

冲压发动机突扩型燃烧室 压力振荡问题 (综述)

于 强

(航空航天部三院31所)

摘要: 本文综述了近年来在控制冲压发动机突扩型燃烧室高振幅、低频压力振荡方面所取得的最新技术进展。介绍了用于抑制压力振荡的被动和主动控制技术。详细地讨论了燃烧室内声波动特性、剪切层流动不稳定性和热释放过程之间的相互作用以及对高振幅、低频压力振荡的影响,并根据当前在该领域的研究结果提出了几点建议。

主题词: 振荡燃烧, 冲压式喷气发动机, 发动机试验, 压力测量, 燃烧稳定性

符 号 表

A ——进气道出口面积	q' ——脉动热释放率
a ——声速	Re ——雷诺数
a_c ——燃烧室声速	S ——面积
a_r ——剪切层内扰动传播速度	St ——Strouhal数
a_n ——平均声速	t ——时间
D ——进气道出口直径	U_o ——进气道出口气流平均速度
E_v ——速度脉动能量	U_c ——旋涡传递速度
f ——某旋涡配对前的扰动频率	u' ——气流脉动速度
f_1, f_2 ——某油气比的共振频率	V ——体积
f_{IL} ——一阶自然纵向声模频率	x_p ——势核长度
k ——比热比	x_{ps} ——旋涡开始相互作用(次谐波出现)的位置
L, L_{CH} ——燃烧室长度	x_{pe} ——旋涡相互作用停止的位置
L_{HW} ——距第一个测点的测量位置长度	x_o ——进气道出口到射流撞击点的距离
l ——共振腔“腔口”的有效长度	ρ_o ——燃烧室气流平均密度
p_c ——燃烧室平均压力	θ_o ——进气道出口处剪切层动量厚度
p_{T4} ——燃烧室出口截面总压	θ_{IM} ——初始旋涡吞没处剪切层动量厚度
p' ——气流脉动压力	ϕ ——当量比
q ——热释放率	

本文1989年2月26日收到

一、引言

整体式冲压发动机中高振幅、低频率(100至500Hz)的压力振荡是一种极为复杂的物理化学现象^[1]到目前为止,人们一直在努力探索低频振荡燃烧机理。以往理论分析中所建立的突扩型燃烧室燃烧不稳定模型还不够完善。有的理论^{[2][3]}可以预测不稳定性,但无法解释声波动与燃烧过程的耦合;有的理论^[4]虽可获得燃烧室声波动特性和复杂的振荡频率解,并预测不稳定性是否产生,但却无法确定其稳定范围。因此,人们需要更详细地了解声波动、剪切层不稳定流动与燃烧过程相耦合的复杂过程,不断发展被动和主动控制技术,以便能有效地消除或抑制低频振荡燃烧现象。

本文着重介绍近年来国内外对整体式冲压发动机燃烧室内高振幅、低频压力振荡试验和研究结果,为设计人员提供必要的振荡燃烧控制方法和技术。

二、低频振荡燃烧理论

1. 剪切层不稳定流动反馈机理

分析表明,在外界没有施加扰动的前提下,在射流的任一固定位置,其扰动振幅是随时间调制的,这种调制是射流固有的自然不稳定特性。它产生于喷管唇口,如图1所示。其扰动频率为初始旋涡脱落频率 f_i ,对应的 St 数为

$$St_i = f_i \theta_0 / U_0 \quad (1)$$

根据线性不稳定理论, St_i 为0.017。最初脱落的小涡向下游流动时被吞没,使剪切层进一步扩展,涡流频率下降。第一个旋涡吞没后的流通频率被称为初始旋涡吞没频率 f_{IM} ,吞没位置大约距唇口 $0.4D$ 处。它是 f_i 的一阶次谐波频率。对应的 St 数为

