

进气道旋流模拟及测量的实验研究^{*}

叶 飞¹, 张堃元¹, 姜 健², 史建邦²

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016

2 中国飞行试验研究院发动机所, 陕西 西安 710089)

摘 要: 进气道出口旋流是影响进气道/发动机相容性中的一个重要因素。为在地面试验中评价进气道旋流对发动机稳定性的影响, 设计了叶片式旋流发生器, 并在风洞中进行了整体涡旋流、对涡旋流两种基本旋流流场的模拟, 实验中利用在固定马赫数下校准的五孔探针测量了所模拟的旋流场。风洞实验结果表明, 按照不同布局方式来安装叶片, 可以得到不同形式的旋流场; 旋流发生器叶片攻角对旋流强弱的影响较为明显; 旋流的诱导速度对旋流中心位置有很大的影响。

关键词: 发动机进气道相容性⁺; 旋流发生器⁺; 五孔探针⁺; 风洞实验

中图分类号: V211.48 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 03-0297-05

Experimental investigation on simulation and measurement for intake swirl

YE Fei¹, ZHANG Kun-yuan¹, JIANG Jian², SHI Jian-bang²

(1. Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. Engine Dept. of Chinese Flight Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract Intake swirl is a major disturbance parameter in engine-intake compatibility. To study swirl and evaluate criterion of engine-intake compatibility, a set of vane type swirl generator was designed. Two typical swirls were simulated using designed generator. Simulated swirl was measured by a calibrated five-hole pressure probe. The wind tunnel test results show that essential two kinds of swirl can be simulated by different vane distribution, intensity of swirl can be adjusted by different angles of vane attack. The position of swirl can be affected by induced activity of swirl.

Key words Engine/intake compatibility⁺; Swirl generator⁺; Five-hole pressure probe⁺; Wind tunnel test

1 引 言

现代战斗机的进气道出口会出现强烈的旋流流场, 严重时可能导致发动机空中熄火, 需要人们对进气道出口旋流引起足够的重视。20世纪 70年代末, 人们通过解决 Tomado 飞机在进/发相容性方面的问题^[1], 找到了一条处理旋流问题较为合理的技术路径: 模拟实际进气道出口旋流流场, 在地面试车台或者飞行试验平台上进行发动机抗旋流能力试验, 以检验发动机抗旋流能力。DFVLR 设计了叶片式旋流发生器, 按一定的布局方式安装叶片, 利用叶片后的尾迹涡相互叠加来模拟旋流流场, 实验产生了周向变化 $\pm 25^\circ$ 的旋流^[2]。国内南航彭成一、张堃元、林峰等人

也进行了旋流流场的模拟, 实验证实了叶片式旋流发生器可以产生基本的旋流流场^[3, 4]。

进气道出口旋流存在两种基本形式: 整体涡旋流和对涡旋流, 而绝大多数的实际情况中, 进气道出口旋流流场总是这两种基本形式的组合^[5]。本文通过实验模拟整体涡旋流、对涡旋流两种基本旋流流场, 并利用五孔探针对流场进行测量, 获得了叶片攻角、叶片布局对旋流强度及图谱的影响程度, 从而为模拟工程用的复杂旋流流场奠定基础。

2 五孔探针校准

五孔探针是测量三维流场的一个很实用的方法^[6], 但使用前必须对探针进行精确校准, 建立其数

^{*} 收稿日期: 2007-10-23 修订日期: 2008-12-08。

基金项目: 装备预先研究项目 (61901080202)。

作者简介: 叶 飞 (1983—), 男, 硕士, 研究领域为进气道/发动机相容性。Email: yefeil_nuaa@163.com

学模型。参考文献 [7, 8] 中校准五孔探针采用多项式拟合技术。本文校准的是 $\Phi=2.5\text{ mm}$, 针尖锥角为 60° 的单支五孔探针。校准的角度范围为 $-30^\circ\leq\alpha\leq30^\circ$, $-30^\circ\leq\beta\leq30^\circ$, 角度变化间隔为 5° , 校准的 Ma 分别为 0.2 0.3 0.4。

图 1 为各 Ma 数下探针的特征曲线图, 表 1 给出了各 Ma 数下探针的拟合方差。可以看出多项式拟合值与实验值之间的误差符合正态分布, 表明该五孔探针可以进行这三个速度状态下的精确流场测量。

