

資本主义国家航空科学技术專題綜述

渦輪噴气发动机的发展概况 和目前水平



1960.8. 北 京

渦輪噴氣發動機的發展概況和目前水平
(資本主義國家航空科學技術專題綜述)

※

編輯者：國際航空雜誌社

出版者：國際航空雜誌社

印刷者：四〇紅專印刷廠

1960年8月第一版

出 版 者 的 話

为了尽快赶上世界先进科学技术水平，各单位都希望充分了解国外的科学技术成就及經驗教訓。根据上級指示和各方面的要求，我們認為立即將資本主义国家近期的航空科学技术成就进行綜合整理是非常必要的，对我国航空科学研究、設計、生产及教学工作均有很大的帮助。从59年起由中国科学技术情报研究所和国际航空杂志社共同負責与有关部門联系，并一起开始动手整理出版“資本主义国家航空科学技术专题綜述”，供大家工作中参考。“航空科学技术专题綜述”包括：空气动力学、飞行器結構、飞机及导弹附件、各类发动机、超音速进气道、噴管、軸向式压气机和渦輪、燃烧問題燃烧和室設計、高空模拟試驗和飞机試驗、航空电气设备、仪表、导航、航空材料、燃料、油料及航空工艺等若干方面。在整理出版过程中，由于各有关部門發揮了高度共产主义协作风格，使这套資料能早日与讀者見面。在最后整理和編排过程中，由于我們水平和時間所限，誤謬之处在所难免，欢迎批評指正。

