

基于凹腔火焰稳定器的 亚燃冲压发动机点火性能研究

李庆, 潘余, 李清廉, 王振国

(国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘要: 通过碳氢燃料亚燃冲压发动机直连式试验,对凹腔火焰稳定器的点火性能进行了初步研究。试验分别在高能火花塞及氢气引导火焰两种情况下成功实现了可靠点火。结果表明,基于凹腔火焰稳定技术的亚燃冲压发动机的点火性能与燃料喷注压降及喷注方式密切相关。在壁面喷注燃料的方式下,发动机容易实现可靠点火,而在中心喷注燃料的情况下,发动机很难被点燃。此外,试验还发现,发动机的喉部尺寸对采用这类结构的亚燃冲压发动机凹腔内的压力影响较小,因此,喉部尺寸的变化对其点火性能的影响也较小。

关键词: 冲压发动机; 凹腔; 点火; 喷注方式; 喉部面积

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2009)04-1593-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.047

0 引言

可靠点火与火焰稳定一直是冲压发动机研究中的重要问题。由于冲压发动机燃烧室中主流速度很高,远远大于湍流火焰的传播速度,同时燃料在冲压发动机内停留时间非常短,给点火及火焰稳定带来很大的困难。对于液态碳氢燃料来说,在冲压发动机内需要经历雾化、蒸发、混合、燃烧几个过程,同时碳氢燃料的点火延迟较长,因此其点火过程尤其困难。为了实现可靠点火及火焰稳定,冲压发动机一般通过某种方式在其内流场中形成稳定的回流区。燃料在回流区中具有较长的停留时间,可以与空气较好的混合,达到适当的燃料空气当量比。同时回流区中的局部流速低于湍流火焰的传播速度,有利于火焰传播,这样就具备了火焰稳定的必要条件;一旦有功率足够的点火源,就可以使可燃混气点燃。

由于凹腔结构有利于在高速气流中形成稳定的回流区,近些年来,应用于碳氢燃料超燃冲压发动机的凹腔火焰稳定技术受到广泛的关注,许多公开的文献都有详细的介绍和研究^[1-3]。凹腔结构应用于航空发动机的火焰稳定技术即驻涡燃烧室技术,自1995年以来也得到了深入研究^[4-6]。但是对凹腔

结构应用于亚燃冲压发动机方面的研究却开展的很少。Roquemore^[5]等人研究了基于凹腔构型的驻涡燃烧室在速度较高的来流条件下的性能。虽然试验条件不能完全模拟亚燃发动机的情况,但却提供了凹腔结构应用于高亚声速气流的一些有益的参考。Lund大学的Bruno^[7]等人开展了驻涡燃烧室应用于亚燃冲压发动机的仿真工作。目前为止,还没有见到国内外研究机构对凹腔应用于亚燃冲压发动机的相关试验研究结果及公开文献报道。

本文在亚燃冲压发动机直联式燃烧室中首次试验了基于凹腔结构的火焰稳定器结构,成功实现了高能火花塞和氢气引导火焰点火两种方式下煤油的可靠点火和持续稳定燃烧,并对其点火过程中的压力和温度变化进行了分析,同时还初步研究了燃料喷注压降、喷注方式及喉部尺寸对点火性能的影响,为凹腔火焰稳定器应用于亚燃冲压发动机打下了基础。

1 试验装置及测量系统

试验用的亚燃冲压发动机直联式试验台主要由空气加热器、轴对称模型发动机、点火器,供应系统及测控系统组成。空气加热器采用燃烧加热方式模拟来流空气条件,模拟气流质量流量为2kg/s,其中

氧气质量分数为 23.4%， N_2 质量分数为 69.7%， H_2O 质量分数为 2.6%， CO_2 质量分数为 4.3%。发动机入口气流总压 $P_0 = 350\text{kPa}$ ，总温 $T_0 = 600\text{K}$ 。试验中轴对称模型发动机采用航空煤油为燃料。

轴对称模型发动机由喷油段、凹腔段、主燃烧室及喉部构成，发动机基本结构如图 1 所示。其中凹腔段由喷油段的后向台阶与绕流环构成。喷油段由中心喷油段、壁面喷油段和凹腔喷油段三部分构成。三种喷油方式中喷油孔孔径均为 0.5mm。中心喷油段由直径从小到大排列的 A、B、C 三个喷油环组成。各喷油环上喷油孔沿环向均布，个数分别为 20、20 和 8。燃料喷注方向沿流向并与发动机轴向

