

无 喷 管 火 箭 发 动 机

李宜敏 裴 鸣

摘 要

本文综合现有的无喷管火箭发动机研究的成果,评述其优缺点。在此基础上,对无喷管发动机的工作特点和主要影响因素,如点火、燃烧、装药变形及两相流动等,进行了分析,以及讨论了无喷管发动机内弹道计算的有关问题。

主题词: 无喷管火箭发动机, 固体火箭发动机, 火箭冲压式发动机, 火箭发动机喷管, 述评

一、概 述

为了简化发动机结构,降低生产成本,人们提出了无喷管发动机的概念。早在1954年,Price, E. W. 就提到过这一问题,但未引起重视。近十年来,由于火箭-冲压组合式发动机的发展,国内外学者才重视了无喷管发动机的研制工作。现代概念的无喷管发动机的文章发表于60年代初。^[1]该文指出:无喷管发动机的性能是可以预估的,并能得到高的性能和低的制造成本。

无喷管发动机用于固体冲压组合发动机的方案,则可取消原有的助推器喷管。这使发动机结构大大地简化,并避免被抛弃的喷管及其组件有可能撞到载机或发射阵地。

这里我们综述现有的无喷管发动机的研究成果,以供今后研制参考。

二、无喷管发动机工作过程特点

力则随时间下降。虽然这导致燃速随时间下降,但每时生成的总燃气质量却大体上可以保持稳定,所以推力也大体上保持稳定。

4. 初温降低有时使无喷管发动机初始压力峰降低,而有时却使其升高,如图1、2所示^[2]。后一种情况可能是由于初温降低,推进剂刚性增加,通道面积的变形量减小,从而补偿了初温对推进剂燃速的影响,使初始压力峰升高。

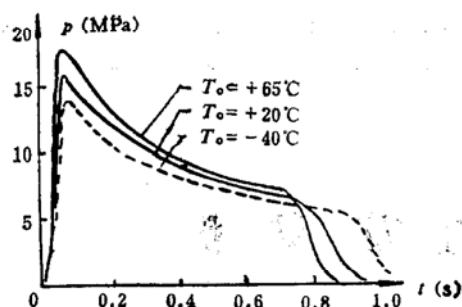


图1 初温对燃烧室压力的影响

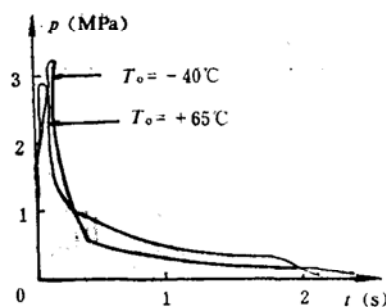


图2 初温对燃烧室压力的影响

三、无喷管发动机优缺点

由于没有喷管，随之带来以下优点：

1. 由于去掉喷管，原来安装喷管的位置可用来装填推进剂。这样，在同样发动机壳体尺寸下装药量增加，壳体重量减小，因而有利于提高飞行器的最终速度。文献^[3]中列出的实验结果表明，只要发动机不是特别短，飞行器的最终速度可比有喷管发动机的情况提高3~13%。

2. 去掉喷管不仅减少了研制工作量和费用，而且降低了制造成本。一般认为，采用无喷管方案，造价可降低10~20%^[3]。

3. 火箭-冲压组合发动机使用无喷管发动机作助推器，则可省去喷管抛弃系统，并消除其对载机的危害。

无喷管发动机的主要缺点是比冲偏低。造成比冲偏低的原因之一是无喷管发动机膨胀比偏低，燃气膨胀不充分。另一原因是工作过程的后期压力较低，加上燃气在燃烧室停留时间较短，金属燃烧不完全，燃烧效率偏低。一般情况下，无喷管发动机的比冲为同样情况下有喷管发动机比冲的80~90%^[3]。另一缺点是工作过程的重复性可能不及有喷管发动机。

四、无喷管发动机研究现状

表1和表2是文献^[3]中公布的研究结果。从表1可以看出，在同样发动机壳体尺寸条件下，无喷管发动机的飞行器最终速度比有喷管发动机的要提高13%之多。对长径比为6.5到7.9的发动机，无喷管发动机的总体性能都比有喷管发动机的好。而对长径比较小的短发动机，情况则相反。