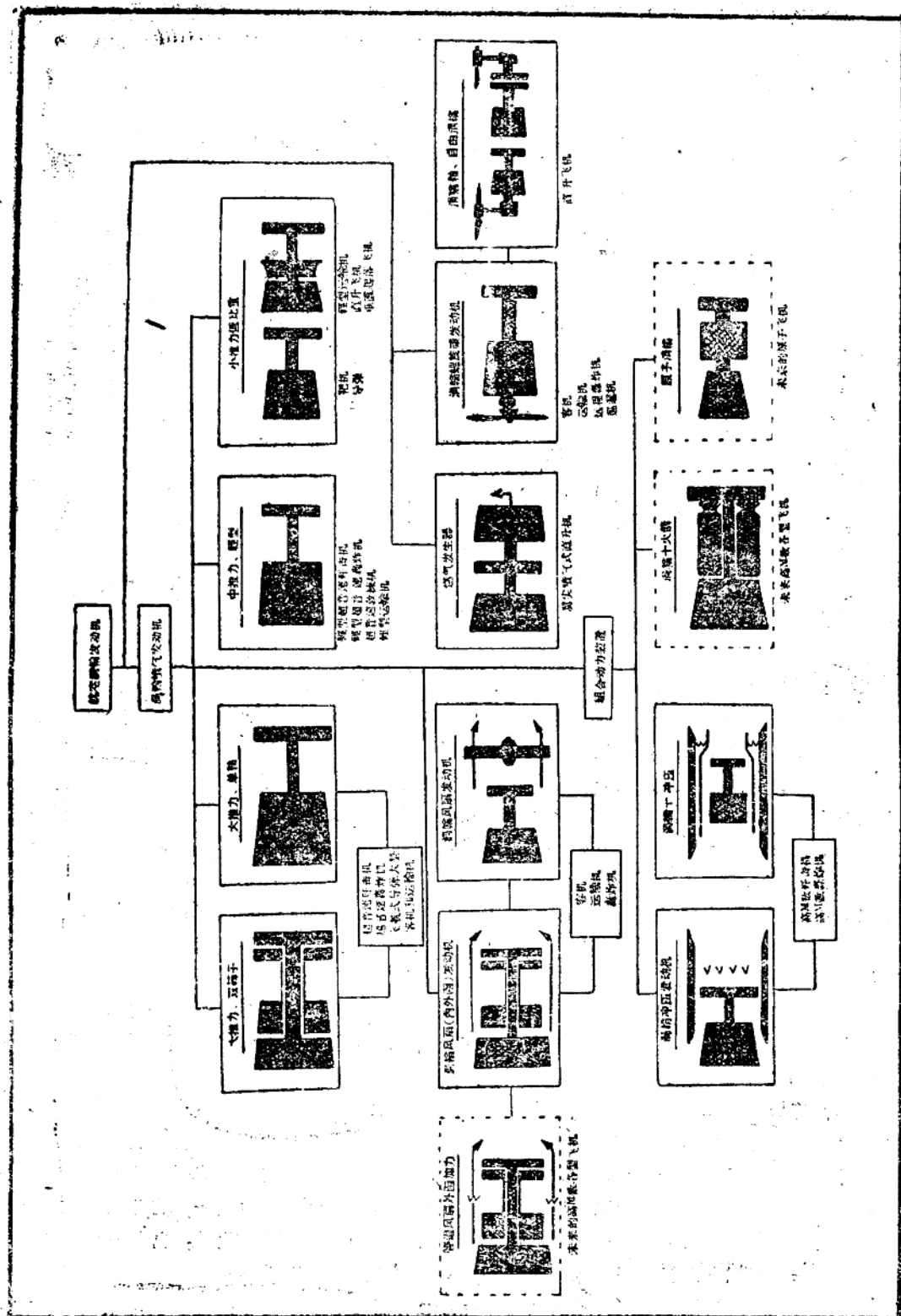
一、資本主义国家渦輪噴气发动机的发展和應用概况

資本主义国家从1939年开始試制渦輪噴气发动机，到目前为止已有20年的发展历史。从渦輪噴气发动机技术上的改进和工业上的发展特点来看，可将其发展过程大致上分为两个阶段。据近期国外期刊資料的分析，前一个阶段(1939年至1951年，共13年)为渦輪噴气发动机的萌芽期；后一阶段(1952年至1959年，共7年)为渦輪噴气发动机的成长期。前一阶段发展中的主要特点可以归納成：(1)开始設計和試制渦輪噴气发动机，其中多数遭到失敗，只有少数获得成功，这些发动机为后来的設計研究工作打下了基础；(2)离心式发动机和軸向式发动机同时获得发展，上述两种型式的渦輪噴气发动机和渦輪螺旋桨发动机同时并存；(3)英美等航空工业基础較好的几个資本主义国家，为了在軍用飞机上采用渦輪噴气发动机以提高軍用飞机性能，从第二次世界大战末期开始直到战后的几年間，曾由它們的政府拨款大力支持过渦輪噴气发动机的发展工作。后一阶段发展中的主要特点可以归納成：(1)渦輪噴气发动机的技术水平逐渐提高，并达到相当成熟的程度；(2)軸向式发动机获得了迅速的发展，大型离心式发动机被軸向式发动机所代替，而处于几乎被淘汰的地位，大型离心式发动机目前已停止成批生产；(3)資本家看到了能从渦輪噴气发动机的軍事訂貨中攫取巨額利潤，便紛紛投入大量資本发展渦輪噴气发动机制造业，先后建立了一些規模較大的試驗研究中心，同时各公司之間也展开了激烈的商业竞争。資本主义国家渦輪噴气发动机所以获得了較快的发展，是由于受到了軍用飞机的发展和軍事訂貨的直接影响。

据初步統計，目前資本主义国家中生产渦輪噴气发动机的約有11个国家，26家公司，生产71种型别的渦輪噴气发动机。美国有8家公司，26个机种；英国有5家公司，17个机种；法国有4家公司，15个机种；加拿大有2家公司，4个机种；西德有1家公司，2个机种；意大利有1家公司，2个机种；日本、澳大利亚、比利时、瑞典和瑞士各有1家公司1个机种。

总的來說，渦輪噴气发动机的发展趋势，如同活塞式发动机一样，在起初一个阶段因受軍用机需要的影响，曾不断地沿着提高推力和大型化的方向发展。当发展到相当成熟的地步以后，就利用这些已有的技术成就，对渦輪噴气发动机进行了合理地簡化，使其朝着提高性能、簡化結構、提高可靠性和使用特性等方向发展。因此，近十年来除了发展一些大型、大推力渦輪噴气发动机以外，特别是在近几年还发展了一些性能較好的中、小型，中、小推力的渦輪噴气发动机。与此同时，还将技术上发展比較成熟、可靠性較高的軍用渦輪噴气发动机改装成民用型，应用于民航飞机上，并使渦輪噴气发动机在各种不同用途領域內获得較全面的发动机(图1)。

目前，随着彈道导弹的发展，在英美等主要資本主义国家中渦輪噴气发动机在軍用作战飞机方面的市場也日趋于縮小。但是这些国家的航空企业界人士認為，渦輪噴气发动机在今后仍将在許多民用和軍用飞机上获得应用。目前，装渦輪噴气发动机的高亚音速民航机已投入使用。渦輪噴气发动机及渦輪风扇发动机仍将在这些飞机上获得进一步的应用。垂直起落飞机的发展工作也将促进大推力重量比的渦輪噴气发动机的发展。此外，也考虑在大型直升飞机上采用噴气发动机。某些飞航式导弹和靶机也有采用渦輪噴气发动机的。超音速民航机已开始研究，对 M 数3以上的民航机也有所考虑。在这一些飞机的发展工作中，超音速渦輪



噴气发动机仍将佔据一定的地位。

在軍用发动机方面，只是美国仍在繼續为它的B—70超音速洲际轟炸机发展J—93 渦輪噴气发动机。据近期資料报导，J—93已进入飞行試驗阶段；除此外之，在英美沒有出現新設計的大型的渦輪噴气发动机，但是却花了不少力量对現有的較好的軍用型渦輪噴气发动机进行改装，发展其民用型和渦輪风扇型，对后一种改装工作尤其重視。为了满足垂直起落飞机、直升飞机、各种輕型飞机及一部分靶机和导弹的需要，对小推力低比重的小型渦輪噴气发动机則仍在繼續发展。

图1a表示主要資本主义国家某些典型渦輪噴气发动机的20年来的发展过程。

下面根据資本主义国家文献資料报导的材料，对資本主义国家渦輪噴气发动机的性能、热力循环、結構和試驗等几个方面，在近几年中的发展特点及目前的水平作一綜述。

二、資本主义国家渦輪噴气发动机的性能水平

近十年来渦輪噴气发动机的性能在不断地提高，根据推力、耗油率、比重、单位迎面面积推力、单位长度推力、单位迎面面积流量和单位推力等几个性能数据的逐年統計資料，就可以看出資本主义国家渦輪噴气发动机性能提高的一般趋势和当前水平。

1. 推力 从图2中可以看出渦輪噴气发动机推力的提高是比較迅速的。1952年最大靜推力約为4500公斤，1958年在不加力状态下最大靜推力已达9000至10000公斤，比1952年增长一倍多。美国現在試制中的J58，在去年8月間作試驗时，据称推力已达到13600公斤。

