

翼型支板火焰稳定器结构参数的研究

刘广海, 刘玉英  
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 以 NACA 翼型参数算法为基础进行翼型支板稳定器设计, 并采用数值模拟方法探讨了支板火焰稳定器最大厚度位置和截尾厚度两个结构参数对总压恢复系数和回流区长度的影响. 结果表明: 在来流马赫数为 0.15~0.30 的条件下, 随着支板最大厚度位置后移, 总压恢复系数先增大后急剧减少, 回流区长度则呈现相反趋势; 截尾厚度越小, 其最大总压恢复系数越大, 且回流区长度与截尾厚度的 1.5 次方成正比.

**关 键 词:** 支板稳定器; 最大厚度位置; 截尾厚度; 回流区; 总压恢复系数

**中图分类号:** V231.2                      **文献标志码:** A

Investigation on the structural parameters of  
airfoil shaped strut flame stabilizer

LIU Guang-hai, LIU Yu-ying  
(School of Energy and Power Engineering,  
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Structural parameters of airfoil shaped strut flame stabilizer were designed based on the algorithm of NACA airfoil parameters. The impacts of maximum thickness position and thickness of trailing edge of stabilizers on the total pressure recovery coefficient and length of the recirculation zone were analyzed by numerical simulation. The results show that total pressure recovery coefficient of stabilizer increases firstly, then decreases sharply with the maximum thickness position moving towards to trailing edge under the conditions of flow Mach number from 0.15 to 0.30. However, the length of the recirculation zone shows a contrary trend. The smaller trailing edge thickness of stabilizer means the greater maximum total pressure recovery coefficient. The length of the recirculation zone is proportional to 1.5 power of the strut flame stabilizer's trailing edge thickness.

**Key words:** strut flame stabilizer; maximum thickness position; thickness of trailing edge; length of the recirculation zone; total pressure recovery coefficient

加力燃烧室是航空发动机重要的短时增推装置<sup>[1]</sup>. 传统加力燃烧室给发动机带来了很大的附加质量和非加力状态流动损失, 因此在未来高推质比航空发动机的研制中迫切需要技术创新<sup>[2-4]</sup>. 火焰稳定器作为加力燃烧室中重要的部件之一, 其技术创新也是航空发动机研制中需要不断探索的重要内容<sup>[5-7]</sup>. 早在 1995 年, 国外 Clements 等人<sup>[8]</sup>公布的一份专利中即提出了将涡轮后承力支板与火焰稳定器一体化设计的一体化加力燃烧室方案. 2006 年国内季鹤鸣等人<sup>[9]</sup>首先提出了一种取消传统火焰稳定器并利用涡轮后支板与中心锥内突扩相结合稳定火焰的内突扩式一体化加力燃

收稿日期: 2014-01-08  
基金项目: 航空科学基金(2013ZB51014)  
作者简介: 刘广海(1990), 男, 河南开封人, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧试验研究.  
通讯作者: 刘玉英(1974—), 女, 内蒙古呼和浩特人, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机燃烧研究. E-mail: yyliu@buaa.edu.cn

烧室方案. 此后, 孙雨超等人<sup>[10]</sup>也提出了一种以径向支板稳定器为特点的一体化加力燃烧室并开展了方案的可行性数值模拟分析. 秦伟林等人<sup>[11]</sup>开展了凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型的冷态流场实验研究. 这些工作表明, 以一体化加力燃烧室为背景的支板稳定器研究是未来高推质比航空发动机的重要研究内容之一. 从 2010 年起, 北京航空航天大学吴迪、刘雯佳、罗莲军、柳杨等人<sup>[12-16]</sup>先后开展了有关凹腔支板稳定器的流动、燃油雾化与燃烧性能等相关研究工作, 指出了这种支板火焰稳定器具有潜在的应用前景. 但是, 作为一种新型稳定器, 支板火焰稳定器的结构设计仍处于研究探索阶段, 需要进一步开展详细的研究.

