

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220808-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220808

采用气旋耦合喷嘴的凹腔驻涡加力 燃烧室点火性能研究

翟云超¹, 钟世林^{1,2}, 康玉东¹, 李 洋¹, 王金涛¹

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;

2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 为了研究凹腔驻涡加力燃烧室的贫油点火特性, 设计了一种出口为扁平状喇叭口的气旋耦合喷嘴, 通过试验研究和数值仿真分析, 获得了气旋耦合喷嘴的油雾锥角等特性和凹腔贫油点火特性。结果表明: 气旋耦合喷嘴展向油雾锥角受气压和油压的影响较大, 而径向油雾锥角基本不受影响、保持稳定。在内涵进气马赫数为 0.53 的条件下, 凹腔在油气比 0.001 79 下贫油点火成功; 当外内涵压比为 0.93 时, 凹腔内因不能形成理想涡系, 不利于凹腔点火, 其贫油点火油气比为 0.003 76; 当外内涵压比不变时, 增大进气压力, 有利于凹腔贫油点火; 电嘴插入深度对凹腔的点火性能影响较大, 其插入深度需与气旋耦合喷嘴的径向油雾锥角匹配; 凹腔前壁温数据可以作为凹腔点火是否成功的判据。

关 键 词: 凹腔驻涡加力燃烧室; 气旋耦合喷嘴; 油雾锥角; 贫油点火; 油气比

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Study on ignition performance of a cavity trapped vortex combustor of the afterburner with an air-blast-swirl atomizer

ZHAI Yunchao¹, ZHONG Shilin^{1,2}, KANG Yudong¹, LI Yang¹, WANG Jintao¹

(1. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China;

2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: In order to study the lean ignition characteristics of an air-blast-swirl atomizer in a cavity trapped vortex combustor of the afterburner, an air-blast-swirl atomizer with a flat bell mouth was designed. Through test research and numerical simulation analysis, the characteristics of spray cone angle and lean ignition of the air-blast-swirl atomizer were obtained. The results showed that the spanwise spray cone angle of the air-blast-swirl atomizer was greatly affected by air pressure and oil pressure, while the radial spray cone angle was basically unaffected and kept stable; under the condition of Mach number 0.53, the cavity trapped vortex combustor of the afterburner can successfully ignite with lean ignition at the fuel air ratio of 0.001 79; when the inlet pressure ratio of out and inner bypass was 0.93, the ideal vortex system cannot be formed in the cavity, making it inconducive to the afterburner ignition; and the lean ignition fuel air ratio was 0.003 76; if the inlet pressure ratio of out and inner bypass was constant, increasing the inlet pressure could be beneficial to lean ignition of the afterburner; the insertion depth of the igniter had a great influence on the ignition performance of the cavity, and its insertion depth was

收稿日期: 2022-10-22

作者简介: 翟云超(1991—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事燃烧室研究。

通信作者: 钟世林(1975—), 男, 研究员, 博士生, 主要从事燃烧室研究。E-mail: zhongslcgt@sohu.com

引用格式: 翟云超, 钟世林, 康玉东, 等. 采用气旋耦合喷嘴的凹腔驻涡加力燃烧室点火性能研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220808.

ZHAI Yunchao, ZHONG Shilin, KANG Yudong, et al. Study on ignition performance of a cavity trapped vortex combustor of the afterburner with an air-blast-swirl atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220808.

required to match the radial spray cone angle of the air-blast-swirl atomizer; the wall temperature data of the front wall of the cavity can be used as a criterion for the success of the cavity ignition.

Keywords: cavity trapped vortex combustor of the afterburner; air-blast-swirl atomizer; spray cone angle; lean ignition; fuel air ratio

凹腔结构最早是在 20 世纪中叶以一种气动减阻的方式应用于航空发动机,从那时起,因其具有极强的火焰稳定和组织燃烧能力^[1-4]而广受关注。当前,凹腔驻涡结构在主燃烧室^[5-8]中的应用已经较为成熟,并且取得了相当丰富的技术储备和研究成果;但其在加力燃烧室中的研究尚处于起步阶段。

美国通用公司和美国国家航空航天局在合作进行 Revolutionary Turbine Accelerator (RTA)/Turbine Based Combined Cycle (TBCC) 项目时,提出了一种含有凹腔驻涡结构的新型加力燃烧室^[9-11]。该种结构的加力燃烧室以凹腔作为值班火焰稳定器,以径向稳定器作为主稳定器。试验结果表明,该种形式的加力燃烧室因受主流的影响较小,具有较宽的点火边界和较强的燃烧稳定性。

国内,秦伟林等人^[12]以凹腔与支板稳焰组合加力燃烧室为研究对象,开展了冷态试验研究,获得了加力燃烧室冷态流场特性;翟云超等人^[13]针对凹腔驻涡加力燃烧室径向稳定器的冷却方式展开了研究,分析了冷却方式对径向稳定器冷却和稳定器后方流场的影响。谭云川等人^[14]采用直射式喷嘴研究了不同凹腔结构尺寸的加力燃烧室贫油熄火特性随外内涵进气压比、主流马赫数等参数的变化规律。

凹腔作为燃烧室点火和稳焰的主要结构,其供油方式对燃烧室点火性能的影响显著。常见供

油方式有直射式喷嘴、离心式喷嘴^[15]、蒸发管式供油^[16-17]等。研究表明,直射式喷嘴燃油雾化特性较差,凹腔点火性能较差;离心式喷嘴因油雾锥角较大,燃油易打到凹腔壁面,导致积碳及影响凹腔冷却;蒸发管因放置于凹腔内部,被燃气包裹,存在烧蚀风险。

李明玉等人^[18]提出了一种气旋耦合喷嘴,通过在离心喷嘴外增设气动衬套和预膜片限制离心喷嘴径向油雾锥角,避免燃油打到凹腔壁面,通过在主燃烧室中的试验表明,气旋耦合喷嘴点熄火性能均优于离心喷嘴。曹敏等人^[19]以水为工质,对气旋耦合喷嘴雾化特性也进行了研究。然而,气旋耦合喷嘴在凹腔驻涡加力燃烧室高速、低压环境中的点火特性还缺乏相关方面的研究。