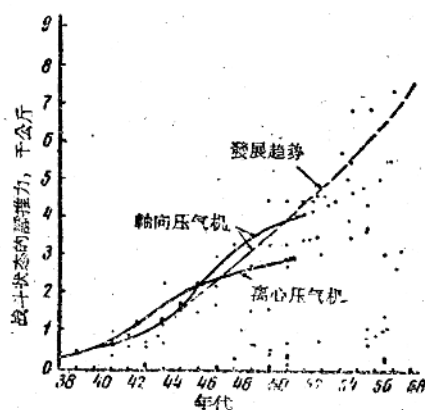
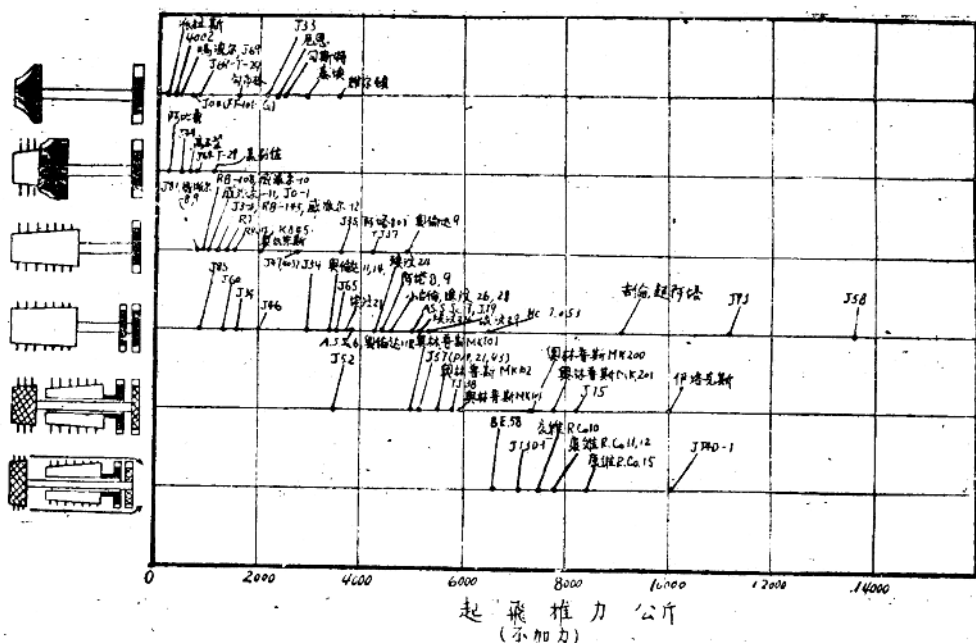


图2 渦輪噴气发动机推力逐年增长情况

据近期刊物报导，英国布列斯特·賽得利公司制成了一种新型“奥林普斯”渦輪噴气发动机，采用了經過改进的加力燃烧室以后，推力增大到約15000公斤。此型发动机計劃用于英国正在发展中的TSR.2战术攻击机上。

图3是各种結構型式渦輪噴气发动机的推力范围。采用单級离心式压气机的渦輪噴气

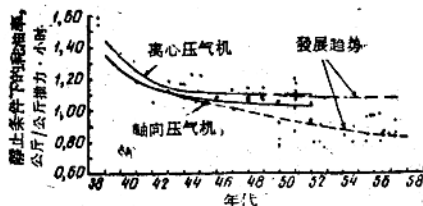


发动机，其推力范围为160至800公斤；目前已停止成批生产的几种大型离心式发动机，推力范围为1500至3500公斤；采用轴向离心混合式压气机的涡轮喷气发动机，推力范围为200至1000公斤；采用低压压缩比轴向式压气机和单级涡轮的喷气发动机，推力范围是800~3700公斤；采用单轴轴向式压气机和多级涡轮的涡轮喷气发动机，推力分布最广，约从800公斤开始一直到10000公斤以上，其中有高压压缩比和低压压缩比之分。双轴轴向式涡轮喷气发动机的推力范围从5000到10000公斤，但近两年又有了推力为3000多公斤的小型双轴式发动机，如J52。内外涵发动机的推力范围是6500至10000公斤。

2.耗油率 近十年来涡轮增压发动机的耗油率虽然仍在继续下降,但其降低的速度比发展初期较为缓慢,从图4的曲线中可以看出这种趋势。目前涡轮增压发动机的最低耗油率在0.75到0.80的范围内。美国J79和J57与英国的“埃汶”和“奥林普斯”等的耗油率已达到这种程度。

在涡轮喷气发动机的使用中,实际飞行状态下的耗油率也是一个重要的性能指标。近年来,涡轮喷气发动机在飞行状态下,即在一定的飞行速度和飞行高度下的耗油率,还是有所

图4 涡轮喷气发动机耗油率逐年降低情况



改善的，其逐年降低的情况见图5。此外，还将在开动加力燃烧室的状态下，耗油率逐年降低的情况表示于图6中。

图7表示各种结构的典型涡轮喷气发动机耗油率与压缩比的关系。图8的曲线表明，近十年来虽然因压缩比的提高使耗油率下降，但部件系统的改善对耗油率的影响也很大。

3. 比重 图9表示比重逐年下降的情况。从图中可以看出：（1）目前涡轮喷气发动机的比重，约为前十年的一半；（2）近几年来轴向式发动机的比重低于离心式发动机的比重。离心式发动机的最低比重为0.27；混合式压气机的发动机，最低比重为0.22；轴向式发动机的比重已降低到0.18以下。如英国新型“奥菲斯”的比重已降低到0.14，英国的RB—108、美国的J60（JT12）和J85等的比重均已达到0.14—0.13的程度。图10表示比重、推力和重量之间的关系。

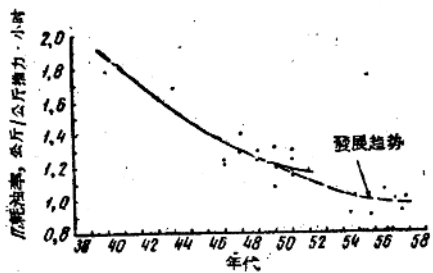


图5 在飞行中耗油率逐年下降的情况
(高度10500米,速度740公里/小时)

