

核能航空发动机技术方案初探

张军峰, 苏桂英

(沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)



张军峰(1970),男,高级工程师,从事航空发动机技术预先研究工作。

收稿日期:2010-01-05

摘要:在对核反应堆、发动机和传热系统进行概要分析的基础上,初步探讨了核能航空发动机的技术方案。经分析认为:基于目前的技术水平,采用高温气冷堆、双回路传热系统的双布雷顿循环核能涡扇发动机相对可行。

关键词:核能航空发动机;核反应堆;传热系统

Preliminary Investigation of Technical Proposals for Nuclear Aeroengine

Zhang Jun-feng, Su Gui-ying

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The preliminary investigation of the technical proposals for nuclear aeroengine were presented based on the technological analyses of nuclear reactor, aeroengine and heat transfer system. The analysis results show that the technical proposals are relatively feasible which are the Bi-Brayton nuclear turbofan combined with high temperature gas cooled reactor and double-loop heat transfer system based on the present technology capability.

Key words: nuclear aeroengine; nuclear reactor; heat transfer system

1 引言

核能航空发动机,亦称原子能航空发动机,是1种正在探索中的新能源发动机。与常规航空发动机以燃烧化学燃料直接加热空气不同,核能航空发动机是利用原子核裂变所释放出的巨大热量对工质进行直接或间接加热。与传统发动机相比,核能航空发动机具有下列显著优势:(1)航空器配装核能发动机后,其活动范围大大增强,无需空中补加燃料即可飞至地球表面的任何地方;(2)没有温室气体排放,适应当前的减排要求;(3)具有极佳的经济

性;(4)适应能源多元化的要求,有利于解决能源安全问题。基于上述优势,核能发动机在超远程飞机、长航时通信传递平台以及长航时情报、监视、侦察平台等方面具有良好的应用前景。

本文对核能发动机技术方案进行了初步探讨。

2 核能发动机的技术方案

根据利用核能的基本结构方式不同,核能发动机可分为开式循环和闭式循环2大类。在开式循环核能发动机中,核反应堆位

于发动机内部,压气机出口空气流入核反应堆内直接加热,而后进入涡轮进行能量转换。其结构相对简单、易于调控,但存在防护困难、污染大气、维护不便以及核反应堆材料氧化等致命缺陷,因此难以实际应用。闭合循环核能发动机由核反应堆、传热系统和发动机3大部分组成,核反应堆用于将核能转换为热能,传热系统用于将热能从核反应堆转移至工质,而发动机则将热能转换为机械能和动能以产生所需推力。虽然该发动机结构相对复杂,但

能规避开式循环核能发动机的诸多致命缺陷,因此更趋近于实际应用。本文仅探讨闭合循环核能发动机的技术方案。

2.1 核反应堆

核能发动机对核反应堆的基本要求是安全性好、出口温度高。核反应堆的安全性好意味着公众更容易接受核动力飞行,而出口温度高则有利于提高发动机性能。综合考虑目前各种核反应堆的技术状况及发展潜力,选择高温气冷堆作为发动机的核反应堆。

高温气冷堆是国际核能界公认的1种安全性良好的堆型,在技术上可以保证不会发生堆芯熔毁和放射性外泄等危害公众以及环境安全的严重事故。基于下述几项特别设计,高温气冷堆具备了所谓的固有安全性。

(1)采用包覆颗粒燃料元件。高温气冷堆的燃料元件由弥散在石墨基体中的包覆颗粒燃料组成,其破损温度大大超过事故工况下的最高温度,因此破损外泄放射性的可能性极低。

(2)选用石墨作为堆芯结构材料。石墨的熔点很高,远远高于事故工况下的最高温度,因此不会出现堆芯熔毁现象。

(3)选择氦气作载热剂。氦气为惰性气体,与核反应堆材料的相容性好,避免了腐蚀问题。此外,氦气的感生放射性低,核反应堆一回路的放射性剂量小,易于放射性防护。

(4)采取非能动的余热排出系统。高温气冷堆无需专设余热排出系统,停堆后的余热可依靠

热传导、热辐射等非能动的自然传热机制排出。此项措施可保证停堆后堆芯的最高温度不超过安全限值,故而排除了堆芯熔毁的可能性。

(5)具有反应性瞬变的固有安全性。高温气冷堆的设计具有负的反应性温度系数,因此在正反应性引入事故情况下能迅速抑制核反应堆功率的上升,使燃料元件最高温度远低于安全限值。