本文针对气旋耦合喷嘴在凹腔驻涡加力燃烧室中的应用展开了研究,一方面提出了一种适用于凹腔驻涡加力燃烧室点火喷嘴周向间距较大、出口为扁平状喇叭口的气旋耦合喷嘴,并对喷嘴油雾锥角等特性展开了研究;另一方面,利用凹腔驻涡加力燃烧室试验平台,对凹腔贫油点火特性展开了研究,并分析了凹腔壁温的分布规律。

1 试验件

1.1 试验平台

凹腔驻涡加力燃烧室为矩形试验件,分为内涵和外涵两个通道,如图 1 所示。

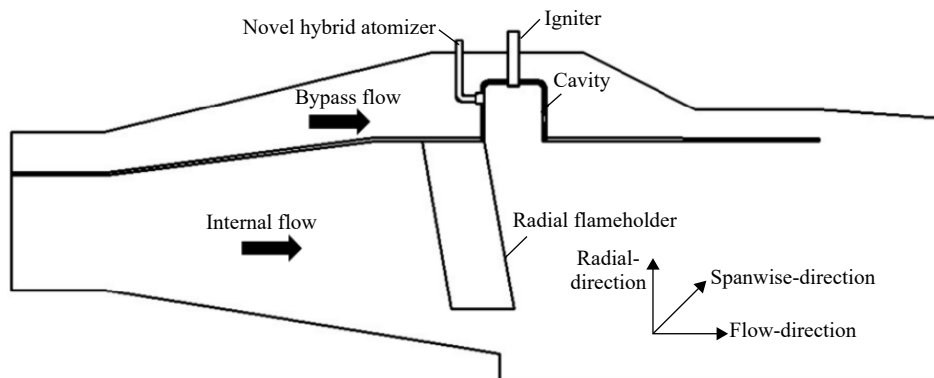


图 1 凹腔驻涡加力燃烧室

Fig. 1 Cavity trapped vortex combustor of the afterburner

径向稳定器为主稳定器位于内涵流道。凹腔为值班火焰稳定器位于外涵流道, 在凹腔前壁和凹腔后壁开有进气缝, 在气流的作用下凹腔内形成“一上一下”的理想驻涡形态, 如图 2 所示。主涡组织燃烧, 副涡位于主涡下侧, 一方面保护主涡结构不受内涵气流的影响, 另一方面为主涡带入新鲜空气的同时带走主涡内的高温燃气。

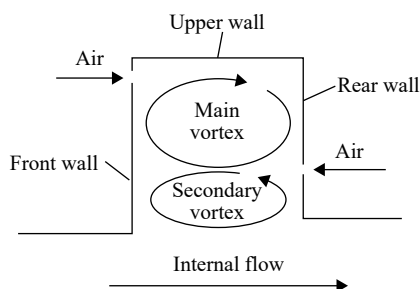


图 2 理想驻涡形态

Fig. 2 Ideal stationary vortex form

气旋耦合喷嘴与凹腔前壁进气缝位于同一径向高度, 通过喷嘴孔插入凹腔, 其端面与凹腔内壁面齐平。点火电嘴通过位于凹腔上壁的电嘴孔插入凹腔, 加力燃烧室常规点火电嘴插入深度 d 一般不大于 2 mm, 如图 3 所示。

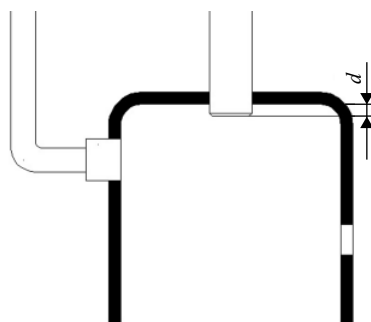


图 3 电嘴插入深度示意图

Fig. 3 Schematic diagram of igniter insertion depth

1.2 凹腔与喷嘴

图 4 给出了凹腔方案, 凹腔由前壁、上壁和后壁组成。气流经凹腔前壁进气孔和凹腔后壁进气缝进入到凹腔内部, 并形成驻涡。本文凹腔长度 L 取 40~50 mm, H_1/L 取 0.90~0.95, H_2/L 取 0.70~0.78, 凹腔前壁进气孔折合缝宽 H_3 一般与凹腔后壁进气缝宽 H_4 保持一致, 具体数值与外涵压比大小相关, 本文的凹腔进气缝宽为 1.5~2.5 mm。

气旋耦合喷嘴由离心喷嘴、外壳体和扁平状喇叭口构成, 如图 5 所示。其中, 扁平状喇叭口在径向上呈扁平状, 用来限制燃油在径向上的油雾

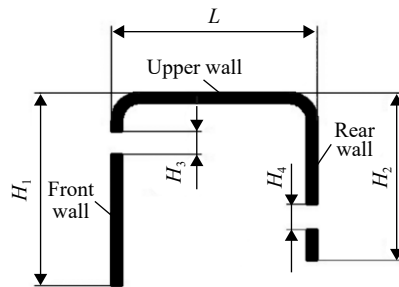
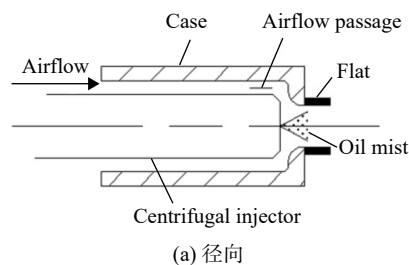
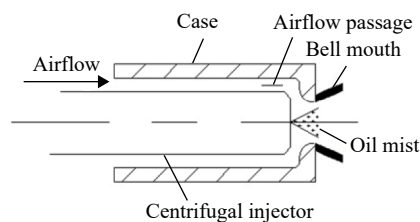


图 4 凹腔方案

Fig. 4 Cavity scheme



(a) 径向



(b) 展向

图 5 气旋耦合喷嘴

Fig. 5 Air-blast-swirl atomizer

锥角, 避免燃油打到凹腔上壁, 造成燃油结焦或影响凹腔冷却; 在展向上呈喇叭状, 用以强化油气混合, 利于增加燃油穿透深度和凹腔联焰。实际工作时, 燃油首先以一定油雾锥角喷出离心喷嘴, 在气流通路与空气内发生预混后, 经扁平状喇叭口进入到凹腔内部。