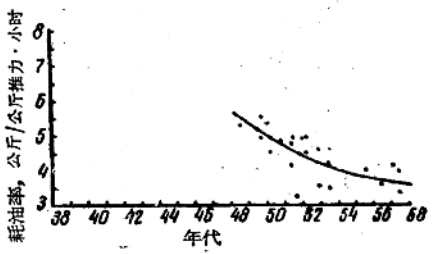


图6 在加力状态下耗油率逐年下降的情况

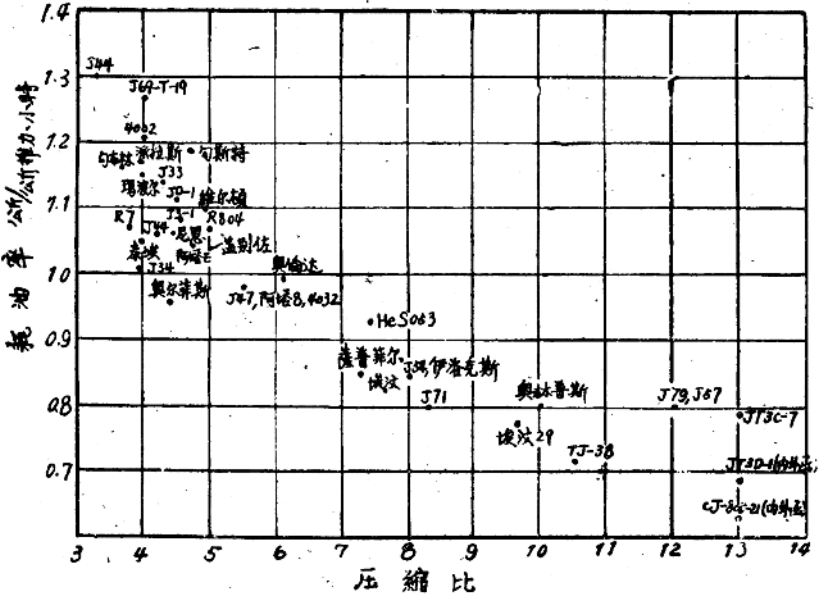


图7 涡轮喷气发动机耗油率与压缩比的关系

4. 单位迎面面积推力 近十年来单位迎面面积推力的提高较为迅速。涡轮喷气发动机的最大直径一向变化不大，一般在0.9至1.3米之间，但由于推力的迅速提高而使单位迎面面积推力显著增大。从图11中可以看出：（1）轴向式发动机的单位迎面面积推力显然比离心式发动机为大；（2）就轴向式发动机而言，目前的单位迎面面积推力比前十年增大一倍。图12表示各种型别发动机的单位迎面面积与发动机直径和起飞推力之间的关系。从图中可以

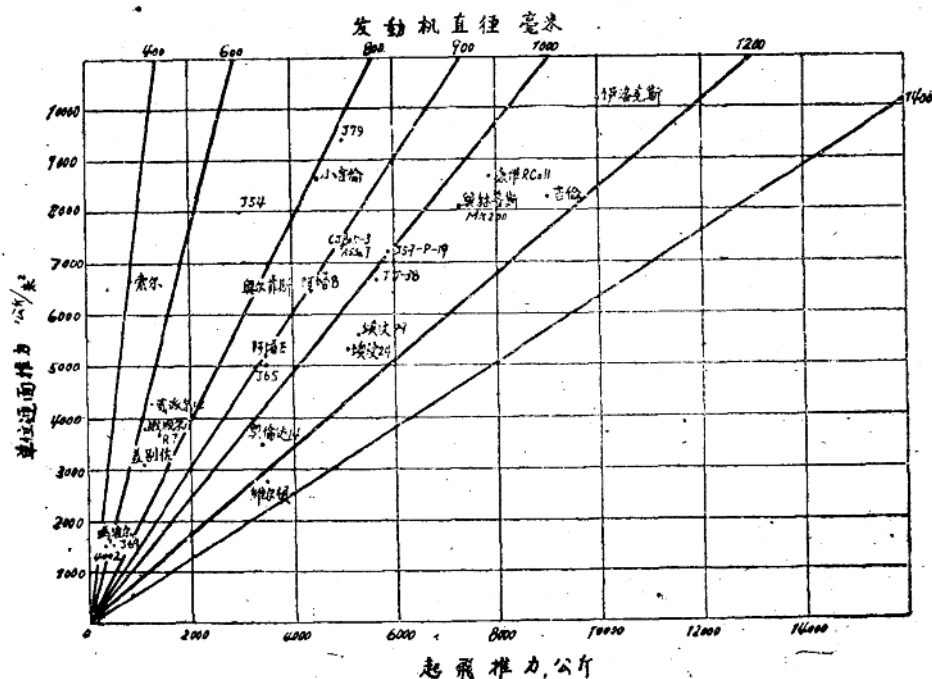


图12 涡轮喷气发动机单位迎面面积推力与直径和推力的关系

看出，混合式压气机的发动机，如法国的“盖别佐”，单位迎面面积推力已接近于小型轴向式发动机，如英国的“威派尔”。目前涡轮喷气发动机中，最大的单位迎面面积推力已达10200公斤/米²，如加拿大的“伊洛克斯”（此型发动机因无订货而未投入成批生产）。双轴式发动机和内外函发动机的单位迎面面积推力也达到9000公斤/米²。