支板火焰稳定器是基于涡轮后框架提出的一种新型稳定器. 传统加力燃烧室的涡轮后支板一般采用流线型的翼型结构以利于降低流动损失, 火焰稳定器一般通过在钝体后方构造回流区以利于稳定火焰. 翼型支板稳定器结构设计的基本要求是不开加力时流动损失足够小, 开加力时能形成回流区以稳定高效的燃烧. 文献[12-16]提出的以翼型结构结合尾缘突扩为主要特点的支板火焰稳定器采用了圆弧近似的设计方法, 因此开展其结构参数研究对进一步优化设计支板稳定器构型具有重要的理论意义与工程应用价值.

根据翼型知识与火焰稳定理论, 翼型支板稳定器的结构参数主要有翼型弦长、最大厚度、最大厚度位置和截尾厚度. 翼型弦长与加力燃烧室具体结构有关, 最大厚度与传统 V 型火焰稳定器相当或更小, 因此本文主要研究支板的翼型最大厚度位置和截尾厚度两个结构参数. 本文以 NACA 四位数字翼型族算法<sup>[17]</sup>为基础进行翼型支板稳定器结构设计, 采用商用 CFD 软件开展支板火焰稳定器结构参数的数值模拟研究. 在常温、常压及来流马赫数( $Ma$ )为 0.15~0.30 的条件下, 通过冷态流场数值模拟研究, 探讨支板的最大厚度位置及截尾厚度对支板稳定器流动损失与回流区长度的影响, 旨在为支板稳定器的进一步优化设计与工程应用提供依据.

1 支板火焰稳定器设计方法

NACA 四位数字翼型算法<sup>[17]</sup>是被广泛使用的翼型设计方法, 本文支板稳定器的结构设计以 NACA 四位数字对称翼型算法为基础展开.

1.1 翼型支板火焰稳定器结构参数简介

本文提出的翼型支板稳定器结构参数主要有翼型弦长  $C$ 、最大厚度  $H$ 、最大厚度位置  $C_{\max}$  和截尾厚度  $H_t$ , 如图 1 所示. 此外, 定义无量纲最大厚度位置为  $C_{\max}/C$ , 无量纲最大厚度为  $H/C$ , 无量纲截尾厚度为  $H_t/C$ .

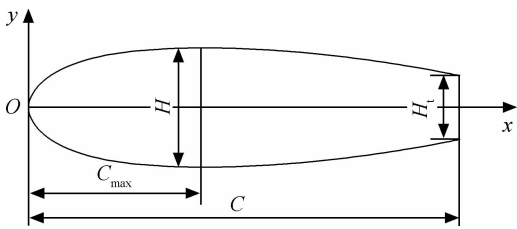


图 1 翼型支板结构参数示意图  
Fig. 1 Structural parameters of airfoil shaped flame stabilizer

1.2 翼型支板稳定器实验模型及原始计算模型

本文用于算法验证的翼型支板稳定器实验模型<sup>[16]</sup>采用圆弧近似的设计方法, 并且满足  $C_{\max}/C=50\%$ ,  $H_t/C=15\%$  及  $H/C=28\%$ , 如图 2 所示.

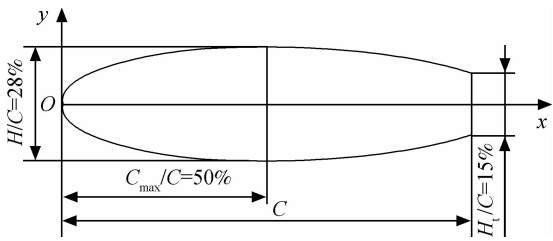


图 2 翼型支板的实验模型<sup>[16]</sup>  
Fig. 2 Experimental model of airfoil shaped flame stabilizer

翼型支板稳定器原始计算模型的弦长、最大厚度、截尾厚度与实验模型一致. 首先按照 NACA 四位数字翼型族算法构造弦长与最大厚度一定的对称翼型, 然后进行截尾和坐标变化完成几何建模. 原始计算模型如图 3 所示, 该模型  $H_t/C=15\%$ ,  $H/C=28\%$ , 与实验模型一致, 但相对最大厚度位置与由圆弧近似法的实验模型不同, 满足  $C_{\max}/C=40\%$ .

