喷管流场、流向涡、热混合效率以及总压恢复系数的影响规律.

1 数值研究

1.1 计算模型

由于所研究的波瓣 S 型混合二元喷管几何模

型以及流场均具有对称性,因此实际建模时只选取一半模型作为计算域.图 1 即为波瓣 S 型混合二元喷管模型(下文简称模型)对应的计算域.

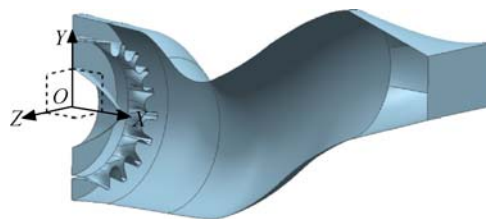


图 1 波瓣 S 型混合二元喷管计算域

Fig. 1 Computational domain of lobed S-shaped two-dimensional nozzle

图 1 中原点 O 位于波瓣混合排气系统入口截面中心, X 轴为垂直于内涵入口截面方向, Y 轴沿径向方向, Z 轴垂直于 X 轴以及 Y 轴.在波瓣混合排气系统入口截面处:外涵外直径为 D , 外涵内直径为 $0.766D$, 内涵外直径为 $0.728D$, 中心锥直径为 $0.430D$.在第 2 个 S 弯截面处, 喷管截面直径为 $0.7D$, 并且该截面与波瓣混合排气系统入口截面的轴向距离为 $1.920D$.在二元喷管出口截面上:二元喷管截面长为 $0.541D$, 二元喷管截面宽为 $0.343D$, 二元喷管出口截面与波瓣混合排气系统入口截面的轴向距离为 $2.476D$, 二元喷管出口截面中心与波瓣混合排气系统入口截面中心的径向距离为 $0.416D$.本文中所研究的波瓣 S 型混合二元喷管包含 2 个 S 弯:第 1 个 S 弯位于波瓣混合器下游波瓣 S 型混合二元喷管上壁面最低截面处;第 2 个 S 弯位于二元喷管起始截面处.

本文中在保持波瓣混合器长度、内扩张角、外扩张角以及宽高比不变的前提下,依次取定波瓣数为:12, 14, 16, 18, 20, 建立了一组关于波瓣数的模型,其波瓣混合器结构如图 2 所示.

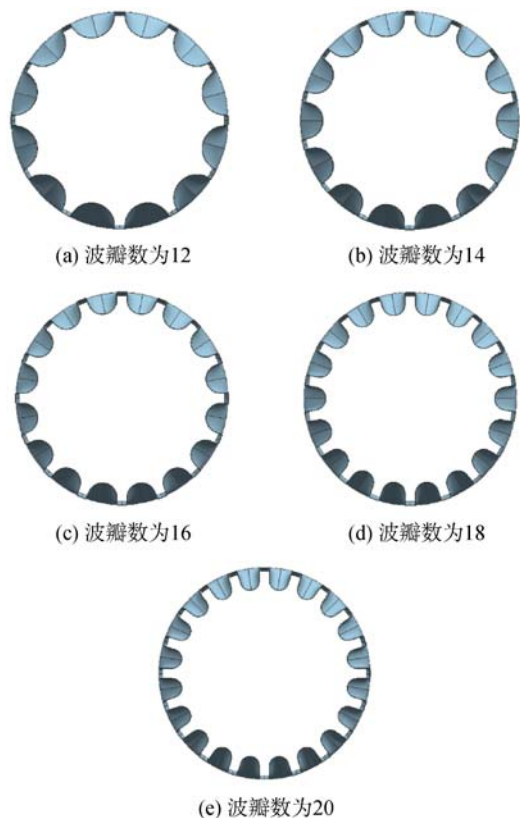


图2 不同波瓣数的波瓣混合器结构图
Fig. 2 Structural diagram of lobed mixers with different lobe number

1.2 计算网格

由于波瓣混合器的褶皱型面,使得波瓣混合器区域难以生成高质量的结构化网格.因此,本文中离散计算域时,采用以四面体网格为主的非结构化网格,并进行网格优化以获得较高的网格质量.

基于波瓣混合器下游流场、涡系演变较为复杂的事实,以及准确捕捉波瓣混合器下游流场变化规律的要求,对波瓣尾缘截面至第1个S弯截面区域中的网格进行加密处理.此外,对波瓣混合器壁面、中心锥壁面、S型喷管壁面以及二元喷管壁面均设置9层边界层棱柱网格.非结构化网格生成之后,进行10阶网格光顺处理,以获得较高的网格质量.此外,对波瓣S型混合二元喷管进行网格无关解验证,并得到最佳网格数为300万左右,壁面处 y^+ 值在30至90之间.图3即为本文所使用的非结构化网格.

1.3 边界条件及计算方法

波瓣S型混合二元喷管实际工况中,内涵是经由低压涡轮膨胀做功的高温燃气,外涵是温度较低的空气.为了真实模拟内外涵气体在波瓣S

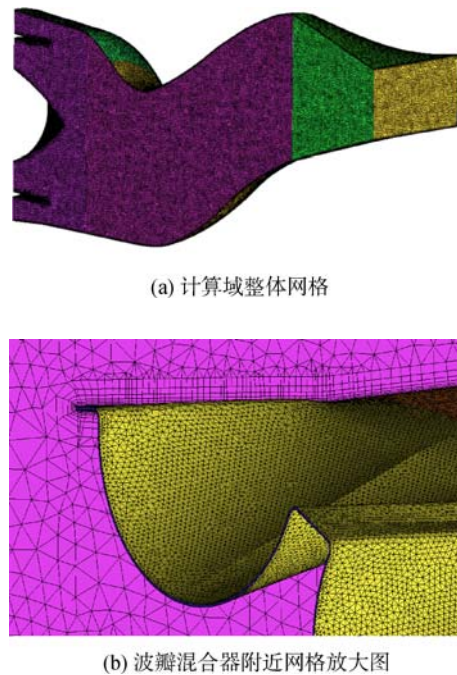


图3 计算域整体网格及局部放大图

Fig. 3 Mesh of the whole computational domain and the enlarged view

型混合二元喷管中相互混合的过程,将内涵流体设置为燃气,外涵流体设置为空气,并且加载组分输运方程来求解两种流体混合后的组分场.表1为内外涵入口处各组分的质量分数.

