

单头部/扇形/全环燃烧室贫油点火性能换算

赵明龙¹, 杨志民¹, 林宇震², 刘金林¹, 葛新¹

(1. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;
2. 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)

摘 要: 通过单头部、扇形和全环燃烧室的点火性能试验,对比了 3 种试验件贫油点火边界结果的关联与差异,同时对差异原因进行了讨论分析。进一步地,基于 Lefebvre 点火模型,通过数据拟合处理方法获得了各试验件贫油点火边界的经验公式,并得到它们之间的换算方程。研究表明:不同类型燃烧室试验件的贫油点火边界变化规律相同;同一状态做对比,全环试验件的贫油点火油气比则明显低于单头部和扇形件的相应值。

关 键 词: 贫油; 燃烧室; 点火性能; 旋流杯; 索太尔平均直径

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

Conversion methods for lean ignition performances among single-sector, multi-sector and full annular combustors

ZHAO Minglong¹, YANG Zhimin¹, LIN Yuzhen², LIU Jinlin¹, GE Xin¹

(1. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shenyang 110015, China;
2. 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)

Abstract: A series of ignition tests were conducted to study the similarities and differences of lean ignition limits among single-sector, multi-sector and full annular combustors. Furthermore, major factors causing the differences were analyzed. Based on Lefebvre's ignition model, empirical lean ignition limit correlations of different combustors were summarized by data fitting method, together with the conversion formulas there in. Results show that: different types of combustors exhibit similar lean ignition limit changing pattern, but the lean ignition fuel air ratio of full annular combustor are obviously lower than those of single-sector and multi-sector combustors under same conditions.

Key words: lean; combustor; ignition performance; swirl cup; Sauter mean diameter

燃烧室是航空发动机的核心部件之一,其功能是将压缩空气与燃料混合燃烧,释放热量,提高空气的温度以实现膨胀做功。燃烧室的重要性能指标主要有点火边界、熄火边界、出口温度分布与总压损失等^[1]。燃烧性能试验是燃烧室技术研究的重要途径之一。NASA 把燃烧室的技术发展过程分成多个阶段^[2]。针对不同阶段的不同研究目的,燃烧

收稿日期:2015-12-16

作者简介:赵明龙(1989—),男,工程师,硕士,研究领域为航空发动机燃烧室试验技术。E-mail:zmllyzm@163.com

引用格式:赵明龙,杨志民,林宇震,等.单头部/扇形/全环燃烧室贫油点火性能换算[J].航空动力学报,2017,32(8):1822-1826.
ZHAO Minglong, YANG Zhimin, LIN Yuzhen, et al. Conversion methods for lean ignition performances among single-sector, multi-sector and full annular combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1822-1826.

试验所采用的试验件类型有所不同,一般依次包括单头部、扇形和全环试验件。前人研究表明,针对同型号的燃烧室,采用不同类型的试验件进行性能试验,结果基本统一^[3]。而单头部与扇形件具有研发周期短、试验成本低等一系列的优势,通常被作为前期试验研究或替代研究的对象。然而试验过程中,在侧壁结构^[4]等因素的影响下,不同类型试验件的燃烧性能结果之间也存在着较为明显的差别^[5-7]。

受试验条件及成本等方面的限制,目前国内对航空发动机单头部、扇形与全环燃烧室燃烧性能之间关系及变化规律的系统研究较为少见。建立系统完善的燃烧试验体系,研究不同类型试验件燃烧性能的定量关系,则可通过低成本、短周期的单头部或扇形试验件得到较为准确的全环燃烧室性能参数,并为进一步的设计完善及试验改进工作提供指导。针对某型发动机的燃烧室,本研究开展了单头部、扇形与全环试验件的点火试验,通过结果对比分析与数据处理,得到各试验件之间点火性能的定量换算公式。

