

噴气燃料的化学組成与性能

Я. М. 帕烏什金

科学出版社

Я. М. ПАУШКИН
ХИМИЧЕСКИЙ СОСТАВ И СВОЙСТВА
РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ
ИЗДАТЕЛЬСТВО АН СССР

Москва

1958

內 容 簡 介

本书为目前第一本比較全面的、专门介绍噴气燃料的书,內容基本上分为三部分:(一)空气噴气发动机燃料,主要叙述烴类燃料的物理化学性质及应用特性,系统地说明了各个基本概念的含义。該部分对高能燃料的制造和应用亦做了介绍。此外,亦辟出专章讲述合成航空潤滑油的性能和应用;(二)液体噴气发动机燃料,該部分綜合分析了火箭发动机能源的种类,各种燃料的能量及燃烧特性;(三)液体噴气发动机燃料的氧化剂。

本书綜合介绍了从1906年起一直到最近的世界各国在噴气燃料方面研究的成果,資料相当丰富,甚具参考价值,可供研究、应用噴气火箭燃料的工作者参考。

噴气燃料的化学組成与性能

Я. М. 帕烏什金 著

常 汝 楫 譯

*

科学出版社出版 (北京朝陽門大街117号)
北京市书刊出版业营业許可証出字第061号

中国科学院印刷厂印刷 新华书店总經售

*

1959年4月第一版 书号:1723 字数:407,000
1959年4月第一次印刷 开本:787×1092 1/18
(京)0001-6,500 印張:17

定价:(10) 2.40元

序 言

近十年来,新的技术学科——火箭技术得到了大的发展。

装备有空气喷气发动机的喷气飞机在各国空军内取得了极为广泛的运用,配备着喷气发动机的民用航空运输机也逐渐普及。装有液体喷气发动机的火箭已被应用作为活动于20—100千米高度上的气象火箭以研究大气的高层(400—500千米);而近年来,又制造了装有火箭发动机的人造地球卫星。火箭装备了所有现代化的军队;也辅助地加强了地面高射炮兵和远射程炮兵。

因此,这就发展了新的知识领域——火箭燃料的物理学和化学。其任务在于研究在发动机内使用火箭燃料时它们的化学组成和性能之间的关系;研究制定燃料的制造方法及其它问题。即拟制喷气燃料的使用和生产上的所有科学根据。

如果说在我国和国外已经出版了大量的有关喷气发动机的资料(论文、选集及其它),那末,对于这些发动机所需燃料的阐述则仅散见于期刊中,且不能经常为广大读者所知。

因此,作者试图在本书中将有关该问题的广泛文献资料加以综合。

在编写本书之时,由于该种科学的学理尚在建立,许多原则性的问题尚未取得一致的意见,而若干其它问题又有待解决,故而在作者面前产生了一系列的困难。甚至在喷气发动机燃料范围内的术语也还没有统一规定。

作者深知在本书中缺点在所难免,对读者的任何批评谨先致谢。

第一部分的第九章“涡轮喷气发动机润滑油”为技术科学副博士B. B. 帕诺夫(Панов)所写。

作者对C. M. 洛克捷夫(Локтев)、Д. С. 茹克(Жук)、Т. П. 维什尼亚科娃(Вишнякова)、Ю. С. 萨伯列夫(Соболев)在编写手稿时所给予之建议深表感谢。

作 者

目 录

序言.....	i
緒論.....	1

第 一 部 分 空气噴气发动机燃料

第一章 空气噴气发动机总論.....	5
1. 几种空气 噴气发动机的特性.....	5
2. 空气噴气发动机內燃料热能向功的轉化	8
3. 空气噴气发动机应用的范围	12
参考文献.....	15
第二章 生产噴气燃料用的石油原料之烴类組成和物理化学性能.....	17
1. 石油和石油直馏汽油-煤油馏分的組成.....	17
2. 石油和固体燃料热加工产物的燃料馏分之組成	21
1) 裂化和热解产物.....	21
2) 聚合汽油.....	24
3) 固体燃料的加工产物.....	24
3. 燃料馏分中的单体烴类	25
4. 燃料馏分中烴类的結構和物理化学性能	32
参考文献.....	39
第三章 渦輪噴气燃料的通性.....	40
1. 噴气燃料的技术条件	40
2. 燃料的驅动性	44
3. 燃料在高空条件下的損耗	48
4. 噴气燃料的安定性以及使用抗氧化添加剂提高安定性的方法	50
5. 工业燃气渦輪燃料	64
参考文献.....	66
第四章 噴气燃料的烴类組成和发热量.....	67
1. 发热量的測定及其对燃料的限度	67
2. 烴类的发热量	69
3. 噴气燃料的发热量	72
参考文献.....	76
第五章 高发热量的无机物質和元素有机物質以及它們用作燃料的可能性.....	77
1. 問題的情况	77
2. 硼和鉍	78
3. 硼氢化合物	79