表1 内外涵入口处各组分质量分数

Table 1 Mass fraction of species at the entrances of core and fan

组分名称	质量分数	
	内涵入口	外涵入口
水蒸气	0.0290	0.0049
氧气	0.1468	0.2200
二氧化碳	0.0742	0.0099
氮气	0.7500	0.7652

迭代求解过程中,内外涵入口均设置压力入口边界条件,二元喷管出口设置压力出口边界条件.考虑到几何模型的对称性,将计算域的侧面设置为对称面边界条件.由于固体壁面导热对所研究问题的影响甚小,因此将波瓣混合器壁面、中心锥壁面、S型喷管壁面以及二元喷管壁面均设置为无滑移、绝热固体壁面.

Cooper等^[14]曾采用不同的湍流模型对波瓣混合器流场进行数值模拟,并将数值模拟结果与实验结果进行对比分析,得知:采用realizable $k-\epsilon$

湍流模型获得的数值计算结果与实验结果吻合较好。根据他们的研究结论,本文中选用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型。此外,梯度计算方法采用以控制单元为基准的 Green-Gauss 理论,同时近壁区采用标准壁面函数。为了获得较高的迭代求解精度,N-S 方程组中的压力项设置 2 阶离散格式,对流项设置 3 阶 MUSCL (monotone upstream-centered schemes for conservation laws) 离散格式,其余项均设置 1 阶离散格式,速度与压力的耦合算法采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法,并且数值迭代求解的收敛精度设置为 10^{-6} 。

1.4 数值方法验证

采用本文的数值计算方法,对 Cooper 等^[14]关于波瓣混合器的实验研究进行数值模拟。根据数值模拟结果,得到波瓣混合器下游垂直于流向截面上流向涡的最大值以及正交涡的最大值。

图 4 为垂直于流向 13 个截面上 CFD 数值计算与实验测量得到的流向涡涡量最大值对比图,图 5 为垂直于流向 8 个截面上 CFD 数值计算与实验测量得到的正交涡涡量最大值对比图。图中 ω_{sv-max} 为流向涡涡量最大值, $\omega_{spv-max}$ 为正交涡涡量最大值, x 为研究截面距离波瓣尾缘的流向距离, λ 为波瓣尾缘截面上波瓣瓣型波长。

根据图 4、图 5 可知:采用本文中的数值计算方法可以准确地计算出流场中流向涡以及正交涡涡量的最大值,进一步说明本文中的数值计算方法准确,并且具有高的数值模拟精度。

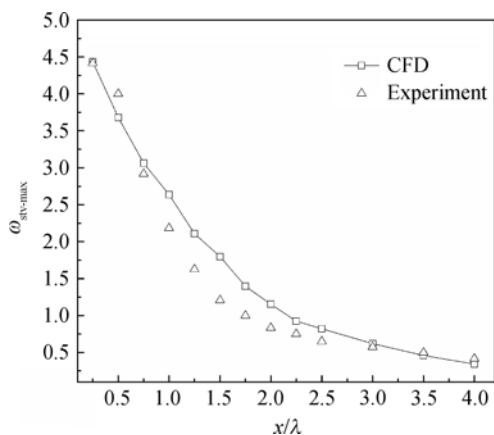


图 4 实验及 CFD 计算得到的流向涡涡量最大值对比图
Fig. 4 Comparison of the maximum stream-wise vortex vorticity between experiment and CFD calculation

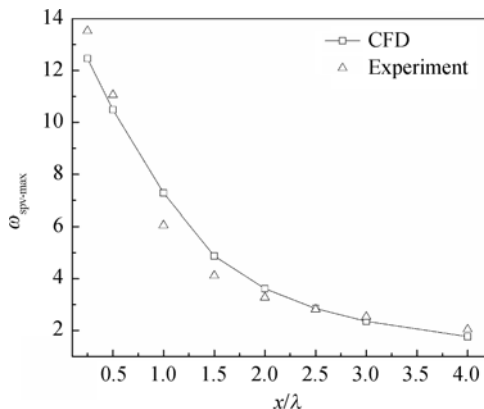


图 5 实验及 CFD 模拟得到的正交涡涡量最大值对比图
Fig. 5 Comparison of maximum normal vortex vorticity between experiment and CFD calculation

2 计算结果与分析

2.1 流场分析

波瓣混合器下游的流场是一个典型三维复杂流场,该流场中存在沿流向发展的流向涡涡系,该涡系对内外涵流体强迫混合起到巨大作用。此外,由于本文中所研究的喷管呈现 S 型结构,混合流体的流动方向在 S 弯处必然发生剧烈的转变,进而使得波瓣混合器下游流场变得更加复杂。下文将从流场中流向涡演变以及混合流体流向转变的角度,阐述波瓣 S 型混合二元喷管中流场的变化规律。

图 6 给出了波瓣数为 18 模型沿流向 15 个截面上的量纲一温度云图。由于本文中研究的所有波瓣数模型具有相同的内涵入口总温,故采用内涵入口总温对沿流向截面上的温度值进行量纲归一化。

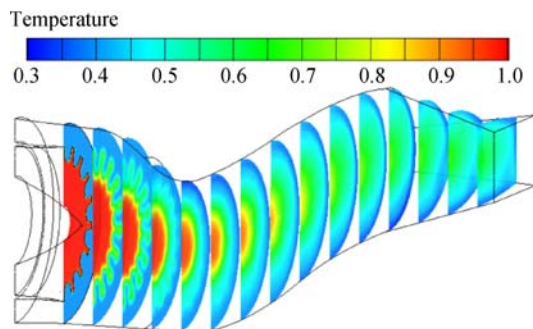


图 6 波瓣数为 18 模型沿流向截面量纲一温度云图
Fig. 6 Non-dimensional temperature contours along the stream-wise section of model with 18 lobes

