文章编号:1674-8190(2014)01-012-06

重型直升机用大功率涡轴发动机的技术特点分析

蔡建兵,胡柏安
(中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所,株洲 412002)

摘 要: 重型直升机已在西方国家的军事和民用等方面发挥了重要的作用。对国外在役的重型直升机所使用发动机的性能方案和结构特征进行了分析与对比,归纳总结了重型直升机用大功率涡轴发动机的技术特点、设计思路和发展途径,并结合国外先进涡轴发动机的未来发展方向,给出了大功率涡轴发动机的未来发展趋势,并提出了我国大功率涡轴发动机的初步发展思路。

关键词: 重型直升机;大功率涡轴发动机;技术特点;发展趋势;发展思路
中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

Analysis of Technical Characteristics of High-power Turboshaft Engine Used by Heavy Helicopter

Cai Jianbing, Hu Baian
(China Aviation Powerplant Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Heavy helicopter has played a very important role in the military and civil fields of western countries. The performance programs and structural characteristics of the engine used by foreign heavy helicopters in service are analyzed and compared, the technical characteristics, design ideas and development strategies of high-power turboshaft engine used by heavy helicopter are summarized. Combined with the direction of the future development of foreign advanced turboshaft engine, the tendency of future development of high power turboshaft engine is analyzed, and the preliminary development strategies of high-power turboshaft engine in our country is put forward.

Key words: heavy helicopter; high-power turboshaft engine; technical characteristics; development trend; development strategies

0 引 言

重型直升机是指起飞重量大于 20 t 的直升机,在世界各国的军事、民用等方面发挥了重要作用。在军事方面,重型直升机在空中机动、全纵深机动作战中担负着重要的使命,可以大量、机动地运送兵力及重型装备直达作战地域,还可用于海上舰队的垂直补给;在民用方面,可用于应对各种自然灾害和特殊需要,尤其是对于山地、高原等特殊地理环境,重型直升机可以克服地形限制,快速、机动、便利地解决运输、补给、搜救等应急需求问题。

本文对国外在役重型直升机用大功率涡轴发动机的性能及结构特征进行统计分析,归纳出大功率涡轴发动机的技术特点及发展思路,并分析其未来发展趋势。根据我国拟研制的重型直升机对动力的需求及我国涡轴发动机研制发展实际情况,提出我国大功率涡轴发动机的初步发展思路。

1 国外重型直升机发展状况

目前,国际上在役的重型直升机主要有美国的 CH-47 系列、CH-53 系列、俄罗斯的米-26 系列及倾转旋翼机 V-22 系列[1]。据统计,全世界各型重型直升机共装备了约 1 700 架。

收稿日期: 2013-08-18; **修回日期:** 2013-11-20
通信作者: 蔡建兵,caijianbing608@163.com

CH-47“支奴干”系列是采用纵列式双旋翼构型 20 t 级直升机，1956 年开始研制，采用两台莱康明公司（现霍尼韦尔公司）的 T55 发动机，总交付量 1 100 多架。CH-47 系列直升机是按照美国陆军全天候中型运输直升机要求设计的，可以在恶劣的高温高原条件下完成运输任务，在美、英等国军队中得到了广泛使用。

CH-53E 直升机是美国西科斯基飞机公司研制的重型多用途直升机，是西方国家中尺寸和载重量最大的直升机，1971 年开始研制，采用三台通用电气公司的 T64 发动机，最大起飞重量超过 30 t，总交付量 248 架。CH-53E 主要用于美国海军的遂行舰队垂直补给、预警侦察或反潜巡逻等任务。

米-26 是苏联米里设计局（现米里莫斯科直升机厂股份公司）研制的重型运输直升机，它是当今世界上最大的直升机，最大起飞重量达 56 t。1971 年开始研制，采用两台前苏联伊伏琴柯设计局（现乌克兰扎布罗什“进步”机械设计局）的 Д-136 发动机，总交付量约 300 架。米-26 主要用于运送大型军事装备、武器弹药和其他军用物资，也用于森林防火和边远地区的地质勘探开发。

V-22“鱼鹰”倾转旋翼机是目前在役的唯一一型倾转旋翼机，最大起飞重量约 26 t，也属于重型直升机范畴，采用两台艾利逊公司（现罗・罗北美公司）的 T406 发动机。该机 2005 年 9 月开始生产，主要装备于美国海军和空军，用于战斗搜索、特种作战和舰队后勤及远距离特种运输。