4. 硼有机化合物	82
5. 硼、鍍基燃料的发热量和預定效率	83
6. 燃料的发热量和密度对飞行航程的影响	84
7. 添加高发热量物质的燃料悬浊液的制造方法	87
1) 問題的情况	87
2) 制取悬浊液的理論前提	88
参考文献	90
第六章 空气噴气发动机內燃料燃烧的完全性和生炭性	93
1. 噴气燃料燃烧的完全性	93
2. 噴气燃料燃烧时积炭的生成	103
参考文献	109
第七章 噴气燃料的起动性	110
1. 总論	110
2. 发火极限	111
3. 最低的发火临界能量	113
4. 自然点	114
参考文献	121
第八章 噴气燃料燃烧的速度和稳定性	122
1. 燃料燃烧的速度	122
2. 燃料燃烧的稳定性	128
参考文献	130
第九章 燃气渦輪噴气发动机潤滑油	131
1. 渦輪噴气和渦輪螺旋桨发动机潤滑油系统的特点	131
2. 燃气渦輪噴气发动机潤滑油的物理化学性能	132
3. 石油潤滑油及其物理化学性能	135
4. 制造合成潤滑油的途径	138
5. 脂肪族酯基合成潤滑油	141
6. 聚烯二醇潤滑油	144
7. 硅有机化合物基合成潤滑油	146
参考文献	147

第 二 部 分

液体噴气发动机燃料

第一章 关于液体噴气发动机及其应用总論	151
1. 液体噴气发动机	151
2. 液体噴气发动机內燃料热能向功的轉化	153
3. 液体噴气发动机的应用范围	156
参考文献	164
第二章 液体噴气发动机的能源和燃料总論	165

1. 液体喷气发动机能源的特性	165
1) 氧化过程的能量	165
2) 吸热物质的分解能量	166
3) 原子筛合成分子的能量	167
4) 核反应的能量	169
2. 液体喷气发动机燃料的一般性质	172
3. 关于燃料化学计算组成的求算、燃料密度、燃烧产物单位体积和热值的概念	174
参考文献	177
第三章 液体喷气发动机燃料能量性能的鉴定	178
参考文献	183
第四章 液体喷气发动机内燃料自燃、发火和燃烧时物理化学过程的作用	185
1. 关于燃料发火时物理化学因素作用的一般概念	185
2. 液体燃料的自燃	188
3. 明焰自燃	189
4. 关于燃料化学本性对液体喷气发动机工作稳定性的影响	190
参考文献	196
第五章 由自燃燃烧剂、硝酸和氮氧化物组成的自燃燃料	197
1. 有机化合物与硝酸混合时的结构和自燃能	197
2. 催化剂对自燃的影响	201
3. 关于有机燃烧剂与硝酸自燃的机理	202
4. 自燃燃料的研究方法	205
5. 自燃燃烧剂的组成及其特性	209
6. 自燃燃料的热值、单位推力和燃烧温度特性	216
7. 自燃燃料的燃烧速度	217
参考文献	220
第六章 硝酸基非自燃碳氢燃料	221
1. 烃类与硝酸相互作用的效应	221
2. 烃类与硝酸自燃的最低温度和迟滞期	223
3. 高温下落于硝酸蒸汽内的燃烧剂液滴的自燃	227
4. 可燃混合物与氮氧化物的浓度极限、燃烧温度和火焰的正常传播速度	230
5. 煤油-硝酸燃料的计算参数和使用参数	232
参考文献	233
第七章 浓过氧化氢基燃料	234
参考文献	241
第八章 液氧基、臭氧基和氟基燃料	242
参考文献	247
第九章 液体喷气发动机单元燃料	248
1. 单元燃料爆炸性能的鉴定	248
1) 爆炸变化发生的条件	248