(6)执行纵深防御放射性外泄的安全原则。高温气冷堆设置了阻止放射性外泄的多重屏障。

此外,高温气冷堆的堆芯温度可高达1600℃,载热剂的出口温度能达到950℃,并有可能提高至1000~1200℃,这是其它类型核反应堆所难以企及的。因此,高温气冷堆较其它类型核反应堆更适用于核能发动机。

高温气冷堆用于核能发动机尚需解决撞击保护问题,即当航空器坠毁而导致核反应堆与地面/水面高速撞击时,必须采取特别措施以保护安全壳等部件不发生破裂,否则会导致放射性外泄的严重事故,危害公众和环境的安全。目前核反应堆的撞击保护问题主要通过吸收撞击能量这一措施来解决。

2.2 发动机

2.2.1 发动机选型

核能发动机最适于推进大型亚声速航空器的观点已得到普遍认可。涡桨、涡扇及涡喷发动机均可作为大型亚声速航空器的动力装置。在保证推力的前提下,核能发动机的质量应尽可能小,这样可降低航空器的研制难度。核能

发动机的质量主要决定于核反应堆的质量,完全防护的核反应堆质量与核反应堆功率的平方根大致成正比,因此可按所需核反应堆功率最小的原则来确定优先发展的发动机型别。所需核反应堆功率的大小与发动机的经济性直接相关。涡桨、涡扇和涡喷发动机的经济性依次降低,因此从所需核反应堆功率方面来讲,发展顺序为涡桨、涡扇及涡喷发动机的优先发展顺序依次降低。由于螺旋桨的效率随着航空器飞行速度的提高而降低,因此涡桨发动机不适于高亚声速飞行,在大型远程航空器上已被大涵道比涡扇发动机所取代。此外,为了提供推进大型亚声速航空器所需的高推力,涡喷发动机的尺寸必须大大增加,减速器和螺旋桨技术则成为涡桨发动机的发展障碍,而目前高推力、大涵道比涡扇发动机已有相当的技术积累,因此,涡喷发动机的发展风险最高,涡桨发动机其次,涡扇发动机最低。基于上述分析,确定将涡扇发动机作为发展对象。

2.2.2 循环方式

按照工质是否为传热系统回路中的载热剂,核能发动机的循环方式可分为间接循环和直接循环2大类。

(1)间接循环

间接循环涡扇发动机如图1所示。1回路载热剂在核反应堆内吸收热量后,通过核反应堆换热器将热量转移至2回路载热剂;2回路载热剂在发动机换热器内与压气机出口空气进行热量交换,完成对压气机出口空气的加热;

加热后的空气流入涡轮, 完成能量转换。

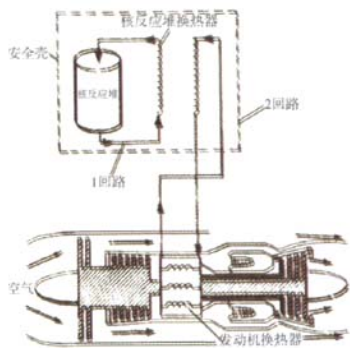


图1 间接循环核能涡扇发动机

间接循环涡扇发动机的结构相对简单, 易于实现使用核燃料/化学燃料, 但由于1回路载热剂由核反应堆直接流入核反应堆换热器内进行热量交换, 核反应堆换热器的进口温度较高, 因此必须掌握耐高温的核反应堆换热器技术。

(2) 直接循环

采用了回热循环的直接循环涡扇发动机如图2所示。1回路载热剂在核反应堆内吸收热量后, 通过核反应堆换热器将热量转移至2回路载热剂; 接着2回路载热剂流入涡轮, 将热量转换为机械功以驱动压气机和风扇; 而后2回路载热剂流入回流换热器, 与流回安全壳内的2回路载热剂进行热量交换, 籍此提高热量利用率, 降低对核反应堆的功率要求, 并可减少对环境的污染。为了保证2回路载热剂的压力达到系统要求值, 需要压气机对其进行压缩。由于在增压比保持不变的条件下, 降低载热剂的温度可使压气机功减少, 因此2回路载热剂在流入压气机前, 先通过预冷

