

新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析

季鹤鸣¹ 樊于军² 杨茂林²

(1. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015; 2. 北京航空航天大学, 北京 100083)

摘要:介绍了一种新型内突扩加力燃烧室方案,具有质量轻、尺寸小、红外隐身功能突出等优点;在分析当前高推重比发动机需求的基础上,结合目前国内外加力燃烧室的技术水平,根据新一代军用发动机的加力燃烧室进气参数,论证了该方案所具有的现实可行性。

关键词:高推重比发动机 加力燃烧室 驻涡燃烧 突扩扩压器

Feasibility Analysis of a New Inner Dumped Afterburner Concept

Ji Heming¹ Fan Yujun² Yang Maolin²

(1. Shenyang Aeroengine Research Institute Shenyang 110015, China)

(2. Beijing University of Aeronautics and Astronautics Beijing 100083, China)

Abstract A new dumped afterburner concept is introduced. It has the advantage of lightweight, small size and superior infrared stealth function. Based on the analysis of the requirements of high thrust-weight ratio engine, the feasibility of the new concept is demonstrated.

Key words high thrust-weight ratio engine; afterburner; trapped vortex combustion; dumped diffuser

1 引言

从诞生那天起,航空燃气涡轮喷气发动机,尤其是战斗机用发动机,始终追求更高的推重比。60年来,其推重比由原来的 1~2,发展到 9~10,在研的和预研的将达 12~15。

所谓推重比高,就是推力越来越大、结构质量越来越轻。航空燃气涡轮发动机的推重比是以加力时的推力来计算的。为了获得“加力”,发动机设计师曾采用喷水加力等多种方法,如今最常用的是设计专门的加力燃烧室。

本文介绍了 1 种用作未来高推重比发动机的新型内突扩加力燃烧室总体方案;结合国内外的技术水平,论证了该方案的现实可行性。

2 内突扩加力燃烧室方案

2.1 研究背景

无论是涡喷发动机,还是涡扇发动机的加力燃烧室,一直采用 V 型槽火焰稳定器直流组织燃烧;在结构上,大约占整台发动机总长度的 50%左右,其直径与发动机允许通道截面直径大体相当;装上加力燃烧室后,使得发动机增重约 20%。所以,从提高推重比的角度分析是非常划算的。但是,新一代高性能航空发动机均为小涵道比涡扇发动机,在 $B=0.15\sim 0.20$ 时,由循环参数可估算出这类发动机的加力比大约为 1.20~1.25;在这种情况下,仍然采用传统的组织燃烧原理和通常的结构方案显然很不合理。为此,急需寻找一种合适的先进加力燃烧室方案。

表 1 介绍了几代军用航空燃气涡轮发动机加力燃烧室进口参数的变化。从表中可见,其加力进口温度大约提高了 350~400°C,而加力进口压力却大约提高了 1 倍。如果质量流量不变,则容积流量大约缩小一半。那么,为了达到组织燃烧所需要的进口流速,减速扩压值也将降低 1/2。这就从根本上

收稿日期: 2005-07-11

第一作者简介:季鹤鸣(1937-),研究员。曾编著《高性能航空燃气轮机燃烧技术》、《燃烧原理》等专著,发表科技论文 30 余篇;曾多次荣获国防科工委和中航总公司科技成果一、二等奖。

为改变加力燃烧室的结构提供了必要条件。

表 1 加力燃烧室进口参数变化

研制年代 (均为 20 世纪)	第 1 代	第 2 代	第 3 代	第 4 代	备注
推重比	2~4	5~6	7~8	9~10	
加力进口总压 (MPa)	0.20~0.22	0.25~0.28	0.31~0.35	0.41~0.45	台架状态
加力进口总温 (°C)	550~650	700~750	760~820	900~950	台架状态 (内涵)

2.2 方案介绍

流体经过一突然扩张通道时,或流过的凹腔时的突扩会产生稳定的漩涡,这种涡被称作驻涡(如图 1 所示),虽然这种现象早已被人们认识,但作为控制燃烧的原理应用到航空发动机上的时间并不长,真正作为工程实用的燃烧室设计方案为时更短。本文将该原理应用到加力燃烧室上,提出全新的先进的内突扩加力燃烧室方案,如图 2 所示。

