

补燃循环火箭发动机 气液同轴式喷嘴声学特性研究

李龙飞, 陈建华, 周立新, 孙宏明
(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 基于经典声学 and 振动理论, 运用流体动力学基本方程描述燃气通道内气体的波动现象, 建立了双组元同轴直流离心式气液喷嘴声学特性分析的物理、数学模型, 采用四端网络方法进行了计算。对单喷嘴声学模拟试验结果进行了分析。结果表明, 所建声学特性分析模型用于分析喷嘴波动过程是可行的; 合适的通道长度和节流嘴直径对液氧/煤油补燃循环发动机高频燃烧不稳定性有明显的阻尼作用。

关键词: 液体火箭发动机; 气液喷嘴; 高频燃烧不稳定性; 声学特性

中图分类号: V432

文献标识码: A

文章编号: (2004)06-0005-06

Investigation on Acoustic Characteristics of Gas-Liquid Coaxial Injector of Staged Combustion Rocket Engine

Li Longfei; Chen Jianhua; Zhou Lixin; Sun Hongming
(Shaanxi Power Machine Design & Research Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the fundamental acoustic and vibration theories, a physical and mathematical model of the acoustic characteristics for a bipropellant gas-liquid coaxial swirl injector was developed. The general form fluid dynamic governing equations were adopted to deal with acoustic wave in the model. The four-poles net method was used to solve the equations. The experimental results of a single injector have been analyzed and discussed. The results showed that the appropriate channel length and the diameter of the entrance throttle of the injector would evidently restrain the high-frequency combustion instability of LOX/RP-1 propellant rocket Engine.

Key words: liquid rocket engine; gas-liquid injector; high-frequency combustion instability; acoustic characteristics

收稿日期: 2004-06-15; 修回日期: 2004-10-09。

作者简介: 李龙飞 (1977—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机推力室设计。

1 引言

为适应发展高可靠性、高性能、可重复使用大型运载火箭系列的需要,我国开展了液氧/煤油高压补燃循环发动机的预先研究及研制工作,发动机使用双组元气液同轴直流离心式喷嘴构成喷注器。该喷嘴可明显提高组元的雾化质量及混合均匀性,同时对燃烧室工作过程的稳定性产生正负两方面的影响,负面影响表现在气液喷嘴中较低的压降和较大的流通面积可能导致流量型不稳定性;喷嘴气体通道与类似于振荡系统的燃烧室相连,喷嘴声学特性直接与燃烧室声学不稳定性相关联;正面影响在于喷嘴气通道可视为亥姆霍兹谐振器,吸收燃烧室声能,合适几何结构的喷嘴可抑制高频不稳定性的发生。火箭发动机高频燃烧不稳定性通常表现为声学耦合振型,是由燃烧室内燃烧过程和声学运动之间耦合的结果。因此,通过喷嘴声学特性分析,选取合适的喷嘴几何结构参数来提高燃烧过程的稳定性一直是国内外研究燃烧不稳定性的重点之一。

本文在考虑喷嘴通道存在流动介质的条件下,基于经典声学和振动理论,对气液喷嘴的幅频特性进行了理论分析,并和单喷嘴试验结果进行了对比,获得燃气通道长度、节流嘴直径以及工作过程等对喷嘴声学特性的影响规律。所得的结论可为补燃循环液体火箭发动机气液喷嘴设计提供参考。

2 物理数学模型

液氧/煤油高压补燃发动机为富氧燃气发生器动力循环方案,全部液氧与小部分煤油以高混合比方式进入燃气发生器进行燃烧,产生的富氧燃气驱动涡轮后再进入推力室进行补燃。推力室采用同轴直流离心式气液喷嘴(如图1),其中心为轴向进气(富氧燃气)的直流式气体喷嘴,外壳体为切向进液(煤油)的离心式液体喷嘴,气液燃料在缩进长度段进行掺混。缩进长度段中液相对声学特性有一定的影响,但由于这种影响比较复杂且结构尺寸相对较小,本文暂不予考虑。声学分析时将喷嘴视为一个管道声学系统,

由于喷嘴长径比较大,振荡看成一维的,即压力、密度、速度以及声速等参数沿轴向变化,而在同一横截面上是一致的。分析时作如下假设:

- (1) 忽略液相的存在,流动介质为理想气体;
- (2) 流动无旋涡;
- (3) 无化学反应,通道内的混合比为常数;
- (4) 振荡作简谐振荡。

喷嘴出口为燃烧室,喷嘴末端视为一个半声学闭端,而喷嘴入口端为一半声学开端。这样,声学特性分析物理模型如图2所示, s 为喷嘴横截面面积:在末端 l 处为一个声负载(堵盖),其阻抗为 z_l ,入口端是阻抗为 z_0 的活塞,活塞受到简谐力 $F = p_1 e^{i\omega t}$ 。如果喷嘴入口设置有节流嘴,则活塞的直径为节流嘴直径。这里,声阻抗的定义为声压和速度扰动的比值,即 $z = p'/v'$ 。

分析时,定义了喷嘴无量纲有效长度

$$\bar{l} = l/l_0$$

式中, l 为气体通道的有效长度,包括喷嘴的几何长度,考虑喷嘴进出口末端效应以及流动马赫数的修正量; $l_0 = c_0/f_0$, f_0 为燃烧室振荡频率; c_0 为喷嘴气通道内燃气的声速。

对该物理模型的气体流动基本方程进行变换和线性化可得到声波动方程^[2,5]。考虑波的入射和反射,坐标为 x 的某气体质点的速度振荡和声压分别如下:

$$v' = [(z_l + rcs)e^{\bar{a}(l-x)} - (z_l - rcs)e^{-\bar{a}(l-x)}] \frac{p_1 e^{i\omega t}}{\bar{A}} \quad (1)$$

$$p' = \bar{n}c [(z_l + \bar{n}cs)e^{\bar{a}(l-x)} + (z_l - rcs)e^{-\bar{a}(l-x)}] \frac{p_1 e^{i\omega t}}{\bar{A}} \quad (2)$$

式中,

$\bar{A} = 2(z_0 z_l + (\bar{n}cs)^2)shg + 2\bar{n}cs(z_0 + z_l)chg$;
 $g = d + i \cdot k$ —传播常数(复数),实部表征单位长度上波幅的衰减量,称为衰减系数,虚部称为相位常数。

由(1)式和(2)式求得质点的压力振幅和速度振幅:

喷嘴出口端($x = l$)

$$p'_l = \frac{2z_l}{\tilde{A}} \tilde{n}c \cdot p_l e^{i\omega}, \quad v'_l = \frac{2\tilde{n}cs}{\tilde{A}} p_l e^{i\omega} \quad (3)$$

喷嘴入口端($x=0$)

$$p'_0 = p'_l chgl + \tilde{n}c v'_l shgl, \quad v'_0 = p'_l \frac{shgl}{\tilde{n}c} + v'_l chgl \quad (4)$$

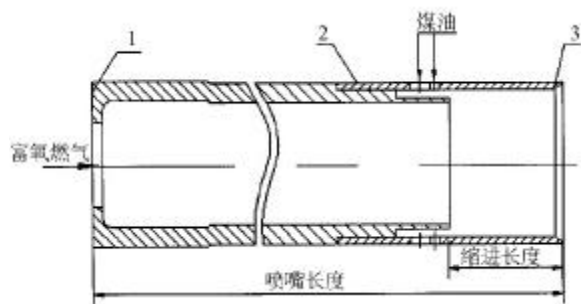


图1 气液同轴式喷嘴结构示意图

Fig.1 Configuration of gas-liquid coaxial injector

1—节流嘴；2—燃料喷嘴（液态）；3—喷嘴出口处扩口

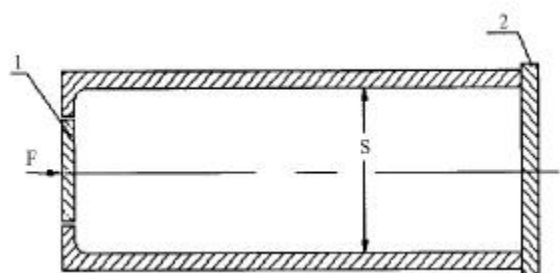


图2 气液喷嘴声学特性分析模型

Fig.2 Acoustic characteristics analysis model of gas-liquid injector

3 计算方法

为求解存在复杂的、有气态组元的喷嘴燃气通道的扰动问题，常将喷嘴气通道视为集中参数的声振荡系统，并采用电路计算原理和方法。在这种类比中，声阻抗 z_a 类比于电阻抗 z_e ，反映了