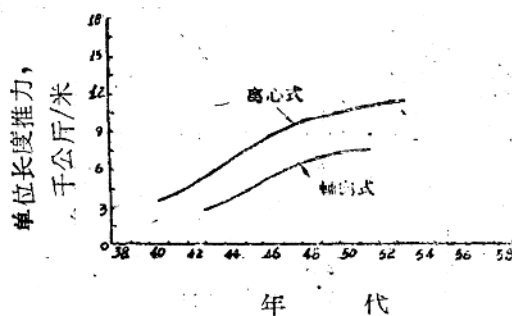


图13 涡轮喷气发动机单位长度推力逐年增长情况

5. 单位长度推力 图13说明单位长度推力也有所增大。目前最大单位长度推力已超过15000公斤/米，比前十年约增大一倍。这样的增长是由于发动机推力的提高，而发动机长度实际上并未缩短，反而加长了的缘故。但最近的事实说明，发动机长度并不需要按比例地随推力增长。

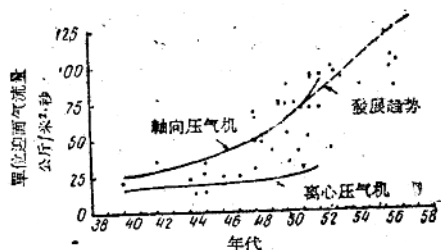


图15 涡轮喷气发动机单位迎面面积流量逐年增大的情况。

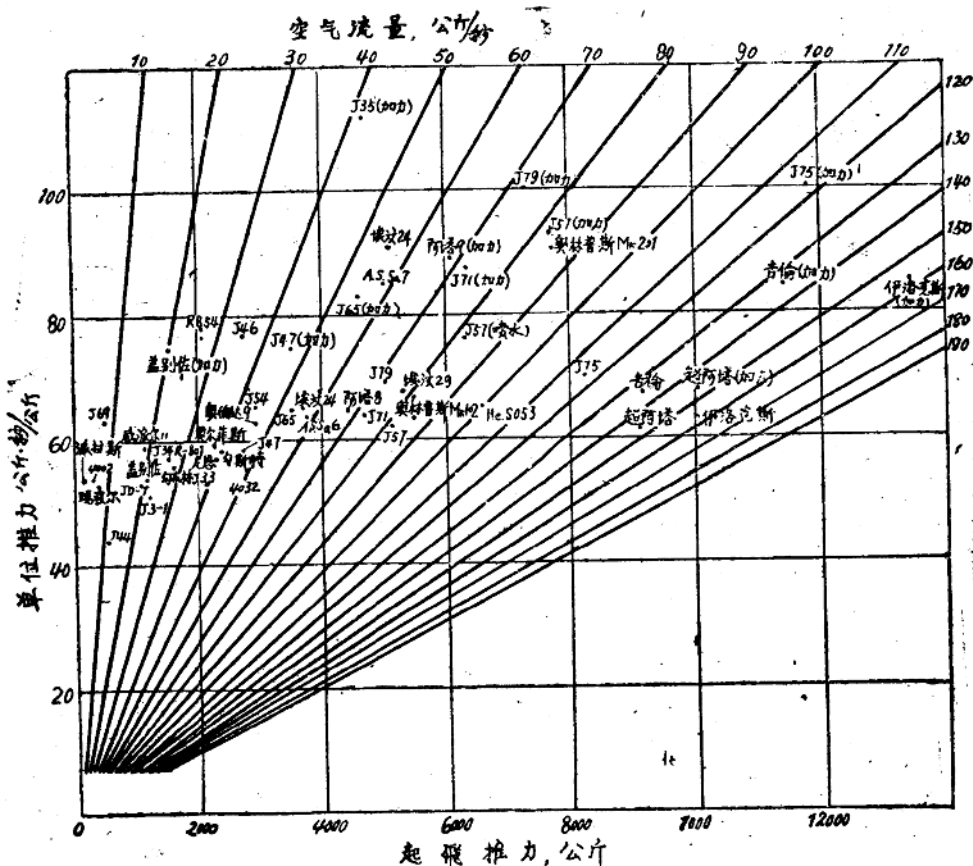


图15 涡轮喷气发动机单位推力与空气流量和起飞推力的关系。

6. 单位迎面面积流量 图14表示涡轮喷气发动机单位迎面面积流量逐年增长的情况。从图中可以看出，轴向式发动机比离心式发动机的单位迎面面积流量大得多；轴向式发动机的单位迎面面积流量，在最近十年中约增大两倍。十年前的发动机，单位迎面面积流量只有40~50公斤/米²，而现在有些发动机已达到150公斤/米²左右，据称在研究阶段的压气机中，还有能达到165公斤/米²的。目前有一些发动机，如英国的“吉伦”等，单位迎面面积流量已超过90公斤/米²。J75在140公斤/米²左右，而加拿大的“伊洛克斯”为159公斤/米²。

7. 单位推力 图15表示现有的各种型别涡轮喷气发动机的单位推力与流量和起飞推力之间的关系。在近十年来，单位推力约增加一倍半，从40余公斤·秒/公斤，增加到100多公斤·秒/公斤。从图中可以看出，空气流量约从10公斤/秒（派拉斯）到160公斤/秒（伊洛克斯）之间的广阔范围内变化，但是单位推力的分布并不很广，平均单位推力约为65公斤秒/公斤。不加力的涡轮喷气发动机，最大单位推力已达到90公斤·秒/公斤，加力式发动机的单位推力约在85~100公斤·秒/公斤。

除了上述几个基本性能之外，在实际使用中对涡轮喷气发动机还有一些特殊的要求。如军用发动机要求加速性好，民用发动机要求可靠性高、翻修寿命长等。资本主义国家的涡轮喷气发动机这两方面的性能也有所改善。例如在加速性方面美国的J79和英国的“奥菲斯”等，能在4秒以内从慢车状态加速到最大转速；在延长寿命方面，翻修周期一般已从原来的150~200小时延长到1000小时以上，据最近报导，英国的民用型“埃汶”RA.29发动机，其翻修周期已延长到1600小时。