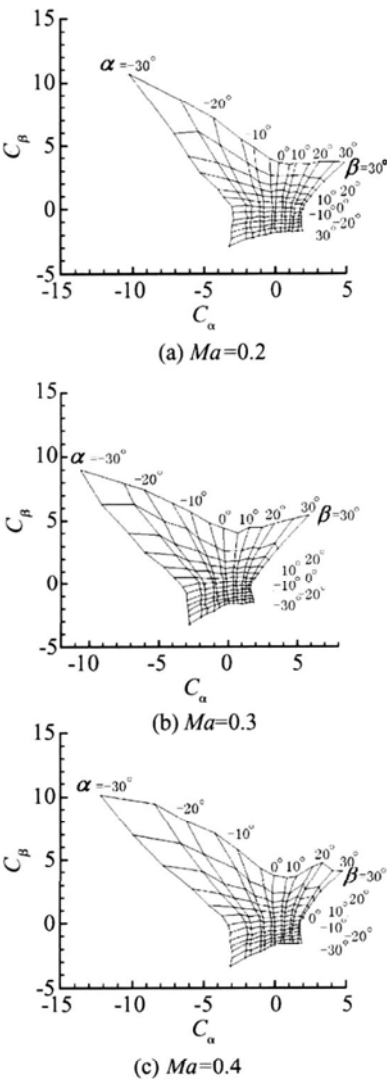


Fig. 1 Characteristic graph of five-hole pressure probe

Table 1 Error of calibration of five-hole pressure probe

Ma	$\sigma(\alpha)$	$\sigma(\beta)$	$\frac{\sigma(p_t)}{p_t - p_s}$	$\frac{\sigma(p_t - p_s)}{p_t - p_s}$
0.2	0.806	0.449	1.13%	1.9%
0.3	0.834	0.476	0.87%	1.58%
0.4	0.97	0.66	0.74%	1.21%

3 实验设备与旋流指数

3.1 实验设备

本文旋流模拟实验是在南京航空航天大学内流研究中心 $\Phi=100\text{ mm}$ 抽吸式风洞中进行的, 该风洞进口 Ma 数可控制在 $0\sim0.5$ 之间, 采用双曲螺线进口段以保证进口流场均匀。

实验的核心部分为: 旋流发生器、旋流发展段和旋流测量段。旋流发生器如图 2 所示, 在旋流发生器中放置叶片, 叶片采用后掠梯形直叶片, 如图 3 所示, 其叶型采用 NACA8315 叶型, 通过调节叶片的数量、布局方式、叶片攻角就可以获得各种不同的旋流场。在旋流发生器下游一定的距离, 用二维扫描的单支五孔探针, 如图 4 所示, 就可以测量得到旋流场。旋流发展段可在 $1\sim5$ 倍内管径范围内调节, 本文实验中旋流发展段均为两倍内管径, 即 200 mm 。