系统存在能量的耗损。对本文的声振荡系统，考虑介质运动速度和喷嘴内部的变截面，将复杂的气体管路简化为一组简单的计算段：串联的四端网络，每一计算段由圆筒形通道组成，末端为集中阻力。引入阻抗 z_B 和体积流量 Q ，定义分别为：

$$z_B = \rho c / s; \quad Q = v \cdot s \quad (5)$$

式中， ρ 为气体密度； c 为声速。

在简谐振荡时，入口和出口处的压力、流速相互关联，假如通道流速小，扰动量也小。这样，对每一个四端网络中的出口与入口处的压力和容积速度，通过转换矩阵联系起来，得到如下形式：

$$\begin{bmatrix} p'_0 \\ Q'_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} chgl & z_B \cdot shgl \\ shgl & chgl \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p'_l \\ Q'_l \end{bmatrix} \quad (6)$$

对该声学模型，考虑负载影响后对入口输入阻抗的表达式为：

$$z_{01} = P_0 / v_0 \quad (7)$$

式中， P_0 根据管段左端的边界条件求出，此边界条件由动力学方程求得。由于存在声学负载，动力学方程表示为：

$$z_0 \cdot v_0 + s \cdot p'_0 = P_0 \quad (8)$$

这样整理后，得到用阻抗 z_l 封闭的管段入口输入阻抗计算公式：

$$z_{01} = \frac{(z_0 + \tilde{n}cs)(z_l + \tilde{n}cs)e^{\tilde{a}}}{(z_l + \tilde{n}cs)e^{\tilde{a}} - (z_l - \tilde{n}cs)e^{-\tilde{a}}} - \frac{(z_0 - \tilde{n}cs)(z_l - \tilde{n}cs)e^{-\tilde{a}}}{(z_l + \tilde{n}cs)e^{\tilde{a}} - (z_l - \tilde{n}cs)e^{-\tilde{a}}} \quad (9)$$

在小衰减情况下， $g = d + ik \approx ik$ ，此时 $thgl \approx i \cdot tgkl$ ，(9)式变为下列关系式：

$$z_{01} = z_0 + z_B \cdot \frac{z_l + z_B \cdot thgl}{z_B + z_l \cdot thgl} \approx z_0 + z_B \cdot \frac{z_l + i \cdot z_B tgkl}{z_B + i \cdot z_l tgkl} \quad (10)$$

(10)式中看出，输入阻抗与负载阻抗、喷嘴通道长度相关。上式考虑了端面阻抗 z_0, z_l ，

若喷嘴入口设置节流嘴, 此时有:

$$z_0 = \frac{2 \cdot \Delta \bar{p}}{\bar{Q}} \quad (11)$$

式中, $\Delta \bar{p}$ 、 \bar{Q} 为喷嘴平均压降和体积流量。

4 结果与讨论

通常认为, 大推力液氧/煤油高压补燃循环火箭发动机中最为危险的燃烧不稳定性是一阶切向振型, 因此本文不特别说明, 频率均指一阶切向振荡频率 f_{1T} 。本文燃烧室一阶切向振荡频率取 1940Hz, 修正值为 1840Hz^[5]。为了方便, 定义了无量纲声阻抗 $\bar{z} = z/rc$ 和节流嘴穿透率 $\bar{F} = (D_j/D_f)^2$, 式中 D_j 、 D_f 分别为入口节流嘴和喷嘴气通道的直径。