国外军队为了使其快速反应部队具备快速机动、快速部署和较强突击能力，十分重视装备重型运输直升机。近年来，欧美发达国家计划研制新一代重型直升机。2004 年 5 月欧洲直升机公司开始研究“重型运输直升机（HTH）”方案[2]，最大起飞重量可高达 40 t，航程 1 200 km，通过空中加油还可以延长至 5 000 km，可用于填补美国的 CH-53 直升机、欧洲的 NH90 直升机及 A400M 军用运输机之间的空白，预计在 2020 年前问世。美国陆军正在开展下一代战区运输旋翼机计划及正在开展联合重型旋翼机（JHL）方案研究，并进行了相应演示验证机的研制工作。

2　国外大功率涡轴发动机发展状况及技术特点

2.1　发展状况

目前，世界上用于重型直升机的大功率涡轴发动机仅有美国和乌克兰少数几家公司研制的几个型号，即配装 CH-47 的 T55 系列、配装 CH-53 的 T64 系列、配装 V-22 的 T406 以及配装米-26 的 Д-136，上述大功率涡轴发动机的主要技术参数和结构特征如表 1 所示[3]。

表 1　国外在役重型直升机用涡轴发动机统计

Table 1　Statics of the turboshaft engine used by foreign heavy helicopters in service

型　号	起飞功率/kW	耗油率/(kg・kW^{-1}・h^{-1})	重量/kg	主要结构型式	研制年代	系列发展型号
T55-L-712	3 267	0.323	340	7A＋1C＋环型回流燃烧室＋2GT（1 级冷却）＋2PT，燃气发生器转速 14 750 r/min，带体内减速器，机械液压，电起动	1978	T55-L-5/7/11/714 T55-GA-714A
T64-GE-419	3 542	0.286	466	14A＋环型直流燃烧室＋2GT＋2PT，动力涡轮转速 14 280 r/min，带体内减速器，机械液压，空气起动	1990	T64-GE-1/6/7/7A/16/100/413/415/416 T64-MTU-7
T406	4 586	0.259	441	14A＋环型直流燃烧室＋2GT（1 级冷却）＋2PT，数控系统	2000	AE1107C GMA1107B
Д-136	7 457	0.266	1 050	进口粒子分离器＋6A（低压）＋7A（高压）＋环型直流燃烧室＋1T（高压）＋1T（中压）＋2PT，动力涡轮转速 8 300±300 r/min，带体内减速器，机械液压，空气起动	1982	Д-136B

注：A 为轴流压气机；C 为离心压气机；GT 为燃气涡轮；PT 为动力涡轮；T 为涡轮。

从在役国外大功率涡轴发动机的发展状况可以总结出以下要点：

（1）“大功率”涡轴发动机的功率范围相当宽，上述 4 型发动机的起飞功率为 3 267～7 457 kW，

其中Д-136发动机是目前世界上在役的、功率最大的涡轴发动机，其最大功率达7 457 kW。因此，重型直升机所需的大功率涡轴发动机，其起飞功率都在3 000 kW以上。

(2) 为了最大程度减少技术风险，降低研制成本，重型直升机用大功率涡轴发动机都是在各研发公司已有成熟的或基本成熟的发动机平台上通过技术改进发展而来的。

T406发动机是美国艾利逊公司以T56-A-427发动机为基础，采用了T701/570发动机技术，在对关键部件不作重大改动的条件下研制的。为了以低风险达到性能指标，T406发动机采用了经充分验证的核心技术。例如改进的压气机技术首先在T56发动机上进行试验验证，然后在T56-A-100验证机上应用，最后才应用于T406的压气机部件。

Д-136发动机以成熟的Д-36涡扇发动机为基础，采用Д-36的核心机系列化发展而成。Д-136共有10个单元体，其中燃气发生器的5个单元体与Д-36相同[3]。

(3) 基本型发动机投入使用后，各发动机公司均以基本型发动机为平台，针对发动机装机使用后出现的问题制定改进工作计划，并通过已有的技术积累及发展的新技术，不断对其改进，提高性能、寿命和可靠性，进行系列化发展，使得发动机在尽可能短的时间内达到比较高的成熟度。