从表2可以看出，对加铝推进剂，虽然发动机长度比有喷管的情况要短，但其性能却可以赶上有喷管发动机。从最后一行可见，对长发动机，性能为有喷管的108.4%。

研究表明，对少烟推进剂，增加燃速和加大长径比都能提高燃烧效率和性能。但对很短 ($L/D < 3/1$) 和很长 ($L/D > 14/1$) 的无喷管发动机，性能都不佳，除非燃速和压力指数能在很大的范围内调整。

对加金属的推进剂，燃烧室压力和发动机尺寸都影响金属颗粒的燃烧效率，因而影响发动机性能。在其它条件相同的情况下，大尺寸发动机的比冲比小尺寸发动机的高；除非金属颗粒极细，能在小尺寸发动机中完全燃烧。用含铝推进剂在小尺寸发动机中的数据外推表

明, 对大尺寸发动机, 比冲可达有喷管发动机的89%; 若进一步调整压力指数及物性, 还能提高2—4%。如使用加铅推进剂的大尺寸无喷管发动机的比冲可望达到有喷管发动机的90%, 优化后的系统可达91~92%。

表 1 装药内孔直径为177.8mm助推器的性能比较

		长 度 (mm)	推进剂重 (kg)	燃速 (mm/s) ($p = 0.86\text{MPa}$)	压力指数	相对比冲 %	孔径比	速度变化 %
有喷管 (基准)		1155.7	27.2	19.05	0.4	100	3.0	100
无喷管 (基准)		1155.7	31.1	41.91	0.5	83	3.0	105
无喷管 (高燃速)		1155.7	31.1	48.26	0.6	86	3.0	106
无喷管 (高肉厚比)		1155.7	34.5	48.26	0.6	87	3.5	112
无喷管 (低压力指数)		1155.7	34.5	48.26	0.4	88	3.5	113
长发动机	有喷管 (基准)	1409.7	32.7	16.15	0.4	100	3.0	100
	无喷管	1409.7	41.3	41.91	0.5	86	3.0	108
短发动机	有喷管 (基准)	901.7	21.8	22.86	0.45	100	3.0	100
	无喷管	901.7	24.9	41.91	0.5	78	3.0	92
	无喷管	901.7	24.9	68.58	0.58	85	3.0	99

表 2 含金属推进剂的助推器性能比较 (内孔直径482.6mm)

	长 度 (mm)	推进剂重量 (kg)	孔 径 比	相对比冲 %	速度变化 %
基准有喷管 (含铝)	1917.7	387.83	2.75	100	100
基准无喷管 (含铝)	1955.8	454.96	3.05	87.2	101.8
基准无喷管 (含铅)	1765.3	539.78	3.10	74.4	100.3
长的有喷管 (含铝)	2222.5	489.97	2.75	100	100
长的无喷管 (含铝)	2222.5	512.57	3.05	88.4	101.1
长的无喷管 (含铅)	2222.5	699.51	3.10	76.8	108.4

只要长径比不是过小或过大, 无论是少烟还是加金属的推进剂, 在同样壳体尺寸的条件下, 无喷管发动机的性能都比有喷管的好。但发动机总重量可能比有喷管的情况增加, 如加铅推进剂的发动机总重量增加20%, 而少烟推进剂的则没有增加。众所周知, 推进剂的燃速及压力指数对发动机性能影响很大。除非长径比很大, 燃速高、压力指数低的推进剂用于无喷管发动机, 其性能比低燃速、高压指数的推进剂好 (见图3.4)。