2) 加热、冲击和摩擦感受性的测定	250
3) 单元燃料爆炸变化感受性的测定	252
4) 燃烧速度	254
2. 硝酸溶液基燃料	255
3. 硝基甲烷和硝基酯基燃料	257
4. 四硝基甲烷基燃料	262
5. 过氧化氢基燃料	266
6. 环氧乙烷基单元燃料	268
参考文献	269

第三部分

使用于液体噴气发动机燃料中的氧化剂

引言	273
第一章 硝酸、氮氧化物、四硝基甲烷	274
1. 硝酸	274
2. 氮氧化物	277
3. 四硝基甲烷	279
参考文献	281
第二章 浓过氧化氢	282
参考文献	284
第三章 液氧和臭氧	285
1. 氧	285
2. 臭氧	287
参考文献	292
第四章 氟、氟化物、氮氧化物	293
1. 氟	293
2. 一氧化二氟 OF_2	294
3. 三氟化氯、五氟化溴和氟代烃	295
4. 过氯酸和氯氧化物	296
参考文献	298

緒 論

在近一、二十年来液体和空气噴气发动机噴气技术广闊发展之前的漫长的时期內(半世紀以上),創立了噴气运动的理論基础,在本世紀的三十年代制成和試驗了不大的液体发动机火箭,并試驗了不大的具有火药发动机和液体、空气噴气发动机的飞机。

在五十多年以前,在傑出的俄国学者 К. Э. 齐奥尔科夫斯基 (Циолковский) 的著作中第一次地提出了从来没有的噴气技术的理論基础。尙在 1898 年間, К. Э. 齐奥尔科夫斯基由于长时期的研究創作出火箭飞行器飞行的数学理論和有关噴气发动机的論文,发表于 1903 年。在这些著作中除了說明噴气运动的理論基础外,尙首次地提出了由煙类和液氧組成的噴气发动机用燃料。

随后 К. Э. 齐奥尔科夫斯基指出了利用空气氧做氧化剂、在大气中飞行的噴气发动机和火箭发动机的应用途径。現今这个原理已用于空气噴气发动机飞机。

此外, К. Э. 齐奥尔科夫斯基研究了借助火箭在宇宙空間飞行的問題。他研究了圍繞地球的飞行,即地球人造卫星的制造;向最近的行星发射火箭的星际飞行和它們的返航;中間宇宙站的制造;宇宙飞行中生机問題及其它。

1935—1940 年前,关于噴气技术的研究并没有广泛地开展,在各国内仅仅是个别的学者和工程师——該事业的热心者在进行研究。在苏联有 К. Э. 齐奥尔科夫斯基、Ф. А. 参捷尔 (Цандер)、Ю. В. 康特拉秋克 (Кондратьев)、М. К. 齐杭拉沃夫 (Тихонравов)、В. П. 格卢什科 (Глушко)、Д. Д. 謝弗魯克 (Севрук)、А. М. 伊薩耶夫 (Исаев)、С. П. 科罗列夫 (Королев)、Ю. А. 波别多諾斯采夫 (Победоносцев)、Н. Г. 切尔內舍夫 (Чернышев) 等进行了該項研究工作。

1932 年,在苏联成立了噴气运动研究組,其任务在于研究噴气运动和設計噴气发动机結構。

在該組中, Ф. А. 参捷尔及其同事者曾制成利用液氧和乙醇的液体噴气发动机 (OP-2)。該发动机的試驗开始于 1933 年 3 月。发动机发出的推力为 50 到 100 千克。

之后,在苏联很快地試驗了裝有利用乙醇和氧的液体火箭发动机 OP-2 的飞机。

М. К. 齐杭拉沃夫設計并制成了火箭,其第一次发射在 1933 年 8 月 17 日,这个第一台国产液体燃料火箭的发射日期已載入了祖国的技术史中。火箭发动机用液氧和凝固汽油工作,发出推力 37 千克。裝料火箭重 19 千克。

1935—1937 年間,在苏联設制了重 100 千克的另一火箭,曾于 1937 年发射。火箭上升約达 3000 米。

类似的工作也在其它国家进行。从 1918 年至 1938—1940 年期間,在德国奥別尔特 (Oberth)、布朗恩 (Braun) 和桑格尔 (Sänger) 等的领导下和在美国戈达尔 (Goddard) 的领导下由不大的发明家小組进行了噴气技术的研究。由于这些研究工作的結果,于 1934—

1935 年曾制成不大的液体噴气发动机火箭, 上升高度 2—2.3 千米。在德国在該領域內的重要工作曾在布劳恩的领导下开始于 1938 年, 結束于 1944 年, 制成了远程火箭(飞行航程 300 千米)。