根据发动机装机使用统计情况，上述4型发动机经过几十年累计几十万甚至上百万飞行小时的使用，发动机寿命、可靠性、维护性及成熟度得到了充分考核和验证。这些发动机的研制和使用经验，为后续新一代先进大功率涡轴发动机的研制提供了坚实的技术基础。

据报道，美国等西方国家正在发展新一代先进大功率涡轴发动机，以满足新一代重型直升机需求。通用电气公司正在开展新一代先进大功率涡轴发动机GE38的研制，准备换装T64涡轴发动机。发动机起飞功率5 600 kW，起飞耗油率0.252 kg/(kW·h)，与换装前的T64发动机相比，功率提高57%，耗油率降低18%，零件数减少63%。目前，该发动机研制已取得重大突破，型号验证机阶段的试验基本完成。

普惠公司和通用电气公司正在利用联合涡轮先进燃气发生器(JTAGG)计划和综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划取得的研究成果，发展起飞功率为11 185 kW的先进大功率涡轴发动机，以满足下一代战区运输直升机携带10～20 t作战载荷或超大尺寸的外部载荷实现战略部署的需要。新研发动机在耗油率、功重比、维修性、全寿命周期成本等方面将有较大幅度改进。

欧洲直升机公司于2004年开始研究重型运输直升机(HTH)，所用动力拟在推力为2060～2320 daN级的PW300涡扇发动机基础上进行改型发展。

2.2 技术特点

从20世纪40年代美国成功研制出世界上第一台涡轴发动机T50开始，涡轴发动机在美、英、法等国得到了飞速发展，已发展至第四代。本文以美国的T406、俄罗斯的Д-136作为大功率涡轴发动机的典型代表，将其热力循环参数、性能与第三代涡轴发动机的典型代表T700-GE-701A(美国)、第四代的典型代表T800-LHT-801(美国)和MTR390(英、法、德)进行比较，如表2所示[3]。

表2 大功率涡轴发动机性能及结构型式

Table 2 High-power turboshaft engine performance and structure

型号	发动机进口空气流量/(kg·s⁻¹)	增压压气机		压气机		燃烧室		高压涡轮		
		结构型式	压比	结构型式	压比	结构型式	压力损失	结构型式	导叶进口温度/K	膨胀比
Д-136	36.0	6级轴流	2.5	7级轴流	7.3	环型直流	5%	2级	1 375	3.6
T406	16.1	无增压压气机		14级轴流	16.5	环型直流	5%	2级(第1级转子叶片冷却)	1 480	4.5
T700-GE-701A	5.3	无增压压气机		5级轴流+1级离心	17.0	环型直流	5%	2级(2级转子叶片均冷却)	1 560	4.5
T800-LHT-801	4.0	无增压压气机		2级离心	14.0	环型回流	4%	2级(第1级转子叶片冷却)	1 540	3.9
MTR390	3.2	无增压压气机		2级离心	13.0	环型回流	4%	1级(转子叶片冷却)	1 523	3.6

续表 2

型　号	中压涡轮		动力涡轮		起飞功率/kW	起飞耗油率/(kg·kW⁻¹·h⁻¹)	单位功率/(kW·kg⁻¹·s⁻¹)	功重比/(hp·kg⁻¹)
	结构型式	膨胀比	结构型式	膨胀比				
Д-136	1 级	1.5	2 级轴流式	2.9	7 457	0.266	207	9.66
T406	无中压涡轮		2 级轴流式	3.2	4 586	0.254	285	14.10
T700-GE-701A	无中压涡轮		2 级轴流式	3.3	1 280	0.281	242	8.70
T800-LHT-801	无中压涡轮		2 级轴流式	3.2	1 166	0.276	291.5	10.20
MTR390	无中压涡轮		2 级轴流式	3.15	956	0.280	298.8	6.90

注：单位功率＝起飞功率/发动机进口空气流量；功重比＝起飞功率/发动机重量。

从表 1 和表 2 可以得出大功率涡轴发动机具有下述特点：

(1) 大功率涡轴发动机具有两种结构型式及设计思路

一种是采用常规的结构型式，即自由涡轮式单转子涡轴发动机。这种构型的大功率涡轴发动机，一般采用中等热力循环参数(压比和燃烧室出口燃气温度适中)、高部件性能的设计思路，达到比较理想的整机性能。T55-L-712、T64-GE-419[3](如图 1 所示)和 T406 均属这种结构型式的发动机。这一类发动机均采用了多级轴流压气机，以实现大流量、中等压比及较高部件效率，确保整机性能；均采用了 2 级燃气涡轮＋2 级动力涡轮的结构，涡轮级间无承力支板，减少了气动损失，缩短发动机的轴向长度，使得发动机更为紧凑。

