

桨扇发动机及其在巡航导弹上的应用

强 十 思

(航空航天部31所)

摘 要: 桨扇发动机发展概况; 研制桨扇发动机的关键技术, 包括桨扇组件、燃气发生器、齿轮减速系统及自动控制系统的关键技术及在巡航导弹上应用的有关技术。

主题词: 螺旋桨风扇发动机、螺旋桨风扇、巡航导弹

PROPFAN ENGINE AND ITS APPLICATION TO CRUISE MISSILE

Qiang Shisi

(The 31st Research Institute)

Abstract: This paper discussed the general situation of propfan development and the key technologies of its units gas generator, reduction gear system, automatic control system, The application to cruise missile and development trend are also presented.

Keywords: Propfan engine, Propeller fan, Cruise missile

1 桨扇发动机发展概况

30年来, 航空燃气涡轮发动机技术不断进步, 到桨扇发动机出现, 经历了五代的发展, 即: 涡轮螺桨、涡喷、低涵道比(1.0)涡扇、高涵道比(5~8)涡扇及桨扇发动机。

桨扇发动机的出现, 是航空涡轮发动机发展的一次突破, 解决了亚音范畴航空发动机经济性与高速性难以兼得的问题。桨扇发动机耗油率很低, 与涡轮螺桨发动机持平, 而在巡航速度上能达到涡扇发动机的 $Ma=0.8$ 水平。桨扇发动机集中了涡轮螺桨与涡扇的优点。

桨扇发动机的研制, 始于七十年代中期。1975年美国政府投巨资通过 NASA 组织各发

动机公司进行具体研制，经过十几年的工作，已有不少型号的验证机进入飞行试验阶段，如艾利森/普拉特惠特尼/汉密尔顿公司联合研制的 578-DX，特里达因公司/通用电力公司联合研制的 GE36 及 UDF[®]。还有一些用于军事上的桨扇发动机处于保密状态，也在加紧发展，例如：1988 年美国海军航空系统司令部与麦道公司及通用电力公司签订合同研制一种桨扇发动机，准备用于“战斧”巡航导弹；美国空军与艾利森及威廉斯国际公司签订合同研制一种桨扇发动机，准备采用在 ALCMs 巡航导弹上，以增大射程。与此同时，英国罗-罗公司也研制了一种桨扇发动机 RB509。

广泛用于民航机及巡航导弹的涡扇发动机，要进一步降低耗油率已很困难。降低耗油率，需从两方面着手：一是提高循环热效率，一是提高推进效率。要提高循环热效率，就需要优化热力循环参数，即提高总增压比及提高涡轮前温度。但这受到许多限制，包括材料、冷却技术、燃料空气化学当量燃烧极限温度、级增压比及效率和发动机尺寸重量等，难以有大的突破。用提高涵道比的办法来提高涡扇的推进效率也是难以实现的，因为随着涵道比的增加，短舱阻力、干扰阻力增加，结果推进效率还是上不去。

由于气动力学、大容量高速计算技术、高速齿轮传动、桨叶材料与结构、发动机自动控制以及试验技术的进步，桨扇发动机脱颖而出，它在马赫数高达 0.8 的巡航状态下推进效率比涡扇有大幅度提高（图 1）。由图 1 可见，旁路为 5~8 的涡扇其推进效率只有 70%~75%，而旁路比为 35~40 的桨扇发动机，推进效率能达到 90%~95%，加上其他改进，其巡航耗油率比涡扇要改善 20%~30%。