$$St_{IM} = f_{IM} \theta / U_0 \quad (2)$$

另外,在调制范围内频率分析的结果表明^{[5][6]},大量的扰动能量包含在对应所谓特定模的频带之中,其频率为 f_j ,对应的 St 数为

$$St_j = f_j D / U_0 \quad (3)$$

其变化范围通常在0.3左右。这一事实说明在射流势核尾部($x = 4D$)该模产生的扰动较为强烈,并向上游传播,影响剪切层的发展,如图2所示。因此,射流扰动支持两种独立的基本机理,即剪切层不稳定模型和射流柱不稳定模型。前者由喷管唇口旋涡脱落引起,后者取决于势核尾部区域固有的不稳定特性。此外,射流扰动本身还反映了两种机理相互作用的程度。当射流没受外界扰动时,剪切层内初始扰动衰减较快,故两种机理相互作用很弱。当射流受到某种外界扰动使其振幅的增加超出线性范围以外时,剪切层内的小涡将集成一团,形成一排大涡环。这种一系列旋涡配对过程与导致新的、不同的流动不稳定有关。Kibens^[7]人为地在靠近喷口的剪切层内施加一个周期性扰动,其频率与剪切层不稳定频率 f_i 相近。发现在剪切层内依次产生了三个涡对,其中最后一个涡对在势核的尾部。人们推测:在剪切层内

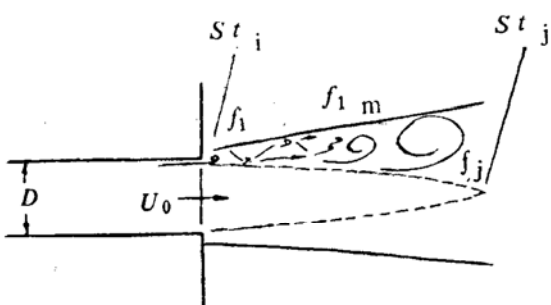


图1 自由射流剪切层不稳定流动示意图^[6]

某一位置的扰动波与其次谐波同相时, 相邻的小涡产生强烈的相互作用, 形成大的涡环。不同相时, 则不发生相互作用。这意味着初始旋涡到达某一配对位置所需的时间加上由于配对过程产生的扰动信号传回到喷管唇口的时间等于该配对过程前扰动的次谐波周期。根据同相的条件^[5]:

$$\frac{fD}{U_o} \frac{x_{ps}}{D} \left(\frac{U_o}{U_c} + \frac{U_o}{a} \right) = 2 \quad (4)$$

其中, f 是某旋涡配对前的扰动频率, U_c 约为 $0.63U_o$ 。根据 Kibens 的试验结果, $U_o/a = 0.09$, $U_c/U_o = 0.63$, 对应有:

$$(fD/U_o)(x_{ps}/D) = 1.2 \quad (5)$$

图 3 表明 Kibens 的试验数据及上述分式的线性表达式。图中箭头表示三个涡对的位置, 虚线表示旋涡相互作用停止的位置 x_{pe} , 其表达式为

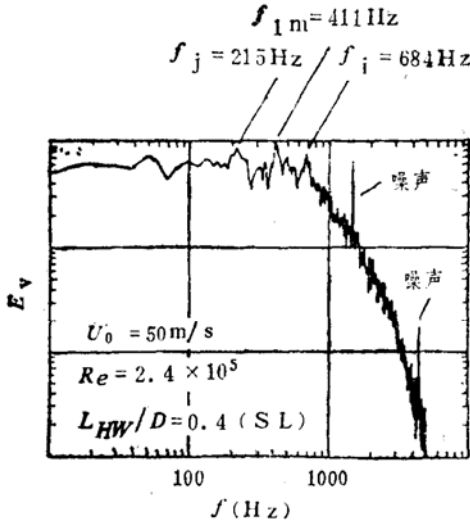


图 2 无外界扰动的自由射流固有特性^[6]

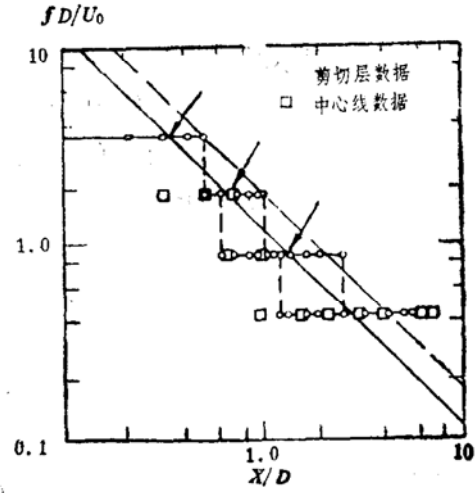


图 3 自由射流剪切层不同位置的 St 变化^[5]

$$\frac{fD}{U_o} \frac{x_{pe}}{D} \left(\frac{U_o}{U_c} + \frac{U_o}{a} \right) = 3 \quad (6)$$