平行。壁面喷油段由三组壁面喷孔组成，燃料喷注方向沿径向，喷油孔的个数沿流向依次分别为 20、20 和 10。凹腔喷油段喷油孔沿周向均布于凹腔段的前端面上，喷油孔的个数为 8，燃料喷注方向与发动机轴线平行。凹腔底部装有氢气喷嘴和点火装置。点火装置可以选择使用普通点火装置或高能点火装置。普通点火装置由普通火花塞和点火电源组成。高能点火装置主要由高能火花塞（即半导体火花塞）及大功率可调点火电源构成。相比于普通火花塞，高能火花塞可以提供更高的点火能量，加速初始火团的形成，从而减小点火延迟。

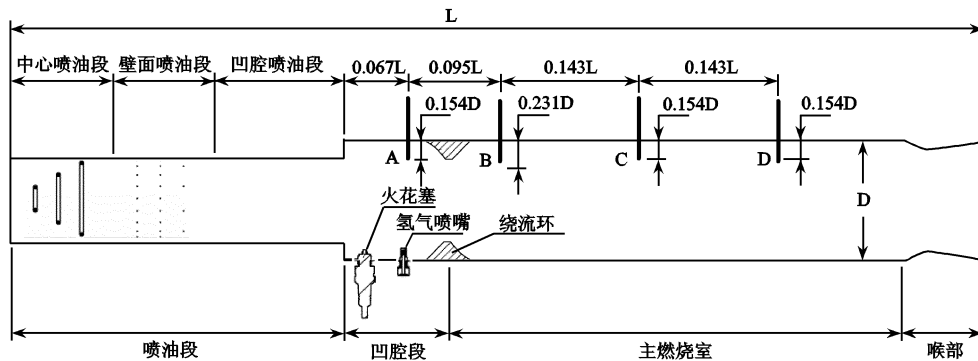


图 1 直连式亚燃冲压发动机结构示意图

Fig.1 Schematic of ground direct-connect test combustor

试验中的测量参数主要包括流量参数、压力参数及温度参数。其中流量参数主要包括空气加热器各工质、亚燃冲压发动机的燃料及点火用氢气的流量，测量装置为涡轮流量变送器，测量精度为 1.0% FS。压力测量参数主要包括喷油段、凹腔段、主燃烧室及喉部各部分的壁面压力，测量装置为压阻式压力变送器，频率响应大于 20KHz，测量精度为 0.5% FS。温度参数包括加热器出口处壁面静温，凹腔段壁面静温及主燃烧室入口段主流静温。燃烧室温度测量采用镍铬-镍硅热电偶，测量精度为 1.5% FS。

2 试验结果与分析

2.1 典型点火过程

首先采用高能火花塞进行了点火试验。试验中点火过程的时序为：开空气加热器，打开高能电火花塞点火；打开煤油阀门，向发动机内喷入煤油；然后后关闭高能电火花塞，煤油实现稳定燃烧。本次试

验中的燃料喷注采用壁面喷油段第一组喷油孔（20 个），喷注压降为 0.95MPa，燃料当量比为 0.7。点火电源功率设定为 400W，点火脉冲时间为 3ms，点火总能量为 1.2J。试验中测量的压力曲线如图 2 所示（图中各测点的轴向距离、压力值分别以发动机的总长度及本次发动机入口静压为参考进行了无量纲化处理，下同）。试验中热电偶分布位置、伸入燃烧室的长度如图 1 所示；各热电偶在整个过程中测量的温度变化如图 3 所示。

由图 2 中的压力曲线可以看出，成功点火之后，喷油段各测点与凹腔段中部测点的压力值相差不大，主燃烧室内各测点的压力值有缓慢下降的趋势，但凹腔段中部测点与主燃烧室内压力区别较大。此时模型发动机内部气流均为亚声速流动，由于主燃烧室面积大于喷油段面积，气体在经过绕流环后有压力升高，流速降低的趋势。但对于亚燃冲压发动机来说，凹腔段及主燃烧室属于燃烧放热区，气体在受热之后会产生压降，气体流速会在压降的驱动下