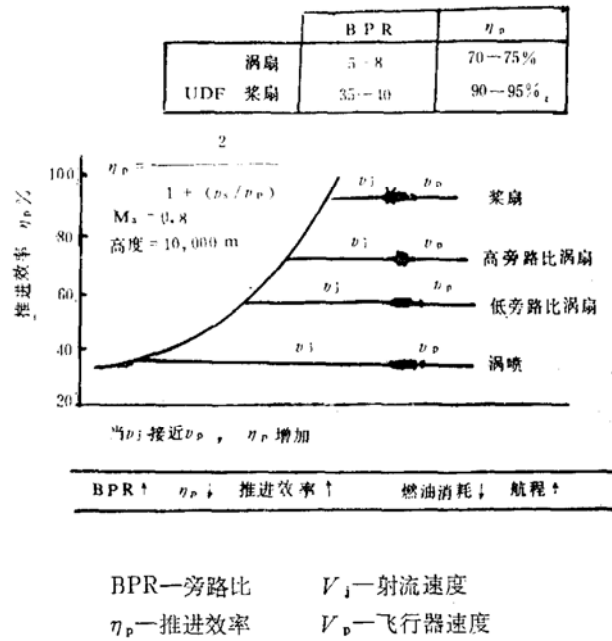


图 1 桨扇与其他发动机推进效率比较

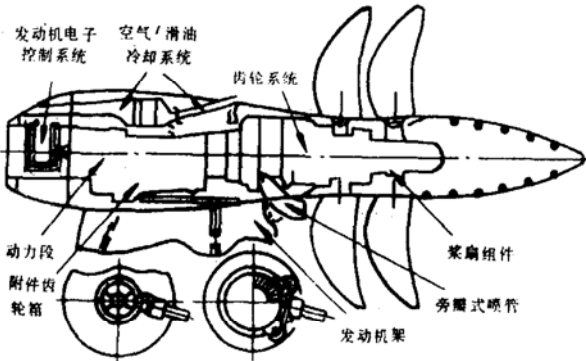


图 2 578-DX 桨扇推进系统

2 桨扇发动机关键技术

2.1 桨扇推进系统简介

典型的桨扇推进系统（图 2）包括以下部分：

1. 核心机
2. 新加在核心机前的低压压气机
3. 新加在核心机后的动力涡轮
4. 齿轮减速系统
5. 桨扇组件
6. 发动机自动控制系统
7. 润滑及滑油散热冷却系统

核心机是一台燃气涡轮发动机，根据桨扇发动机热力参数的需要作一定的改装，加上一套新的低压压气机后，组成动力段，即燃气发生器。动力段供出的高能热燃气通过新加的动力涡轮把能量传给齿轮减速传动系统，经减速后再把能量传给桨扇组件，桨扇组件通过先进的桨扇叶片产生推力。

2.2 关键技术

2.2.1 桨扇组件

桨扇发动机之所以能成为商用旅客机、运输机及军用远程巡航导弹上有竞争力的推进系

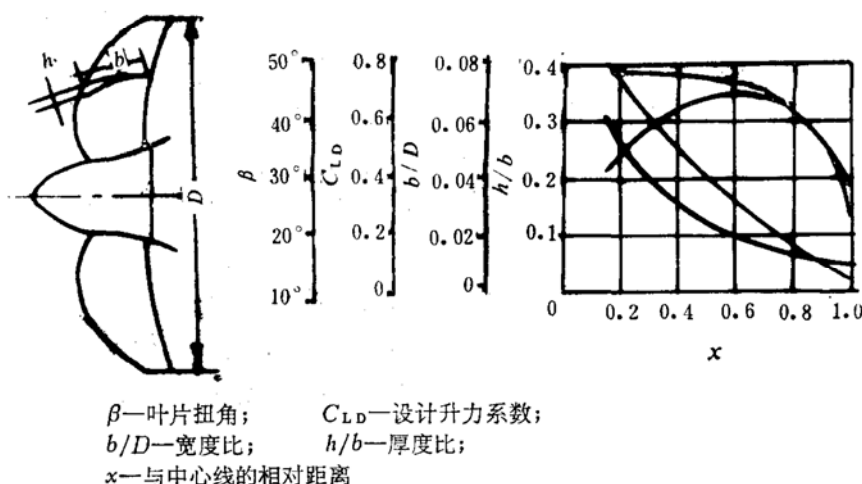


图3 典型叶片特性参数

统，在很大程度上要归功于桨扇叶片研究的成果，因为从涡轮螺旋桨的又厚又直的螺旋桨发展到很薄的、后掠的先进桨扇叶片，才能够在马赫数高达0.75~0.80时得到很高的推进效率。