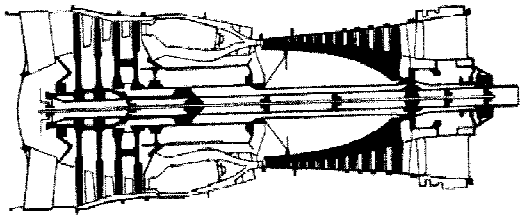

图 1　T64-GE-419 发动机结构图

Fig. 1　T64 -GE-419 engine structure diagram

采用这种构型的 T406 发动机是目前最先进的现役大功率涡轴发动机，其热力循环参数低于 T700 发动机，但其单位功率及部件性能水平优于 T700 发动机；其压比与 MTR390、T800 的相当，其部件性能水平、燃烧室出口燃气温度和单位功率则稍低。

另一种是采用三轴结构型式，即自由涡轮式双转子涡轴发动机。这种构型的大功率涡轴发动机，采用高热力循环参数、较高部件性能的设计思路，以达到比较理想的整机性能。

Д-136 发动机[3](如图 2 所示)是乌克兰 20 世纪 70 年代研制的产品，目前仍是世界上在役的唯一一型三轴结构的涡轴发动机。由于当时受材料、设计等方面的限制，虽然其总压比达到 18.3，高于第三代和第四代涡轴发动机，但其燃烧室出口燃气温度较低，部件性能水平不高，使得其单位功率、耗油率等性能指标明显劣于第三代和第四代涡轴发动机。

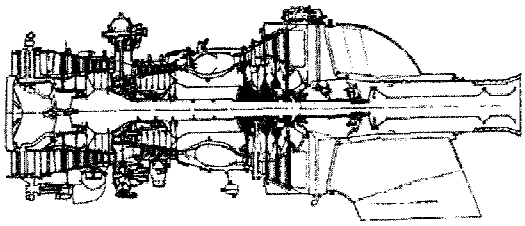

图 2　Д-136 发动机结构图

Fig. 2　Д-136 engine structure diagram

(2) 大功率涡轴发动机具有较高功重比、较低耗油率

与中小功率涡轴发动机相比，由于大功率涡轴发动机的功率偏大，容易实现高功重比、低耗油率的性能目标。例如，T55-L-712、T64-GE-419、T406 和 Д-136 属于第二代和第三代涡轴发动机，且大多带有体内减速器，但其功重比分别为13.07、10.34、14.10 和 9.66 hp/kg，达到甚至超过第四代涡轴发动机；耗油率也明显低于第四代涡轴发动机。因此，对于涡轴发动机而言，用功重比和耗油率作为判定其先进性的指标是不恰当的。相对而言，单位功率是较为合适的标志性参数。由此推测，T406 具有接近典型第四代涡轴发动机的水平，

而Д-136仅为第二代涡轴发动机性能水平。

(3) 采用的部件具有一些共同点

大功率涡轴发动机的压气机多数采用多级轴流式结构，上述4种发动机(T55-L-712、T64-GE-419、T406、Д-136)仅有功率较小的T55-L-712采用了轴流离心组合压气机；燃烧室多数采用环形直流型式，也仅有带离心压气机的T55-L-712采用了环形回流燃烧室型式。虽然燃气涡轮级数不同，但所有发动机的动力涡轮均为双级结构。早期研制的大功率涡轴发动机(例如T55-L-712、T64-GE-419和Д-136)，均带有体内减速器，近期研制的T406发动机则不带体内减速器。

3 大功率涡轴发动机的发展趋势

目前，国外航空发动机公司正在开展一系列专项发展计划，通过进一步提高发动机热力循环参数、部件效率及采用新材料、新技术等措施，降低耗油率、提高发动机寿命及可靠性、降低全寿命维护成本等。本文结合国外涡轴发动机未来发展方向[4-5]，得出大功率涡轴发动机的发展趋势。