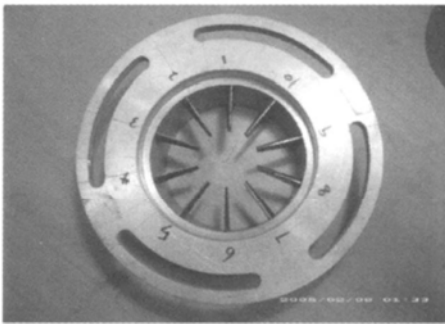


Fig. 2 Swirl generator

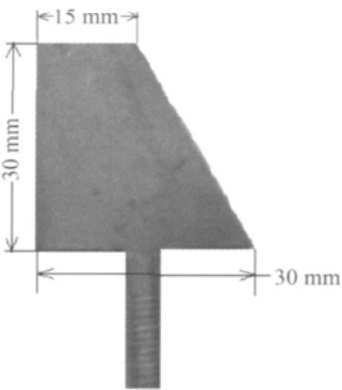


Fig. 3 Swirl generator vane

实验中全部压力信号经 98RK 电子压力扫描阀采集, 其测压误差为万分之五。

3.2 旋流指数

为了描述进气道出口的旋流状况, 必须采用能定量反映旋流特性的旋流指数。文献 [1] 提出用 $\overline{\tau}_{\theta 7}$ 来

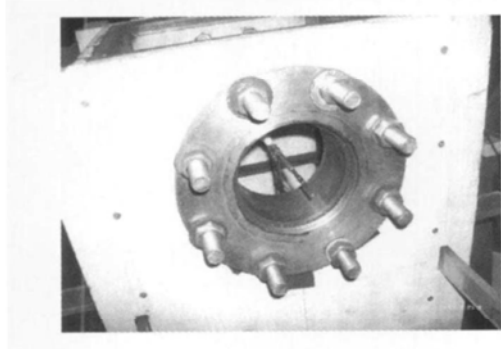


Fig. 4 Installation of five-hole pressure probe

反映旋流特性, 其含义为: 测量点位于 $r = 0.87R$ 处气流周向流动角的平均值, R 为测量截面半径。周向流动角正负方向规定如下: 逆流方向看, 周向速度逆时针为正, 顺时针为负。需要说明的是: 进行旋流测量时, 所有测量点所处坐标的相对关系必须完全一致, 以方便旋流指数的横向比较。

4 实验结果及分析

4.1 整体涡旋流的模拟

强烈的整体涡旋流对发动机影响最大, 本文对整体涡旋流进行了重点模拟。

(1) 标准整体涡旋流的模拟

为了加强旋流强度及保证旋流中心位置在管道中央, 如图 5(a) 所示, 在旋流发生器中均匀布置 10 个叶片, 叶片攻角相同, 有 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° , 一共 6 个状态。

图 5(b), (c), (d) 给出了叶片攻角为 15° 时 Ma 数分别为 0.2, 0.3, 0.4 时逆流方向看的旋流图谱。可以看出, 在管道中心处基本没有旋流, 这主要是由于各个叶片所产生的旋流在管道中心处相互作用而抵消, 只有当测量点径向位置 $r \geq 0.2R$, 旋流才非常明显而且都为逆时针单向旋流, 这就是本文所需要模拟的标准整体涡旋流。还可以看出, 随着主流速度的增加, 旋流的绝对速度也增加, 这主要是由于主流速度的增加引起叶片上下翼面压强之差变大, 造成叶片产生的旋流绝对速度增大。

由图 6 可以看出在各个 Ma 下, 随着叶片攻角 α 的增大, 旋流指数 $\bar{\tau}_{87}$ 也不断增大, 基本呈线性增长。这主要是由于叶片攻角的增大而引起叶片升力系数的增大所致。从翼型的升力系数特性可知, 在一定的攻角范围内, 升力系数随攻角增加呈线性上升, 而升力系数又与环量成正比, 因此出现了旋流指数随叶片攻角基本呈线性增长的结果。图中还可以看出 $\bar{\tau}_{87}$ 基