器散热以降低温度。压缩后的2回路载热剂在回流换热器内吸收热量后流入核反应堆换热器。若预冷器处于发动机外函通道中而导致的空气压力损失较小, 则将其置于外函通道中, 这样可再度提高热量利用率, 并增加推力。

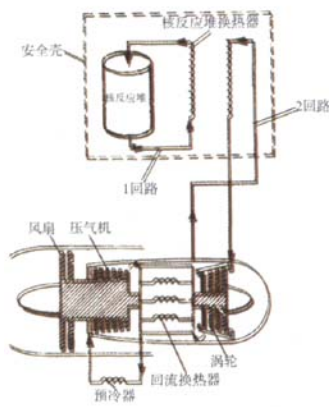


图2 直接循环核能涡扇发动机

直接循环涡扇发动机亦须掌握耐高温的核反应堆换热器技术, 且不易实现使用核燃料/化学燃料。由于工质为二回路载热剂, 因此对发动机的密封性能要求极高, 尤其是轴承处的密封问题。然而, 因为采用了回热循环, 所以热效率较高。

直接循环涡扇发动机采用了双布雷顿循环, 如图3所示。1回路载热剂在核反应堆内吸收热量后直接流入安全壳内的涡轮, 将热量转换为机械功以驱动主、次压气机。由涡轮流出的1回路载热剂通过中间换热器将热量转移至2回路载热剂, 而后1回路载热剂流入主压气机内压缩, 以使压力达到系统要求值。2回路载热剂通过中间换热器吸收热量后, 流入发动机涡轮内, 将热量转换为机械功以驱动风扇。为了保证2

回路载热剂的压力达到系统要求值, 需要次压气机对其进行压缩。由于在增压比保持不变的条件下, 降低2回路载热剂的温度可使次压气机功率减少, 因此2回路载热剂在流入次压气机前, 先通过预冷器散热以降低温度。2回路载热剂通过预冷器散失的热量被函道中的空气所吸收, 这样能提高热量利用率, 并增加发动机的推力。

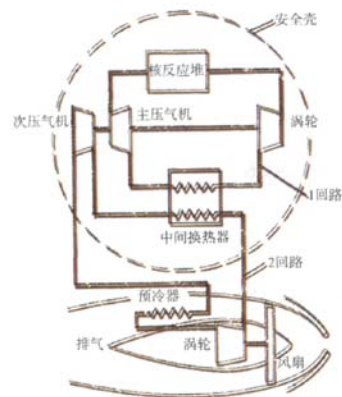


图3 直接循环核能涡扇发动机

双布雷顿循环涡扇发动机(图3)的1回路、2回路载热剂的压力可保持相近, 因此能降低中间换热器内部的压降。1回路载热剂经涡轮膨胀做功后再流入中间换热器内进行热量交换, 因而中间换热器的进口温度较低。上述2方面因素使得中间换热器的设计难度大大降低。此外, 由于核反应堆产生的热量仅有部分通过中间换热器转移, 因此可使中间换热器的尺寸较小, 从而能降低安全壳尺寸。但设在安全壳内的涡轮和主、次压气机又会导致安全壳尺寸增大, 且工质为2回路载热剂, 同样存在发动机的密封问题。

间接/直接循环涡扇发动机

各具优缺点,相对而言,双布雷顿循环涡扇发动机与高温气冷堆具有良好的匹配性,能够有效利用现有的核反应堆技术,且无需耐高温的核反应堆换热器,因此可大大降低技术风险和开发成本。因此,将发动机的热力循环选为双布雷顿循环。

2.3 传热系统

传热系统用于将核反应堆产生的热量转移至工质,主要由核反应堆换热器、发动机换热器和管道系统组成。

单回路传热系统虽具有效率高、无需核反应堆换热器及功率传递延迟不明显等突出优点。但基于安全考虑,决定采用双回路传热系统。在该系统中,1回路整体位于安全壳内,当其出现载热剂泄漏事故时,只要快动阀正常工作即可被安全壳所阻隔,因此不会危害公众和环境的安全。