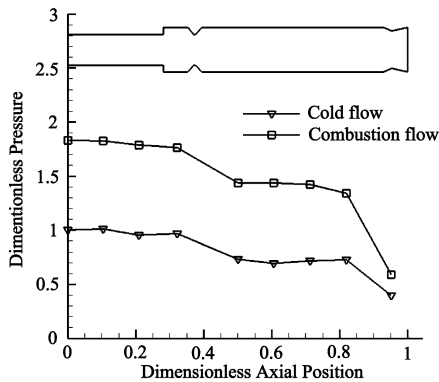


图 2 高能火花塞点火壁面压力分布曲线

Fig.2 Wall pressure distribution with high energy spark igniter

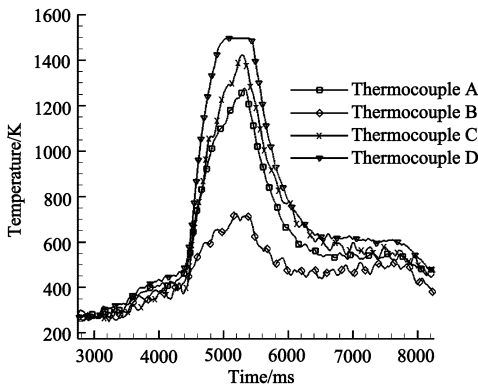


图 3 高能火花塞点火温度变化曲线

Fig.3 Temperature change with high energy spark igniter

逐渐增加。由壁面压力曲线变化可以看出,气流静压在经过绕流环之后有较大的下降,而主燃烧室后半段静压变化却相对平缓。说明相对于后半段来说,主燃烧室前半段为主要的燃烧放热区。反应释放出大量的热量,导致气体在这一段产生较大的压降。

由图 3 中的温度变化曲线可以看出,发动机在 5200ms 时实现稳定燃烧。A、C、D 三个热电偶测量的静温依次上升,说明 A、C、D 三个热电偶的探针处于燃烧放热区,燃烧在热电偶 D 之前并未燃烧完全,燃料沿着轴向不断与空气发生燃烧反应,并放出热量。B 处测得的温度明显小于 A、C、D 三处的温度,接近于来流的静温,说明此时热电偶的探针并未处于燃烧放热区中。以上结果表明,在壁面喷注方式下,带凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机中的燃烧主要集中在边区进行。

2.2 点火方式对点火性能的影响

试验中随后对普通火花塞点燃氢气,再由氢气

产生的引导火焰点燃煤油的点火方式进行了研究,以便于和高能火花塞点火的情况进行对比。在相同的温度及压力下,由于氢气着火所需的最小点火能量较低,具有宽广的可燃极限;而且氢气燃烧反应速率较快,释放的热值较高,可以为煤油点火提供有利的压力与温度条件,有效的减小煤油的点火延迟。

本次点火试验的燃料喷注位置、喷注方式、喷注压降及燃料空气当量比与高能火花塞点火试验时完全相同。本次试验时序为:开空气加热器,打开氢气阀门,同时打开普通电火花塞点火;然后打开煤油阀门,向发动机内喷入煤油,然后关闭氢气阀门和普通电火花塞,煤油实现稳定燃烧。发动机壁面各测点的压力变化如图 4 所示。由图中可以看出氢气与煤油共燃的情况下,各点压力值有较大的升高,氢气关闭以后,煤油单独燃烧,壁面各点压力又有所回落。此时壁面压力分布与图 2 中高能火花塞点火成功后的壁面压力基本分布相同。可以看出,成功点火以后,稳定燃烧的工况与点火方式无关。

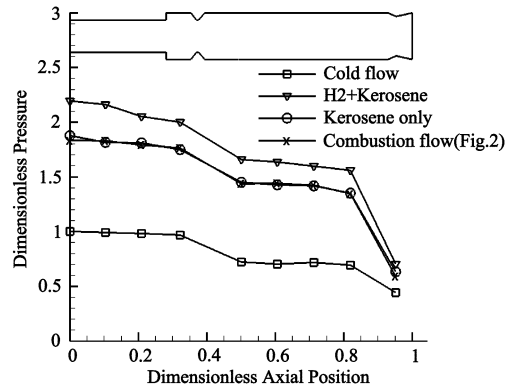


图 4 氢气引导火焰点火壁面压力曲线分布

Fig.4 Wall pressure distribution with pilot H₂ flame

2.3 燃料喷注对点火性能的影响

2.3.1 喷注压降对燃烧性能的影响

在凹腔构型的火焰稳定器中,凹腔内的燃料空气当量比是影响点火性能的重要参数。在壁面喷油的情况下,燃料喷注垂直于来流方向,燃料穿透度对进入凹腔内的燃料有直接的影响。而燃料的穿透度与喷注压降密切相关。喷注压降越大,燃料的穿透度就越高。本文在壁面喷油的情况下,改变不同的喷注压降,对点火性能进行研究,其试验结果如表 1 所示。