1.3 翼型支板稳定器型面参数算法

本文研究最大厚度与弦长不变时, 最大厚度位置及截尾厚度变化对流场的影响. 当最大厚度位置及截尾厚度改变时, 翼型型面参数会同时发

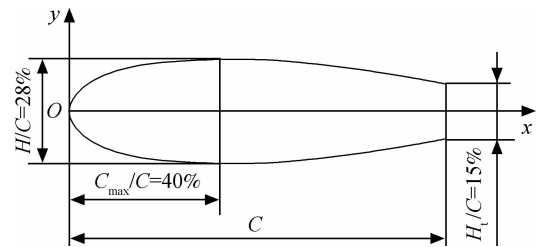


图 3 翼型支板的原始计算模型

Fig. 3 Original calculation model of airfoil shaped flame stabilizer

生改变,以下给出型面参数的计算方法。

以原始计算模型为基础,当改变最大厚度位置时,定义支板稳定器为 ZB Q-H 翼型,其中 Q 或 H 的值表示 Q 或 H 点到前缘的无量纲长度的百倍,即  $(x_Q/C) \times 100\%$  或  $(x_H/C) \times 100\%$ 。ZB Q-H 翼型表示支板型面上 Q 点横坐标移动到 H 点处,而纵坐标不变( $y_Q = y_H$ )。定义 R 为翼型型面上的任意一点, R 点移动前后所对应的坐标分别为  $(x_R^0, y_R^0)$  和  $(x_R^1, y_R^1)$ 。

如图 4 所示,型面参数坐标变换算法为:

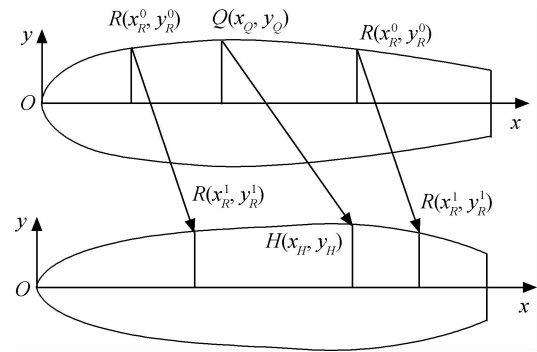


图 4 翼型支板型面参数变化示意图

Fig. 4 Schematic view of structural parameter variations

1) 当  $x_R^0 < x_Q$  时(R 点位于 Q 点之前)

$$x_R^1 = x_R^0 \frac{x_H}{x_Q} \tag{1a}$$

$$y_R^1 = y_R^0 \tag{1b}$$

2) 当  $x_R^0 > x_Q$  时(R 位于 Q 点之后)

$$x_R^1 = \frac{x_R^0 - x_Q}{x_H/x_Q} + x_Q \tag{2a}$$

$$y_R^1 = y_R^0 \tag{2b}$$

根据上述算法,若 Q 点位于 H 点之前(即  $x_Q < x_H$ ),翼型型面上 Q 点后移至 H 点, Q 点之前的型面拉伸, Q 点之后的型面压缩。同理,若 Q 点位于 H 点之后(即  $x_Q > x_H$ ), Q 点前移至 H 点, Q 点之前的型面压缩, Q 点之后的型面拉伸。

图 5 给出原始计算模型( $C_{max}/C=40\%$ )在最大厚度不变,最大厚度位置改变时的翼型示意图。

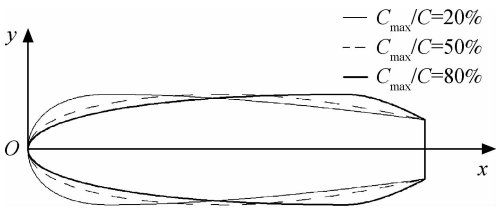


图 5 ZB 40-H 翼型示意图

Fig. 5 Schematic view of ZB 40-H

## 2 计算方法及算法验证

本文采用商用 CFD 软件进行支板稳定器的流场数值计算与分析。计算域如图 6 所示,其中计算域上下边界距离翼型弦线各为 75 mm,气流进口距离翼型后缘为 225 mm,出口距离翼型后缘为 300 mm。计算在常温下进行,采用压力进出口边界条件,翼型及通道壁面采用无滑移边界条件。控制方程采用二维不可压黏性 N-S 方程,使用二阶迎风格式对微分方程离散,压力速度采用耦合(coupled)算法,采用修正的 RNG (renormalization group)  $k-\epsilon$  湍流模型。