三、 资本主义国家涡轮喷气发动机热力循环参数的变化

近十年来，在资本主义国家涡轮发动机热力循环中，除压缩比有显著提高外，其他几个参数并没有提高多少。

1. 压缩比 由于涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机近年来采用了双转子压气机和可调节静子叶片的压气机，因而已将压缩比提高到13（图16）。静子叶片不可调节的单转子压气机的压缩比均低于9。美国的J79采用了前6级可调节的静子叶片，压缩比达到12.5，据称如果将可调节静子叶片的级数增多，压缩比还能进一步提高。

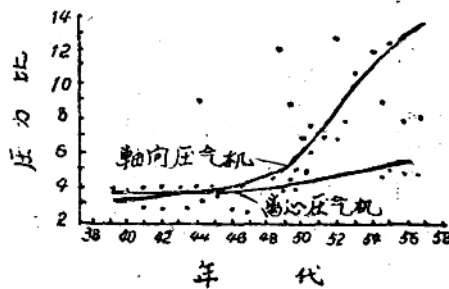


图16 压缩比逐年提高的情况

在超音速飞行中，由于进气流的冲压压力很高已不需要采用高压压缩比的压气机，因此近年来资本主义国家曾一度大力发展过的某些新型涡轮喷气发动机采用了6以下的低压压缩比，如英国的“大吉伦”和法国的“超阿塔”（此两型发动机均已停止发展）。

资本主义国家对跨音速压气机已进行了不少的研究。如果采用叶片上具有局部超音速气流的这种跨音速压气机，对提高压气机单级压力比、增大流量和减轻压气机重量等都很有利，据说涡轮螺旋桨发动机已采用跨音速压气机，在涡轮喷气发动机上尚未见应用实例。超音速压气机仍处于研究探讨阶段，没有实际应用。在1958年美国福利德瑞克富拉德公司曾设计过一种带超音速压气机并装在J55涡轮喷气发动机上作过试验，但始终未能获得成功。

压气机的单级压力比，比早期较好的涡轮喷气发动机的单级压力比并没有多大的提高，如图17所示。

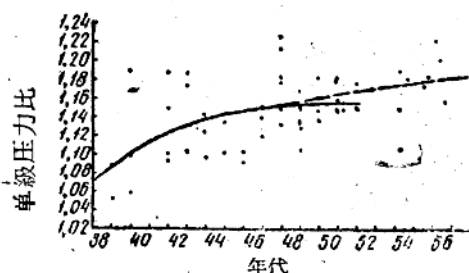


图17 压气机单级压力比提高的情况

2. 压气机效率 资本主义国家在发展涡轮喷气发动机的整个过程中，实际上并未能将压气机的最大多变效率提高，目前仍停留在0.89到0.90之间。因而他们认为与其单独地提高压气机效率，倒不如努力改进可能改善的一些其他因素来提高压气机性能。有人认为，在不降低压气机最大多变效率的情况下，可将单级压力比提高到1.17（或更高一些）。

3. 涡轮效率 在近十年中，涡轮的最大多变效率有一些提高。有些涡轮喷气发动机制造公司已将涡轮总热效率提高到91%。在这方面的改善是由于采用了多级涡轮的缘故。

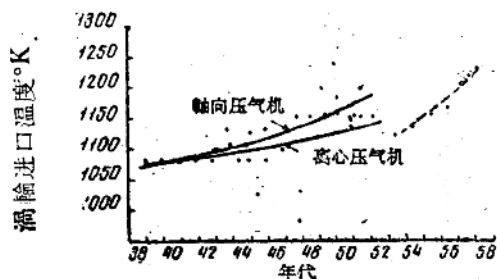


图18 涡轮进口温度逐年变化情况

4. 渦輪前溫度 渦輪前溫度略有提高。目前的最高工作溫度能保持在 $1165 \sim 1220^{\circ}\text{K}$ 的範圍。目前採用非冷卻式葉片的渦輪已達到這一溫度範圍（圖18）。如果採用冷卻式渦輪葉片，最高工作溫度還能再提高約 110°K 。據最近報導，試驗用氣冷式渦輪葉片的最高工作溫度達到 1600°K 。目前使用中的渦輪噴氣發動機，其渦輪前溫度的提高，主要是由於渦輪葉片設計上採取了某些改進措施，如採用延長葉根的葉片，改進冷卻系統的設計等。至於耐高溫的渦輪材料，可以說基本上沒有多大的改善。

內部氣冷式和液冷式的渦輪葉片，雖然在過去很長一個時期內進行了大量的試驗研究，但目前在航空發動機上仍未採用。

目前正在研究陶瓷金屬在渦輪葉片上的應用問題。最近探討中的材料有：碳化矽、鋁鉻合金、碳化鈦與鎳或鉻混合的材料等。

四、資本主義國家渦輪噴氣發動機的結構

1. 總體結構

資本主義國家渦輪噴氣發動機的總體結構型式，隨發動機的設計要求而有所不同；總體結構型式與部件性能的提高和部件結構的改進有密切關係。下面從壓氣機型式、軸承的安排方式和受力構件的改進等三方面說明總體型式的特点和發展傾向。

(1) 壓氣機型式

① 單級離心式壓氣機 這種壓氣機又分單面進氣和雙面進氣的。從渦輪噴氣發動機的發展史上看，離心式壓氣機是在早期被認為較好而被廣泛採用的一種型式。它與軸向式壓氣機相比，主要優點是：結構簡單，加工容易，單級壓力比高，工作範圍廣等。但是離心壓氣機也存在一系列難以克服的缺點，主要的有：總壓縮比低、空氣流量小，壓氣機效率低等。因此1952年以後離心式壓氣機逐漸被軸向壓氣機所代替。目前只有小推力、小型渦輪噴氣發動機還普遍地採用離心式壓氣機，如法國的“派拉斯”、“瑪波爾”和意大利的費特5002等。