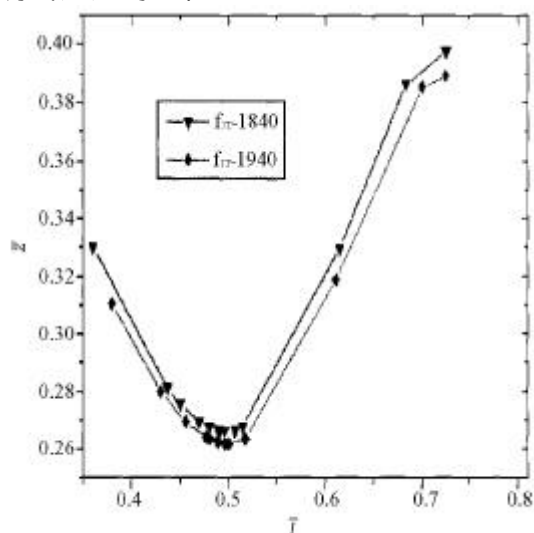


图 3 燃烧室一阶切向频率下喷嘴声阻抗与无量纲有效长度 \bar{l} 的关系

Fig.3 Injector acoustic impedance vs dimensionless effective length for f_{1T}

图 3 为针对燃烧室一阶切向振荡, 计算得到的喷嘴声阻抗随无量纲有效长度变化的关系曲线, 计算时考虑了节流嘴, 其穿透率 $\bar{F} = 0.65$ 。图中看出, 当 $0 < \bar{l} < 0.5$ 时, 随 \bar{l} 的增大, 声阻抗递减, $\bar{l} = 0.5$ 时声阻抗达到最小值, 此时认为燃烧室声能量通过管道的耗散量最大, 而后逐渐递增, 声能量耗散量随着减小。在声能量耗散最大时, 认为喷嘴谐振频率和推力室的振

荡频率一致, 发生了谐振。

图 4 和图 5 是由单喷嘴声学模拟试验得到的压力振幅 A 与 \bar{l} 、 l 之间的关系曲线。该声学试验的目的是确定模拟燃烧室固有谐振频率和振荡衰减率, 以及模拟燃烧室和不同结构尺寸的喷嘴发生谐振时的驻波场振幅分布情况。从图 4 中看出, $\bar{l} = 0.5$ 附近时, 燃烧室压力振幅最小, 表明此时通过喷嘴的振荡能最大。图 3 和图 4 的分析表明, 理论分析与试验结果得到了一致的结论。

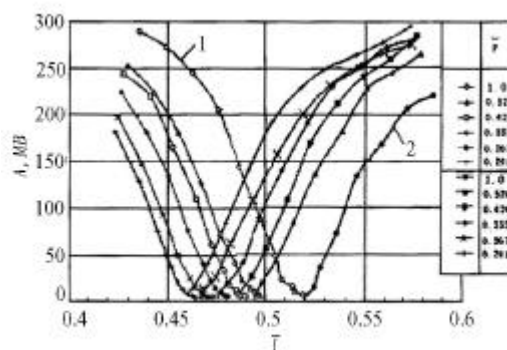


图 4 一阶切向频率 f_{1T} 处压力振幅 A 与喷嘴无量纲有效长度 \bar{l} 的试验曲线
(1- $f_{1T-1} < f_{1T,KP}$, 2- $f_{1T-2} > f_{1T,KP}$)

Fig.4 Testing data of pressure amplitude of vibration varied with injector dimensionless effective length for f_{1T}

从图 5 中看出, 声学调整通道长度时, 出现了一阶切向振型频率 f_{1T} 的分化, $\bar{l} = 0.5$ 时, 分化表现特别明显。这里所谓的“分化”是指出现了一个低于临界频率 $f_{1T,KP}$ 的分频 f_{1T-1} ($f_{1T-1} < f_{1T,KP}$) 和一个高于临界频率 $f_{1T,KP}$ 的分频 ($f_{1T-2} > f_{1T,KP}$)。 “临界频率”指在试验模拟燃烧室没有安装喷嘴但保证燃烧室声速相同的条件下, 燃烧室的固有频率。通常认为危险性更大的是第一个频率 $f_{1T-1} < f_{1T,KP}$ 的振荡, 因为这种振荡的振幅比 $f_{1T-2} < f_{1T,KP}$ 的振荡振幅大。此外, 从图 5 看出, 通道长度增加, 燃烧室固有频率降低, 并且对于第一种分频率 f_{1T-1} , 随着喷嘴有效长度 l 的增加, 节流嘴直径 D_j 的减小, 燃烧室频率明显降低, 而第二种分频率 f_{1T-2} 变化不大。