表 1 不同喷注压降下点火情况

Table 1 Ignition case with different injection pressure drop

编号	喷注压降 (MPa)	喷注面积 (mm ²)	燃料当量比	氢气当量比	点火方式	结果
1	0.97	1.9635	0.485	0	高能火花塞	未点燃
2	1.26	1.9635	0.563	0	高能火花塞	未点燃
3	0.32	3.927	0.566	0	高能火花塞	点燃
4	0.95	1.9635	0.459	0.165	氢气引导火焰	点燃

由 Chen^[8] 和 Wu^[9] 的相关研究可知,在液体射流与来流方向垂直的情况下,液体射流的穿透度与喷注压降成正比。对比试验 2 及试验 3 可以看出,两次试验的燃料射流流量基本相同,但试验 2 中喷注压降远大于试验 3 中压降。因此,试验 2 中进入凹腔的燃料较少,导致凹腔内未燃混气的燃料空气当量比较小,因此在同样使用高能火花塞做为点火器的情况下,试验 2 未能点燃。

由以上分析可以看出,点火性能不仅与发动机内总的燃料空气当量比有关,更与凹腔内的燃料空气当量比密切相关。在壁面喷注燃料的情况下,进入凹腔内的燃料占发动机内总燃料的比例,则与喷注压降密切相关。喷注压降越小,进入凹腔内的燃料比例越大。

同时,对比试验 1 与试验 4 的结果可以看出,两次试验工况燃料压降和燃料流量基本一致,因此两次试验中进入凹腔内未燃混气的当量比基本一致。

在高能火花塞点火的情况下,发动机未能点燃。但是在氢气助燃的情况下,发动机却正常点火,并稳定燃烧。这说明氢气点火可以提供比高能火花塞更高的能量及更多的活性自由基,因此,在使用氢气作为引导火焰的情况下,发动机具有更低的贫燃点火极限。

2.3.2 燃料喷注方式对点火性能的影响

试验中还对不同的燃料喷注方式进行了研究。其试验结果如表 2 所示。试验结果显示,试验 5 和试验 6 采用了两种不同半径的喷油环 B 和喷油环 C 进行燃料喷注,但两种情况下都无法使用高能火花塞点燃。而试验 7 中在凹腔内喷入氢气,用火花塞点燃氢气作为引导火焰,同时通过喷油环 B 喷入燃料,最终燃料被点燃。但是在氢气阀门关闭以后,发动机内的火焰随之熄灭。试验 8 与试验 9 中使用喷油环 B 与凹腔喷油段同时喷注燃料,但在两组燃料当量比下最终也未能点燃。

表 2 不同喷注方式情况下点火情况

Table 2 Ignition case with different injection method

编号	喷注方式	燃料当量比	氢气当量比	点火方式	结果
5	喷油环 C	0.435	0	高能火花塞	未点燃
6	喷油环 B	0.490	0	高能火花塞	未点燃
7	喷油环 B	0.437	0.148	氢气引导火焰	喷入氢气时点燃,关闭氢气后熄灭
8	喷油环 B 与凹腔喷注结合	0.437(喷油环 B) 0.419(凹腔)	0	高能火花塞	未点燃
9	喷油环 B 与凹腔喷注结合	0.224(喷油环 B) 0.224(凹腔)	0	高能火花塞	未点燃
10	喷油环 B 与凹腔喷注结合	0.214(喷油环 B) 0.215(凹腔)	0	/	稳定燃烧

由试验 5 及试验 6 的结果可以看出,在单独喷油环喷注情况下,凹腔火焰稳定器很难实现可靠点火;同时试验 7 表明,在单独喷油环喷注的情况下,凹腔火焰稳定器也很难维持火焰的稳定燃烧。这说明在单独喷油环喷注的情况下,虽然可以在燃烧室主流中形成均匀的燃料雾化场,但凹腔内的回流区较为稳定,回流区与主流间的质量交换率较低,燃料