② 單軸軸向式壓氣機 在這種壓氣機中，從壓縮比大小的角度上看一般可分為低壓縮比和高壓縮比兩種；而高壓縮比單軸軸向式壓氣機中又有靜子葉片可調節和不調節的兩種結構型式。後一種型式壓氣機裝有放氣活門。由於上述離心式壓氣機的缺點在很大程度上可由軸向式壓氣機來克服，因此從1952年以後，在渦輪噴氣發動機上普遍地採用了軸向式壓氣機，而且也使渦輪噴氣發動機的性能獲得了迅速提高。

③ 軸向離心混合式壓氣機 這種壓氣機綜合了軸向和離心式的優點。它的主要特點是：在保證同一壓縮比的前提下，能縮短壓氣機長度，從而相應縮短發動機長度。因此在某幾種特殊用途的渦輪噴氣發動機中採用這種壓氣機，例如，美國J69的長度為127厘米，用於Q-2導彈上；美國的J44用於黃蜂式靶機上。法國的“阿華桑”和“高爾登”等也採用混合式壓氣機。這種壓氣機在渦輪軸發動機上也被廣泛採用。

④ 雙轉子壓氣機 雙轉子壓氣機不但壓縮比高，其穩定工作範圍也較廣；缺點是結構和調節比較複雜。此外在氣動力設計上較單軸軸向式壓氣機還不夠成熟。目前有幾種大推

力发动机采用了双转子压气机，如英国的“奥林普斯”、美国的J57、J75和加拿大的“伊洛克斯”等，这些发动机在加力时推力可以达到10000公斤。

大馬力的渦輪螺旋桨发动机和内外涵发动机也采用双转子压气机。英国“康維”和美国JT3D—1内外涵发动机的低压压气机同时也是外涵道的风扇。

(2) 軸承安排方式

单軸渦輪噴气发动机的軸承安排可分成以下三种不同方式：

① 二軸承式 二个軸承分別安装在压气机前端和渦輪后端，如英国的“奧菲斯”和“小吉伦”，美国的J85等(图25)。压气机前的滾珠軸承用于定位和承受軸向推力；渦輪后的滾珠軸承承受徑向載荷，并允許渦輪軸沿軸向自由伸縮。“奧菲斯”前軸承采用双排滾珠軸承；“小吉伦”的前軸承是在双排滾珠軸承后加一排滾棒軸承。上述三种发动机都是比重大特別小的中、小型渦輪噴气发动机，它們在結構上的共时特点是采用了硬壳式結構和二軸承支承。早期的渦輪噴气发动机中也有二軸承式的，如英国的“勾布林”和美国的J44等，但这种发动机的后軸承位于渦輪前端。“勾布林”的后軸承支承着直径較小的渦輪前短軸(图19)。

② 三軸承式 三个軸承分別位于压气机前、后端和渦輪前端。如英国的“威派尔”、(图22)、“埃汶”(图23)和“薩菲尔”，美国的J79等(图25)。采用这种軸承安排的发动机中，有將滾珠止推軸承安装在压气机前的，如“威派尔”、“薩菲尔”和J79等；也有將滾珠止推軸承安装在压气机后的，如“埃汶”等。究竟將滾珠止推軸承安装在压气机前有利，还是安装在压气机后有利，这个问题在资本主义国家中还没有一致的看法。根据某资本主义国家的分析，認為各有优缺点。在压气机前安装止推軸承的优点是：軸、軸承周围的壁板和空气温度均較发动机中部低；缺点是：在运转中因发动机温度升高，在渦輪軸后端旋轉部件与静止部件之間軸向伸长差，比在压气机后安装止推軸承时来得大，影响气道的密封。在压气机后安装中部滾珠止推軸承的优点是：由于大部分发动机往飞机机体上安装时要在中部軸承附近定位，因此利用結構較坚固的中机匣將旋轉部件与静止部件定位，有助于減輕发动机总重量；缺点是：压气机后的温度比压气机前高，使軸承的工作条件恶化。

③ 四軸承式 在压气机前后各安装一个軸承，渦輪前安装两个軸承，如美国的J47(图21)和J33(图20)。在渦輪前的一个軸承叫阻尼軸承，具有减弱振动的作用。

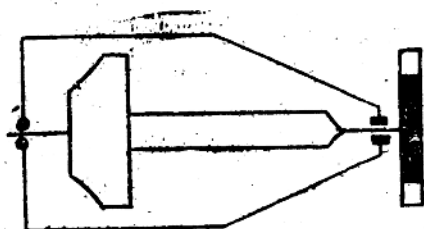


图19 二軸承式、英国“勾布林”

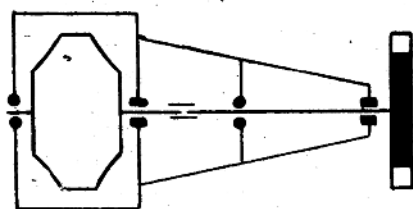


图20 四軸承式、美国J33

双转子发动机有两个独立的旋轉軸，因此所需的軸承数目也較多，承力系統比較复杂。如英国的“奧林普斯”(图26)用8个軸承，美国的J57用6个軸承支承(图27)。以“奧

林普斯”为例，低压转子轴用第1号滚棒轴承、第2号双排滚珠轴承、第5号和第8号滚棒轴承支撑；高压转子轴用第3号滚棒轴承、第4号滚珠轴承、第6号滚棒轴承和第7号滚珠轴承支撑。

现将英美涡轮喷气发动机所采用的几种典型轴承安排方式和承力结构系统用下面的示意图表示，图的排列次序是按发动机发展时期的先后，双转子发动机列于最后，就其发展时间的先后来说大致与“埃汶”RA.7在同一时期。