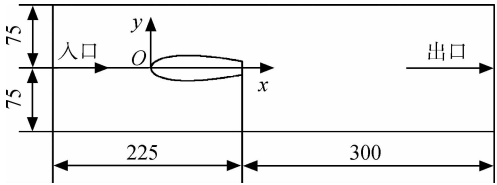


图 6 翼型支板稳定器计算域示意图(单位:mm)

Fig. 6 Schematic view of computational domain (unit:mm)

首先对图 2 所示的翼型支板稳定器实验模型<sup>[16]</sup>进行算法验证。定义支板稳定器的总压恢复系数为

$$\sigma = \frac{\sum_{i=1}^n A_i p_{outi}^*}{\sum_{i=1}^n A_i} \bigg/ \frac{\sum_{i=1}^m A_i p_{ini}^*}{\sum_{i=1}^m A_i} \tag{3}$$

其中  $\sum_{i=1}^n A_i p_{outi}^* / \sum_{i=1}^n A_i$  为面积加权平均的流道出口总压,  $\sum_{i=1}^m A_i p_{ini}^* / \sum_{i=1}^m A_i$  为面积加权平均的流道进口总压,两者之比为该流动的总压恢复系数。

文献[16]开展的翼型支板稳定器冷态流阻实验在 150 mm × 170 mm 二元加力燃烧实验台完

成. 实验中在进出口中心线位置处分别布置了五点总压测量靶. 实验测点沿  $y$  方向距上下壁面为 15 mm, 测点间隔为 30 mm.

图 7 给出了翼型支板实验模型总压恢复系数数值计算结果与实验结果的对比情况, 图中数值计算结果选取了与实验测点位置相同的点进行平均. 由图可见, 随着马赫数增大, 该支板稳定器的总压恢复系数降低, 且支板稳定器在  $Ma=0.30$  时其总压损失仅在 1.0%~1.5% 之间, 实验结果由于壁面摩擦等影响小于数值计算结果, 但两者基本吻合, 这证明了本文计算方法的可行性.

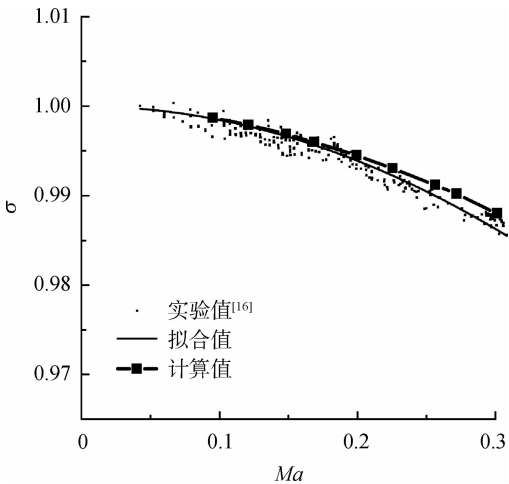


图 7 实验模型的总压恢复系数计算与实验结果对比  
Fig. 7 Comparison of calculation and experimental method in the total pressure recovery coefficient of experimental model

3 研究结果与分析

以下主要分析常温、常压及来流马赫数为 0.15~0.30 的条件下, 支板最大厚度位置及截尾厚度对稳定器流动损失与回流区长度的影响.

3.1 最大厚度位置对支板总压恢复系数的影响

图 8 给出了以支板原始计算模型(图 3)为基础, 最大厚度位置变化对翼型支板稳定器总压恢复系数的影响(ZB 40-H 翼型). 由图可知: 在不同来流马赫数下, 随着最大厚度位置向支板尾缘方向后移, 总压恢复系数均表现为先增大后急剧减少的趋势, 且在  $C_{max}/C=70\%$  处达到最大. 这是由于当最大厚度位置靠近前缘时, 翼型前缘弯曲程度大, 使得流管在前缘变细, 流速加快, 但最大厚度之后的涡流区范围大, 从而使得阻力较大. 随着最大厚度位置后移, 顺压梯度区增加, 逆压梯度

区减短, 分离延缓, 使阻力减少<sup>[18]</sup>. 而当  $C_{max}/C$  超过 70% 之后, 由于最大厚度位置接近尾缘, 翼型支板回流区与原始翼型有所不同, 其回流区宽度超过了截尾厚度, 如图 9 所示.