(1) 热力循环参数进一步提高

根据现役和在研涡轴发动机热力循环参数统计结果[6]，第三代和第四代涡轴发动机的压比为10.4～18、燃烧室出口燃气温度为1 200～1 700 K。

涡轴发动机循环性能发展趋势如图3所示。

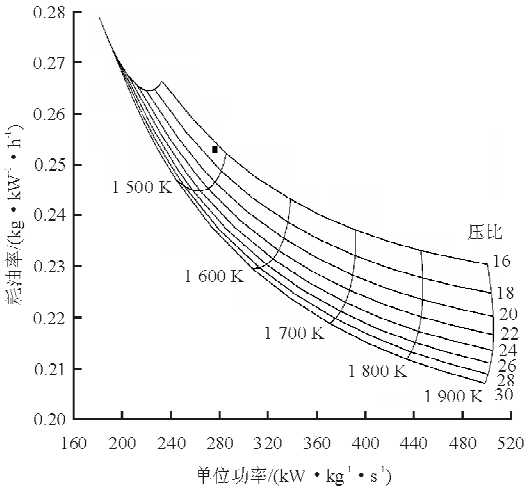

图3 涡轴发动机循环性能发展趋势

Fig. 3 Development trend of turboshaft engine cycle performance

从图3可以看出，选择较高的压气机压比与燃烧室出口燃气温度，可获得较佳的耗油率和单位功率，表明涡轴发动机的技术趋势仍然是朝着提高压比和燃烧室出口燃气温度的方向发展[7]。

以与涡轴发动机技术上类似的涡桨发动机为例，法国斯奈克玛、英国罗·罗、德国MTU等公司最新联合研制的TP400大功率涡桨发动机采用自由涡轮式双转子构型[8]，压比达到25，燃烧室出口燃气温度为1 600～1 700 K。

据此推测，下一代大功率涡轴发动机压比将达到20～30，燃烧室出口燃气温度将达到1 600～1 800 K。

(2) 耗油率不大于0.24 kg/(kW·h)

根据现役和在研涡轴发动机耗油率统计结果，目前涡轴发动机的耗油率均大于0.25 kg/(kW·h)。由图3可预测，未来大功率涡轴发动机的耗油率将大幅下降，预计下降幅度大于5%，将不大于0.24 kg/(kW·h)。

(3) 单位功率达到350 kW/(kg·s)

从现役和在研涡轴发动机来看，目前第四代涡轴发动机(例如MTR390)的单位功率已达到300 kW/(kg·s)。由图3可预测，未来大功率涡轴发动机的单位功率将大幅提升，达到350 kW/(kg·s)左右。

(4) 采用自由涡轮式双转子涡轴发动机构型

未来大功率涡轴发动机的压比达到20～30后，若仍采用单转子燃气发生器结构型式，轴流压气机级数将增加3级以上，不仅燃气发生器重量增加，燃气发生器转子的长度也大幅增加，可能带来复杂的转子动力学问题，这对大尺寸转子设计来说极为不利。因此，采用自由涡轮式双转子涡轴发动机构型，通过增加增压级将总压比提高至20以上，可避免大尺寸单转子燃气发生器可能遇到的转子动力学问题。并且，双转子结构能够获得更佳的部件性能匹配，对整机性能优化更有利[9]。

(5) 新材料、新工艺技术广泛应用

未来大功率涡轴发动机的燃烧室出口燃气温度达到1 600～1 800 K，同时还要求发动机重量轻、工作可靠，对材料和结构工艺提出更高的要求。因此，在大功率涡轴发动机中，燃烧室、涡轮导向器叶片、工作叶片及涡轮盘等热端零部件以及轴流叶轮等整体结构将大量采用先进高温材料。这一切反而又会促进新材料、新工艺技术的进一步发展。

4　我国重型直升机用大功率涡轴发动机发展思路

我国地理特征复杂，属于多山地和高原国家，幅员辽阔和海岸线较长，各类重大自然灾害和突发事件层出不穷，并且位于世界两大地缘战略区的交接处，面临着非常复杂的安全环境，因此，无论是在民用还是在军用方面，重型直升机都具有广泛的、不可替代的作用。2008 年的汶川地震中，俄罗斯米-26 重型直升机的处置唐家山堰塞湖等事件中的卓越表现给我们留下了令人深刻的印象。震后，国内各界对发展重型直升机的呼声越来越高，并逐步达成共识。国内直升机研制单位已开展了重型直升机研制论证工作，拟发展起飞重量 30 t 级的重型直升机。即将研制的重型直升机，迫切需要技术水平先进的大功率涡轴发动机，尤其是先进的国产发动机。