当采用高温气冷堆时,1回路载热剂自然为氦气。由于2回路与1回路在结构上相互分隔,因此在选择2回路载热剂时便具有相当的自由度。间接循环的2回路载热剂既可选用液体也可选用气体,而直接循环的2回路载热剂仅可选用气体。某物质是否适于作为载热剂,应对其热性质、腐蚀性质、泵送功率、传热系数、安全性和成本以及收益等多个方面进行评估后才能确定。虽然氦气作为载热剂在泵送功率、传热性质及成本方面并不具备绝对优势,但其安全性优于多数常用载热剂,而这对于核能发动机而言至关重要。因此,2回路载热剂选用氦气。

2.3.1 核反应堆换热器

核反应堆换热器用于将核反应堆产生的热量由1回路转移至2回路。其换热器位于安全壳内,因此其结构必须紧凑,否则会增大安全壳尺寸;若传热效率低,则为了保证发动机的推力,必须提高核反应堆的功率。因此,结构紧凑及传热效率高是对核反应堆换热器的最基本要求。

综合考虑上述要求及目前的换热器技术,决定将核反应堆换热器选为板翅式。板翅式换热器的结构方式很多,但都是由若干层基本换热元件组成。在2块平隔板中夹着1块波纹形翅片,两端用侧条密封,便形成基本换热元件,多层这样的换热元件叠积焊接起来,再配以必要的封头、接管、支承等就构成板翅式换热器。板翅式换热器为层状结构,冷热载热剂交替在不同的层内流动。

板翅式换热器具有下列优点:

(1)传热效率高。翅片对载热剂的扰动使边界层不断破裂,因此具有较大的换热系数;隔板和翅片的厚度均较薄,因而具有高导热性。2方面因素的综合使得板翅式换热器具有高传热效率。

(2)结构非常紧凑。由于板翅式换热器具有扩展的2次表面,因此,其表面积可高达 $1000 \sim 2500 \text{ m}^2/\text{m}^3$ 。

(3)适应性强。通过流道的布置和组合能够适应逆流、错流、多股流、多程流等不同的换热工况;通过单元间串联、并联、串并联的组合可以满足大型设备的换热需要;通过积木式组合能够扩大互换性。

应用板翅式换热器所要解决

的主要问题是提高其承压能力。此外,由于核反应堆换热器位于安全壳内,因此维护不便,要求其具有高可靠性。

为了增加安全裕度,每台发动机均应配备独立的核反应堆换热器。这样,当某一或某些换热器出现破裂或泄漏现象时,只需关闭与该换热器对应的发动机即可,而其它发动机仍可正常工作。

2.3.2 发动机换热器

在如图1所示的间接循环发动机中仅有1种发动机换热器,该换热器用于将2回路载热剂的热量转移至压气机出口空气。考虑到发动机的结构特点及换热要求,换热器选为翅片管式。该换热器的管子外壁设有翅片,大大增加了空气侧的换热面积,并可促进空气的扰动,从而减小了传热热阻,强化了传热。该换热器的结构较为紧凑,非常适用于换热面两侧流体换热系数相差较大的场合。该换热器的主要缺点是翅片侧阻力大。翅片的形状、结构以及与管子的连接方式是该换热器的主要优化研究内容。

在图2所示的直接循环发动机中有2种发动机换热器,即回流换热器和预冷器。回流换热器用于将热量由离开涡轮后的载热剂转移至离开压气机后的载热剂;预冷器则用于冷却流入压气机的载热剂。为了降低热量损失,回流换热器应尽可能靠近压气机和涡轮。因此,回流换热器必须位于发动机内或距离发动机很近,这就决定了该换热器的结构必须紧凑。基于此,回流换热器选为板翅式。预冷器与间接循环的发动

机换热器有相似之处, 因此将预冷器选为翅片管式。

双布雷顿循环涡扇发动机中仅有 1 种发动机换热器—预冷器。该预冷器与图 2 中预冷器的作用及要求相同。因此, 将预冷器亦选为翅片管式。

2.3.3 管道系统

管道系统用于输运载热剂, 并控制其流动, 选材、布局 and 快动阀是管道系统技术方案的主要研究内容。

管道材料是以特定温度及寿命要求条件下的蠕变破裂强度为选用标准。例如: 若管道的最高温度为 870 °C 时, 且寿命不低于 10000 h, 则其材料可选为在此条件下蠕变破裂强度约为 41.4 MPa 的钴基高温合金 GH5188; 若管道的最高温度为 590 °C, 且寿命不低于 10000 h, 则其材料可选为在此条件下蠕变破裂强度约为 620.5 MPa 的镍基高温合金 GH4169。由于供给管与回流管的温度有差异, 因此二者可选用不同的材料。为了减少热量损失, 可在管道外侧包覆保温材料。