2 试验系统

试验系统主要包含空气系统、测试系统和燃油系统, 如图 6 所示。空气系统由内、外涵进气系统、试验段及排气系统等组成, 空气系统将大气中的常温空气吸入到设备后, 分别送至内涵管道和外涵管道。内涵气流经流量控制阀和孔板流量计后进入燃气发生器, 在其内加热后供入试验件; 外涵气流利用天然气加热器加热, 在经流量控制阀和孔板流量计后供入试验件。测试系统一方面负责测量进入及离开试验件的气流总温、总压、流量等参数, 另一方面负责收集试验件内静压、脉动及壁面温度等测试数据。燃油系统负

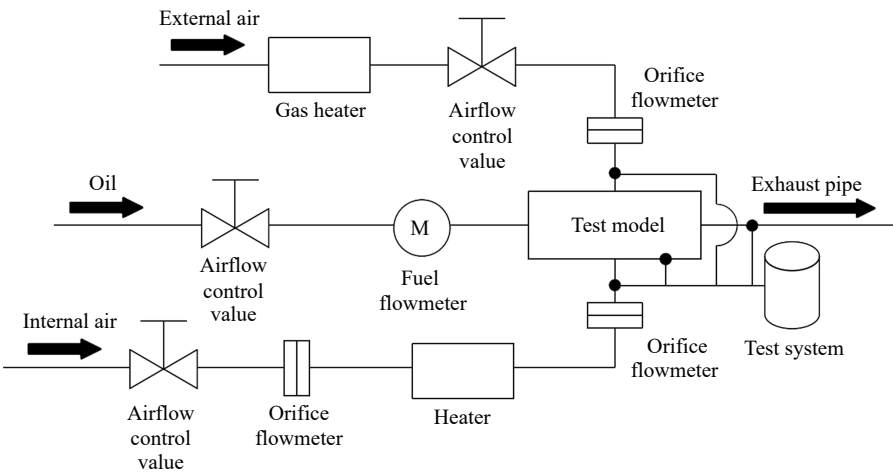


图 6 试验系统示意图
Fig. 6 Schematic diagram of test system

责为试验台架和试验件提供燃料, 本试验采用的是 RP-3 航空煤油, 燃油经流量控制阀和燃油流量计后供入试验件。

3 研究方法及试验参数

3.1 油雾锥角试验

为了测定气旋耦合喷嘴气油雾锥角, 根据加力燃烧室典型工作状态, 选取供油压差 Δp_{fuel} 和供气压差 Δp_{air} , 试验工况如表 1 所示, 试验中使用的是 RP-3 航空煤油。

表 1 油雾锥角试验工况

Table 1 Condition of spray cone angle test		
工况	$\Delta p_{\text{fuel}}/\text{MPa}$	$\Delta p_{\text{air}}/\text{kPa}$
GK1	1	5
GK2	1	15
GK3	1	30
GK4	2	5
GK5	2	15
GK6	2	30

试验首先接入空气泵, 待供气压力稳定后, 打开油泵, 向喷嘴中供入 RP-3 航空煤油, 待油压稳定, 通过拍照记录气旋耦合喷嘴在径向和展向上的油雾锥角, 如图 7 所示。本文以油雾外轮廓之间的夹角作为气旋耦合喷嘴的油雾锥角。

3.2 贫油点火试验

本文在试验件中部、靠近喷嘴的位置布置如图 8 所示的 5 处热电偶用以监测凹腔壁温的变化。并以凹腔壁温的变化作为加力燃烧室是否成功点火的判据,

试验时, 在 5 种不同的条件下进行了凹腔驻



图 7 油雾锥角试验
Fig. 7 Spray cone angle test

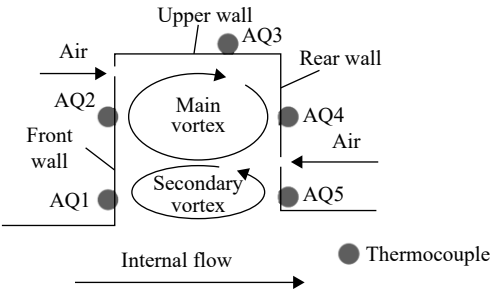


图 8 凹腔壁温测点
Fig. 8 Measuring point of cavity wall temperature

涡加力燃烧室贫油点火试验, 其电嘴插入深度 d , 内涵进气总温 T_6 、内涵进气总压 p_6 、内涵进气马赫数 Ma_6 、外涵进气总温 T_{16} 和外内涵压比 p_y 如表 2 所示。外内涵压比 p_y 的含义为外涵进气压力 p_{16} 与内涵进气压力 p_6 的比值。

在进行凹腔驻涡加力燃烧室贫油点火试验时, 需通过调节各阀门及燃气发生器供油流量, 在试

表 2 贫油点火试验工况
Table 2 Condition of lean ignition test

方案	d/mm	T_0/K	p_0/kPa	Ma_0	T_{16}/K	p_y
case1	7	1 200	135	0.53	500	0.97
case2	7	1 200	135	0.48	600	0.97
case3	7	1 200	135	0.48	600	0.93
case4	7	1 200	220	0.48	600	0.97
case5	2	1 200	135	0.48	600	0.97

验件进口气流状态满足试验要求后,加力燃烧室点火油路开始供油,待燃油压力稳定后,加力点火电嘴开始点火,若与凹腔壁面相连的任一热电偶数值升高,且在点火信号停止后仍能保持稳定,则认为点火成功;反之,若所有热电偶壁温不变或凹腔壁温在有点火信号时升高、点火信号停止后降低,则判定为点火失败。

3.3 数值仿真方法

为了更好的分析气旋耦合喷嘴特性及凹腔贫油点火特性,本文利用 UG 软件对凹腔驻涡加力燃烧室进行建模;采用 ICEM 软件进行网格划分,并对凹腔位置进行局部加密;利用 FLUENT 软件进行流场仿真。