根据重型直升机论证结果[10]，拟研制的重型直升机特别注重高原性能，要求发动机在5 000 m、ISA＋30℃条件下的功率大于 4 500 kW，换算成海平面、标准大气条件下的起飞功率将达到 7 500 kW。此外，对发动机的耗油率要求相当高，在海平面、标准大气条件下的起飞耗油率约为 0.23 kg/(kW・h)。综上所述，满足重型直升机需求的发动机，至少具有第四代涡轴发动机的技术水平。

我国涡轴发动机行业历经维护修理、测绘仿制、改进改型等发展阶段，目前已进入自主研发阶段，先后生产了十余个型号涡轴发动机。目前，从在研和在役国产涡轴发动机的装机情况看，功率等级均不能满足重型直升机的需求，因此重型直升机用大功率涡轴发动机在国内尚属空白。

从世界范围看，目前仅有配装米-26 的 Д-136 发动机在功率上符合我国重型直升机的需求，但该发动机为 20 世纪 80 年代早期定型的产品，技术比较落后，性能、寿命和可靠性等远不能满足需求。因此，开展大功率涡轴发动机研制迫在眉睫，满足我国重型直升机需求。

尽管我国在涡轴发动机研制方面取得了巨大成绩，但与国外先进水平相比仍有较大差距。国内在重型直升机用的大功率涡轴发动机研制方面，技术基础和工程经验都严重缺乏，若完全自主研制，技术风险过大，研制周期较长。因此，为了满足重型直升机需求，采用国际合作的技术途径，对于尽快满足国内外市场对重型直升机的需求至关重要。此外，采取国际合作方式，可以使我国快速掌握大功率涡轴发动机的先进技术，提升涡轴发动机产业的整体能力，缩小我国涡轴发动机产业与国际先进水平的差距。

5　结束语

(1) 目前，在役的国外大功率涡轴发动机都是基于成熟发动机平台发展的，具有功重比大及可靠性高等特点，并且多数发展成了系列化产品，以满足重型直升机改进改型、不断发展的需要。从结构型式和性能特征上看，大功率涡轴发动机包括采用中等热力循环参数的自由涡轮式单转子涡轴发动机和采用高热力循环参数的自由涡轮式双转子涡轴发动机两种设计思路。

(2) 国外大功率涡轴发动机正在朝高热力循环参数、高性能、高可靠性的方向发展。下一代大功率涡轴发动机的增压比将达到 20～30，燃烧室出口燃气温度将达到 1 600～1 800 K、耗油率将低于 0.24 kg/(kW・h)，每千克空气流量产生的功率将达到 320 kW/(kg・s)左右；结构上将主要采用自由涡轮式双转子涡轴发动机构型，新材料与新工艺的应用将更加普遍。

(3) 鉴于我国涡轴发动机实际研制现状，可通过同国外知名发动机公司合作，研制出技术水平先进的大功率涡轴发动机，满足重型直升机对动力的需求，同时也可使我国快速掌握大功率涡轴发动机的先进技术，并进一步提高涡轴发动机产业的整体能力。

参考文献

[1] 倪先平. 直升机手册[M]. 北京：航空工业出版社，2003.
Ni Xianping. Helicopter manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)

[2] AFRL. FY98 Aero propulsion & power technology area plan[R]. ADA338965, 1998.

[3] 胡晓煜. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京：航空工业出版社，2006.
Hu Xiaoyu. Medium-minitype aviation engine in the world [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)

[4] 郭云良. 国内外涡轮轴发动机性能・结构・技术发展[M]. 北京：蓝天出版社，1990.
Guo Yunliang. Overseas and domestic turboshaft engine: performance・structure・technology development [M]. Beijing: Lantian Publishing Company, 1990. (in Chinese)

[5] 方昌德. 航空发动机的发展研究[M]. 北京：航空工业出版

(下转第 37 页)

pared for the United States Air Force R-2249-AF, United States: Rand Corporation, 1979.