由图 8 还可以看出, 最大厚度位置显著影响翼型支板的流动损失, 因此是一个重要的结构参数. 以本文的 ZB 40-H 翼型为例, 其中 ZB 40-70 翼型的流动损失最小, 总压恢复系数最大.

图 10 对比了支板实验模型、原始计算模型及 ZB 40-70 翼型在不同马赫数下总压恢复系数数值模拟结果. 图中采用了整个出口数据点的平均值, 因此比图 8 中仅采用实验测量点位置数据点平均值的方法略大. 由图可见, 最大厚度位置  $C_{max}/C=50\%$  的实验模型比原始计算模型的总压恢复系数大, 但比 ZB 40-70 翼型的总压恢复系数要小. 因此, 圆弧近似的翼型支板稳定器结构在降低阻力损失方面有一定的可取性, 但其结构仍有较大的优化空间.

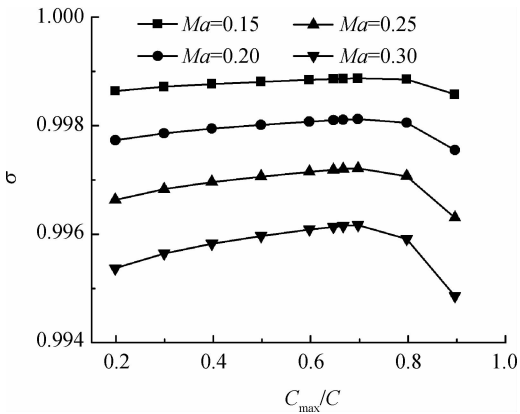
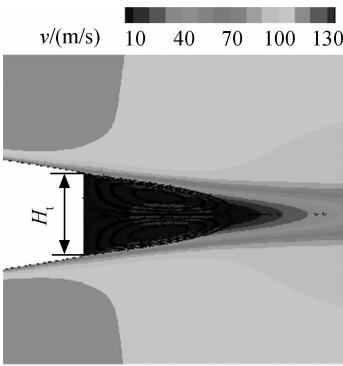
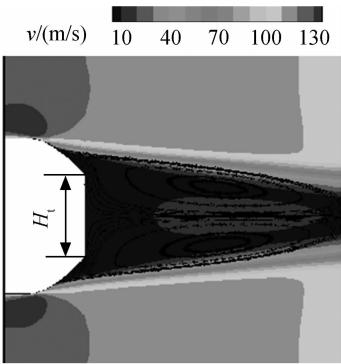


图 8 最大厚度位置对总压恢复系数的影响  
(ZB 40-H)

Fig. 8 Impact of maximum thickness position on the total pressure recovery coefficient  
(ZB 40-H)



(a) 原始翼型



(b) ZB 40-90翼型

图 9 翼型支板回流区示意图( $Ma=0.3$ )

Fig. 9 Recirculation zone schematic of airfoil shaped flame stabilizer ( $Ma=0.3$ )

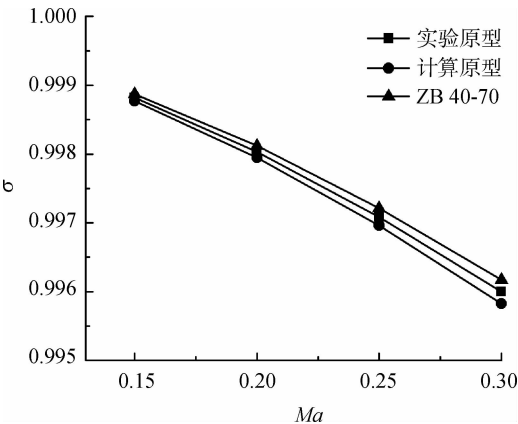


图 10 不同翼型的总压恢复系数对比

Fig. 10 Comparison of the total pressure recovery coefficient of various flame stabilizers

3.2 最大厚度位置对回流区长度的影响

稳定器的回流区长度与稳焰性能密切相关,因此以下分析最大厚度位置对支板回流区长度的影响。

图 11 为支板火焰稳定器典型工况下的流场示意图,其中回流区长度  $L_h$  定义为流场中轴向速度为零的点到支板尾缘的距离。定义无量纲回流区长度  $L_h/C$ 。