在参考文献 [14] 中,作者通过粒子图像测速仪(PIV)获得了凹腔内部的流场和速度分布规律,该结果与数值计算结果相吻合,验证了数值计算方法的可行性。因本文的计算模型与参考文献 [14] 的基本一致,故采用了文献中所推荐的数值计算方法:①求解方程为不可压 Navier-Stokes 方程;②湍流模型为标准 $\kappa-\varepsilon$ 模型;③近壁面选用标准壁面函数;④进、出口为压力边界。

在进行数值仿真分析前,对计算模型进行了网格无关性验证,图 9 给出的是不同网格量下燃

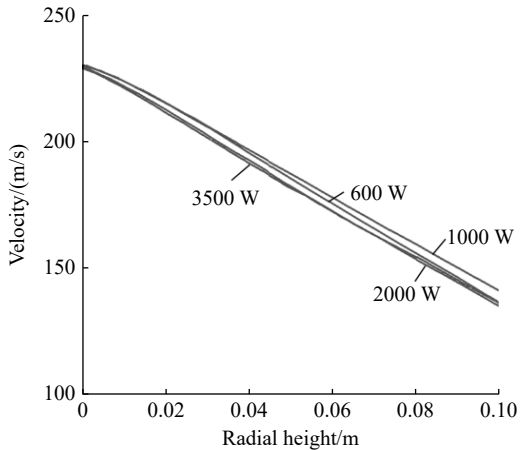


图 9 网格无关性验证

Fig. 9 Grid independence verification

烧室出口热核心流中间截面沿径向上的速度分布,根据曲线图可见,当网格量达到 2 000 万以后,加力出口速度分布基本保持一致,故本文网格量保持在 2 000 万左右。

4 试验结果及分析

4.1 气旋耦合喷嘴特性

4.1.1 气旋耦合喷嘴的油雾锥角特性

图 10 给出的是气旋耦合喷嘴展向油雾锥角。通过比较 GK1~GK3(或 GK4~GK6)可见,供气压力差为 5 kPa 时展向油雾锥角最大。随着气压的增大,进入到气流通道中的空气流量增加,燃油在经过扁平状喇叭口时受到气流的压缩作用越发明显,故喷嘴的展向油雾锥角随进气压力的增大而减小。另一方面,在相同的供气压力差下(GK1 和 GK4、GK2 和 GK4、GK3 和 GK6),供油压力差增大,燃油与气流的动量比增大,燃油的穿透深度增大,在试验范围内,喷嘴的展向油雾锥角随供油压力差的增大而增大。

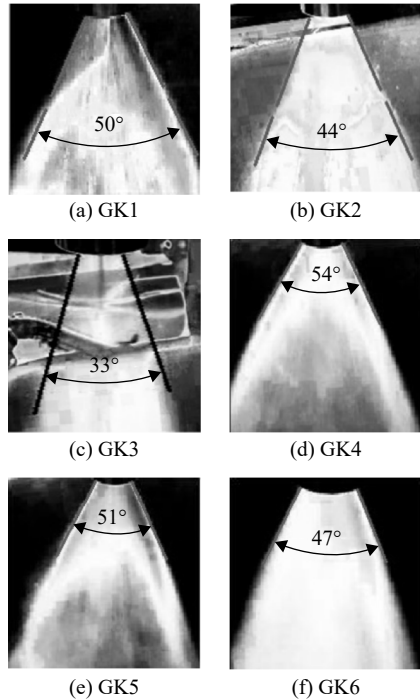


图 10 展向油雾锥角

Fig. 10 Spanwise spray cone angle

图 11 给出的是气旋耦合喷嘴径向油雾锥角。可见,喷嘴径向油雾锥角基本不受供油压力差和供气压力差的影响,保持在 12° 左右。这是因气旋耦合喷嘴在径向上为扁平状,径向油雾锥角受结构约束而保持稳定。分析认为,径向油雾锥角较小,

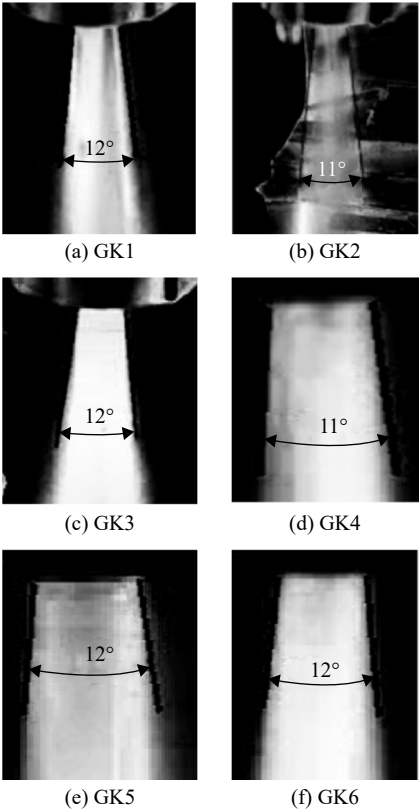
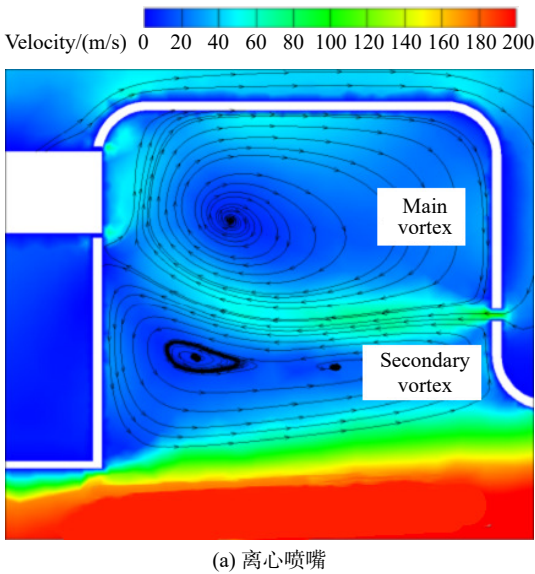