桨扇组件的研制，要考虑以下方面的要求：桨扇效率、近场及远场噪音、重量、成本、与飞机或导弹之间的布局影响关系等。

(1) 桨扇参数

要确定的桨扇参数是：桨叶几何形状的各参数、叶片数、叶尖直径、叶尖速度、叶片载荷。

桨叶几何形状参数是经过大量气动计算，并通过一系列试验调整确定的，典型的叶片特性参数见图3、图4。

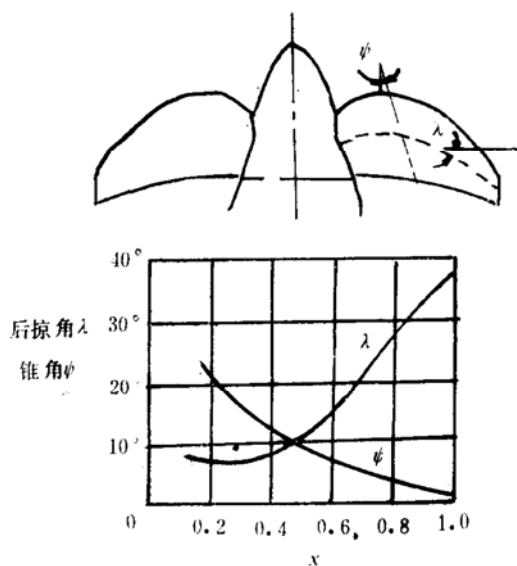


图4 桨叶后掠角与锥角

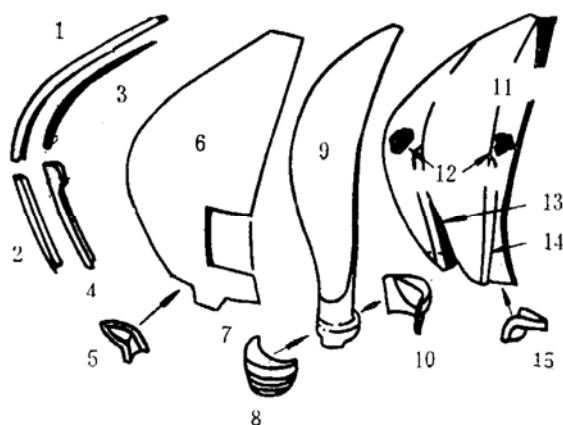
对于叶尖速度、叶片数目、叶尖直径、叶片载荷，汉密尔顿标准公司的研究表明：要求发动机燃油消耗低，就应使叶尖速度、叶片数目及叶尖直径适中，叶片载荷较低；要求航线经济性好，应使叶尖速度适中，叶片数目较少，叶尖直径较小，叶片载荷较低；要求噪音低，应使叶尖速度低，叶片数目较多，叶尖直径大，叶片载荷高。

可见，不同的性能要求，所需的桨扇参数有些是相互矛盾的，这就要看桨扇是装了什么飞行器上，以便确定哪类性能要求是主要的。由于桨扇发动机噪音远大于涡扇发动机，所以当桨扇用于旅客机时，就必须优先考虑低噪音要求；而当用于巡航导弹时，则噪音问题就变成次要的要求，因此，导弹用桨扇其叶尖速度可大一些，叶片数目可少一些，叶尖直径可小一些。

(2) 桨扇叶片结构

叶片结构现有三种方案：①空心铝金属；②实心复合材料；③翼梁加外壳。

翼梁加外壳的方案重量轻，对外来物破坏的耐受性强。图5是美国汉密尔顿标准公司的



- | | |
|-----------|-----------------|
| 1—外板护套； | 9—翼梁； |
| 2—内板护套； | 10—拆开侧卡箍； |
| 3—外板； | 11—拆开侧外壳及充填物组件； |
| 4—内板前缘密封； | 12—蜂窝结构充填； |
| 5—前缘外壳封头； | 13—前缘填料罩； |
| 6—压力侧外壳； | 14—后缘填料罩； |
| 7—前缘密封； | 15—后缘外壳封头。 |
| 8—压力侧卡箍； | |