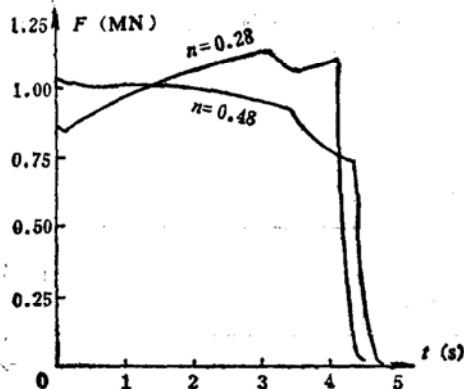


图3 压力指数对推力-时间曲线的影响

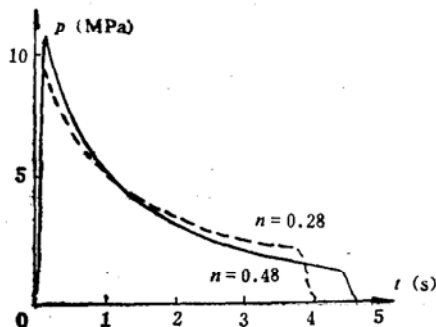


图4 压力指数对推力-时间曲线的影响

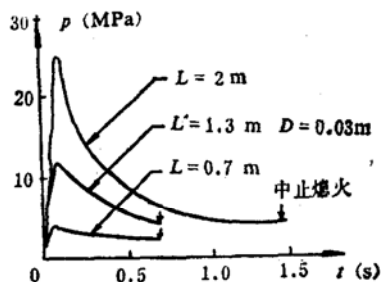


图5 长径比对燃烧室压力的影响

文献〔3〕还指出,对尺寸大的发动机,虽然长径比较小,但其性能可以与长径比较大的小尺寸发动机相比美。

由图5可见,长径比减小时,压力下降较多。国内的研究表明,当长径比太小时,无喷管发动机燃烧室的压力建立不起来,因而发生断续燃烧现象。

五、影响内弹道性能的主要因素及其模型

无喷管发动机的工作过程是一个非定常过程。装药通道中的燃气历经亚音、跨音及超音等各种流动状态,因而通道各段推进剂的燃速规律不同,并且在其下游侵蚀燃烧严重。对含金属推进剂,为准确预示发动机性能,两相流动的影响不能忽略。此外,装药的变形及点火过程对内弹道的影响比有喷管发动机中严重。所有这些,都给无喷管发动机的研制及内弹道性能的准确预估带来困难。

1. 侵蚀燃烧

无喷管发动机装药通道的下游段,燃气流速很高,侵蚀燃烧现象一般很严重。但随着燃气流速的提高,沿装药通道燃气静压不断下降,使装药燃速降低,这在一定程度上补偿了侵蚀燃烧的影响。

我们的中止燃烧实验研究表明,对高燃速的推进剂,气流速度沿通道增加的影响补偿不了压力下降的影响,因而推进剂燃速沿通道是降低的。对低燃速推进剂则相反。

以往用于无喷管发动机内弹道计算的侵蚀燃烧模型有King, M.K.的火焰弯折加湍流的侵蚀燃烧模型〔5〕, Saderholm模型〔6〕, L-R模型〔7〕等等。也可以在内弹道计算时用已有侵蚀燃烧数据进行插值〔8〕。Coats, D.E.等在内弹道计算中〔9〕,所用的推进剂是燃速较高的,因而认为侵蚀燃烧的影响不重要而忽略。

在现有的无喷管发动机内弹道计算过程中,对侵蚀燃烧的处理都是预先给出燃速公式或用数据进行插值。如果数据是通过复杂的侵蚀燃烧模型数值计算得到的,则应在内弹道计算

前将这些数据算出,而不将这一过程包含在内弹道计算的迭代过程中。

2. 装药变形

无喷管发动机燃烧室内的压力是靠装药通道维持的,因而装药的变形对燃烧室压力影响很大,内弹道计算必须与装药变形的计算耦合进行。

推进剂的力学性能与时间及初温有关,因此,发动机的工作时间及工作初温都影响装药变形。压力沿装药通道的分布也是影响变形的主要因素之一。因此,推进剂和包覆层的几何尺寸、热膨胀系数、泊松比、弹性模量及浇注温度等都是影响装药变形的重要因素。

文献〔8〕中将装药变形模型分成三个独立的模型:(1)确定点火过程中装药内表面位置的冷态模型;(2)起动充填过程中装药变形的动态粘弹模型;(3)确定点火压力峰过后装药变形的稳态模型。

文献〔7〕中将点火起动过程中的装药变形模拟成一个由递变压力驱动的具有临界阻尼的弹簧-质量系统的振动位移量。文献〔3〕给出了计算装药变形的经验公式。

如何准确而又比较简单地预估装药的变形量是一个需要进一步深入研究的问题。

3. 两相流动

加金属推进剂燃烧过程中的两相流动,是影响发动机性能的重要因素。在以往的有喷管发动机中,由于颗粒与气体之间的动量及热不平衡导致的性能损失可达6~8%。无喷管发动机中这一损失可能会更大些。