图 11 径向油雾锥角
Fig. 11 Radial spray cone angle

避免了燃油直接喷射到凹腔上壁,造成燃油结焦或堵塞凹腔冷却孔。

4.1.2 气旋耦合喷嘴对速度场的影响

图 12(a)和图 12(b)分别给出了采用离心喷嘴和气旋耦合喷嘴的凹腔在喷嘴截面的速度场云图(case1)。可见,两者在凹腔内部均形成了由主涡和副涡构成的涡系。但相较于离心喷嘴,因部分外涵气流经气旋耦合喷嘴的空气流道进入到凹



(a) 离心喷嘴

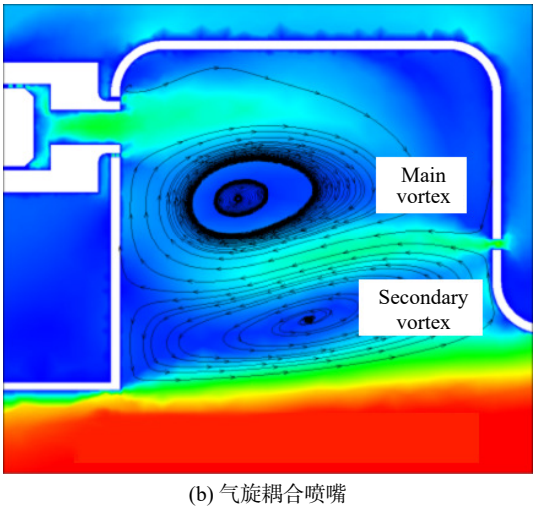
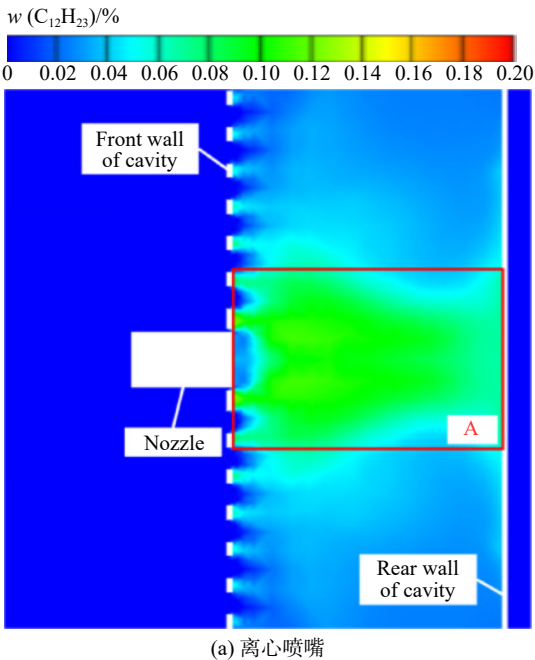


图 12 速度场
Fig. 12 Velocity field

腔内,增大了凹腔前壁的进气量,故在采用气旋耦合喷嘴的凹腔中主涡涡心受前壁气流的挤压而远离凹腔上壁、向副涡方向移动。

4.1.3 气旋耦合喷嘴对燃油质量分数场的影响

图 13(a)和图 13(b)分别给出了采用离心喷嘴和气旋耦合喷嘴的凹腔在喷嘴截面的燃油质量分数场云图(case1)。可见,采用离心喷嘴的凹腔其内部燃油相对集中,即在喷嘴附近具有较高的燃油质量分数 $w(C_{12}H_{23})$,如图 13(a)中 A 区所示,而在 A 区之外,燃油质量分数明显降低。相较于离心喷嘴,采用气旋耦合喷嘴的凹腔其燃油在较宽范围内均具有较高的质量分数,且周向分布更为均匀,表明了气旋耦合喷嘴利于燃油雾化及燃



(a) 离心喷嘴

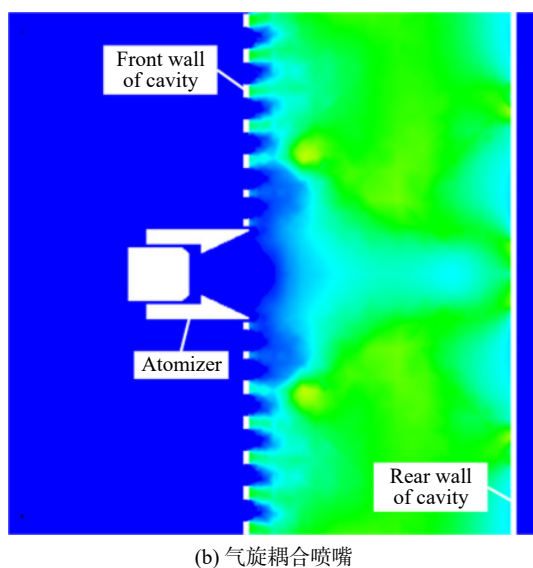


图 13 燃油质量分数场

Fig. 13 Fuel mass fraction field

油向周向的扩散。

4.1.4 气旋耦合喷嘴对凹腔贫油点火的影响

图 14 给出的是在内涵进气马赫数 Ma_6 为 0.53(case1)下的凹腔贫油点火特性。可见, 凹腔在较宽加力油气比下均能成功点火, 且其贫油点火油气比为 0.001 79。凹腔在高内涵进气马赫数下的成功点火, 表明了采用气旋耦合喷嘴的凹腔内部流场和燃油质量分数场能够满足实际使用需求。

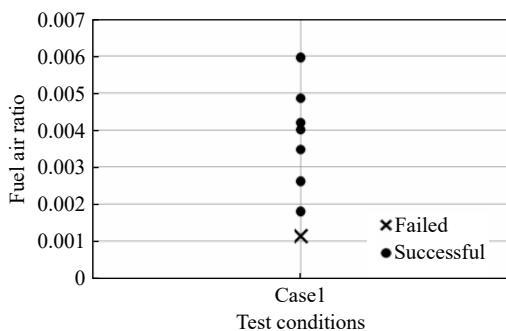


图 14 凹腔贫油点火特性

Fig. 14 Cavity lean ignition characteristics

4.2 凹腔贫油点火特性

4.2.1 电嘴插入深度的影响

图 15 给出的是电嘴插入深度对凹腔贫油点火的影响, 图 16 给出的是凹腔内燃油质量分数场(case2)。可见, 电嘴插入深度为 7 mm(case2)的贫油点火油气比为 0.003 25, 而插入深度为 2 mm(case5)的仅在油气比为 0.003 76 下能成功点火。结合气旋耦合喷嘴油雾锥角试验和燃油质量分数