图6清晰展现了波瓣S型混合二元喷管中混合流体在流向涡以及S弯流道的双重影响下,垂直于流向截面上混合流体温度的变化规律.从图6可以看出:紧靠波瓣尾缘的3个截面上,内外涵流体混合区域内波瓣瓣型的温度分布非常明显,然而由于流向涡带来的强烈混合作用,使得第4个截面上波瓣瓣型的温度分布形式显著减弱.在第1个S弯处,截面上内外涵流体混合区域的温度分布已经完全由波瓣瓣型结构转变为环形结构,并且环形温度分布区域内混合流体温度基本相同.第1个S弯之后的流场中,随着内外涵流体混合距离逐渐增大,内涵高温核心区逐渐缩小.在第9个截面上,内涵高温核心区已经近乎完全消失,截面上的温度分布呈现出典型的环状结构,并且环状区域温度沿径向往外逐渐降低.在二元喷管区域内,截面上混合流体的温度梯度相对于混合初始阶段明显减弱,达到较均匀的混合效果.

此外,在波瓣混合器下游流场中,S型喷管流向转变对流体混合也产生极大影响.由图6可见:第1个S弯之后,由于S型流道向上偏转,迫使S型喷管中的混合流体流向也显著向上偏转.值得一提的是:混合流体流向偏转的过程中,外涵温度较低的冷流体始终能够很好地包裹着内涵高温燃气,使得内涵高温燃气难以直接冲刷到波瓣S型混合二元喷管内壁面.若内涵高温燃气直接冲刷到波瓣S型混合二元喷管内壁面,必然会在壁面上形成局部高温区域.该局部高温区域会释放出更多的红外辐射能,对飞机整体红外隐身性能产生很大影响.因此,在设计波瓣混合器以及S型流道型面时,必须极力避免内涵高温燃气直接冲刷到波瓣S型混合二元喷管内壁面.

为了研究波瓣数对沿流向截面上温度分布的影响,图7给出波瓣数为12,14,16,20模型沿流向15个截面上的量纲一温度云图.

由上述不同波瓣数模型沿流向截面上量纲一温度云图可以明显看出:波瓣数目的变化对波瓣尾缘截面至第1个S弯截面内外涵流体混合区域中温度分布形式产生很大影响.当波瓣混合器的波瓣数目逐渐增加,波瓣混合器下游相互逆流的流向涡序列增多,强化了流向涡强迫混合内外涵流体的能力,使得内外涵流体混合区域内的温度分布更加均匀.随着混合流体在S型喷管以及二元喷管中进一步混合,沿流向同一截面上不同波瓣数模型对应的温度分布逐渐趋于一致.尤其在二元喷管流道中,由于混合流体已经达到较好

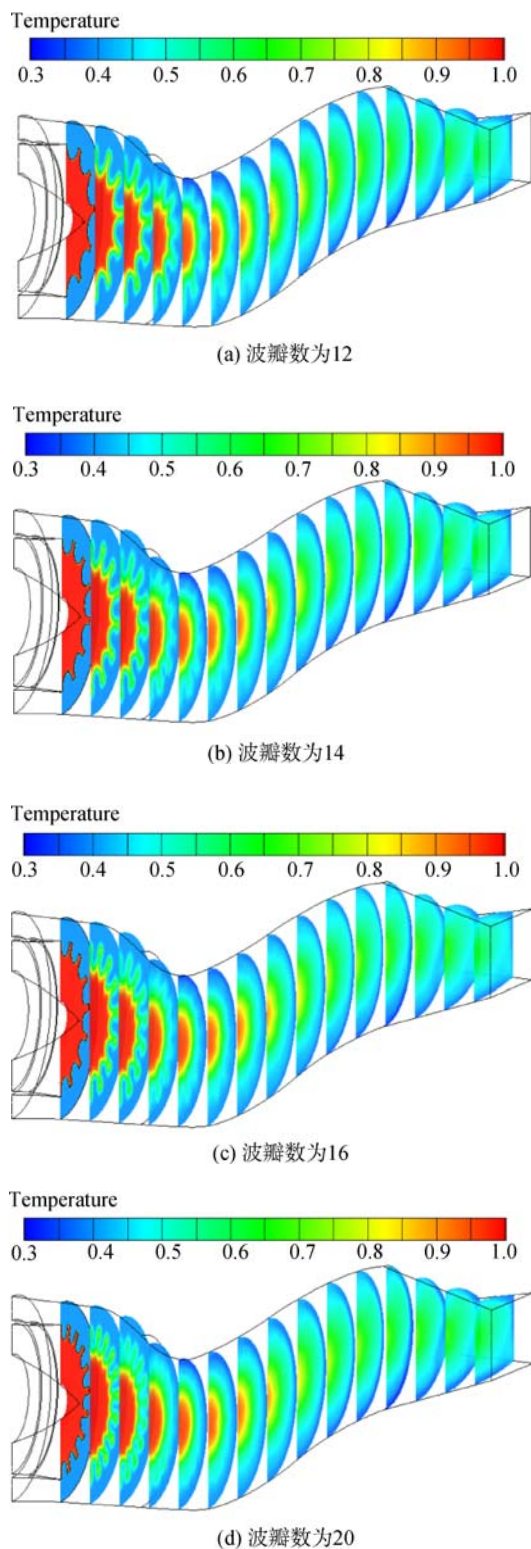


图7 波瓣数为12,14,16,20模型沿流向截面量纲一温度云图

Fig. 7 Non-dimensional temperature contours along the stream-wise section of models with 12, 14, 16, 20 lobes

的混合效果,因此同一截面上各个模型对应的温度分布形式近乎相同.