文献〔9〕的内弹道计算中,采用单模颗粒分布模型,颗粒在速度和温度方面的滞后都予以考虑。氧化剂颗粒尺寸对性能影响较大。对加铝推进剂,用Hermesen〔10〕的颗粒尺寸关系式;对加铝的推进剂用King, M.K.建立的模型〔11〕。

为建立合理的两相流动模型,需要研究以下物理现象:

- (1) 颗粒滞后作用,包括辐射和对流换热模型及颗粒速度滞后模型。
- (2) 颗粒尺寸分布模型、颗粒燃速模型。
- (3) 颗粒尺寸改变的机制,如凝结、破裂、化学反应及质量扩散等。
- (4) 颗粒密度和尺寸沿轴向位置变化的规律。
- (5) 含不同密度及化学组分的颗粒及多模分布的氧化剂的情况。

文献〔8〕的研究结果表明,由于无喷管发动机中颗粒不断加入到高速气流中,因此不能用平衡流或常滞后流假设。对流换热对确定颗粒-气体的热滞后很重要,辐射则不重要。从性能角度看,金属氧化物的颗粒尺寸是重要的影响因素;但为了准确预示发动机性能,用单模颗粒分布模型已足够,而一般不必用多模分布模型。

4. 点火模型

文献〔2、7〕的内弹道计算过程中,对控制方程按准稳态处理,因而不存在处理点火起动过程的问题。

文献〔8、9〕中,将点火过程用两个简单的模型进行描述。首先,确定火焰的位置作为时间的函数,引入火焰传播速度的概念。再引入点火延迟时间 τ_d ,即认为当火焰前峰到达某个位置后,该处的推进剂并不立即着火,而是有个延迟时间 τ_d 。 τ_d 由实验给出或由推进剂表面加热模型确定〔9〕。

六、无喷管发动机内弹道计算

无喷管发动机内燃气的流动状态可分为三种情况:

1. 整个发动机内的流动为亚音速。
2. 出口截面为壅塞截面, 装药通道的其它地方为亚音速流动。
3. 装药通道带有向后扩张锥时, 壅塞截面在几何最小截面的下游, 出口可能为超音速。

最早的内弹道计算程序由美国的Grand火箭公司于1960年编制, 程序基于一维准定常流动。70年代初, Lockheed推进中心在一维准定常假设的基础上, 用比较简便的办法考虑两相流动、侵蚀燃烧和装药变形对内弹道性能的影响, 建立了一个比较实用的计算程序^[7]。该程序中的一些错误在文献^[12]中给予了纠正。

美国大西洋研究中心^[8]分析了以往的有关模型, 经实验验证, 对一些模型进行了修正, 然后选出认为是最合适的模型, 用来作内弹道计算。为此, 该中心建立了新的无喷管发动机内弹道预估程序NPP。NPP考虑了点火、侵蚀燃烧、装药变形、两相流动及燃烧效率等因素。流场是按一维非定常全耦合气固两相流动来计算, 差分格式用隐式Euler格式。该程序的预示精度目标是瞬时推力、压力和燃烧时间为 $\pm 5\%$, 总冲为 $\pm 2\%$ 。但NPP程序还未见公开发表。

文献^[9]由Euler格式和Crank-Nicolson格式组成的隐式中心差分格式解一维非定常两相流动内弹道方程组。在除点火及卸压过程以外的工作过程中, 由于时间步长取得较大, 为防止计算中的不稳定现象, 改用向后Euler格式。为抑制在点火过程中出现的激波, 在控制方程中加入人工粘性项。

七、结 束 语

从现有的研究结果来看, 选择合适的推进剂, 优化设计, 无喷管发动机的比冲可达同样情况下有喷管发动机比冲的90%以上, 总体性能可提高13%之多, 成本可降低10~20%。由于无喷管发动机具有结构简单、性能好、成本低等优势, 预计在不远的将来能在一定范围内取代有喷管发动机而得到相当广泛的应用。无喷管发动机是一个新的研究领域, 国内外都处于刚刚起步或起步不久的阶段, 尚有许多问题需要解决。