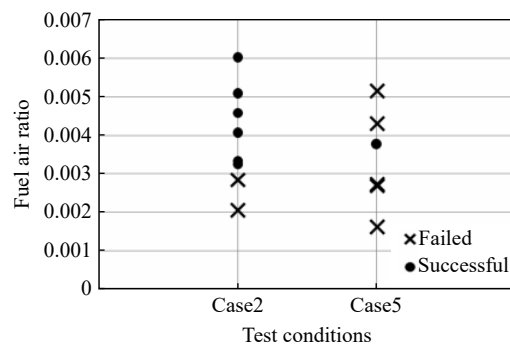


图 15 电嘴插入深度的影响

Fig. 15 Influence of the insertion depth of the igniter

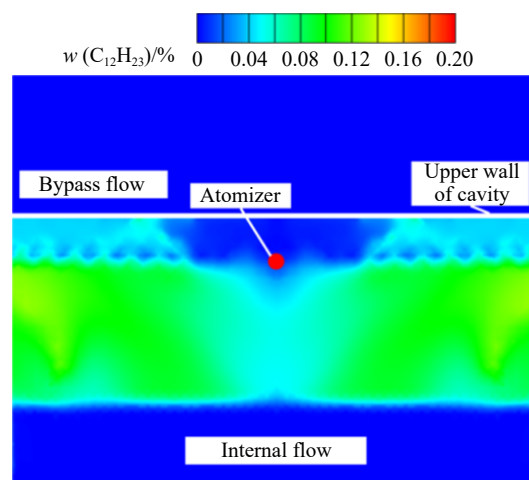


图 16 凹腔截面燃油质量分数场

Fig. 16 Fuel mass fraction field diagram in cavity section

场可知, 气旋耦合喷嘴的径向油雾锥角基本不随供油压力和进气压力的变化而变化, 虽避免了燃油直接打到凹腔上壁, 造成燃油结焦或堵塞冷却孔, 但也导致凹腔上壁面附近燃油质量分数较低, 不利于凹腔点火, 而增大电嘴插入深度则有利于提升凹腔点火能力。

4.2.2 外内涵压比的影响

图 17 给出的是外内涵压比对凹腔贫油点火

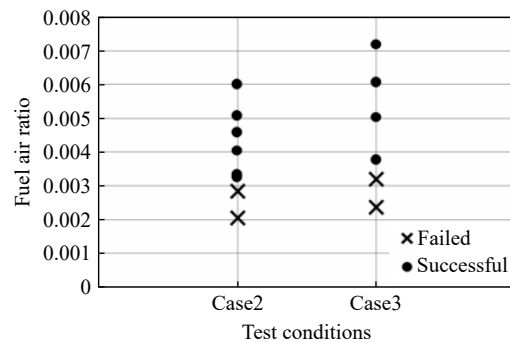


图 17 外内涵压比的影响

Fig. 17 Influence of the inlet pressure ratio of out and inner bypass

的影响,图 18 给出的是不同压比下的凹腔流场图。可见,外内涵压比 0.97(case2)的贫油点火油气比为 0.003 25,而外内涵压比 0.93(case3)的贫油点火油气比为 0.003 76。分析认为,在外内涵压比为 0.97(case2)时,凹腔内形成了主涡和副涡,而在外内涵压比为 0.93(case3)时,凹腔内未能形成理想涡型,不利于凹腔点火和组织燃烧。

外内涵压比主要会对凹腔前、后壁的进气动量和气流的穿透深度产生影响,从而影响凹腔内的驻涡形态。通过数值仿真,本文给出了外内涵压比从 0.92~1.2 的范围内,凹腔典型驻涡形态图,如图 19 所示。分析认为,当穿透深度较小时,凹腔前壁气流无法打到凹腔后壁,同理后壁气流无法打到凹腔前壁,故而凹腔内无法形成理想驻涡;当外内涵压比较大时,凹腔前壁进气较多、进气动量较大、主涡较大,而凹腔后

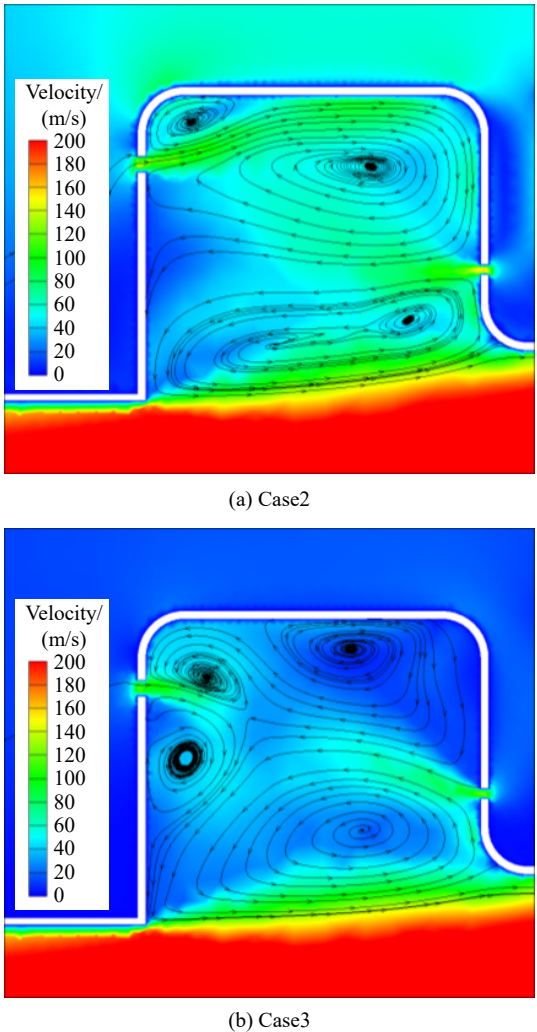


图 18 外内涵压比对流场的影响
Fig. 18 Influence of the inlet pressure ratio of out and inner bypass on flow field