1941—1945 年战争之前夜, 在苏联曾制成众所周知的称为“近卫軍迫击炮”(“喀秋莎”)的带有火药火箭的火箭装置, 在卫国战争年代里起了大的作用。

战后, 在苏联順利地发展了火箭制造业, 因此苏軍装备有现代化的火箭武器。

1957 年 8 月, 苏联曾試驗了世界上第一个多級洲际弹道火箭。火箭試驗进行順利, 試驗完全証实計算和选用結構的正确。

洲际火箭的制成对于苏联的国防事业是个很大的貢獻。

1957 年 10 月 4 日, 苏联借助多級火箭在人类历史上第一次成功地发射了人造地球卫星。

1957 年 11 月 3 日, 在苏联实现了第二顆装有科学仪器和試驗动物(狗)的人造地球卫星的发射。科学仪器的計量数据和卫星在宇宙空間围绕地球运行时动物的状态借助于无线电信号传达到地球上。

苏联学者和工程师們对人造地球卫星制造和发射的成功給世界科学带来了巨大的貢獻。因而在极短的将来发射火箭到月球和其它行星上去則成为现实的了。

苏联在噴气飞机的制造上取得了大的成功, 1956—1957 年制成完善的客用噴气机。苏联的装有大功率涡轮噴气发动机的各类型多座位(从 70 到 180—220 旅客)飞机的速度高达 900—1000 千米/小时。当飞行高度 10—12 千米时, 不着陆飞行的航程为 3000—3500 千米以上。1957 年制成了世界上最大的装有涡轮螺旋桨发动机的客机, 它用于不着陆的洲际飞行(見 15 頁)。

开始于战后的噴气技术迅速和蓬勃的发展, 并开辟了新的、多种多样的科学研究領域。

虽然噴气发动机的結構設計原理較之活塞发动机大为簡單, 但这并不意味着工作过程的簡化。相反, 噴气发动机內的工作过程成为物理、物理化学和化学現象的极为复杂的綜合体。許多苏联学者在燃烧領域內的傑出創作促进了对噴气发动机內工作过程的实质和理論的理解。Н. Н. 謝苗諾夫(Семенов)、Я. Б. 泽利多維奇(Зельдович)、О. М. 托捷斯(Тодес)和 Д. А. 弗朗克·卡米涅茨基(Франк-Каменецкий)創立了热自燃和火焰传播的理論。Н. Н. 謝苗諾夫发展了鏈式爆炸的理論。Я. Б. 泽利多維奇研究了气体燃烧和爆震的理論。Ю. Б. 哈利頓(Харитон)、Я. Б. 泽利多維奇、А. Ф. 別利亚也夫(Беляев)、К. К. 安德烈也夫(Андреев)等研究了液体和固体体系的燃烧及爆炸过程的理論。А. С. 普列德沃季捷利也夫(Предводителев)及其学派曾完成了許多有关燃烧物理方面的理論工作。

但是, 尽管在近十年来在燃烧理論領域內做出了很多新的貢獻, 仍然可以认为, 燃料在噴气发动机內的发火和燃烧过程的研究尚处于研究的开始阶段。

把新型燃烧剂和氧化剂用作燃料混合組分不仅是燃烧科学上的新任务, 而且也在燃料的生产工艺、貯存、运输、安定性、腐蝕性和爆炸危险性方面引起了若干新的技术問題。

第一 部 分
空 气 噴 气 發 动 机 燃 料

第一章

空气喷气发动机总论

1. 几种空气喷气发动机的特性

在喷气航空中使用下列几种空气喷气发动机^[1-6]：

- 1) 涡轮喷气发动机(ТРД)；
- 2) 涡轮螺旋桨发动机(ТВД)；
- 3) 冲压式空气喷气发动机(ПВРД)；
- 4) 脉动式空气喷气发动机(ПыВРД)；该式发动机主要用于喷气技术发展的初期阶段；
- 5) 内外涵涡轮喷气发动机；
- 6) 原子空气喷气发动机(利用核反应原子能的发动机)。

在涡轮喷气发动机(图1)中，迎面气流被压气机压缩进入燃烧室，燃烧室内送有燃料。超音速飞行中气流阻滞时空气发生极大的压缩。燃料燃烧的过程根据发动机结构的不同可能在数个燃烧室中(在多燃烧室发动机中)或在一个环形燃烧室中进行。当空气过量系数接近1时，由于燃料在第一燃烧区内燃烧的结果，温度上升到 $1900-2200^{\circ}$ 。为了