综上所述:模型中,波瓣数对内外涵流体混合效果的影响主要体现在波瓣尾缘截面至第1个S弯截面区域;在S型流道偏转区域以及二元喷管区域内,沿流向截面上各个模型内外涵流体混合程度逐渐趋于一致,并且在二元喷管区域均达到很好的混合效果。

2.2 流向涡变化规律

波瓣尾缘截面上,由于波瓣表面的褶皱结构,使得波瓣壁面内侧的内涵流体具有沿径向往外的速度分量,而波瓣壁面外侧的外涵流体具有沿径向往内的速度分量;因此在半径方向上,内外涵流体具有相反的速度方向,进而诱导出垂直于流向的流向涡阵列^[15]。为了使流向涡公式具有普适性意义,对流向涡公式进行量纲归一化,该量纲一流向涡公式的具体表达式如下所示:

$$\omega_x = \frac{D}{u_{\text{core}}} \left(\frac{\partial w}{\partial Y} - \frac{\partial v}{\partial Z} \right) \quad (1)$$

式中 ω_x 为量纲一流向涡涡量, u_{core} 为波瓣混合排气系统入口截面处内涵气流轴向速度, v 为流体速度在 Y 轴方向的分量, w 为流体速度在 Z 轴方向的分量。

为了准确、简明指代流场中垂直于流向截面的位置,设波瓣尾缘截面在 X 轴上的坐标值为 X_{lte} ,并设 L 为垂直于中心线的截面与 $X = X_{\text{lte}}$ 截面沿中心线的距离。波瓣尾缘截面以及中心线位置如图8所示。

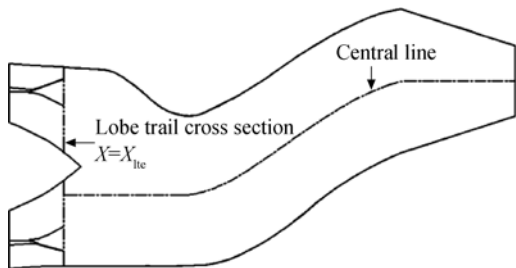


图8 波瓣尾缘截面以及中心线位置示意图

Fig. 8 Sketch of lobe trail cross section and central line

图9是波瓣数为18模型垂直于中心线4个截面上的量纲一流向涡涡量云图。

图9为波瓣数为18模型在 $L/D = 0.05, 0.10, 0.30, 0.50$ 截面上量纲一流向涡涡量云图,该图清晰显示了波瓣混合器下游流向涡的发展规律。每个波瓣瓣型后的流场中,存在一对旋向相反、强度近似相同的流向涡,并且每对流向涡中的两个旋涡具有相似的演变规律。在 $L/D = 0.05$ 截面上,刚刚生成的流向涡具有较大涡量值,在图中

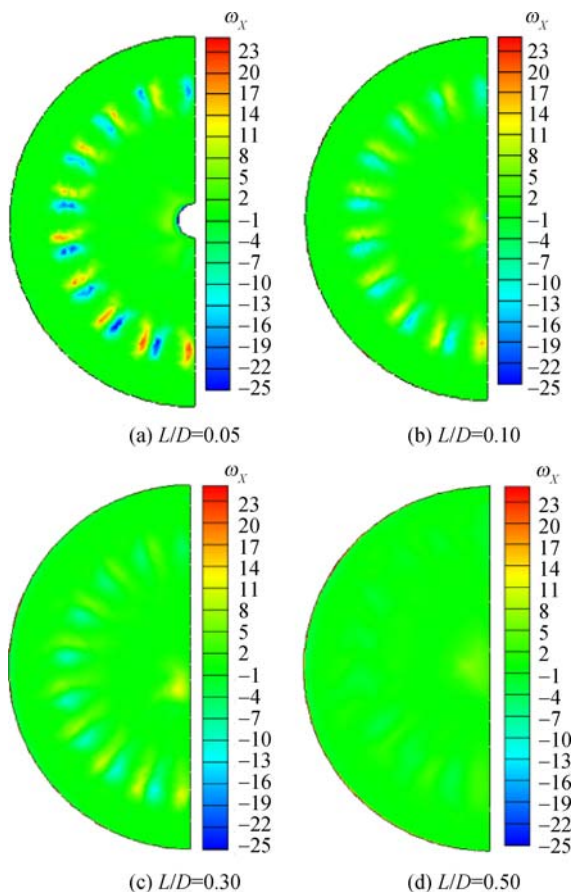


图9 波瓣数为18模型垂直于中心线4个截面上量纲一流向涡涡量云图

Fig. 9 Non-dimensional stream-wise vortex vorticity contours at 4 sections perpendicular to central line of model with 18 lobes

可以清晰辨别出流向涡核心区。随着流向涡不断强迫混合内外涵流体,流向涡涡系与周边流场的边界逐渐模糊,同时流向涡核心区的涡量逐渐降低。以位于截面最底部的流向涡为例:在 $L/D = 0.05$ 截面上,流向涡核心区的涡量值为21.8;然而,在 $L/D = 0.10, 0.30, 0.50$ 截面上,流向涡核心区的涡量值相对于 $L/D = 0.05$ 截面分别减小了26.1%,41.7%,89.9%。由此可见,在 $L/D = 0.05 \sim 0.50$ 截面之间的区域(即波瓣尾缘截面至第1个S弯截面区域),流向涡对内外涵流体混合起主导作用。在 $L/D = 0.50$ 截面下游流场中,流向涡的强度已经非常微弱,故流向涡强迫混合流体的能力也大大减弱。

在上述波瓣数为18模型对应的4个截面量纲一流向涡涡量云图上,还有一点值得说明:在截面上半侧,量纲一流向涡涡量的强度以及流向涡核心区面积均比下半侧明显减弱了许多。造成截面上半侧与下半侧流向涡涡量分布不均衡的原因

是:在波瓣尾缘截面至第1个S弯截面区域中,S型喷管上壁面逐渐向下收缩,然而S型喷管下壁面呈现出近似直流通道型式.由于S型喷管上壁面逐渐往下收缩,迫使紧贴S型喷管内壁面流动的外涵流体向S型喷管中心线附近区域聚拢,最终增加了上半侧流向涡强迫混合流体的质量,同时也加速了上半侧流向涡的耗散速率.