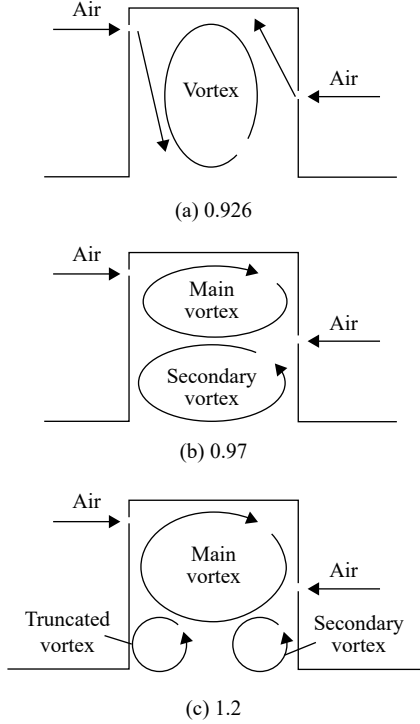


图 19 凹腔的典型流场图
Fig. 19 Typical flow field diagram in cavity

壁气流受到主涡和主流的双重挤压,仅能在凹腔后壁附近形成一个小副涡。综上可知,只有当外内涵压比与凹腔结构尺寸相匹配时,凹腔内部才能形成由主涡和副涡组成的涡系;若外内涵压比过大或过小均不利于凹腔中形成能够稳定组织燃烧的涡系。

4.2.3 内涵进气压力的影响

图 20 给出的是进气压力对凹腔贫油点火的影响,图 21 给出的是进气压力为 220 kPa 下的凹腔流场图。可见,内涵进气压力为 135 kPa(case2)的贫油点火油气比为 0.003 25,而内涵进气压力为 220 kPa(case4)贫油点火油气比为 0.001 81,通过将 220 kPa 与 135 kPa(图 18(a))的流场图对比,

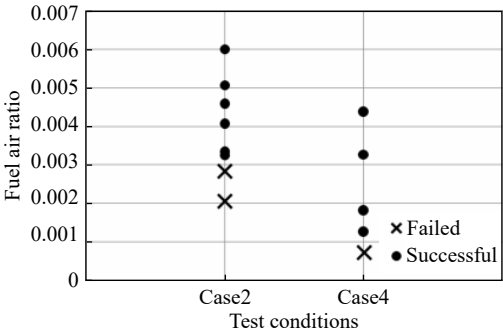


图 20 进气压力的影响
Fig. 20 Influence of inlet pressure

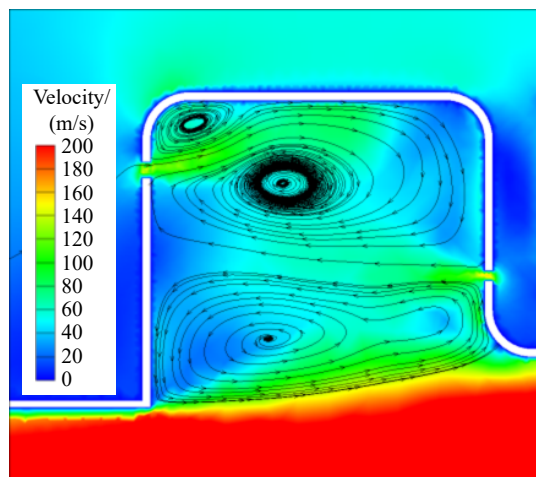


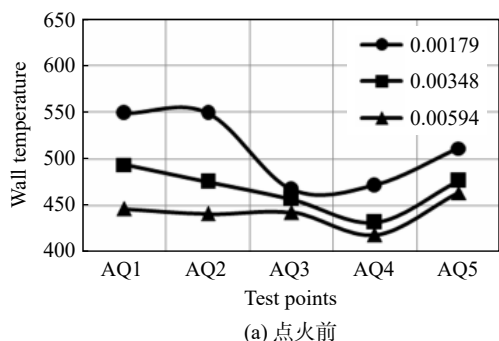
图 21 Case4 的流场图

Fig. 21 Flow field diagram of case4

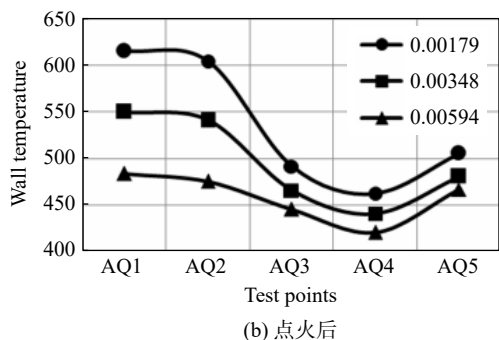
不同进气压力下的凹腔流场结构基本一致。分析认为, 在外内涵进气压比不变的条件下, 气流密度随进气压力的增大而增大, 空气与油雾之间的相互作用增强, 有利于燃油雾化及凹腔点火。

4.3 凹腔壁温分布规律

图 22 给出的是在内涵进气马赫数 Ma_6 为 0.53(case1), 凹腔在不同油气比(0.001 79、0.003 48、0.005 94)下的壁温曲线图, 根据流量分配关系, 计算得到凹腔油气比分别为 0.100 2、0.197 2、0.334 7。据图 22(a)可见, 点火信号发出前, 因燃油蒸发吸热, 凹腔壁温均低于外涵冷气温度



(a) 点火前



(b) 点火后

图 22 凹腔壁温曲线图

Fig. 22 Cavity wall temperature curve

(600 K)。且油气比越大, 凹腔壁温降低幅度越大。

在凹腔成功点火后(图 22(b)), 相较于凹腔上壁和凹腔后壁壁温, 凹腔前壁壁温明显升高; 且加力油气比越小, 凹腔前壁壁温升高幅度越大, 分析认为当加力油气比较大时, 凹腔内处于富油状态, 不利于燃油充分燃烧, 故而凹腔壁温升高幅度相对较小。