表达式 (4) 至 (6) 所包含的内容通常被称为射流不稳定流动反馈机理。

2. 瑞利准则

Reyleigh(瑞利)认为燃烧过程热释放与压力振荡的频率同相位时, 则振荡振幅增大, 反之则减小。在燃烧过程中, 密度变化由压力脉动和不稳定加热引起, 其对应的声能方程为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_V \left\{ \frac{1}{2} \rho_o u^2 + \frac{1}{2} \frac{p'^2}{\rho_o a_o^2} \right\} dV &= \frac{k-1}{\rho_o a_o^2} \int_V p' q dV \\ &- \int_S (u_j p' - u_i \tau_{ij}) ds_j - \int \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \tau_{ij} dV \end{aligned} \quad (7)$$

上式中左边一项等于体积 V 内动能和势能的变化率, 右边第一项为燃烧与声波之间的能量交换, 第二项为通过边界的能量损失, 第三项为粘性耗散率。根据瑞利准则, 产生振荡燃烧的条件是:

$$\frac{k-1}{\rho_0 a_0^2} \int_V \overline{p'q} dV > \int_S (u_i P' - u_i \tau_{ii}) ds + \int_V \tau_{ii} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} dV \quad (8)$$

表达式(8)表明只要每一周期加入到振荡之中的能量大于总损失的能量,振荡燃烧的振幅则逐渐增大。如果获得的能量等于总损失的能量,振荡的振幅则保持恒值。在实际的冲压发动机中,如果作为压力和温度函数的热释放过程存在,当压力脉动(300Hz左右)出现在火焰附近时,必然满足瑞利准则。

三、被动控制燃烧室大振幅低频振荡

1. 突扩型燃烧室低频振荡燃烧特性

冲压发动机突扩型燃烧室的流动现象与射流极为相似。为了观测其声波和剪切层流动不稳定特性, Schadow等人[6,8],进行了水模和冷态气模试验研究。冷态试验件如图4所示。燃

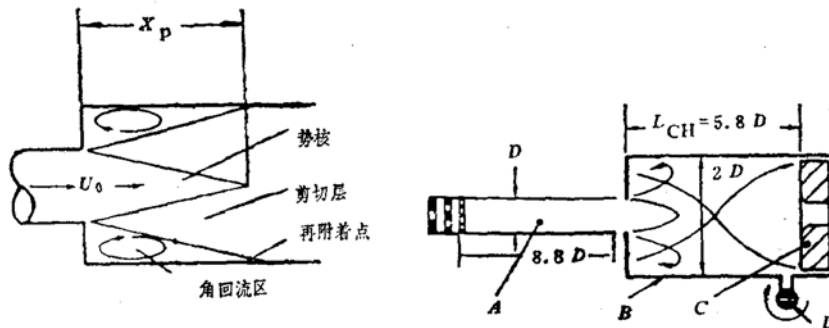


图4 突扩燃烧室冷态气模试验件[6]
A进气道 B燃烧室 C尾喷管 D旋转阀

烧室一阶纵向声模频率和Helmholtz频率分别为

$$f_{1L} = a_c / 2L \quad (9)$$

$$f_H = \frac{a_c}{2\pi} \sqrt{\frac{A}{Vl}} \quad (10)$$

施加在气流上的激振频率和振幅靠调整旋转阀得到。试验中施加的激振频率 $f_F = 230, 300, 460\text{Hz}$ 。测量位置 L_{HW}/D 为 0.4, 1.2 和 2.0。

第一个位置对应最初旋涡吞没处,最后一个位置接近势核尾部。燃烧室长度 $L_{CH} = 11.6D$ 时, $f_{1L} = 230\text{Hz}$ 。此时施加 $f_F = 230\text{Hz}$ 的扰动频率接近 f_1 (见图1) 并等于 f_{1L} 。在 $L_{HW}/D = 2.0$ 位置的测量结果明显看出共振现象产生,如图5所示。在其它测量位置测得的速度脉动程度不大,说明此时的振源在势核尾部。燃烧室长 $L_{CH} = 5.8D$ 时, $f_{1L} = 460\text{Hz}$ 。此时施加的 f_F 为 460Hz , 接近 f_{1M} (见图1) 并等于 f_{1L} 。在 $L_H/D = 0.4$ 处的测试结果说明发生了频率为 460Hz 的共振。上述试验再一次清楚地反映了受