1 试验系统与试验方法

1.1 燃烧室点火试验

单头部燃烧室点火试验在北京航空航天大学常压燃烧试验器上开展。图 1 为试验系统示意图,主要由进气路、排气路、燃料供给管路、试验段、测量段及控制采集系统等构成。扇形试验件与全环试验件的试验在沈阳发动机研究所点火性能试验器上开展。该试验器包括进气、排气、引射器、燃油、冷却水、测试系统等,见图 2。3 个试验件具有相同结构形式的扩压器、喷嘴、火焰筒、机匣等,所不同的是:全环试验件包含 20 个头部与 2 个点火电嘴(能量为 4 J,放电频率为 2 Hz);扇形试验件为全环的 1/4,包含 5 个头部,但包含 1 个点火电嘴(能量为 4 J,放电频率为 2 Hz);单头部试验件则包含 1 个头部与 1 个点火电嘴(能量为 12 J,放电频率为 10 Hz)。各试验件进口压力采用压力变送器测量,温度采用热电偶测量,空气流量由标准流量喷嘴与流量孔板测量,三者推导可得到进口空气速度。另外,试验采用的燃料为 RP-3 航空煤油。

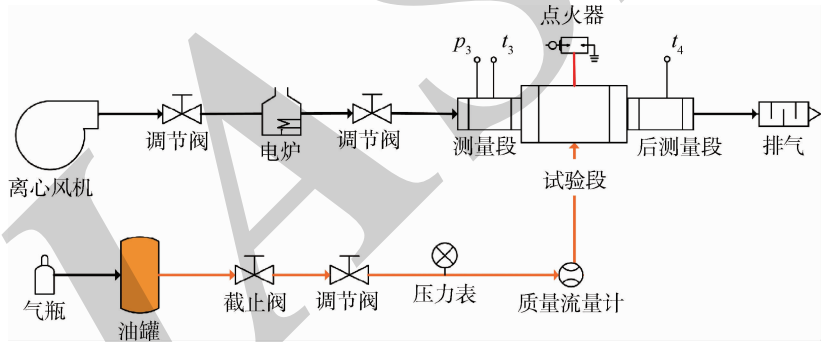


图 1 常压燃烧试验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of atmospheric pressure combustion test system

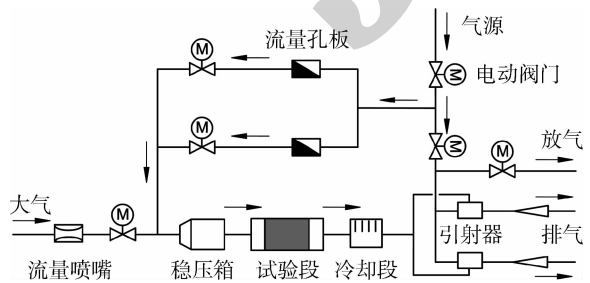


图 2 点火性能试验系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of ignition test system

点火试验参数如表 1 所示。试验过程中,保持燃烧室进口温度、压力和空气流速不变,接通点火系统进行点火,并监控出口热电偶温升以确定是否点燃。如果点燃,则减小燃油流量,重复点火

过程,直至列出点火边界。保持进口温度和压力不变,调节进口流速,重复以上流程即可获得边界曲线。试验中,点火时间为 5 s,若与各头部相对应的试验件出口处的温升均高于 80 K^[8],且火焰稳定时间大于 20 s,则认为点火成功。

表 1 点火试验状态参数

Table 1 State parameters for ignition tests

燃烧室 试验件	状态 点	进口压力 p_3 /MPa	进口温度 T_3 /K	进气速度 U_3 /(m/s)
单头部	地面点火	0.1	300	20~120
扇形	高空点火	0.03, 0.05, 0.07	300	20~120
全环	地面点火	0.1	300	20~120
	高空点火	0.03, 0.05, 0.07	300	20~120

1.2 喷嘴雾化性能试验

燃油的雾化质量及颗粒分布情况是影响燃烧室最终燃烧结果的关键因素之一。对燃烧室点火性能的研究离不开对燃油喷嘴本身雾化特性的量化与分析。基于上述原因,本文同时开展了喷嘴雾化试验。