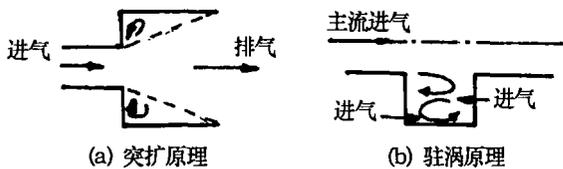
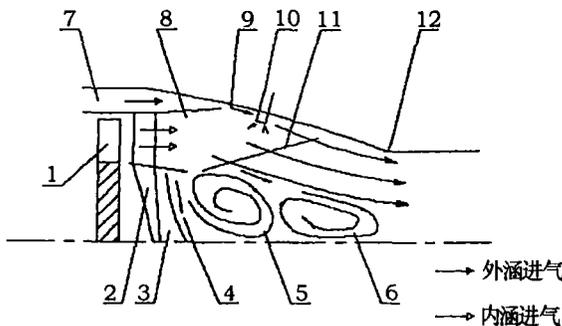


图 1 突扩和驻涡原理



1—涡轮; 2—后框架; 3—空气腔; 4—冷却气流; 5—内漩涡;
6—外漩涡; 7—外涵道; 8—前置扩压器; 9—冷却气流; 10—
喷油装置; 11—火焰前锋; 12—机匣和喷管

图 2 新型加力燃烧室

内外涵冷热 2 股气流经过前置扩压器完成 1 级扩压后,进入突扩扩压器作 2 级扩压;得到充分扩压后,在涡轮后框架构成的带冷却吹气的内腔的作用下,形成先后错开的双涡,相当于中心火焰稳定器,由它形成的火焰前锋点燃了整个加力燃烧室。其中心部分的旋涡是稳定性很强的高强涡,起着值班火焰稳定器的作用。因此,该加力燃烧室虽然没有传统加力燃烧室中的 V 形槽不良流线体火焰稳定器,

但是,却有着良好的燃烧稳定性,而且流动阻力很小。图 3 示出了 V 型火焰稳定器与凹槽火焰稳定器在相同工况下的流动损失的定性比较^[2]。

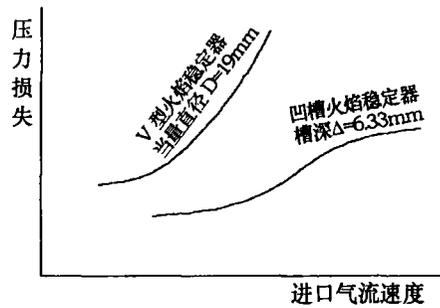


图 3 流体损失比较

另外,由气动估算得知,该加力燃烧室总压损失系数约为 1%,即使加上摩擦损失和掺混损失以及其他流动损失,总的冷损失系数仍比传统的加力燃烧室的低得多。如果保持原来的总压损失系数,则可将加力燃烧段的直径大幅减小。同时,由于整个加力燃烧室内的流动速度系数低,所以可燃混合气在燃烧区域内停留时间延长(大约可达 20ms)。因为来流温度高(超过 900°C)和压力高(大于 0.4MPa),则火焰传播速度大大增加,因此其综合结果是燃烧室完全系数大大提高。

在结构上,因加力段直径变小,轴向长度缩短,取消了传统的火焰稳定器及相应的连接件,没有后伸的内锥等零件,同时,简化了加力点火系统,而且喷油系统紧靠壁面,减小了通道中的流阻,所以,最终达到了结构紧凑、质量减轻的目的。总之,该加力燃烧室非常适合作为未来小涵道比、高推重比(≥ 10)涡扇发动机的加力燃烧室。

3 对有关问题的说明和讨论

3.1 冷却问题

其实,图 2 所示方案早在 20 世纪 50 年代就有人做过研究。英国德·哈维兰公司于 1943 年研制出“妖魔”(Goblin)涡轮喷气发动机,1945 年又研制出其放大型“幽灵”(Ghost)发动机,推力达 15.2kN。加拿大于 50 年代初引进了“幽灵”发动机并改装成加力式涡轮喷气发动机,其加力装置即采用了如图 1 所示的方案,但没研制成功。当时遇到的最大困难是冷却问题难以解决,同时耐高温材料的性能也达不到工程产品的设计要求。时间过去了半个世纪,如今的冷却技术和材料耐温性能都有了大幅提高。已经有可能满足工程产品的研制需求。