很难进入凹腔内,因此凹腔内局部燃料空气当量比极低,不具备成功点火的必要条件。而试验 8 与试验 9 未能点火成功,其原因可能是喷入凹腔内的燃料过多,从而使得凹腔内未燃混气中燃料空气当量偏大。同时因为液体燃料燃烧之前蒸发需要吸收热量,所以此时凹腔内不仅过度富燃而且温度偏低,最终也没能点火成功。试验中虽然无法实现在喷油环

喷注与凹腔喷注结合情况下的可靠点火,但却实现了喷油环喷注与凹腔喷注相结合情况下的稳定燃烧。试验10中首先使用壁面喷油方式,实现正常点火,然后打开中心喷油B阀门,此时仍然可以稳定燃烧;然后再打开凹腔喷油,实现了三种喷油方式下组合下的稳定燃烧。最后关闭壁面喷油阀门,最终实现在喷油环喷注与凹腔喷注相结合的情况下稳定燃烧。对比试验9和试验10也可以看出,可靠点火的燃料当量比范围一般要小于维持稳定燃烧的燃料当量比范围。因此可以得出结论,对于如图1所示构型的亚燃冲压发动机,宜采用壁面喷注燃料的方式,而不宜采用单独喷油环喷注燃料的方式。对于喷油环喷注与凹腔喷注相结合的方式,合理控制凹腔喷注方式的喷注流量,保证凹腔内燃料空气当量比在一个合适的范围之内,也有可能实现可靠点火。

2.4 喉部面积对点火性能的影响

对于亚燃冲压发动机来说,发动机喉部面积一直是影响点火及火焰稳定的重要因素。于是在壁面喷注的情况下,设定相同的燃料喷注压降及流量,对不同的喉部面积下点火的情况进行了对比,试验结果如图5所示。

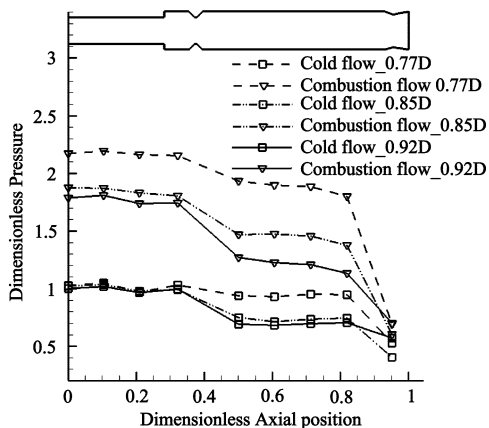


图5 不同直径喉部壁面压力分布曲线

Fig. 5 Wall pressure distribution with different diameter throat

在冷态条件下,由于来流总压为350KPa,环境压力为101KPa,由二者的压比可知,气流将在发动机内某个截面上达到壅塞状态,此时该截面上的气流速度将达到声速。由冷态时不同喉部的压力曲线可以看出,当喉部直径为0.77D时,发动机内由喷油段到燃烧室喉部之间的各测点压力基本一致。说明此时发动机内流场内为亚声速流场,喷油段与主燃烧室段截面积相差不大,其中的各测点的压力变化不大,气流在发动机喉部达到声速。而当喉部直

径为0.85D和0.92D时,喷油段与凹腔段压力基本一致,主燃烧室内压力变化也较小,但绕流环前后压力相差较大。由图6及图7可知,此时燃烧室内压力与总压之比已经小于临界压比,气流在绕流环出口处达到声速。主燃烧室内形成激波串,总压出现较大的损失,主燃烧室内静压相对于喷油段有较大幅度的下降。在稳定燃烧以后,喉部尺寸不同的三种构型发动机中绕流环前后都存在较大的压降。由上文点火方式对点火性能的影响一节中的分析可知,此时产生压降的原因主要是燃烧放热造成的。由以上分析可以看出,喉部尺寸大小决定气流在发动机中壅塞的位置。当喉部较小的时候,壅塞发生在发动机喉部;当喉部较大的时候,壅塞发生在绕流环出口。对比不同喉部直径下发动机内壁面压力变化可以看出,三种情况下的凹腔段的压力值相差不大,而主燃烧室段压力却有着较大的差异。

由以上分析可以看出,喉部面积对凹腔内压力变化影响不大。由于在发动机点火过程中,凹腔内可以形成稳定的回流区,同时点火装置位于凹腔内,因此,喉部面积对于以凹腔作为火焰稳定器的亚燃发动机的点火性能影响不大。

3 结论

在采用凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机中,成功的实现了高能火花塞和氢气引导火焰的可靠点火和稳定燃烧,结果表明:

(1)在壁面喷注燃料的情况下,燃烧主要集中在发动机的边区进行;

(2)燃料喷注方式对发动机的影响很大,壁面喷射燃料的方式有利于点火及稳定燃烧,而喷油环喷注燃料的方式则很难点燃发动机,也很难维持发动机的稳定燃烧;

(3)喉部面积大小对采用上述凹腔构型的亚燃冲压发动机的点火性能影响较小。

参考文献:

- [1] Vinogradov V, Grachev V, Petrov M. Experimental investigation of 2-D dual mode scramjet with hydrogen fuel at Mach 4-6 [C]. AIAA 90-5268.
- [2] Ben-Yakar A, Hanson R K. Supersonic combustion of cross-flow jets and the influence of cavity flame-holders [C]. AIAA 99-0484.
- [3] Mathur T, Gruber M, Jackson K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity based fuel injector [J]. Journal of Pro-

- pulsion and Power, 2001, 17(6).
- [4] Hsu K Y, Gross L P, Trump D D, et al. Performance of a trapped-vortex combustor [C]. AIAA 95 - 0810.
- [5] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped Vortex combustor concept for gas turbine engines [C]. AIAA 2001 - 0483.
- [6] Meyer T R, Brown M S, Fonov S, et al. Optical diagnostics and numerical characterization of a trapped-vortex combustor [C], AIAA 2002 - 3863.
- [7] Bruno C, Losurdo M. Numerical simulations of trapped vortex combustion for application to ramjets [C]// proceedings of the Flameless Combustion Workshop, Lund, Sweden, 2005; 19 - 21.
- [8] Chen T H, Smith C R, Schommer D G, Nejad A S, Multi-zone behavior of transverse liquid jet in high-speed flow [C]. AIAA 93 - 0453, 1993; 1 - 10.
- [9] Wu P K, Kirkendall K A, Fuller R P, Gruber M R, Nejad A S. Spray trajectories of liquid fuel jets in subsonic crossflows [C]. 7th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Seoul, Korea, 1997; 545 - 552.

作者简介:李庆(1982 -),男,博士生,航空宇航推进理论与工程专业,研究方向为高超声速推进技术。

通信地址:长沙国防科技大学航天与材料工程学院推进中心 F204 室(410073)

电话:13787252759

E-mail:nudtliqing@gmail.com

Ignition Characteristics of Ramjet with Cavity-based Flameholder

LI Qing, PAN Yu, LI Qing-lian, WANG Zhen-guo

(Department of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Experimental investigations on the ignition characteristics of liquid hydrocarbon fuel ramjet with cavity based flameholder were conducted using a ground direct-connect test combustor. Successful ignition was achieved using high energy spark igniter and hydrogen pilot flames respectively. The results suggest that the ignition technique is closely related to the injection pressure drop and injection mode. Based on the wall injection mode, successful ignition is easily achieved, while based on the center injection mode, ignition is hard to reach. Meantime it is found that the size of the throat can hardly influence the static pressure in the cavity based on the structure illustrated. In that case, the effect of the size of the throat towards the ignition characteristics is small.

Key words: Ramjet; Cavity; Ignition; Injection mode; Throat

(上接第 1573 页)

A Fusion Algorithm for Pico-Satellite Attitude Determination Using Low Cost Mems-Based Sensors

MENG Tao, WANG Hao, JIN Zhong-he, HAN Ke

(Department of Information Science & Electronic Engineering, Hangzhou 310027, China)

Abstract: This paper presents a novel sensing methodology with an unscented Kalman-based fusion algorithm for attitude estimation, using inexpensive MEMs gyroscopes, sun sensor and magnetometer. Considering the potential failure mode, the back-up filter algorithm using only magnetometer is proposed. Three-component modified Rodrigues parameters are used to describe attitude vector, which avoids the singularity of the covariance matrix when using unit quaternion in attitude determination. Using the ground test of gyro drift data, hardware-in-loop simulation shows that the proposed methodology can obtain fine attitude estimation, even only magnetometer is available, the back-up filter can still meets the requirements of the ordinary mission. The work shows profound meaning in the engineering application. This paper can be seen as a positive exploration of low precision MEMS sensors application to low cost pico-satellite.

Key words: Pico-satellite; Attitude determination and control system (ADCS); UKF; The modified Rodrigues parameter; MEMS gyro