管道系统的布局有 2 种, 即并行布局 and 同轴布局。在并行布局

中, 供给管与回流管并行排列; 在同轴布局中, 供给管位于回流管内, 二者同轴排列。与并行布局相比, 同轴布局的质量小(载热剂为氦气时), 但压力损失大、泵送功率高, 且存在组装问题。此外, 在同轴布局中, 为了保证流动条件下供给管的稳定性, 必须掌握供给管的支撑技术。管道系统选用何种布局, 应在质量、压力损失、泵送功率和组装以及设计等几个方面进行折衷后决定。

当发生航空器坠毁等严重事故时, 为了防止放射性外泄对公众和环境的安全造成危害, 必须能够迅速密封穿越安全壳的载热剂管道, 此任务由快动阀完成。高压条件下的密封性好, 且质量小是对快动阀的基本要求。目前关于快动阀的研究不多, 尚无可行的技术方案作为参考, 因此有待今后重点研究。

3 结论

(1) 核能航空发动机的发展对象为双布雷顿循环核能涡扇发动机。

(2) 核反应堆采用高温气冷堆, 但须发展完善撞击保护技术。

(3) 选择双回路传热系统, 2

回路载热剂选用氦气, 核反应堆换热器和回流换热器选为板翅式, 预冷器选为翅片管式, 管道系统的布局应在多个方面进行折衷后决定, 而快动阀技术尚需研究和发展。

参考文献

- [1] Rom Frank E. Airbreathing Nuclear Propulsion – a New Look [R]. NASA TM X-2425.
- [2] Doyle, R B. Calculated Performance of a Direct-Air Nuclear Turbojet-Powered Airplane Using a Split-Flow Reactor and a Separated-Type Shield [R]. NACA RM E50K06.
- [3] Nuclear Aircraft Feasibility Study – Exclusive Summary [R]. ADB008941.
- [4] Nuclear Aircraft Feasibility Study – Volume II Appendices [R]. ADB008942.
- [5] Nuclear Aircraft Feasibility Study – Volume I. Final Report [R]. ADB008943.
- [6] Nuclear Bi-Brayton System for Aircraft Propulsion Study – Final Report [R]. WAES-TNR-234 March.
- [7] 钱颂文, 等. 换热器设计手册 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2002.
- [8] 沈苏, 等. 高温气冷堆的特点及发展概况 [J]. 东方电气评论, 2004, 18 (1), 50–54.
- [9] Gamezo V N, Desbordes D, Oran E S. Formation and Evolution of Two-dimensional Cellular Detonations [J]. Combustion and Flame, 1999, 116: 154–165.
- [10] Gamezo V N, Desbordes D, Oran E S. Two-dimensional Reactive Flow dynamics in Cellular Detonation Waves [J]. Shock Waves, 1999, 9(1): 11–17.
- [11] 严传俊, 范玮. 脉冲爆震发动机原理和关键技术 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005, 122–198.
- [12] Liou M S, Steffen C J. A New Flux Splitting Scheme [J]. Journal of Computational Physics, 1993, 107 (1): 23–39.
- [13] Liou M S, Edwards J R. Numerical Speed of Sound and its Application to Schemes for all Speeds [C]. AIAA Paper 99–3268, In 14th Computational Fluid Dynamics Conference, Norfolk, VA, 1999.
- [14] Shu C W, Osher S. Efficient Implementation of Essentially Non-Oscillatory Shock-Capturing [J]. Journal of Computational Physics, 1988, 77(2): 429–471.
- [15] Strange G. On the construction and comparison of difference schemes [J]. SIAM Journal of Numerical Analysis, 1968 (5): 506–517.
- [16] Kailasanath K. A Review of Research on Pulse Detonation Engine Nozzles [C]. AIAA paper 2001–3932. In 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Salt Lake City, Utah, 2001.
- [17] (上接第 9 页) Challenges, Current Status, and Future Perspective [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2004, 30: 545–672.