针对燃烧室一阶切向振型, 在发动机起动时和额定工作状态下, 计算得到的带节流嘴的气液

喷嘴声学特性如图 6。从图中可以看出,发动机启动时的声阻抗明显高于额定工况时的阻抗,若喷嘴几何长度取 $l = 110\text{mm}$, 则启动时喷嘴阻抗是额定工况下的 5 倍;同时看出,随着燃气通道长度的增加,两种工况下的阻抗呈现不同的变化趋势,表明流动介质对声学特性有较大影响,设计喷嘴长度要兼顾发动机不同的工作状态。

为了消除燃烧高频不稳定性,可以在扰动速度最大处,工程上通常是在喷嘴入口处设计节流

嘴,以降低通道的扰动速度,减弱扰动对燃烧稳定性的影响。图 5 可以看出,节流嘴直径降低,燃烧室固有频率随之降低,表明节流嘴直径对燃烧室声学性能有一定的影响。图 7 给出了由计算得到的无和有(穿透率为 0.65)节流嘴时喷嘴声阻抗与频率曲线。图中看出,无节流嘴出现了阻抗峰值,设置节流嘴峰值明显减弱,表明节流嘴提高了阻尼效果,改善了喷嘴气通道的声学特性。

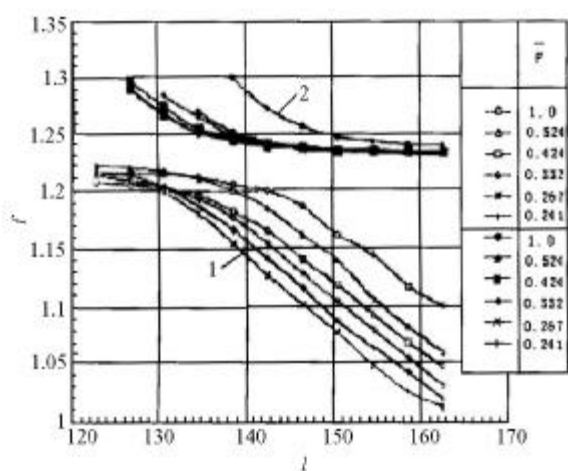


图 5 一阶切向振型频率 f_{1T} ($\times 10^3 \text{ Hz}$) 与喷嘴有效长度 l 的试验曲线

$$(1 - f_{1T-1} < f_{1T,KP}, 2 - f_{1T-2} > f_{1T,KP})$$

Fig.5 Testing data of the first tangency frequency of combustion chamber varied with injector effective length

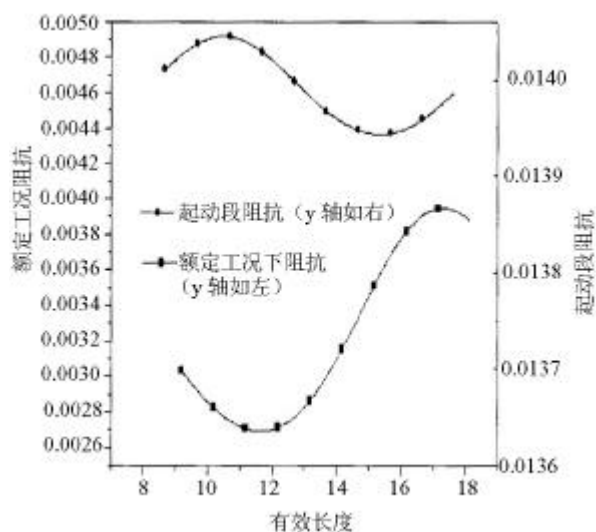


图 6 对于一阶切向振型发动机启动与额定工况下喷嘴阻抗与几何长度的计算曲线

Fig.6 Variations of acoustic impedance with injector geometry length at engine start transient and rated condition for f_{1T}

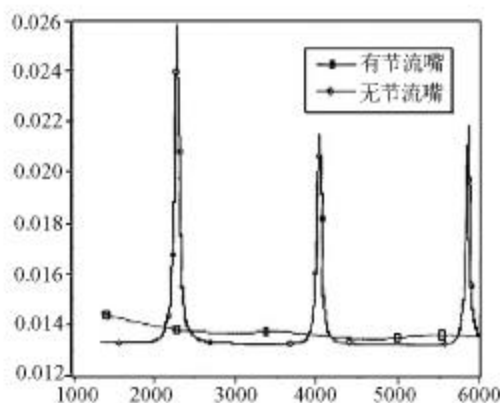


图 7 无节流嘴和有节流嘴时喷嘴声阻抗随频率变化对比

Fig.7 Comparison of the injector acoustic impedance with frequency with/without calibration orifice