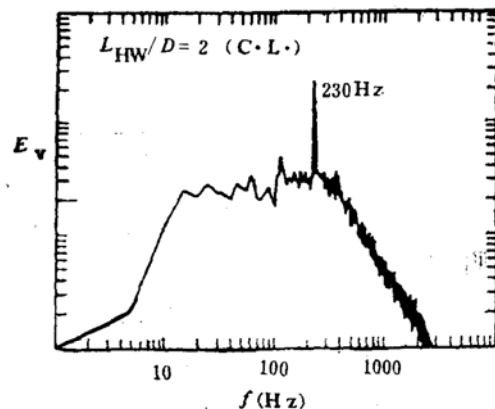


图5 受外界激发的突扩型燃烧室内速度脉动能
量与振荡频率的关系[6]

激的一阶纵向声模与剪切层内大尺度旋涡流动结构相互作用的结果。燃烧室中声共振的最高响应在激振频率与当地的固有振荡频率相接近时获得。

在热态试验中, Hegde等人^[9-11]采用与 Schadow 类似方法, 通过调整稳焰器处于声场中的位置, 详细地观测了稳焰器后火焰焰峰、剪切层和压力场的变化。试验结果表明, 在外界没有施加任何激振的情况下, 次谐波频率的辐射信号最高, 这与 Schadow 的冷态试验结果吻合。说明剪切层内大尺度涡流结构对燃烧过程有较大的影响。当稳焰器不处于压力最低的声场位置时, 外界施加任一激振频率导致稳焰器后火焰片脱落频率等于一阶自然声模频率。将稳焰器调整到压力最低的声场位置时, 火焰片脱落频率增高, 但仍小于激振频率。燃烧室中的压力振荡频率等于激振频率, 而不稳定火焰辐射频率则为一阶自然声模频率。当外界施加的激振频率等于一阶自然声模频率或其谐波频率(或其次谐波频率时)时, 不稳定火焰的辐射和声振频率都等于激振频率。此时, 声波动、剪切层不稳定流动与燃烧过程之间存在强烈的耦合。在其脉动峰值出现最大响应处所测得的脉动压力和辐射相位同相, 即满足瑞利准则。进一步观测发现, 靠近稳焰器处火焰最强辐射信号的频率等于外界所施加的激振频率(谐波或次谐波频率), 远离稳焰器处火焰最强辐射信号的频率等于一阶自然声模频率, 并且不依赖稳焰器在被激声场中所处的位置。由此看出, 声波动特性影响剪切层内大尺度涡流结构的发展与变化, 进一步影响到火焰不稳定热释放过程, 而不稳定热释放过程又为声振提供了足够的能量, 形成产生大振幅低频振荡的反馈闭合回路。

2. 剪切层不稳定流动反馈机理的应用

根据突扩型燃烧室剪切层流动不稳定性, Byrne^[1]提出了一种分析方法。首先假设进气系统和燃料分布不是燃烧室的主要振源。由于剪切层内接近势核尾部最后一个涡对的涡旋度变化最大, 故主要的振源位置在此, 如图 5 所示。由反馈机理得到:

$$1/f_r = x_p(1/U_c + 1/a_r) \quad (11)$$

式中 f_r 为该位置的反馈共振频率。

Byrne 在分析时认为 x_p 为进气道直径的 4 倍或等于 $x_0 U_c$, 等于进气道出口速度。 a_r 是进气道与燃烧室温度平均后确定的声速。分析结果表明, 燃烧室在某一工况出现高振幅、低频率振荡时, f_r 接近 f_{1L} 或 f_H 。当不发生振荡时, 三种频率相互不接近。在分析 LIFRAM 发动机试验数据时, 上述反馈机理还被用于估计油气比对燃烧不稳定频率的影响趋势。其关系式为:

$$f_1/f_2 = (f_{r1}/f_{r2})(R_{e2}/R_{e1})^{-1/5} \quad (12)$$

其中

$$\frac{f_{r1}}{f_{r2}} = \frac{U_{o1} a_{r1}}{U_{o2} a_{r2}} \left(\frac{a_{r2} + U_{o2}}{a_{r1} + U_{o1}} \right) \quad (13)$$

若已知某一油气比时的振动频率 f_1 就可推出在其它油气比时的振动频率 f_2 。关系式 (12) 中出现的 R_{e2}/R_{e1} 是考虑了在突扩截面处旋涡脱落频率与附面层动量厚度呈反比的结果。对于大尺寸发动机^[12]各种频率随当量比的变化如图 6 所示。压力振荡的峰值出现在 f_{1L} 和 f_r 曲线交叉处, 随着当量比的进一步增加, 当 f_{1L} 和 f_r 的差值增大时, 振幅迅速衰减。