图10为波瓣数为12,14,16,18模型,在 $L/D=0.05$ 截面上量纲一流向涡涡量对比图.

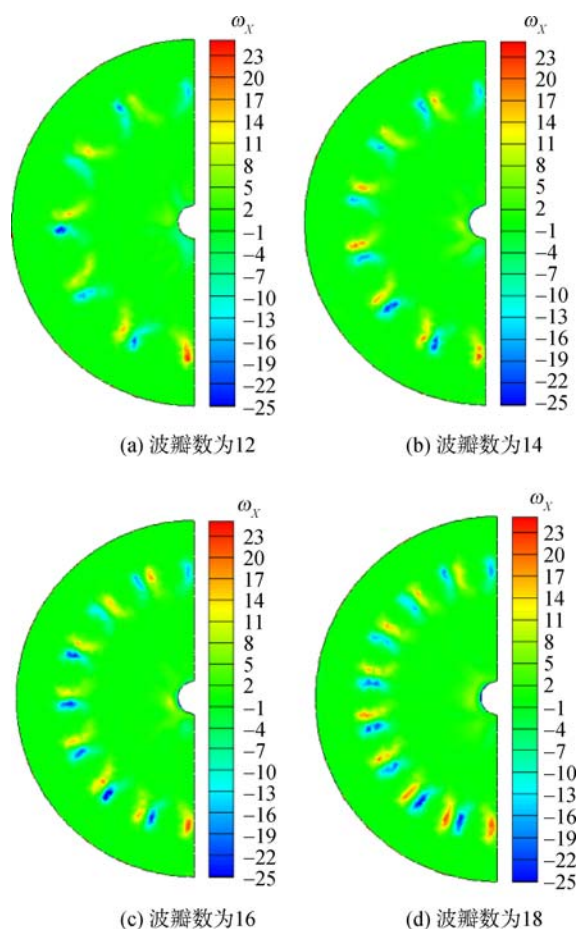


图10 波瓣数为12,14,16,18模型在 $L/D=0.05$ 截面处量纲一流向涡涡量云图

Fig. 10 Non-dimensional stream-wise vortex vorticity contours at the section of $L/D=0.05$ of models with 12, 14, 16, 18 lobes

由图10中 $L/D=0.05$ 截面上4种波瓣数模型对应的量纲一流向涡涡量云图可知:在 $L/D=0.05$ 截面上,刚刚生成的流向涡序列具有较大的涡量值;并且不同模型上流向涡涡量值的分布规律相似,均按照波瓣瓣型结构排列分布.

图11为波瓣数为12,14,16,18模型,在 $L/D=0.30$ 截面上量纲一流向涡涡量对比图.

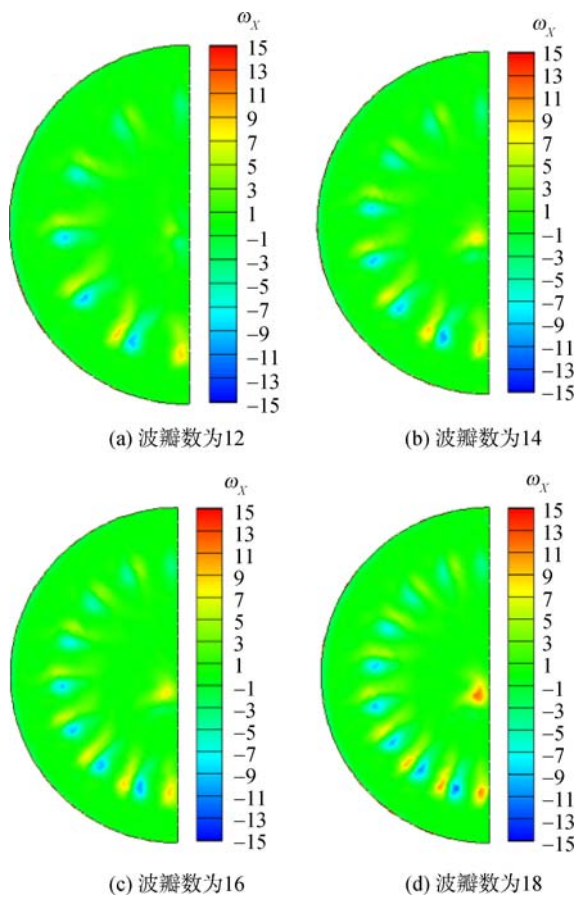


图11 波瓣数为12,14,16,18模型在 $L/D=0.30$ 截面处量纲一流向涡涡量云图

Fig. 11 Non-dimensional stream-wise vortex vorticity contours at the section of $L/D=0.30$ of models with 12, 14, 16, 18 lobes

由于混合流体在到达 $L/D=0.30$ 截面时已经经过一段较长距离的强迫混合,因此相对于 $L/D=0.05$ 截面, $L/D=0.30$ 截面上流向涡核心区的涡量明显减弱许多.此外,在 $L/D=0.30$ 截面中心存在一个量纲一流向涡涡量值明显高于周边混合流体的区域,并且随着波瓣数的增加,该区域的涡量也逐渐增加.