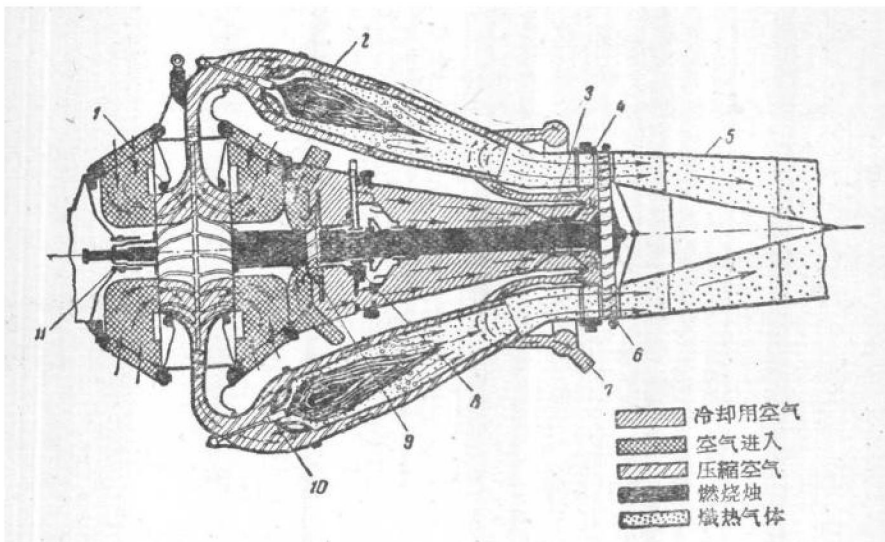


图1. 涡轮压气机空气喷气发动机的构造

- 1——双面供气离心压气机；2——10个冲压式燃烧室；3——后轴承；4——涡轮整流窗；5——尾喷管；6——一级涡轮；7——冷空气出口；8——中轴承；9——冷却涡轮和后轴承的冷却叶轮；10——10个开型喷嘴；11——前轴承

降低燃烧产物的温度,向燃烧室的第二区送入过量的空气,过量空气会冷却燃烧室,并冲淡燃烧产物。结果,燃烧产物与空气的温度在燃烧室的末端下降到 $750-850^{\circ}$ 。然后,燃烧产物在 $650-800^{\circ}$ 温度下进入燃气涡轮的涡轮片,推动涡轮旋转。涡轮与压气机装于同一轴上。涡轮轴的转速达 $8000-16000$ 转/分钟。

燃气通过燃气涡轮做了功,然后进入发动机的尾喷管,在 $500-600^{\circ}$ 温度下从喷管喷出,并产生反作用推力。

在涡轮螺旋桨发动机中(图2),在燃气涡轮和压气机的轴上装有空气螺旋桨。由于螺旋桨的旋转、部分地由于从发动机喷管排出燃气产生了推力。反作用力不大,为发动机总拉力的 $15-20\%$,该力能达 $250-300$ 千克。该种发动机的特点是有高的经济性。燃料在最大功率时的消耗低于 0.2 千克/马力-小时。