为了消除突扩型燃烧室剪切层内大尺度涡流结构, Schadow 等人^[13]将一个突扩截面改成多级突扩。试验结果表明, 通过合理地调整多级突扩的几何结构和燃油喷嘴的位置, 在多级突扩处的紊流强度和雷诺应力明显增强, 从而避免了剪切层导致流动不稳定的大尺度涡流

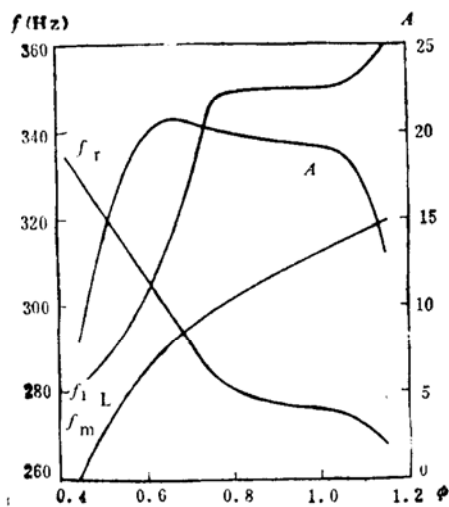


图6 燃烧室各种振荡频率和振幅随当量比的变化[1] ($A=100\Delta P_{RMS}/P_{T4}$)

结构的产生, 压力振荡基本消除。

综上所述, Byrne 为研制冲压发动机提供了一种非常有效的分析方法。设计中通过改变发动机的结构, 使其在整个工作范围内 f_r 明显地不同于 f_{L} 和 f_H , 以达到抑制或消除大振幅、低频振荡燃烧现象的目的。

四、主动控制低频振荡燃烧

Sreenivasan 等人[14]详细分析了Rijke管中主热源在不同位置时脉动速度、压力和热量之间的相位关系。当热量突然加入到流体中时, 热扩散引起压力波动, 其扩散率和波强度取决于加入的热量。波动从边界返回并影响热释放率, 新的压力扰动又产生。它也

许能增加或消弱反射波, 这取决于它们之间的相位。当主热源在管子的下端时, 能产生振荡; 当主热源在管子的上端时, 不产生振荡。这样, 对于主热源在下端的Rijke管, 可在管子上端装一个放热量仅为主热源 3% 的控制热源, 振荡燃烧可得到抑制。Poinsot 等人[15]采用声激发的方法分别在 1kW 和 250kW 燃烧器上进行了试验研究。其控制系统如图 7 所示。系统是否能抑制振荡燃烧, 主要取决于相位转换值、增益 (扬声器电压与麦克风测量的声压强度比值)、扬声器和麦克风的位置。如果扬声器和麦克风位于压力节点的两端 (D/A), 控制系统的相位转换为零; 如果扬声器和麦克风位于压力节点的同端 (B/A), 相位转换值为 180° ; 如果扬声器和麦克风处于相对位置, 相位转换值同样为 180° 。利用上述方法, 一方面, 输入的声波与已存在的波反相, 使式 (7) 中 $(k-1) \int_V \overline{p'q} dv / p_0 a_0^2$ 减小, 另一方面, 增加 $\int_S \overline{p'u_i} ds_i$ 使边界能量损失增大。式 (8) 不成立, 振荡燃烧得到抑制。试验表明系统控制压力振荡所需要的能量很小。另外, 系统达到平衡并抑制振荡所需的时间取决于控制能量。例如, 对于 1kW 的燃烧器, 扬声器的输出功率为 16mW, 抑制振荡所需时间为 80ms。Poinsot 在 250kW 的紊流扩散燃烧室上成功进行了主动控制振荡燃烧试验。Bloxidge 等人[16]采用与 Poinsot 类似的燃烧器进行了试验, 使燃烧不稳定引起的压力谱峰值降低了 20%。

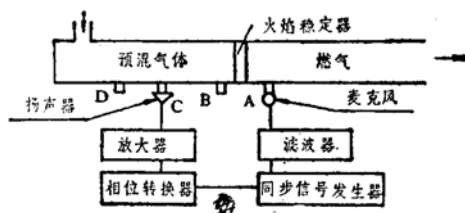


图7 主动控制系统简图[15]

五、结 论

1. 突扩型燃烧室中剪切层不稳定流动对低频振荡起着极为重要的作用。在实际发动机中, 如果 f_r 接近 f_L 或 f_H , 必然引起大振幅低频振荡燃烧。调整燃烧室长度、体积、进气道直径和油气比变化规律可改变 f_L 或 f_H 。