2.3 热混合效率变化规律

内外涵流体在混合器下游的流场中逐渐混合,使得垂直于流向截面上混合流体的温度分布趋于平均.内外涵流体混合得越均匀,垂直于流向截面上混合流体的温度梯度越小;因而,涡扇发动机获得的推力增益越大,涡扇发动机排气产生的红外辐射强度越小.为了定量衡量内外涵流体实际混合状态趋于理想混合状态的程度,Frost^[16]于1966年提出经典热混合效率公式,该公式的具体表达式如下:

$$\eta = \frac{\int T^{0.5} d\dot{m} - T_{\text{core}}^{0.5} \dot{m}_{\text{core}} - T_{\text{fan}}^{0.5} \dot{m}_{\text{fan}}}{T_{\text{c-mix}}^{0.5} (\dot{m}_{\text{core}} + \dot{m}_{\text{fan}}) - T_{\text{core}}^{0.5} \dot{m}_{\text{core}} - T_{\text{fan}}^{0.5} \dot{m}_{\text{fan}}} \quad (2)$$

式中 T 为所求截面上网格单元内流体的温度, $\dot{m}$ 为所求截面上网格单元内流体的质量流量, T_{core} 为混合前内涵流体的温度, $\dot{m}_{\text{core}}$ 为内涵流体的质量流量, T_{fan} 为混合前外涵流体的温度, $\dot{m}_{\text{fan}}$ 为外涵流体的质量流量, $T_{\text{c-mix}}$ 为理想完全混合后流体的温度。

由于 Frost 是基于一维流动模型提出上述热混合效率公式, 然而波瓣混合器下游流场是典型的三维流动结构, 故将 Frost 经典热混合效率公式应用于波瓣混合排气系统中, 将无法得到准确的热混合效率值。因此, 谢翌及刘友宏在 Frost 经典热混合效率公式的基础上, 通过引入概率论中方差的概念, 将热混合效率定义为: 垂直于流向截面上, 混合流体温度分布偏离理想完全混合状态的程度。最终推导出刘-谢热混合效率公式^[17], 该公式的具体表达式如下:

$$\eta = 1 - \frac{\int (T - T_{\text{c-mix}})^2 d(c_p \dot{m})}{D(T)} \quad (3)$$

其中

$$T_{\text{c-mix}} = \frac{T_{\text{core}} \dot{m}_{\text{core}} c_{p, \text{core}} + T_{\text{fan}} \dot{m}_{\text{fan}} c_{p, \text{fan}}}{\dot{m}_{\text{core}} c_{p, \text{core}} + \dot{m}_{\text{fan}} c_{p, \text{fan}}} \quad (4)$$

$$D(T) = T_{\text{core}}^2 \dot{m}_{\text{core}} c_{p, \text{core}} + T_{\text{fan}}^2 \dot{m}_{\text{fan}} c_{p, \text{fan}} - T_{\text{c-mix}}^2 (c_{p, \text{core}} \dot{m}_{\text{core}} + c_{p, \text{fan}} \dot{m}_{\text{fan}}) \quad (5)$$

式中 c_p 为所求截面上网格单元内流体的比定压热容, $c_{p, \text{core}}$ 为内涵流体的比定压热容, $c_{p, \text{fan}}$ 为外涵流体的比定压热容。

刘-谢热混合效率公式不仅能够准确计算垂直于流向截面上混合流体的热混合效率, 同时还可以反映波瓣混合器几何结构对热混合效率的影响规律。因此, 本文中采用刘-谢热混合效率公式来计算混合流体的热混合效率。

为了清晰描述不同波瓣数模型中热混合效率在 S 型流道中的变化规律, 将波瓣尾缘截面至第 1 个 S 弯截面区域称之为第 1 阶段, 同时将第 1 个 S 弯截面至第 2 个 S 弯截面称之为第 2 阶段。下文将分别研究两个阶段内热混合效率的变化规律以及波瓣数对热混合效率的影响规律。

根据刘-谢热混合效率公式, 得到第 1 阶段中 5 种波瓣数模型沿流向的热混合效率 η 曲线, 如图 12 所示。

由图 12 可见: 热混合效率曲线在 $L/D=$

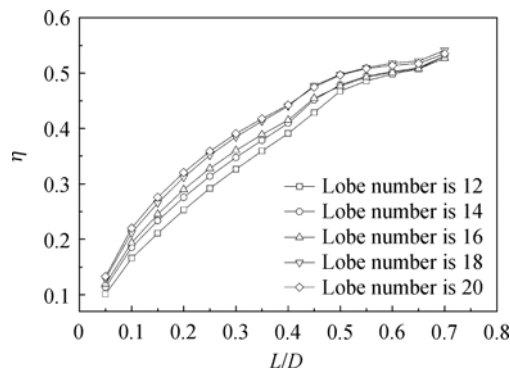


图 12 第 1 阶段中 5 种波瓣数模型的热混合效率曲线图
Fig. 12 Thermal mixing efficiency curves of 5 models with different lobe number at the first phase

0.05~0.50 阶段上升较快, 而在 $L/D=0.50 \sim 0.70$ 阶段上升速度明显降低。以波瓣数为 18 模型为例, 该模型在 $L/D=0.05 \sim 0.50$ 阶段平均上升速度为 0.8191, 而在 $L/D=0.50 \sim 0.70$ 阶段平均上升速度仅为 0.2175, 相对减小了 73.44%。在 $L/D=0.50 \sim 0.70$ 阶段热混合效率上升速度明显减缓, 主要原因是: 波瓣混合器下游的流向涡序列在经历 $L/D=0.05 \sim 0.50$ 阶段强迫混合后, 流向涡的能量已经耗散殆尽, 使得其混合流体的能力急剧降低, 导致混合流体的热混合效率上升速度明显降低。

此外, 由图 12 中热混合效率曲线还可以发现: 在 $L/D=0.65 \sim 0.70$ 阶段, 所有模型的热混合效率上升速度相对于 $L/D=0.60 \sim 0.65$ 阶段均有所提高。由于 $L/D=0.65 \sim 0.70$ 阶段相对于 $L/D=0.60 \sim 0.65$ 阶段更接近第 1 个 S 弯截面, 因此可以得知: S 型喷管流道面积收缩, 可以提高混合流体的热混合效率, 并且越靠近 S 弯截面, 混合流体热混合效率获得的额外增益越多。