参 考 文 献

- (1) Feasibility Study of a Nozzleless Rocket Motor, Grand Central Rocket Co., Report F-0014-61, 1961.
- (2) Nahon, S.; Nozzleless Solid Propellant Rocket Motors Experimental and Theoretical Investigations, AIAA 84-1312.
- (3) Procinsky, I. M. and Smith, W. R.; Nozzleless Boosters for Integral Rocket Ramjet Systems, AIAA 80-1277.
- (4) Jean-Claude Traigneau, et al; Some Measurements of Solid Propellant Burning Rates in Nozzleless Motors, AIAA84-1469.
- (5) King, M.K.; Prediction of Solid Propellant Burning Rates in Nozzleless Motors, AIAA 82-1200.

- (6) AIAA 82-1146
 - (7) Harry, D.P.; et al.; Nozzleless Rocket Motor Internal Ballistics Computer Program, AFRPL-TR-73-19, March 1973.
 - (8) Procinsky, I.M. and Yezzi, C.A.; Nozzleless Performance Program, AIAA82-1198.
 - (9) Coats, D.E., et al; Interior Ballistics Calculations for Nozzleless Solid Propellant Rocket Motors, AIAA82-1199.
 - (10) AIAA 81-0035.
 - (11) AFRPL-TR-81-94.
 - (12) AFRPL-TR-78-82.
-

科技动态

新的无污染固体推进剂的研制

美国陆军空气喷气发动机固体推进公司已经开始为将来的高升力助推器研制一种新的无污染固体推进剂工作。利用粘合剂首先生产出两种液体的乳胶,然后再进一步加工获得固体推进剂。一般的固体火箭推进剂含有68%的固体氧化剂,20%的金属燃料和12%的粘合剂,而新的推进剂将由68%的液体氧化剂、20%的金属燃料和12%的粘合剂组成。结果得到一种生产无害盐的完全燃烧推进剂。采用新型乳胶推进剂的各种小火箭发动机,准备在今年做试验。3.63kg改型型号2月份准备发射,6.81kg的发动机将于夏天试验而31.78kg改型将于年底进行试验。

龙玉珍摘译自 Interavia 1988.1.

关于未来火箭发动机高度补偿喷管的性质估价

根据美国空军签定的合同,普拉特·惠特尼公司将要对未来火箭发动机高度补偿喷管的性能进行估价。现有助推器发动机,包括航天飞机的发动机,都具有固定的几何尺寸的喷管。此种喷管设计必须综合考虑发射和入轨的理想环境变化。根据新的设计,喷管几何尺寸是可调的,可使在所有高度上都是最佳排气膨胀状态。据发动机制造者的意见,新型喷管可应用于所有火箭发动机,并使运载火箭的载荷增加一倍。

龙玉珍摘译自 Interavia 1988.1.

NOZZLELESS ROCKET MOTOR

Li Yiming Pei Ming

Abstract

In this paper, we sum up the achievement resulted from developing a nozzleless solid propellant rocket motor. We analyse the merits and demerits of a nozzleless motor and compare them with that of a nozzled one. The performance of ignition, combustion, grain deflection and two phase flow inside nozzleless motor are described. Some of the problems in calculating the interior ballistics for nozzleless motor are also discussed.

Keywords: Nozzleless rocket motor, Solid rocket engine, Rocket ramjet, Rocket engine nozzle, Review

THE ADVANCE AND PROSPECT ON GAS DYNAMICS OF SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR

He Hongqing

Abstract

The development and application of gas dynamics, especially two-phase flow, of SPRM are clarified in a fashion of outlines in present paper. Gas dynamics is the important foundation for theoretical design, performance calculation and the some special topic studies of SPRM, and the flow field computation has grown into the cored affair which many people have being paid a close attention to in the design and study of SPRM. The view point of integrating the whole inner flow field computation of SPRM is proposed. The theory of reacting turbulent boundary layer is a new field of the gas dynamics of SPRM. The Theoretical and experimental studies of the axisymmetric two-phase flow have obtained remarkable achievements, but they must be proceeded and improved successively. It is urgent to establish the physical and mathematical models which take the Al_2O_3 particle function into account for many special topic studies in SPRM due to the desire of engineering design. The three-dimensional, two-phase and computational gas dynamics is the developing direction from now on, and its combination with computer graphics for showing whole operating process of SPRM