2. 在热态试验中, 剪切层流动不稳定性、声波动特性与热释放过程之间的相互作用和

影响需深入研究。还需要研究回流区中旋涡脱落和燃油喷注引起的不稳定燃烧与剪切层流动不稳定性之间的相互作用和影响。

3. 主动控制振荡燃烧技术,用于实际燃烧装置是可行的,但用在突扩型燃烧室上,还需进行深入的试验研究。

参 考 文 献

- (1) Byrne, R.W.: Longitudinal Pressure Oscillations in Ramjet Combustors, Paper No. AIAA-83-2018, 1983.
- (2) Abouseif, G.E., Keklak, J.A., Toong, T.Y.: Ramjet Rumble: The Low Frequency Instability Mechanism in Coaxial Dump Combustors, Combustion Science and Technology, Vol. 36, PP.83-104, 1984.
- (3) Dowling, A.P., Bloxsidge, G.J.: Reheat Buzz-An Acoustically Driven Combustion Instability, Paper No. AIAA-84-2321, 1984.
- (4) Yang, V., Culick, F.E.C.: Linear Theory of Pressure Oscillations in Liquid-Fueled Ramjet Engines, Paper No. AIAA-83-0574, 1983.
- (5) Laufer, J., Monkewitz, P.: On Turbulent Jet Flows: A New Perspective, Paper No. AIAA-80-0962, 1980.
- (6) Schadow, K.C., et al: Interaction Between Acoustics and Subsonic Ducted Flow with Dump, Paper No. AIAA-84-0530, 1984.
- (7) Kibens, V.: Discrete Noise Spectrum Generated by an Acoustically Excited Jet, AIAA Journal, Vol.18, No.4, 1980.
- (8) Schadow, K.C., et al: Characterization of Large-Scale Structures in a Forced Ducted Flow With Dump, Paper No. AIAA-85-0080, 1985.
- (9) Hegde, U.G., et al: Flame Driving of Longitudinal Instabilities in Dump Type Ramjet Combustors, Paper No. AIAA-86-0371, 1986.
- (10) Hegde, U.G., et al: Fluid Mechanically Coupled Combustion-Instabilities in Ramjet Combustors, Paper No. AIAA-87-0216, 1987.
- (11) Reuter, D.M., et al: Flowfield Measurements in an Unstable Ramjet Burner, Paper No. AIAA-88-2855, 1988.
- (12) Clark, W.H.: Experimental Investigation of Pressure Oscillations in a Side Dump Ramjet Combustor, Journal of Spacecraft, Vol.19, No.1, January-February 1982.
- (13) Schadow, K.C., et al: Multi-Step Dump Combustor Design to Reduce Combustion Instabilities, Paper No. AIAA-88-2854, 1988.
- (14) Sreenivasan, K.R., Raghu, S., Chu, B.T.: The Control of Pressure Oscillations in Combustion and Fluid Dynamical Systems, Paper No. AIAA-85-0540, 1985.
- (15) Poinot, T., et al: Suppression of Combustion Instabilities by Active Control, Paper No. AIAA-87-1876, 1987.
- (16) Bloxsidge, G.J., et al: Active Control of Reheat Buzz, Paper No. AIAA-87-0433, 1987.

SMALL GAS TURBINE ENGINES FOR CRUISE MISSILES IN 2000

Wang Pailin

(The 31st Research Institute)

Abstract: A brief review on basic design features of nowadays small engines for cruise missiles in foreign countries and their further development are described in this paper. The key technologies of further small turbine engine for cruise missiles such as materials, aerodynamics and structures are discussed emphatically.

Keywords: Air breathing engine, Cruise missile

EXPERIMENTAL STUDY AND MECHANISM ANALYSIS ON LONGITUDINAL PRESSURE OSCILLATIONS IN DUMP COMBUSTORS OF RAMJETS

Yu Qiang

(The 31st Research Institute)

Abstract: A survey on the latest development to control high amplitude, low frequency pressure oscillations in dump ramjet combustors, and the passive and active control techniques to suppress the oscillations are presented in this paper. Especially, the interactions among the acoustic properties, largescale structures in the shear layer and heat release process in combustors as well as their influence upon the excited high amplitude, low frequency pressure oscillations are discussed in detail. Some suggestions are also presented based on the current researches in this field.

Keywords: Oscillation burning, Ramjet engine, Engine test, Pressure measurement, Combustion stability