图 12 中, 在流向涡强迫混合能力较强的区域 ($L/D=0.05 \sim 0.50$ 阶段), 每个截面上热混合效率值基本上随波瓣数的增加而增加。然而, 在 $L/D=0.50 \sim 0.70$ 阶段中, 各种波瓣数模型的热混合效率值趋于相同。例如: 在 $L/D=0.50$ 截面上, 热混合效率最低值相对于最高值下降了 6.05%, 然而在 $L/D=0.70$ 截面上, 热混合效率最低值相对于最高值仅下降了 2.60%。

根据刘-谢热混合效率公式, 得到第 2 阶段中 5 种波瓣数模型沿流向的热混合效率曲线, 如图 13 所示。

在第 2 阶段中流向涡对流体混合的影响已经

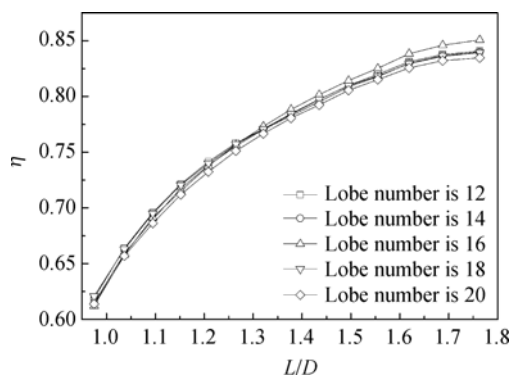


图13 第2阶段中5种波瓣数模型的热混合效率曲线图

Fig. 13 Thermal mixing efficiency curves of 5 models with different lobe number at the second phase

十分微弱,该阶段中流体混合主要依靠流体接触面上的剪切作用,同时S型流道也会带来混合增益.相对于第1阶段而言,波瓣数为18模型在第2阶段中热混合效率平均上升速度降低了56.26%.

在第2阶段中,同一截面上各种波瓣数模型对应的热混合效率值基本相同;但是,在 $L/D=1.32\sim 1.763$ 阶段中,波瓣数为16模型的热混合效率值始终高于其他模型;并且随着 L/D 的增加,其他模型与波瓣数为16模型的热混合效率值差距越大.在 $L/D=1.763$ 截面上,波瓣数为16模型的热混合效率最高,达到0.850.

2.4 总压恢复系数变化规律

图14为第1阶段中5种波瓣数模型沿流向总压恢复系数的变化曲线,图中 σ 代表垂直于中

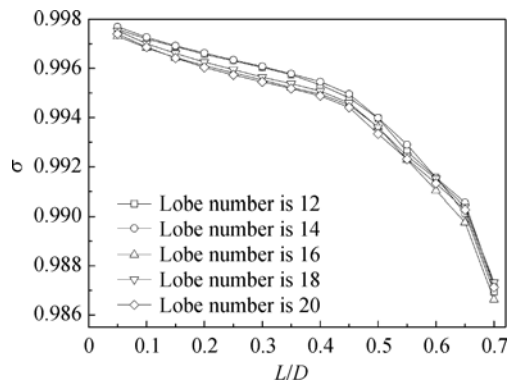


图14 第1阶段中5种波瓣数模型的总压恢复系数曲线图

Fig. 14 Total pressure recovery coefficient curves of 5 models with different lobe number at the first phase

心线截面上混合流体的总压恢复系数.

由上述总压恢复系数曲线可以看出:在 $L/D=0.05\sim 0.45$ 阶段,总压恢复系数下降速度较为缓慢.然而,在 $L/D=0.45\sim 0.70$ 阶段,总压恢复系数却出现急剧下降.以波瓣数为18模型为例:在 $L/D=0.05\sim 0.45$ 阶段,总压恢复系数平均下降速度仅为 $L/D=0.45\sim 0.70$ 阶段的24.82%.

在含有波瓣混合器的传统排气系统中,流向涡强度沿流向逐渐减弱,强迫混合内外涵流体的能力随之减弱,进而减缓混合流体能量的耗散速度,最终使得混合流体总压恢复系数下降速度逐渐降低^[18].然而,在含有波瓣混合器的S型混合排气喷管中,总压恢复系数在流向涡最为强烈的区域并没有达到最快的下降速度,却在S弯附近区域出现急剧下降.S弯附近区域总压恢复系数急剧下降的原因是:由于S型流道的结构特征,迫使混合流体流向在S弯区域发生很大转变,进而不可避免地耗散较多流体能量,导致混合流体的总压恢复系数在S弯区域出现显著下降.因此,在设计S型喷管结构形式时,必须对S型喷管流道收缩程度以及偏转角度予以足够的重视,必须在获得较好隐身效果以及较大推力增益、较高总压恢复系数之间平衡处理.

在 $L/D=0.05\sim 0.70$ 阶段中,波瓣数对总压恢复系数的影响,主要体现在流向涡对流体混合起主导地位的区域(即 $L/D=0.05\sim 0.45$ 区域),其他区域中波瓣数对总压恢复系数没有显著影响.

图15为第2阶段中5种波瓣数模型沿流向总压恢复系数的变化曲线.