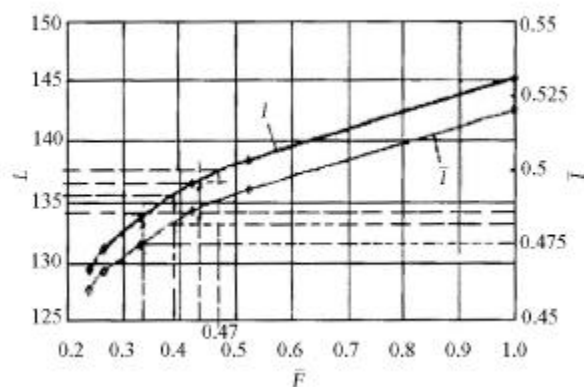


图 8 一阶切向频率下喷嘴有效长度与节流嘴最佳组合

Fig.8 Variations of injector effective length with Diameter of calibration orifice for f_{1T}

5 结论

喷注器对其一些输出参数的脉动和相位的变化对燃烧室压力脉动作出响应,并在一定条件下产生振荡,起到振荡器的作用;气液喷嘴类似于亥姆霍兹谐振器(声腔),吸收燃烧室声能,抑制高频燃烧不稳定性的发生。因此,在液体火箭发动机喷嘴器设计时,要充分考虑其动态特性和声学特性,保证所设计的喷注器具有较高的性能和高的燃烧稳定裕量。对气液喷嘴的声学特性进行了理论与试验分析,获得了喷嘴气通道长度、节流嘴直径对工作过程稳定性的影响规律,确定了两者之间的最佳组合关系。结果表明:燃气通道长度、节流嘴直径和发动机工况对喷嘴声学特性有较大的影响,喷嘴进口处设置节流嘴,降低此处的脉动速度,提高发动机工作稳定性。通道长度增加,燃烧室固有频率降低,声学上调整喷嘴通道长度和燃烧室危险的一阶切向振型 f_{1r} 声振频率的相互关系时,喷嘴无量纲有效长度约等于通道声振的半波长,此时燃烧室工作过程的稳定

性提高。喷嘴声学特性研究可为喷嘴热模拟试验方案和发动机喷嘴设计提供重要的依据。

参考文献:

- [1] V 杨, W E 安德松. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M], 张宝炯等译. 科学出版社, 2001.
- [2] À Â 安德列耶夫等, 著, 气液喷嘴动力学[M], 任汉芬, 庄逢辰, 译, 宇航出版社, 1996.
- [3] William Conrad, etc. Interim Summary of Liquid Rocket Acoustic Mode Instability Studies at a Nominal Thrust of 2000 Pounds[R]. NASA, TN-D-4968.
- [4] 周进, 胡小平, 液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性的实验研究[J], 推进技术, 1996, 17(4).
- [5] 杜功焕, 朱哲民, 声学基础[M], 南京大学出版社, 2001.
- [6] 李龙飞, 补燃循环火箭发动机声学特性研究[D], [学位论文], 西安: 中国航天科技集团六院十一所, 2003.

(编辑: 王建喜)

(上接第 18 页)

综合分析了国外研究资料及其提出的发动机室压选取原则,对于实际研制全流量补燃液氧/甲烷发动机,借鉴正在研制的液氧/煤油高压补燃发动机,认为选取 18MPa~22MPa 室压是合理的。

6 结束语

本文确定了全流量补燃循环液氧/甲烷发动机初步的系统方案,对发动机的系统参数、结构质量进行了分析计算。计算分析表明,全流量补燃循环发动机具有较高的功率水平,高的室压能力。

综合分析了国外研究资料及其提出的发动机室压选取原则,对于实际研制全流量补燃液氧/甲烷发动机,借鉴正在研制的液氧/煤油高压补燃发动机,认为燃烧室压力选取 18MPa~22MPa 是合理的。

参考文献:

- [1] 朱森元, 氢氧火箭发动机及其低温技术[M], 国防工业出版社, 1995.

(编辑: 王建喜)