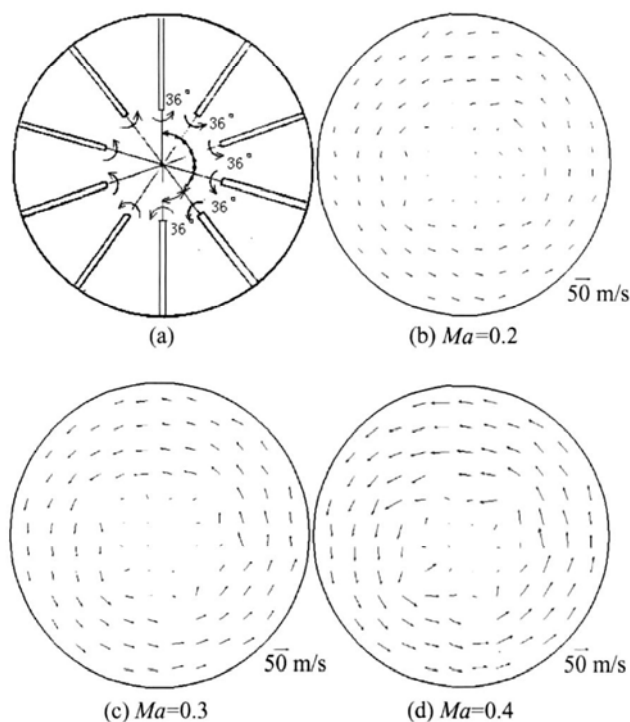


Fig. 5 Vane position and velocity vectors of bulk swirl

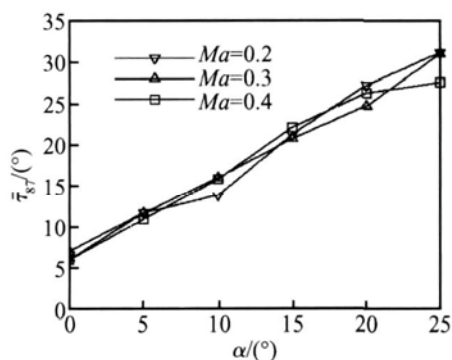


Fig. 6 Swirl intensity distribution

本不随 Ma 的变化而发生明显变化, 这是由于流向角 $\bar{\tau}_{87}$ 是旋流周向速度跟轴向速度之比的反正切值, 主流速度增大, 叶片产生旋流的切向速度也增大, 也就说明主流速度增大并不能增加流向角, 流向角能很直观地反映旋流强弱。可以得出 $\bar{\tau}_{87}$ 曲线的斜率为 $0.91^\circ/\alpha$ 。需要说明的是, 这个斜率只能反映此叶片攻角对旋流指数的影响。可以认为如果需要模拟一定强度的标准整体涡旋流, 完全可以通过叶片攻角的调节来完成。

(2) 偏置涡旋流的模拟

如图 7(a), (c) 所示分别进行叶片布局, 叶片攻角都为 15° , 图 7(b), (d) 分别给出了在 $Ma = 0.3$ 时所测量得到的旋流图谱, 旋流都呈逆时针方向, $\bar{\tau}_{87}$ 分别为 13.3° , 5.05° , 这说明与图 7(d) 所示旋流相比, 图 7(b) 所示旋流较强。可以发现, 随着旋流向下游

发展,旋流中心位置围绕管道中心按旋流旋转方向发生一定角度的偏转,且六叶片旋流的中心位置偏转的角度比四叶片的大,可以认为,旋流强度大,偏转角度就大。由于仅进行了两次偏置整体涡旋流实验,尚不足以量化这个偏转角度和旋流强度的关系。

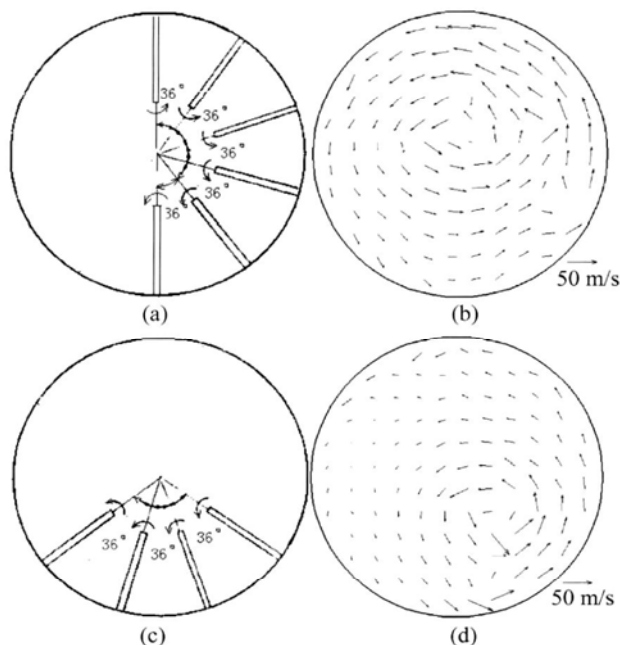


Fig. 7 Vane position and velocity vectors of deflection swirl

4.2 对涡旋流的模拟

(1) 标准对涡旋流的模拟

如图 8(a)所示进行叶片布局,叶片攻角都为 15° ,这意味着每个叶片产生的旋流强度都相同,只是两边叶片所产生的旋流方向相反。图 8(b)给出了在 $Ma = 0.3$ 时测量的旋流图谱,可以看出两边旋流基本对称, $\tau_{87} = -0.96^\circ$,也说明两边旋流强度基本相等,这种旋流综合影响较弱,对发动机影响较小。从图中也可以看出,两边旋流中心都处于图谱下方,分析原因,也是由于旋流诱导速度的存在,导致旋流中心按旋流旋转的方向移动。