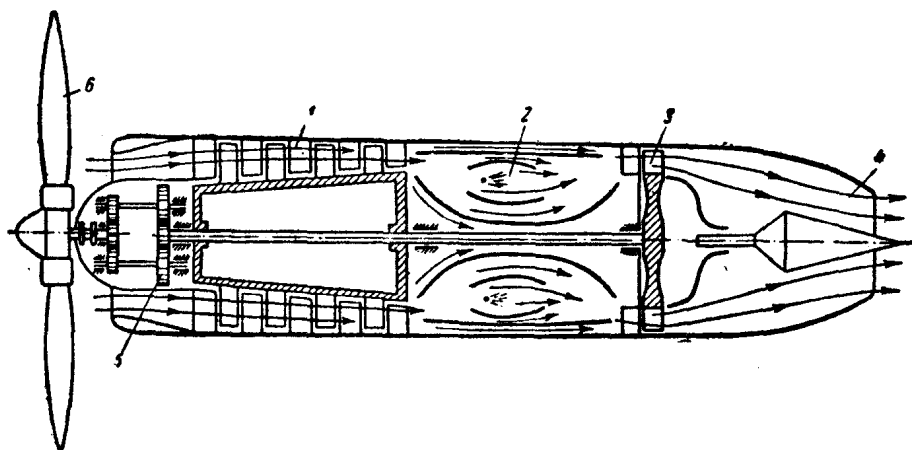


图2. 涡轮螺旋桨发动机工作原理图

1——压气机；2——燃烧室；3——燃气涡轮；4——喷管；5——变速器；6——螺旋桨

在冲压式空气喷气发动机中(图3),当高速飞行时由于冲来的气流,使空气进入发动机的燃烧室,并当气流阻滞时受到压缩。燃料喷入燃烧室,进行雾化与空气混合,发火并燃烧。生成的炽热燃烧产物经过发动机对面的开口部分——喷口——喷出,并产生反作用力。为了使发动机有足够高的效率,最低限度必须将进入的空气压缩成原有的 $\frac{1}{2}-\frac{1}{3}$,当飞行速度大大超过音速,即 1200 千米/小时以上时就能产生这种情况。因此,冲压式发动机是供超音速飞行用的。冲压式空气喷气发动机的构造见图4。

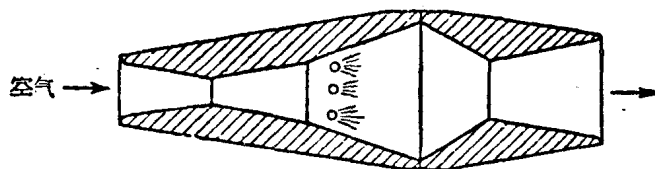


图3. 超音速冲压式空气喷气发动机工作原理图

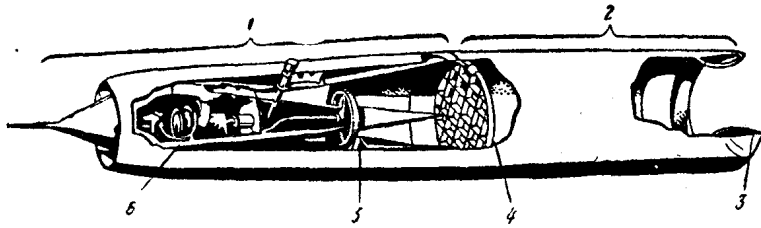


图4. 超音速冲压式空气喷气发动机的构造

1——进气道；2——燃烧室；3——排气喷口；4——火焰稳定器；5——喷嘴；6——燃料泵

在脉动式空气喷气发动机中（图5），迎面空气经过发动机和前段的孔道进入燃烧室，在燃烧室的前面气流进行抑滞。

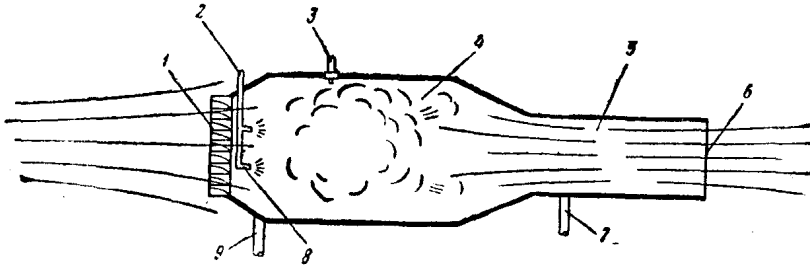


图5. 脉动式空气喷气发动机

1——进气活门窗；2——燃料导管；3——起动点火嘴；4——燃烧室；5——排气管；6——排气孔道；7——后支点；8——燃料喷嘴；9——前支点

空气与雾化的易燃物混合，然后，混合气被电嘴点燃。燃烧室中的压力上升，因而将发动机头部的进气活门关闭，而燃烧产物便以高速穿过排气管——喷管——喷出，并产生反作用力。当燃气从发动机燃烧室内流出时会造成稀空，因而迎面气流将活门吹开，发动机充装空气和雾化燃料，然后，开始再次循环。脉动式发动机在每秒中作50—150次循环。空气和燃料混合气向发动机的充装、燃气的燃烧和流出总共延续6—20毫秒。发动机在预先增压后开始工作。

内外函涡轮喷气发动机（图6）与涡轮喷气发动机的区别是它有辅助外函道，空气在这里受环形压气机压挤、压缩，并经环形喷管喷出，产生辅助推力。内函道中的工作过程与涡轮螺旋桨发动机的工作过程相似。