根据上述定义,图 12 给出了支板火焰稳定器 ZB 40-H 翼型的最大厚度位置对回流区长度的影响。由图可见,随着最大厚度位置向支板尾缘方向移动,回流区长度先缓慢减少然后急剧增大,且在  $C_{max}/C=70\%$  时达到最小。结合文中第 3.1 节的计算结果可以看出,翼型支板稳定器的最大厚度位置对总压恢复系数与回流区长度的影响趋势正好相反。在支板稳定器结构设计中,最大厚度位置

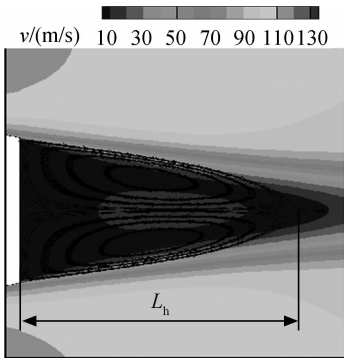


图 11 回流区长度示意图

Fig. 11 Definition of the length of recirculation zone

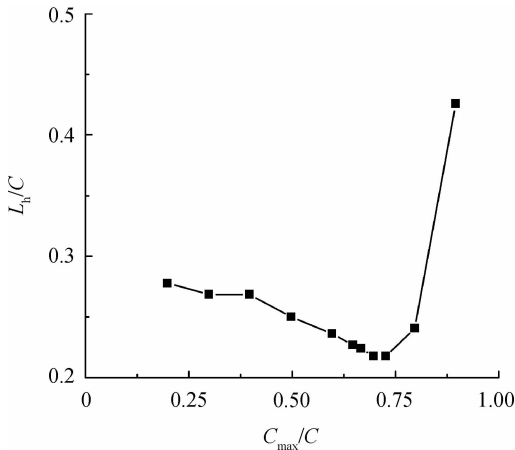


图 12 最大厚度位置对回流区长度的影响  
(ZB 40-H,  $Ma=0.15$ )

Fig. 12 Impact of maximum thickness position on length of recirculation zone (ZB 40-H,  $Ma=0.15$ )

的确定需要在降低流动损失的同时兼顾火焰稳定性,因此需要进一步开展燃烧性能研究。

3.3 截尾厚度对总压恢复系数的影响

本文所研究的翼型支板稳定器采用尾缘突扩结构,截尾厚度是一个重要的结构参数。但是需要注意的是,在支板稳定器长度及最大厚度一定的情况下,对于不同截尾厚度的支板,其最大厚度位置及支板型面参数均改变。不同截尾厚度的支板稳定器结构设计仍采用文中第 1.2 和第 1.3 节的方法。图 13 给出了无量纲最大厚度均为  $H/C=28\%$ ,无量纲截尾厚度  $H_t/C$  分别为  $5\%$ ,  $10\%$ ,  $15\%$  和  $20\%$  时的支板稳定器原始计算模型。

图 14 为  $Ma=0.15$  时,不同截尾厚度支板稳定器的总压恢复系数随最大厚度位置的变化情况。可以看出,截尾厚度越小,其最大总压恢复系数越大,这主要是由回流区范围减小引起的。此外,翼型截尾厚度越小,其达到最大总压恢复系数

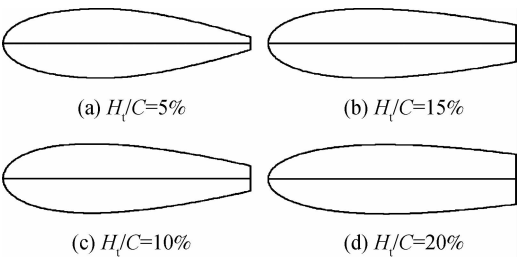


图 13 计算原始翼型(无量纲截尾厚度分别为 5%, 10%, 15% 和 20%)

Fig. 13 Original calculation model (dimensionless thickness of blunt trailing edge reaches 5%, 10%, 15% and 20% respectively)