(2) 非标准对涡旋流的模拟

同样如图 9(a)所示进行叶片布局,左边叶片攻角都为 20° ,右边叶片攻角都为 5° ,图 9(b)给出了在 $Ma = 0.3$ 时测量的旋流图谱。可以看出,两边旋流呈一大一小,即左边旋流强,右边旋流弱, $\tau_{87} = -5.8^\circ$,也说明顺时针旋流比逆时针旋流强,旋流总体呈顺时针方向。主要原因,由于叶片攻角不同而引起叶片产生的旋流强度不同,从而导致左边旋流比右边旋流强,而旋流中心位置主要是由左边强旋流的诱导速度

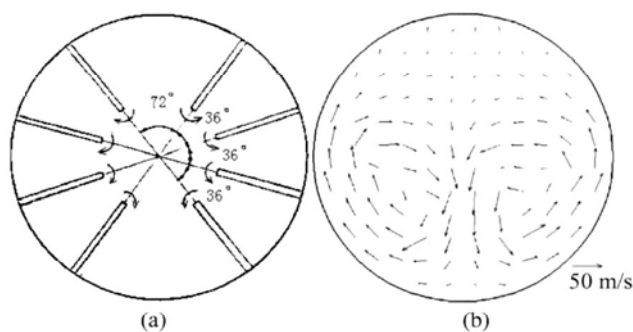


Fig. 8 Vane position and velocity vectors of symmetrical twin swirl

方向决定,所以,与前面提到的标准对涡旋流图谱相比,两个旋流中心位置都按顺时针方向移动。

如图 9(c)所示进行叶片布局,左边安装两个叶片,右边安装四个叶片,叶片攻角都为 15° ,图 9(d)给出了在 $Ma = 0.3$ 时测量的旋流图谱。也可以看出,两边旋流一强一弱,呈不对称分布, $\tau_{87} = 3.1^\circ$,这说明逆时针旋流比顺时针旋流强,旋流总体呈逆时针方向。主要原因,虽然每个叶片产生的集中涡旋流强度都相等,但左边旋流是由两个集中涡旋流共同作用而形成的,右边旋流是由四个集中涡旋流共同作用形成的,从而导致左边旋流较右边旋流弱,旋流中心位置的变化是由右边强旋流的诱导速度方向所决定,因此,与标准对涡旋流图谱相比,两个旋流中心位置都按逆时针方向移动。

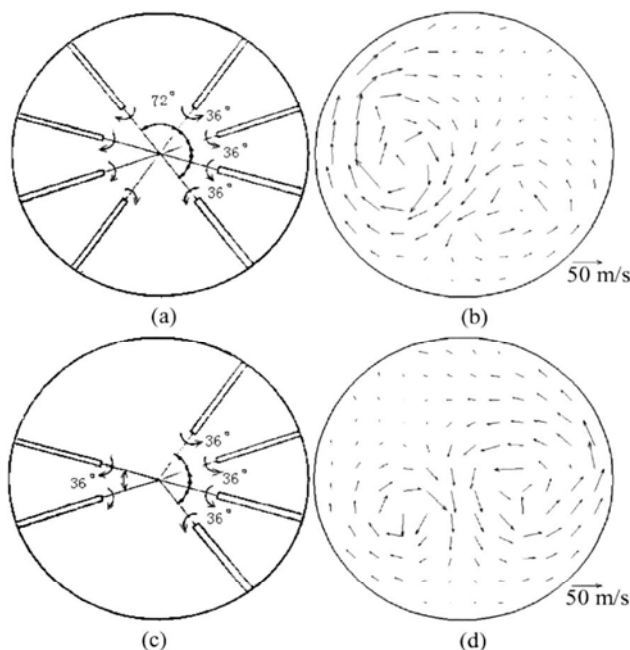


Fig. 9 Vane position and velocity vectors of unsymmetrical twin swirl

5 结 论

本文较为系统地进行了两种基本的进气道出口旋流流场的模拟实验,研究了叶片式旋流发生器中不同叶片布局、不同叶片攻角对旋流图谱、强弱的影响,对影响旋流的因素有了较为清晰的认识,主要有以下结论:

(1)通过实验,表明该旋流模拟器可以模拟较为复杂的旋流,五孔探针测量系统也能够全面稳定地测量旋流流场。

(2)通过叶片在不同攻角下标准整体涡旋流的模拟实验,表明在一定攻角范围内,随着叶片攻角的增大旋流指数基本呈线性增长,其中 τ_{87} 最大能达到接近 30° ,而且不随 Ma 变化而变化, τ_{87} 曲线斜率为 $0.91^\circ/\alpha$ 。

(3)通过偏置整体涡旋流和对涡旋流的模拟实验,发现随着旋流向下游发展,由于旋流诱导速度的作用,旋流中心位置会按一定规律发生一定程度的偏转。对于偏置整体涡旋流,其中心位置围绕管道中心按照旋流旋转方向发生一定角度的偏转,而对于非标准对涡旋流,其两个旋流中心位置按照较强旋流的旋转方向产生一定角度的偏转。可以设想,对于有多个中心的旋流,随着向下游发展,其多个中心位置也会按照其中最强旋流的旋转方向产生周向偏转。

参考文献:

- [1] Aulehla F. Intake swirl—A major disturbance parameter in engine/ intake compatibility [C]. 13th Congress of ICAS AAA, Seattle 1982 1415~1424
- [2] Lecht M, Weyer H B. Unsteady rotor blade loading in an axial compressor with steady-state inlet distortions [R]. AGARD CP 248-3Q 1978
- [3] 彭成一, 林峰, 张堃元. 旋流模拟器研究 [J]. 航空动力学报, 1986 (2).
- [4] 彭成一, 马家驹, 尹军飞. 新机试飞中的进气道旋流测量 [J]. 推进技术, 1994 15(4). (PENG Cheng-yi MA Jia-jia YIN Jun-fei Measurement of inlet swirls in flight [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994 15(4).)
- [5] 杨国才, 郑遂. S弯进气道旋流研究 [J]. 推进技术, 1992 13(1). (YANG Guo-cai ZHENG Sui An investigation of the swirl in an S-shaped inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 1992 13(1).)
- [6] 史永征, 郭全, 潘树源. 应用五孔探针测量旋流燃烧器出口流场的研究 [J]. 工业加热, 2007 36(6).
- [7] Treastep A L, Yocum A M. The calibration and application of five-hole probes [J]. ISA Transactions, 1979 18 (3): 23~34
- [8] 岳国强, 韩万金, 芦文才, 等. 五孔探针实验数据处理的线性插值法 [J]. 热能动力工程, 2004 19(5).

(编辑: 刘萝威)

(上接第 262 页)

参考文献:

- [1] Olds J, Bradford J. SCCREAM (Simulated combined-cycle rocket engine analysis module): a conceptual RBCC engine design tool [R]. AAA 97-2760
- [2] Bradford J E, Olds J R. Improvements and enhancements to SCCREAM, A conceptual RBCC engine analysis tool [R]. AAA 98-3775
- [3] Bradford J, Olds J. SCCREAM V. 5: a web-based air-breathing propulsion analysis tool [R]. AAA 99-2104
- [4] 王国辉, 蔡体敏, 何国强, 等. 火箭基组合循环发动机引射模态流动分析 [J]. 推进技术, 2002 23(4). (WANG Guo-hui CAI Ti-min HE Guo-qiang et al Flow analysis and validation of rocket ejector mode for rocket based combined cycle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002 23(4).)
- [5] 黄生洪, 何洪庆, 何国强, 等. 火箭基组合循环 (RBCC)

- 推进系统概念设计模型 [J]. 推进技术, 2003 24(1). (HUANG Sheng-hong HE Hong-qing HE Guo-qiang et al Conceptual design model of rocket base combined cycle propulsion system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003 24(1).)
- [6] Ray P, Starkey M, Mark J Lewis. Sensitivity of hydrocarbon combustion modeling for hypersonic missile design [R]. AAA 2000-3312
- [7] Dario Pastrone. An analysis of the Ejector-Ram-Rocket engine [R]. AAA 2004-3647.
- [8] 张靖周, 单勇. 二维引射-混合器流场的数值研究与验证 [J]. 航空动力学报, 2002 17(5).
- [9] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管引射-混合器的数值研究与验证 [J]. 推进技术, 2004 25(4). (SHAN Yong ZHANG Jing-zhou Numerical computation and examination of a lobed mixer-ejector [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004 25(4).)

(编辑: 刘萝威)