在实际工程应用中, 常将凹腔前壁壁温数据作为表征凹腔驻涡加力燃烧室是否成功点火的一个判据。

5 结 论

本文设计了一种出口为扁平状喇叭口的气旋耦合喷嘴, 通过数值仿真和试验验证分析, 研究了喷嘴油雾锥角等特性, 还分析了凹腔贫油点火特性和凹腔壁温的分布规律。主要有以下结论:

1) 在试验范围内, 气旋耦合喷嘴展向油雾锥角随供气压差的增大而减小, 随供油压差的增大而增大; 径向油雾锥角基本不受供气压差和供油压差的影响, 保持不变。

2) 在内涵进气马赫数 Ma_6 为 0.53 下, 采用气旋耦合喷嘴的凹腔能在加力油气比为 0.001 79 下贫油点火成功。

3) 电嘴插入深度对凹腔的点火性能影响较大, 其插入深度需与气旋耦合喷嘴的径向油雾锥角匹配。

4) 凹腔的贫油点火边界受凹腔内部的驻涡形态影响, 在理想涡系下具有更宽的贫油点火边界。

5) 保持外内涵压比不变, 进气压力的增大, 凹腔内气流密度增大, 油雾与空气的相互作用增强, 燃油雾化更好, 有利于凹腔点火。

6) 在点火信号发出后, 凹腔前壁壁温上升明显, 且油气比越小, 上升幅度越大, 凹腔前壁壁温数据可作为凹腔成功是否点火的判据。

参考文献:

- [1] BURRUS D L, JOHNSON A W, ROQUEMORE W M, et al. Performance assessment of a prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application: ASME Paper 2001-GT-0087[R]. New York: ASME, 2001.
- [2] MEYER T, BROWN M, FONOVS S, et al. Optical diagnostics and numerical characterization of a trapped-vortex combustor: AIAA 2002-3863[R]. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [3] HENDRICKS R C, SHOUSE D T, ROQUEMORE W M, et al. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with high-speed diffuser flow[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2001, 7(6): 375-385.

- [4] HENDRICKS R C, SHOUSE D T, ROQUEMORE W M, et al. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser: NASA/TM-2004-212507[R]. Washington: NASA, 2004.
- [5] 何小民, 王家骅. 驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 567-571.
HE Xiaomin, WANG Jiahua. An investigation on the fluid characteristics of trapped-vortex combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(5): 567-571. (in Chinese)
- [6] 何小民, 许金生, 苏俊卿. 驻涡区进口结构参数影响 TVC 燃烧性能的试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1798-1802.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Effect of air and fuel injection patterns in pilot zone on trapped-vortex combustor performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(11): 1798-1802. (in Chinese)
- [7] 何小民, 姚锋. 流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 810-813.
HE Xiaomin, YAO Feng. Effect of flow parameters and equivalence ratio on the trapped vortex combustor performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(5): 810-813. (in Chinese)
- [8] 何小民, 许金生, 苏俊卿. 驻涡燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 318-323.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Experimental research of the performance of the trapped-vortex combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(2): 318-323. (in Chinese)
- [9] DAVOUDZADEH F, BUEHRLE R, LIU N S, et al. Numerical Simulation of the RTA Combustion Rig: NASA/TM-2005-213899 [R]. Washington: NASA, 2005.
- [10] LEE J, WINSLOW R, BUEHRLE R. J. The GE-NASA RTA hyperburner design and development: NASA/TM-2005-213803[R]. Washington: NASA, 2005.
- [11] WOLTMANN I E, ARCHER S S, BACHMAN F G, et al. Augmentor with trapped vortex cavity pilot. US 8011188 B2[P]. 2011-09-06.
- [12] 秦伟林, 何小民, 金义, 等. 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型冷态流场试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1347-1354.
QIN Weilin, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Experimental investigation on cold flow characteristics of afterburner with cavity/strut hybrid flameholders[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(6): 1347-1354. (in Chinese)
- [13] 翟云超, 钟世林, 康玉东, 等. 径向稳定器冷却方式对壁温和流场影响的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(6): 14-17.
ZHAI Yunchao, ZHONG Shilin, KANG Yudong, et al. Impact analysis of cooling method of radial flameholder on wall temperature and flow field by numerical simulation[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2018, 31(6): 14-17. (in Chinese)
- [14] 谭云川, 钟华贵, 孙瑞礼, 等. 驻涡加力燃烧室贫油熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 1932-1941.
TAN Yunchuan, ZHONG Huagui, SUN Ruili, et al. Effect of lean blowout performance of trapped vortex combustor of the afterburner [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(9): 1932-1941. (in Chinese)
- [15] 吴泽俊, 何小民, 洪亮, 等. 采用离心喷嘴的单凹腔驻涡燃烧室点火与贫油特性[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 601-607.
WU Zejun, HE Xiaomin, HONG Liang, et al. Ignition and lean blowout characteristics of a single-cavity trapped vortex combustor utilizing pressure swirl atomizer[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 601-607. (in Chinese)
- [16] 邢菲, 樊未军, 张荣春, 等. 蒸发管供油的单驻涡燃烧室贫油点火试验[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 523-527.
XING Fei, FAN Weijun, ZHANG Rongchun, et al. Ignition performance of a single trapped vortex combustor with evaporation tube as fuel supply[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(5): 523-527. (in Chinese)
- [17] 张荣春, 樊未军, 宋双文. 驻涡燃烧室蒸发管供油装置的雾化蒸发性能试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2495-2502.
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, SONG Shuangwen. Atomization and evaporation performance experiment of evaporating tube for trapped vortex combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(11): 2495-2502. (in Chinese)
- [18] LI Mingyu, HE Xiaomin, ZHAO Yuling, et al. Performance enhancement of a trapped-vortex combustor for gas turbine engines using a novel hybrid-atomizer[J]. *Applied Energy*, 2018, 216: 286-295.
- [19] 曹敏, 何小民. 气旋耦合喷嘴喷雾特性研究[J]. 机械与电子, 2020, 38(2): 34-40.
CAO Min, He Xiaomin. Study on spray characteristics of a novel hybrid Atomizer[J]. *Machinery & Electronics*, 2020, 38(2): 34-40. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)