本文中的各燃烧室采用的喷嘴为双旋流空气雾化喷嘴^[9-10]。该结构形式的喷嘴具有较为优异的雾化性能,在现代燃烧室中得到了广泛的应用。喷嘴雾化性能试验在沈阳发动机研究所燃油喷雾激光诊断试验器^[11-12]上进行。该试验器由进/回油、进/排气、测试、采集系统等组成,详见图 3。其中,测试系统包括一套相位多普勒粒子分析仪(PDPA),可实现对油雾颗粒尺寸的测量。

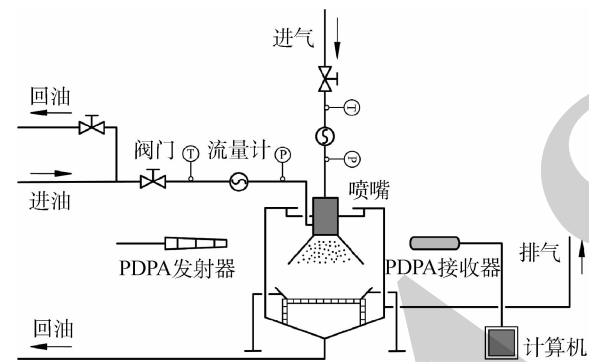


图 3 喷嘴雾化试验系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of nozzle atomization test system

雾化性能试验以燃烧室主燃孔对应的垂直于燃油喷射方向的平面作为测试截面,通过 PDPA 获得该面上各测点的油雾颗粒尺寸参数,最后运用统计方法获得该面的索太尔平均直径(SMD 记为 D_{sm})。其中,测点的选取方式为:以投影在测试平面上的雾锥中心点为原点,取两条十字交叉线作为 x, y 轴线,在两轴线上每隔 $2 \sim 5$ mm 设定一个测点。试验状态参数为进口压力 $p_3 = 0.106$ MPa,进口温度 $T_3 = 286.15$ K,喷嘴空气流量 $q'_{ma} = 0.012$ kg/s。调节燃油流量,得到不同状态下的 SMD 结果。

2 结果分析与定量换算

2.1 点火试验结果对比

各试验件的贫油点火试验结果见图 4。分析结果可得:

1) 相同的进口温度、压力状态下,3 个试验件的贫油点火油气比均随进气速度的提高而降低。这是由于进气量的增加改善了燃油的雾化效

果,使其在高能电火花工作下更容易蒸发为油蒸气,从而有利于试验件的点火^[13-14]。

2) 保持进口温度、进气速度不变,提高进口压力会降低扇形与全环试验件的点火油气比。

3) 相同进口条件下,全环试验件的点火油气比明显低于另外两者的对应值。分析原因可能包括:①单头部和扇形试验件都有侧壁,使得其气动热力和油雾分布与全环试验件相比具有一定差异;②全环试验件设置两个点火点,而单头部和扇形试验件只有一个点火点,从点火的 3 个主要过程来看(即形成初始火核、稳定、联焰的过程),全环试验件形成初始火核的成功率大大增加,从而使其点火结果优于另外两者。

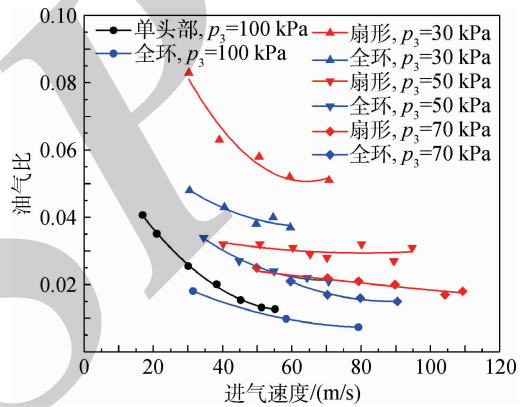


图 4 单头部/扇形/全环试验件贫油点火结果对比

Fig. 4 Comparison of lean ignition data among single-sector, multi-sector and full annular combustors

基于大量试验数据,Lefebvre 提出燃烧室点火经验公式如下所示^[15-16]:

$$q_{lo} = \frac{B f_{pz}}{V_{pz}} \cdot \frac{q_{ma}}{p_3^{1.5} \exp(T_3/300)} \cdot \frac{D_{sm}^2}{\lambda_{eff} h_u} \quad (1)$$