[2] 张德荣. 当代歼击机综合性能的定量比较[J]. 航空科学技术，2007(5)：23-26.
Zhang Derong. Quantificative compare of combination property of up to date fighter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2007(5): 23-26. (in Chinese)

[3] 金树颖. 典型国家歼击机综合性能的量化分析[J]. 沈阳航空工业学院学报，2008，25(4)：76-78.
Jin Shuying. Quantitative analysis of typical national fighter comprehensive performance [J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2008, 25(4): 76-78. (in Chinese)

[4] 金树颖. 歼击机综合性能评价的数学模型及应用[C]//探索 创新 交流——第三届中国航空学会青年科技论坛文集(第三集). 北京：中国航空学会，2008.
Jin Shuying. Mathematics model of comprehensive performance of fighters and use[C]//Explore innovative communication the third BBS corpus of the third youth science and technology of Chinese society of aeronautics and astronautics. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[5] 李伟，姚海林. 影响民用飞机飞行安全各因素的综合分析[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会论文集. 北京：中国航空学会，2007.
Li Wei, Yao Hailin. The comprehensive analysis of various influence factors of civil aircraft flight safety[C]//Proceedings of the annual meeting of Chinese society of aeronautics and astronautics of large aircraft key technology top BBS in 2007. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[6] 张毅. 民用客机总体方案评价准则研究[J]. 西北工业大学学报，2006，24(6)：791-794.
Zhang Yi. Evaluation standards of the overall plan of civil aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(6): 791-794. (in Chinese)

[7] 张庆伟，林左鸣. 世界民用飞机手册[M]. 北京：航空工业出版社，2009.
Zhang Qingwei, Lin Zuoming. World airliner handbook [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009. (in Chinese)

[8] 中国航空信息中心《世界飞机手册》编写组. 世界飞机手册 2000[M]. 北京：航空工业出版社，2001.
Drawing board of *World airliner handbook* in China aviation information center. World airliner handbook 2000[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)

[9] 中国航空信息中心《世界飞机手册》编写组. 世界飞机手册 2011[M]. 北京：航空工业出版社，2011.
Drawing board of *World airliner handbook* in China aviation information center. World airliner handbook 2011[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011. (in Chinese)

[10] 张晓桐. 计量经济学[M]. 天津：南开大学出版社，2003.
Zhang Xiaotong. Econometrics[M]. Tianjin: Nankai University Press, 2003. (in Chinese)

作者简介：

董莉莉(1989—)，女，硕士研究生。主要研究方向：民航经济分析。

曾小舟(1965—)，男，博士，副教授。主要研究方向：民航经济分析。

(编辑：赵毓梅)

(上接第 17 页)

社，2009.
Fang Changde. Development study of aviation engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009. (in Chinese)

[6] 宋双文. 中小型航空发动机燃烧室现状和发展趋势[R]. CSAA 2004-PSE-009, 2004.
Song Shuangwen. Combustor actuality and development trend of medium-minitype aviation engine[R]. CSAA 2004-PSE-009, 2004. (in Chinese)

[7] 蔡建兵，皮星，申余兵. 中小型燃气涡轮轴发动机的技术特点分析[C]//中国航空学会发动机 2011 年学术研讨会论文集. 北京：中国航空学会，2011：111-122.
Cai Jianbing, Pi Xing, Shen Yubing. Analysis of technical characteristics of medium-minitype turboshaft-engine[C]// The 2011 academic annual meeting of Chinese Society of Astronautics and Aeronautics. Beijing: Chinese Society of Astronautics and Aeronautics, 2011: 111-122. (in Chinese)

[8] Ruffles P C. Aero engines of future[J]. The Aeronautical Journal, 2003(6): 307-321.

[9] 廉筱纯，吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安：西北工业大学出版社，2005.
Lian Xiaochun, Wu Hu. Principles of aeroengine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

[10] 黄传跃，陈国华. 重型直升机技术发展的启示[J/OB]. (2012-01-31)[2013-08-18]. http://www.cannews.com.cn/zghkb/html/2012-01/31/content_31272.htm.
Huang Chuanyue, Chen Guohua. Inspire of technical development of heavy helicopter[J/OB]. (2012-01-31)[2013-08-18]. http://www.cannews.com.cn/zghkb/html/2012-01/31/content_31272.htm. (in Chinese)

作者简介：

蔡建兵(1973—)，男，博士，研究员。主要研究方向：航空发动机总体性能。

胡柏安(1965—)，男，博士，研究员。主要研究方向：航空发动机结构强度。

(编辑：赵毓梅)