3.2 红外隐身问题

红外隐身是第4代军用战斗机用燃气轮机的关键技术之一。在非加力状态时的红外辐射主要是加力燃烧室中的空腔辐射。该方案取消了火焰稳定器,主流中没有稳定器、点火器和喷油杆等突出物;对内锥采用专门的冷却,从而使红外源减少了一大半,又由于涡轮后的排气腔道被收敛型的机匣外壁所遮挡,因此红外辐射进一步减小。总之,该方案将有效降低整台发动机红外辐射的可探测性,在红外隐身问题上将获得良好效果。

3.3 高温低速下自燃点火和燃烧问题

火焰传播速度通常随来流温度的1.7次方而增加;尤其是当来流温度超过800℃,甚至高达900~950℃时,其蒸发雾化速度非常快,化学感应期极短。此时,不需要专用的点火器点火,燃油与氧就能进行化学反应,发生自燃,燃油喷雾器变成了喷火器(如图4所示)。由于燃油在燃烧前的流速较低,接近于通常主燃烧室中的参考流速,由此可能产生2个新问题:一是极易产生回火现象;二是燃油浓度分布问题(这是由燃烧的准备时间大大缩短,燃油来不及充分掺混即参与燃烧,而带来的问题)。上述2个问题还会因发动机状态多变和涵道比的变化,造成加力进口流场多变而加剧,使得浓度场和流场的匹配更显紧迫和重要。

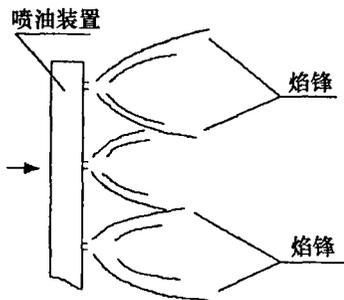


图4 雾化锥变成火焰锥示意图(当来流温度很高时)

3.4 前置扩压器设计问题

内突扩加力燃烧室方案包括内涵气流的预先扩压(即前置扩压)和内外涵混合后气流的突扩扩压²部分。前置扩压器采用全新设计,可以参考主燃烧室的有关试验资料和设计计算数据。

4 结论

(1)从提高发动机推重比角度分析,目前传统的加力燃烧室已经落后,且不适应未来军用发动机所需;从加力进口气动参数分析,本文介绍的新型加力燃烧室很适于作为未来歼击机发动机的加力装置。

(2)新型加力燃烧室方案优点突出,不仅流阻低、质量轻、尺寸小,而且还具有较佳的红外隐身功能。

(3)尽管还有许多技术问题需要解决,但是,在目前冷却技术和材料所具有的耐高温性能条件下,新型加力燃烧室是有可能在较短时间内研制成功的。

参考文献

- 1 季鹤鸣. 涡扇加力和多功能推力矢量装置. 燃气涡轮试验与研究, 2001, (13).
- 2 张斌全. 现代航空发动机燃烧室. 北京: 北京航空学院出版社, 1986.
- 3 刘大响, 等. 航空发动机——飞机的心脏. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- 4 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高陆线航空燃气轮机燃烧技术. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- 5 Hsu K Y, Goss L P. Characteristics of a trapped-vortex combustor. Journal of propulsion power, 2002, 14(1): 57~65.

(责任编辑 李华文)

《飞机设计》编辑部与本刊编辑部进行经验交流

3月3日,《飞机设计》编辑部成员一行5人,应邀来到本刊编辑部,2编辑部成员进行了全面而有重点的交流。

双方介绍了各自的办刊做法和成功经验。多年来,2刊都受到了本单位领导的大力支持和指导,始终坚持办刊宗旨、保持专业特色,成为了本单位以至本行业的重要窗口;稿源日益充足,作者群在不断扩大,《航空发动机》则由于受到更多的著名专家、教授,特别是2院院士的青睐,而刊载了更多的力作,进而知名度同时扩大;技术准确性在不断提高,编辑标

准化得到贯彻落实。

同时,双方也认识到了2刊共同面临的如发行量太小的问题,并探讨了解决问题的基本途径。

双方认为,《飞机设计》和《航空发动机》同属航空科技期刊,在内容上有明显的相关性和互补性,专业性都很强,应当进一步加强技术交流;此次交流,是一个重要的开端。

(《航空发动机》编辑部)