但是，发动机主要函道的涡轮要有过量功率，该功率消耗于驱使外函道的压气机的运转。外函道的压气机实质上是一高转速和高增压的螺旋桨，装于环形风道中，辅助数量的空气

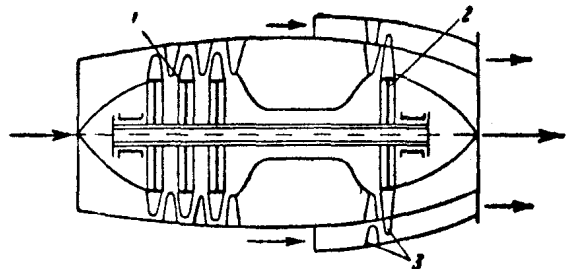


图6. 内外函涡轮喷气发动机工作原理图

1——压气机；2——涡轮；3——外函道压气机

通过該风道。

内外函发动机比渦輪噴气发动机好的地方是单位燃料消耗量小,但当高速飞行时,如在外函道中不燃烧輔助数量的燃料,便失去了这个优点。

原子空气噴气发动机利用原子燃料核子反应能^[6]。利用該能量加热通过发动机的空气,这种空气便是工质,并产生推力。

从 1954 起在美国便有四家厂商从事原子空气噴气发动机的制造^[6]。

在航空发动机上利用核子能的主要障碍是防止机组和乘客受到反应堆的有害輻射所必須的防护设备的巨大重量。該重量值約为 100 吨。因而,主要的問題是将这一重量減低到 40—50 吨,以符合于巨型飞机的备份燃料的重量。

現正进行运载 180 名乘客、速度为 1600 千米/小时、在实际上无航行距离限制的原子飞机的設計。这种飞机第一方案的造价将为現在巨型噴气运输机的 12—15 倍^[6]。

原子噴气飞机的設計当动力装置功率为 30000 馬力时重量約 100 吨。

在制造原子飞机中必須解决許多复杂的热传递技术問題和各种可在甚高温下,最低在 800—1000° 工作的可操縱的反应器的发展問題。

看来,这些困难正在逐步地克服。如,1956 年报导了有关核子航空渦輪噴气发动机在美国开始地面試驗的消息。該发动机已于 1956 年 1 月首次地用实验核子反应堆发出的热能工作。

反应堆的释热部分为复有不銹鋼的 UO_2 板片。

燃料温度达 1000°, 用普通的水作減速剂,导热体为空气,直接导向燃气渦輪。

現今,美国将 B-36 作为試驗机,在該机的头部装上实验核子反应堆^[7]。

在实现这一計劃的最初阶段,想必較易于制造由无綫电操縱的无人駕駛飞机,它不需要防止反应堆放射性輻射的过于复杂的防护设备。

2. 空气噴气发动机內燃料热能向功的轉化

燃料热能在空气噴气发动机中轉变为燃烧产物的动能。燃料从油箱进入发动机,由于进入发动机的空气的氧而燃烧。燃烧的熾热产物和空气的混合物以高速从发动机的尾噴管噴出,并产生反作用力。

完全燃烧 1 份(重量)的燃料須向燃烧室送 14—16 份的空气。但通常向发动机送入三或五倍的过量空气(对 1 份燃料送入 50—80 份空气),其中一部分(約 20%)用于燃料的燃烧,而另部分(約 80%)用于发动机的冷却和冲淡燃烧产物以降低渦輪片前的温度。

現在我們簡略地研究一下燃料的热能在空气噴气发动机中轉变为机械功的过程^[3-4]。

在发动机中由于燃料燃烧而取得的燃烧产物和过量空气的流动速度与燃料发热量的关系符合于燃料的热能势轉变为动能的定律:

$$\frac{G_B(u^2 - v^2)}{2g} = \frac{1}{A} \cdot \eta_t \cdot G_T \cdot Q_n,$$

式中 G_B ——通过发动机的空气的秒消耗数(千克/秒); G_T ——发动机中燃料的秒消耗数

(千克/秒); Q_{H} ——燃料的单位发热量(千卡/千克); $A = \frac{1}{427}$; u ——燃烧产物的流速(米/秒); v ——进气的速度(米/秒, 等于飞行速度); η_t ——热效率.

方程式左面的燃料质量动能可以不計, 因为它比通过发动机的空气质量动能小.