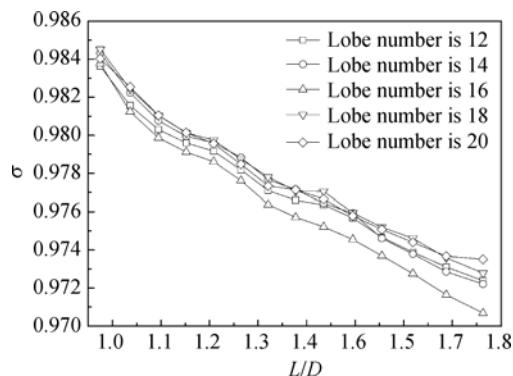


图15 第2阶段中5种波瓣数模型的总压恢复系数曲线图

Fig. 15 Total pressure recovery coefficient curves of 5 models with different lobe number at the second phase

由图15可见:在 $L/D=0.974\sim 1.094$ 区域,总压恢复系数下降最快.以波瓣数为18模型为例,该模型在 $L/D=0.974\sim 1.094$ 区域上平均下降速度为 $L/D=0.974\sim 1.763$ 区域的1.95倍.由于 $L/D=0.974\sim 1.094$ 区域位于第1个S弯下游并且紧靠第1个S弯截面,因此混合流体的流动方向在该区域中发生较大偏转,最终导致该阶段中混合流体因流动转向而耗散较多的总压能.

从图15中还可以发现:在 $L/D=1.094\sim 1.763$ 区域,波瓣数为16模型对应的总压恢复系数曲线逐渐偏离其他模型曲线.在 $L/D=1.094$ 截面上,波瓣数为16模型对应的总压恢复系数相对于该截面上的最高值下降了0.121%.然而在 $L/D=1.763$ 截面上,波瓣数为16模型对应的总压恢复系数相对于该截面上的最高值下降高达0.289%.

3 结 论

本文针对波瓣S型混合二元喷管,在保持波瓣混合器长度、内扩张角、外扩张角以及宽高比不变的前提下,只改变波瓣混合器波瓣数,建立了一组具有不同波瓣数的波瓣S型混合二元喷管模型.研究了波瓣数对波瓣S型混合二元喷管气动热力性能的影响规律,得到以下5点结论:

1) 波瓣数的变化只对波瓣尾缘截面至第1个S弯截面内混合流体的温度分布产生很大影响.

2) 在波瓣尾缘截面至第1个S弯截面区域内,由于S型喷管上壁面逐渐向下收缩,使得上半侧流向涡强迫混合更多流体,同时也加速上半侧流向涡的耗散速率.

3) 在流向涡对流体混合起主导作用的区域内,热混合效率近乎随波瓣数的增加而增加;在 $L/D=1.763$ 截面上,波瓣数为16模型的热混合效率值最高,达到0.850.

4) 在 $L/D=1.094\sim 1.763$ 区域,波瓣数为16模型对应的总压恢复系数曲线逐渐偏离其他模型;在 $L/D=1.763$ 截面上,波瓣数为16模型对应的总压恢复系数相对于该截面上的最高值下降了0.289%.

5) 在本文研究范围内,波瓣数为18模型能够使波瓣S型混合二元喷管获得最佳的气动热力性能.

参考文献:

- [1] Srikrishnan A R, Kurain J, Sriramulu V. Experimental study on mixing enhancement by petal nozzle in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(1): 165-169.
- [2] Mao R H, Yu S C M, Chua L P. Kelvin-Helmholtz and streamwise vortices in the near wake of a single-lobe forced mixer[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2006, 220(4): 279-298.
- [3] Zaman K B M Q, Wang F Y, Georgiadis N J. Noise, turbulence, and thrust of subsonic freejets from lobed nozzles [J]. AIAA Journal, 2003, 41(3): 398-407.
- [4] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 212-214.
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 212-214. (in Chinese)
- [5] Presz W M, Morin B K L, Gousy R G. Forced mixer lobes in ejector designs[J]. Journal of Propulsion and Power, 1988, 4(4): 350-355.
- [6] Narayanan A K, Damodaran K A. Supersonic-ejector characteristics using a petal nozzle[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5): 742-744.
- [7] Belovich V, Samimy M. Mixing processes in a coaxial geometry with a central lobed mixer-nozzle[J]. AIAA Journal, 1997, 35(5): 838-841.
- [8] Mao R, Yu S C M, Zhou T, et al. On the vorticity characteristics of lobe-forced mixer at different configurations [J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(6): 1049-1066.
- [9] 谢翌, 李腾, 刘友宏. 波瓣混合器混合流场中涡结构的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(32): 7972-7978.
XIE Yi, LI Teng, LIU Youhong. Numerical investigation of vertical structures in a jet mixing flow of lobed mixer[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(32): 7972-7978. (in Chinese)
- [10] Tsui Y Y, Wu P W. Effects of lobe geometry on the mixing flow in multilobe mixers[J]. Numerical Heat Transfer: Part A Applications, 2001, 39(1): 61-77.
- [11] ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Computation and validation of parameter effects on lobed mixer-ejector performances[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(3): 193-198.
- [12] XIE Yi, LIU Youhong. Numerical investigation of mixing length on performance of lobed forced mixer nozzles[J]. Heat Transfer: Asian Research, 2011, 40(3): 205-216.
- [13] 谢翌, 刘友宏. 波瓣穿透率对波瓣混合排气系统性能影响[J]. 推进技术, 2011, 32(2): 207-213.
XIE Yi, LIU Youhong. Effects of lobe penetration on performance of mixer exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2): 207-213. (in Chinese)
- [14] Cooper N J, Merati P, Hu H. Numerical simulation of the

- vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA-2005-635, 2005.
- [15] 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.
- [16] Frost T H. Practical bypass mixing systems for fan jet aero engines; exhaust mixing process in Rolls-Royce by-pass jet engines, noting stream mixing in common duct with corrugated metal interface on inlet side[J]. Aeronautical Quarterly, 1966, 17: 141-160.
- [17] XIE Yi, LIU Youhong. A modified thermal mixing efficiency and its application to lobed mixer nozzle for aero-engines[J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(4): 317-335.
- [18] 刘友宏, 樊超, 谢翌, 等. 波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1683-1689.
- LIU Youhong, FAN Chao, XIE Yi, et al. Effect of lobe numbers on the performance of a lobed mixer in the forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1683-1688. (in Chinese)