其中 q_{lo} 为点火油气比; f_{pz} 代表主燃区气流分配比例; B 为拟合常数; V_{pz} 为主燃区体积; q_{ma} 为燃烧室空气流量; λ_{eff} 是有效蒸发常数; h_u 为燃油低热值。本文把式(1)中的 B, f_{pz}, V_{pz} 参数及与燃油特性相关的 h_u, λ_{eff} 值作为整体常量项;将包括状态参数 q_{ma}, p_3, T_3 及燃油雾化 SMD 的项作为整体变量项,记为 θ ,即

$$\theta = \frac{q_{ma}}{p_3^{1.5} \exp(T_3/300)} D_{sm}^2 \quad (2)$$

对本研究中各点火试验获得的数据进行拟合处理,则可获得各试验件点火油气比与整体变量 θ 之间的计算公式。另外,SMD 在点火试验中仍为未知量,而依据前人经验,其可通过经验模型由燃烧室进口状态参数换算得到。因此,本文将首先依

据雾化性能试验数据确定合适的 SMD 模型公式。

2.2 雾化试验结果及 SMD 模型

表 2 列出了雾化特性试验结果。其中包括了不同燃油流量状态下的 SMD 试验数据。

表 2 SMD 试验数据与计算数据的对比
Table 2 Comparison between measured and predicted SMD values

试验 序号	$q_{mf}/(\text{kg/s})$	$D_{Sm}/\mu\text{m}$		相对误差 绝对值/%
		试验	计算	
1	0.0134	71.26	68.65	3.7
2	0.0101	65.75	61.64	6.2
3	0.0080	60.55	57.41	5.2
4	0.0067	56.64	54.64	3.5
5	0.0058	53.73	52.68	2.0
6	0.0050	54.93	51.05	7.1
7	0.0037	50.87	48.28	5.1

前人研究提出了多个 SMD 计算模型,其中包括 El-Shanawany 和 Lefebvre^[17]提出的可用于估算双旋流空气雾化喷嘴 SMD 值的模型公式,具体为

$$D_{Sm} = 0.33 \left(\frac{\rho_f}{\rho_a} \right)^{0.1} \frac{D_h}{D_p^{0.6}} \left(\frac{\sigma_f}{\rho_a u_a^2} \right)^{0.6} \left(1 + \frac{q_{mf}}{q_{ma}} \right) + 0.068 \frac{D_h}{D_p^{0.5}} \left(\frac{\eta_f^2}{\sigma_f \rho_f} \right)^{0.5} \left(1 + \frac{q_{mf}}{q_{ma}} \right) \quad (3)$$

式中 u_a 代表喷嘴空气流速,空气密度 ρ_a 由 $p_3/(RT_3)$ 换算得到, q_{mf} 代表燃油流量,燃油密度 $\rho_f=780\text{ kg/m}^3$,其表面张力 $\sigma_f=0.026\text{ N/m}$,黏度 $\eta_f=0.0008\text{ (N}\cdot\text{s)/m}^2$,文氏管空气出口管径 $D_h=0.014\text{ m}$,文氏管出口外径 $D_p=0.0216\text{ m}$ 。

式(3)对本文所使用喷嘴的适用性需依据雾化试验数据进一步验证。将相关试验状态数据代入式(3)得 SMD 计算值。如表 2 所示,对比 SMD 试验值和计算值,最高偏差约 7%,因此该公式具有较高的预测精度。

2.3 贫油点火模型的拟合

已知试验状态参数,通过式(2)与式(3)计算出整体变量 θ 值,即可依据试验结果得到各试验件点火油气比值 q_{lo} 随 θ 的变化规律,如图 5 所示。由图可得,各试验件 q_{lo} 值的变化趋势相同,均随 θ 的提高而增加。另一方面,相同 θ 值下做对比,全环试验件的 q_{lo} 值低于单头部和扇形试验件的对应值。