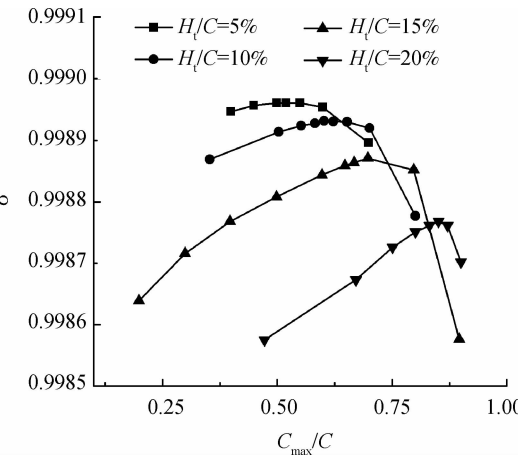


图 14 不同截尾厚度对总压恢复系数影响 ( $Ma=0.15$ )

Fig. 14 Impact of trailing edge thickness on total pressure recovery coefficient ( $Ma=0.15$ )

时的最大厚度位置越靠近翼型前缘,截尾厚度分别为 5%, 10%, 15% 和 20% 时达到最大总压恢复系数的最大厚度位置分别为 50%, 60%, 70% 和 85% 处。

3.4 截尾厚度对支板回流区长度的影响

由 Zukoski<sup>[19]</sup> 分析可知,使用圆柱作为钝体火焰稳定器,其回流区长度  $L_h$  与圆柱直径的平方根成正比,而对于楔形与圆锥-圆柱型的火焰稳定器,其回流区长度则与直径成正比。当支板稳定器的最大厚度一定时,研究翼型火焰稳定器截尾厚度对回流区长度的影响则非常重要。

图 15 给出了不同截尾厚度翼型在总压恢复系数最大时对应的回流区长度与截尾厚度的关系。假定无量纲回流区长度  $L_h/C$  与无量纲截尾厚度  $H_t/C$  满足如下关系式:

$$(L_h/C) = C_{const} (H_t/C)^n \tag{4}$$

其中  $C_{const}$  为一常数,  $n$  为无量纲截尾厚度  $H_t/C$

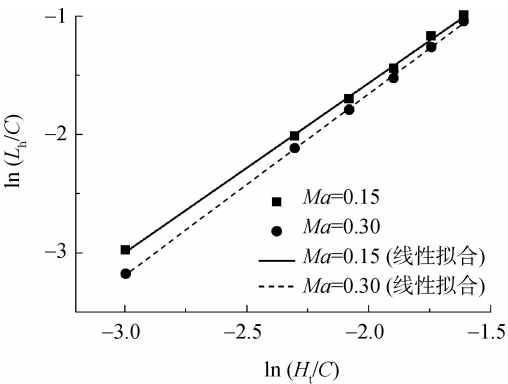


图 15 不同截尾厚度翼型在最大总压恢复系数时的回流区长度

Fig. 15 Length of the recirculation zone for the airfoil shaped flame stabilizer with different trailing edge thickness under the condition of maximum total pressure recovery coefficient

的指数。两边取自然对数得到:

$$\ln (L_h/C) = \ln C_{const} + n \ln (H_t/C) \tag{5}$$

由图 15 可知,对于同一翼型在  $Ma=0.15$  与  $Ma=0.30$  时回流区长度相差不大,并且表现出相同趋势;在  $Ma=0.15$  和  $Ma=0.30$  时,最小二乘拟合直线的斜率分别为 1.529 05 和 1.432 82。两条曲线的相关系数  $R^2=0.999\ 57$  和 0.998 81。由此可知,本文所研究的翼型支板稳定器,保持截尾厚度不变的情况下,当实现流动损失最小时,支板的截尾厚度与回流区长度的 1.5 次方成正比。结合文中第 3.3 节可知,翼型支板截尾厚度越小,总压恢复系数越大,但是回流区越小。因此,截尾厚度的选取可根据设计要求从回流区长度与流动损失两方面折中选取,上述结论对支板稳定器结构设计中截尾厚度的反设计具有一定的指导意义。

4 结 论

本文在常温、常压及来流马赫数为 0.15~0.30 的条件下,保持翼型支板稳定器的弦长和最大厚度不变,研究了支板最大厚度位置和截尾厚度对于总压恢复系数和回流区长度的影响。得到如下结论:

1) 对本文研究的翼型支板稳定器,在不同来流马赫数下,随着最大厚度位置向支板尾缘方向后移,总压恢复系数先缓慢增加,在  $C_{max}/C=70\%$  处达到最大后急剧减少。回流区长度则表现为相反趋势,即先缓慢减少,在  $C_{max}/C=70\%$  处达到最短后急剧增加。来流马赫数越高,支板稳定

器总压恢复系数越低,但均在 1.5%以内.