热效率表示燃料热能轉变成机械功的部分, 这可用下式近似地表示:

$$\eta_t \sim \frac{C_1 T_{\text{燃烧}} - C_2 T_{\text{尾喷管}}}{C_1 T_{\text{燃烧}} - C_1 T},$$

式中 $T_{\text{燃烧}}$ ——燃烧温度; $T_{\text{尾喷管}}$ ——从发动机尾喷管喷出燃气的温度; T ——进气的温度; C ——比热.

空气和燃料的秒消耗用下列关系式表示:

$$G_{\text{B}} = \alpha L_0 \cdot G_{\text{I}},$$

式中 α ——过量空气系数(通常为 3—5); L_0 ——燃烧 1 千克燃料所需要的空气数量(千克)(4—16 千克).

对于 1 千克空气, 空气的动能与燃料热能的关系式为:

$$\frac{u^2 - v^2}{2g} = \frac{1}{A} \eta_t \frac{Q}{\alpha L_0}. \quad (1)$$

空气和燃烧产物的流速由方程(1)求出.

$$u = \sqrt{2g \cdot \frac{1}{A} \eta_t \frac{Q}{\alpha L_0} + v^2} \text{ 米/秒}. \quad (2)$$

但由于

$$\frac{Q}{\alpha L_0} = C_p (T_{\text{er}} - T),$$

式中 T_{er} ——由于燃料燃烧而达到的空气温度; T ——燃烧室前的空气温度; C_p ——1 千克空气的比热, 故对流速的公式可写成下式:

$$u = \sqrt{2g \frac{1}{A} \eta_t C_p (T_{\text{er}} - T) + v^2} \text{ 米/秒}. \quad (3)$$

热效率首先用下式确定:

$$\eta_t = 1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}},$$

式中 p ——尾喷口前空气的压力; p_0 ——尾喷管的断面压力; $k = \frac{C_p}{C_v}$.

除方程(2)和(3)外, 从空气喷气发动机喷出的燃烧产物的理論流速也可用下式表示:

$$u = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{ 米/秒}, \quad (4)$$

式中 p ——尾噴管前燃烧产物的压力； p_0 ——尾噴管的断面压力； T ——尾噴管前空气和燃烧产物的温度。

在涡轮噴气发动机中，由于消耗于涡轮上的膨胀功的关系，尾噴管前空气和燃烧产物的温度比在冲压发动中的低。

根据燃烧产物的流速求出单位推力，即每 1 千克空气的推力，空气即是工质。

噴气发动机的总推力根据工质的秒消耗，按已知的推力与流速間的关系式求出：

$$R = \frac{G}{g} \cdot u,$$

式中 G ——工质的秒消耗； g ——重力加速度，等于 9.81 米/秒²。

但对飞行中的空气噴气发动机，流速 u 必須減到进气的速度，以便取得由于燃料燃烧而发出的推力：

$$R = \frac{G_B}{g}(u - v) + \frac{G_T}{g} \cdot u, \quad (5)$$

式中 G_B 和 G_T ——空气和燃料的秒消耗； v ——进入发动机的工质(空气)的軸向速度，等于飞行速度。

因为在空气噴气发动机中燃料的消耗較通过发动机断面的空气消耗小 1.66—1.25%，所以方程(5)中的第二項經常不計。这时推力的計算差值不超过 1.5—2%。

在这样情况下，空气噴气发动机的单位推力为：

$$R_{\text{单位}} = \frac{u - v}{g} \text{ 千克-秒/千克空气},$$

$$R_{\text{单位}} = \frac{1}{g} \left\{ \sqrt{2g \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} - v \right\};$$

对冲压式发动机：

$$R_{\text{单位}} = \frac{1}{g} \left\{ \sqrt{2g \cdot 427 \eta_c \frac{Q}{\alpha L_0} + v^2} - v \right\}.$$

为了評定空气噴气发动机的功，利用了产生 1 千克推力的小时单位燃料消耗的千克数之概念：

$$C_{\text{单位}} = \frac{G_T \cdot 3600 \cdot \text{小时燃料消耗}}{\text{发动机推力}} = g_T \frac{3600}{R_i},$$

式中 R_i ——单位冲量(千克-秒/千克燃料)，即推力对燃料秒消耗的比。 R_i 与 $R_{\text{单位}}$ 有关——每 1 千克空气的单位推力用下式表示：

$$R_i = \frac{R_{\text{单位}}}{g_T},$$

式中 g_T ——燃料对进入发动机的空气的重量比。

由于上述各点，单位燃料消耗可用下式表示：