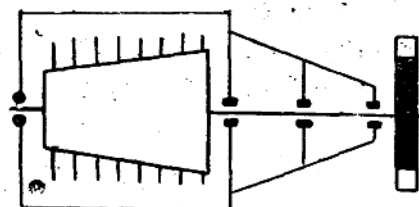


图21 四轴承式、美国J47

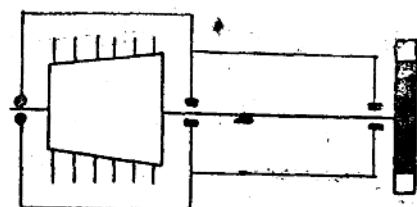


图22 三轴承式、英国“威派尔”

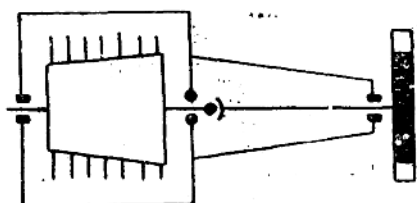


图23 三轴承式、英国“埃汶”

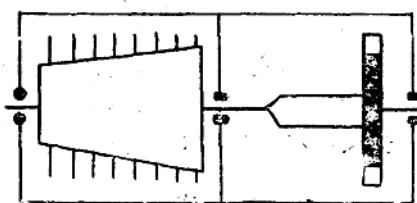


图24 三轴承式、硬壳结构、美国J79

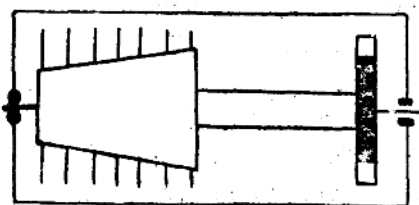


图25 二轴承式，硬壳结构 英国“奥菲斯”、美国J85

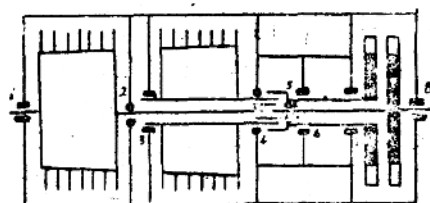


图26 双轴式，八个轴承、英国“奥林普斯”

註：●……滚珠轴承
■……滚棒轴承

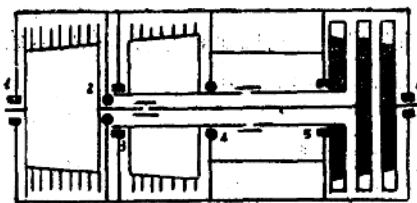


图27 双轴式，六个轴承、美国J57

(3) 受力构件的改进

随着轴向式压气机设计上的改进,单级压力比的提高,压气机轴向总长度稍有缩短。同时,又由于燃烧室结构设计的改善,燃烧室效率的提高,燃烧室长度也在缩短。这样,就使涡轮压气机轴的结构设计发生了变化。最近新型发动机一般不采用过去那种锻压的厚壁管轴,而采用薄壁大直径的筒形轴,这不仅能增大轴的刚性而且还减轻了重量。如英国的“小吉伦”和“奥菲斯”就采用了这种短粗的薄壁筒轴。因此可将压气机和涡轮当作一个整体构件,在其两端用两个轴承支撑整个转子,使整个发动机的结构重量大为减轻。美国的J79采用了冷旋压法加工成形的锥形轴,据说这种锥形轴在同一刚性下比圆筒形轴的重量轻。

压气机轮盘的厚度也不断在减小。J79采用了带加强肋的薄壁轮盘。据称“奥菲斯”的压气机轮盘厚度将来要减到几个毫米。而早期涡轮喷气发动机的压气机轮盘厚度一般是10毫米。

为了减轻发动机重量,近年来有些新型发动机采用了所谓的“硬壳式结构”,即将进气机匣、压气机机匣、燃烧室外罩、涡轮外环和喷管等联接成一体,并成为整台发动机的主要承力构件,而且这些壳件中有一些都改用模压或旋压的锻料或环件。采用这种硬壳式结构的涡轮喷气发动机中,最早的是美国J44,近年来一些新型发动机,如“伊洛克斯”,“J79”,“奥菲斯”、“小吉伦”、J85和RB.108等均采用了这种结构。由于采用了硬壳式结构和二轴承支撑就使这些涡轮喷气发动机的比重显著下降。

2. 部件结构

(1) 进气道的改变

随着航空技术的不断发展,涡轮喷气发动机所适应的飞行速度日益提高。在超音速飞行下,发动机的大部分压缩功要靠进气道来完成,因此,它的作用愈来愈重要。资本主义国家涡轮喷气发动机所采用的进气道有如下几种结构形式:

① 皮托管式进气道和单波外冲压进气道 大多数亚音速飞机采用皮托管式进气道。单波外冲压进气道实际上就是皮托管式,美国F-100及其他西方老型飞机采用此种进气道。

② 双波系外冲压进气道 这是目前应用最普通的一种形式,如美国的F-104、F-106,英国的P.1等。这种进气道在 $M \approx 2.5$ 时,总压恢复系数高达0.8左右,并能适应较大的 M 数范围,附面层分离程度不大,对冲角亦不十分敏感。

③ 内冲压进气道 美国的F-105是唯一采用内冲压进气道的飞机。这种进气道的主要问题是难以起动和工作不稳定。F-105利用调整进气楔改变喉管面积的方法来克服起动上的困难。

④ 多波系进气道和等熵进气道 可以显著地提高在高 M 数飞行下的总压恢复系数。但是到目前为止在涡轮喷气发动机上尚未见应用实例。

(2) 多级轴向式压气机的调节方式和结构

高压比多级轴向式压气机容易引起喘振现象。目前资本主义国家采取了很多措施来防止喘振。