2) 对于不同截尾厚度的翼型支板稳定器,截尾厚度越小,其最大总压恢复系数越大,且在其达到最大总压恢复系数时的最大厚度位置越靠近翼型前缘. 翼型支板的无量纲回流区长度  $L_h/C$  与无量纲截尾厚度  $H_t/C$  的 1.5 次方成正比.

参考文献:

[1] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.

[2] Lovett J A, Brogan T P, Philippona D S, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192, 2004.

[3] 金如山,索建秦. 先进加力燃烧室技术发展[C]//中国航空学会第七届动力年会论文集. 贵阳:中国航空学会,2010:594-599.

[4] 马梦颖,金捷,季鹤鸣. 航空发动机加力燃烧室技术及新颖结构方案[J]. 燃气涡轮试验与研究,2008,21(4):55-59. MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technology and new configuration of aero-engine afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 55-59. (in Chinese)

[5] 岳连捷,杨茂林,黄勇,等. 尾缘吹气式火焰稳定器流场计算[J]. 航空动力学报,1998,13(2):180-184. YUE Lianjie, YANG Maolin, HUANG Yong, et al. Numerical prediction of cold flow field behind EBMC flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 180-184. (in Chinese)

[6] 杨茂林,全中,白兴艳,等. 尾缘吹气式火焰稳定器试验研究[J]. 航空动力学报,1998,13(2):185-188. YANG Maolin, QUAN Zhong, BAI Xingyan, et al. Experimental investigation on EBMC flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 185-188. (in Chinese)

[7] 柳杨,金捷,王慧汝,等. 新型变几何火焰稳定器燃烧特性试验[J]. 航空动力学报,2012,27(10):2214-2221. LIU Yang, JIN Jie, WANG Huiru, et al. Experiment on combustion characteristics of novel variable geometry flame-holder[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2214-2221. (in Chinese)

[8] Clement T R, Graves C B. Augmentor burner; USA, US5385015[P]. 1995-01-31.

[9] 季鹤鸣,樊未军,杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机,2006,32(1):35-37. JI Heming, FAN Weijun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aero-engine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)

[10] 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 Yuchao, ZHANG Zhixue, Li Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)

[11] 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 flame-holders[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1347-1354. (in Chinese)

[12] 吴迪,金捷,季鹤鸣. 一种加力燃烧室凹腔支板火焰稳定方案研究[C]//中国航空学会第七届动力年会论文集. 贵阳:中国航空学会,2010:657-660.

[13] 吴迪,金捷,季鹤鸣,等. 凹腔支板尾缘涡脱落频率试验研究[J]. 航空发动机,2011,37(4):48-51. WU Di, JIN Jie, JI Heming, et al. Experimental study of vortex shedding frequency at trailing edge of a cavity-based strut[J]. Aeroengine, 2011, 37(4): 48-51. (in Chinese)

[14] 刘雯佳,金捷,季鹤鸣. 带凹腔支板的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究,2010,23(4):35-38. LIU Wenjia, JIN Jie, JI Heming. Numerical simulation on strut with cavity[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 35-38. (in Chinese)

[15] 罗莲军,刘玉英,张文龙,等. 喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配雾化特性[J]. 航空动力学报,2013,28(11):2462-2467. LUO Lianjun, LIU Yuying, ZHANG Wenlong, et al. Atomization characteristics of fuel injector and cavity-based strut flame stabilizer under close-range matching condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2462-2467. (in Chinese)

[16] 柳杨. 支板稳焰一体化新型火焰稳定器流动与燃烧性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2013. LIU Yang. Research on flow and combustion characters of novel strut flame-holder[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[17] 张锡金. 飞机设计手册:第6册 气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.

[18] 陈懋章. 粘性流体力学基础[M]. 北京:高等教育出版社,2002.

[19] Zukoski E E. Flame stabilization on bluff bodys at low and intermediate reynolds numbers[D]. California: California Institute of Technology, 1954.