对点火试验数据做拟合处理,可得到各试验件 q_{lo} 值与整体变量 θ 的换算关系式。前人研究结果^[15,18]指出 q_{lo} 与 θ 之间一般满足正比例或线

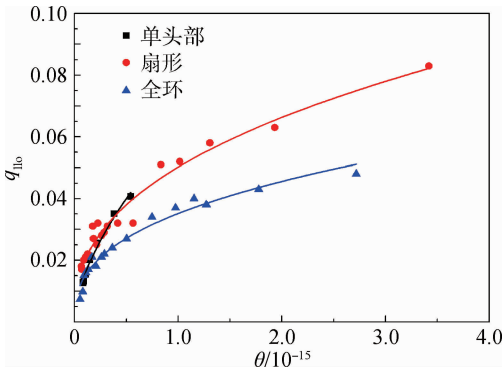


图 5 各试验件贫油点火油气比

Fig. 5 Lean ignition fuel air ratios of different types of combustor

性关系。本文采取正比例、线性、多项式、幂函数等多个模型来拟合试验数据,并对比各模型的拟合优度,得到结论为幂函数模型的拟合优度最高,见图 5。其中,单头部、扇形和全环试验件的幂函数模型拟合优度 R^2 分别为 0.985,0.967 和 0.965。

采用幂函数模型拟合,获得的各试验件贫油点火油气比经验公式分别为

$$q_{lo,s} = 6.64 \times 10^7 \left[\frac{q_{ma} D_{Sm}^2}{p_3^{1.5} \exp(T_3/300)} \right]^{0.603} \quad (4)$$

$$q_{lo,m} = 5.37 \times 10^4 \left[\frac{q_{ma} D_{Sm}^2}{p_3^{1.5} \exp(T_3/300)} \right]^{0.402} \quad (5)$$

$$q_{lo,f} = 1.48 \times 10^4 \left[\frac{q_{ma} D_{Sm}^2}{p_3^{1.5} \exp(T_3/300)} \right]^{0.603} \quad (6)$$

式中 $q_{lo,s}$, $q_{lo,m}$, $q_{lo,f}$ 分别为单头部、扇形和全环试验件的油气比。

运用上述 3 个经验公式反算各试验件在点火试验状态下的 q_{lo} 值,然后与试验中所测得的结果数据作比较,结果详见图 6。整理结果可得,以偏

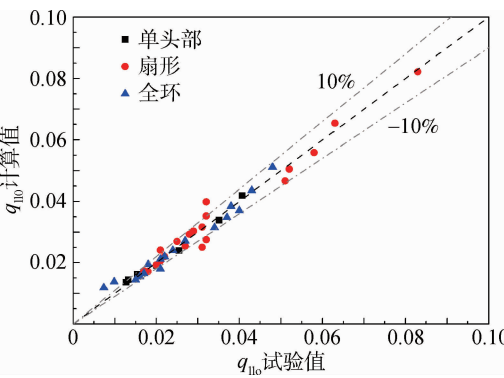


图 6 试验与计算贫油点火油气比的对比

Fig. 6 Comparison between measured and predicted lean ignition fuel air ratios

差±10%为限(图6中两条点划线),100%的单头部数据在该设定范围内,扇形和全环的相应比例则分别为85%和82.4%。因此可以确定,式(4)~式(6)对于各相应燃烧室试验件的贫油点火油气比具有较好的预测精度。

2.4 点火性能换算

针对所研究型号的发动机燃烧室,根据上述不同类型试验件的贫油点火经验公式(式(4)~式(6)),可以它们之间点火性能之间的定量换算关系,如下:

$$q_{\text{ilo},f} = 0.2q_{\text{ilo},s}^{0.62} \quad (7)$$

$$q_{\text{ilo},f} = 0.57q_{\text{ilo},m}^{0.93} \quad (8)$$

3 结 论

本研究针对某型发动机燃烧室分别开展了单头部、扇形和全环试验件的贫油点火试验,对比了各类型试验件之间点火边界的关联与差异,并通过建立模型与数据拟合的方法最终获得了它们之间点火性能的定量换算公式。得到的结论如下:

1) 不同类型燃烧室试验件的贫油点火边界变化趋势相同。各燃烧室贫油点火油气比随进气速度的提高而降低,随进口压力的提升而降低。

2) 相同进口条件下做对比,全环试验件的贫油点火油气比明显低于单头部和扇形件的相应值。其原因主要有侧壁对试验件气动热力和燃料颗粒分布的影响、不同类型试验件之间存在的点火过程差异等。

3) 针对所研究型号的发动机燃烧室,全环件和单头部试验件的点火油气比换算公式为 $q_{\text{ilo},f} = 0.2q_{\text{ilo},s}^{0.62}$,全环件和扇形件的点火油气比换算公式为 $q_{\text{ilo},f} = 0.57q_{\text{ilo},m}^{0.93}$ 。

参考文献:

- [1] 林宇震,许全宏,刘高恩.燃气轮机燃烧室[M].北京:国防工业出版社,2008.
- [2] SHAW R J. NASA's ultra efficient engine technology (UEET) program/aeropropulsion technology leadership for the 21st century[R]. Harrogate, UK: 22nd International Congress of Aeronautical Sciences, 2000.
- [3] PERKINS P J. Comparison of tests results from a 90° sector and a full annulus advanced turbojet combustor[R]. NASA-TM-X-52707, 1969.
- [4] 程树梅,曹康.短环形燃烧室 90°扇形试验件侧壁对燃烧室性能参数的影响[J].燃气涡轮试验与研究,1989,2(4): 39-44.

- [5] 张宝诚.环形燃烧室出口温度分布系数的研究[J].航空动力学报,1989,4(1):70-72.
ZHANG Baocheng. Research on temperature profile factor at exit in an annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(1): 70-72. (in Chinese)
- [6] 刘庆国.燃烧室出口温场部件试验与发动机试车结果比较[J].航空发动机,1999(3):27-32.
- [7] 张宝诚.航空发动机试验和测试技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [8] 国家国防科技工业局. HB7485-2012 航空燃气涡轮发动机燃烧室性能试验方法[S]. 北京:中国航空综合技术研究所,2013:7-9.
- [9] 张宝华.双旋流进气装置结构变量对冷态流场影响的试验研究[J].航空发动机,2008,34(1):41-45.
ZHANG Baohua. Experimental investigation of effect of structure variable of double swirl air intake on cold flow field[J]. Aeroengine, 2008, 34(1): 41-45. (in Chinese)
- [10] 彭云晖,林宇震,许全宏,等.双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J].航空学报,2008,29(1):1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)
- [11] JENG S M, FLOHRE N M. Swirl cup model-atomization [R]. AIAA-2004-137, 2004.
- [12] 张宝华,诸惠民.运用相移多谱勒激光诊断技术研究燃烧室中的两相流动[J].航空发动机,2000,26(3):61-65.
- [13] 林宇震,林培华,许全宏,等.复合式收扩套筒空气雾化喷嘴燃烧室点火研究[J].航空动力学报,2007,22(3):342-346.
LIN Yuzhen, LIN Peihua, XU Quanhong, et al. Research on ignition performance of a hybrid airblast atomizer combustor with convergent-divergent sleeve[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 342-346. (in Chinese)
- [14] 康尧,林宇震,霍伟业,等.双级旋流杯结构变化对点火特性的影响研究[J].推进技术,2014,35(5):675-680.
KANG Yao, LIN Yuzhen, HUO Weiye, et al. Effects of hardware geometry of dual-stage swirl cup on ignition performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 675-680. (in Chinese)
- [15] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion [M]. New York: Taylor and Francis Group, 1998.
- [16] MELLOR A M. Design of modern turbine combustor[M]. London: Academic Press, 1991.
- [17] EL-SHANAWANY M S, LEFEBVRE A H. Airblast atomization; the effect of linear scale on mean drop size[J]. Journal of Energy, 1980, 4(4): 184-189.
- [18] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(1): 24-37.

(编辑:陈越)