图5 叶片分解图

翼梁加外壳叶片分解图，每片叶片中心有一根由锻铝制成的翼梁，它是基本的承载结构，翼梁的长度是叶片的整个长度；外壳的材料是玻璃纤维织物加聚酰亚胺胶，叶片前缘和后缘的内腔都用蜂窝结构的聚酰亚胺材料充填，使翼梁内侧形成一个隔热层，以保护翼梁不受发动机排气的直接冲刷；蒙皮是用一系列压制步骤做成的，用粘连方法把蒙皮包住蜂窝结构，再将此组件与铝翼梁粘连；每个叶片还粘上内侧和外侧前缘护套，以便提供抗御外来物损坏的保护。

(3) 转子数目

现在比较普遍采用的是双转子对转桨扇，对转桨扇与单转子比，能降低耗油率8~10%，这是因为后排反转桨扇能够重新捕捉流出前排的气流能量。三转子以上的级间对转多转子，由于结构复杂、重量及制造成本均大，一般不采用。

正是由于对转双转子桨扇能充分利用能量，降低耗油率，所以即使对于要千方百计降低制造成本的巡航导弹一次使用桨扇发动机也仍然采用对转双转子桨扇的方案。

(4) 导弹用桨扇要考虑的特殊问题

① 桨叶折叠及展开技术：

由于以下两个原因，一般导弹用桨扇需要在发射前使扇叶处于折叠状态，发射后桨扇发动机工作时再展开。

a. 用火箭助推器发射时要尽量减小阻力；

b. 在已有型号导弹上作改进，用桨扇取代其他类型发动机，需要能够使用原来的发射

架。

②隐形技术:

桨扇的旋转面大, 因此必须采取措施降低其反射特征信号, 这在战术上是一个重要要求。

2.2.2 燃气发生器

发展桨扇发动机, 一般都不重新研制核心机, 而是对已有发动机作需要的改型。578-DX 桨扇发动机的核心机就是选用了已有的 Allison 571 燃气涡轮发动机, 它应用很广, 是很成熟的发动机。

许多因素影响燃气发生器性能, 它们主要是: 压缩系统总的压力比 (OPR)、涡轮进口温度、部件效率水平、发动机冷却/泄漏流量等。

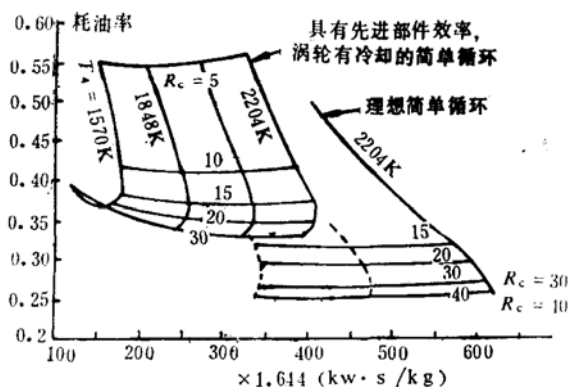


图6 涡轮轴循环参数影响

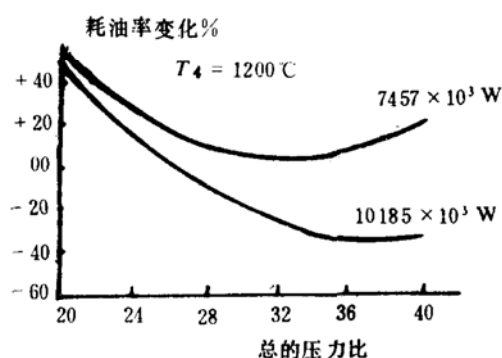


图7 发动机功率及总压力比对性能的影响

图6示出了在一定范围内不同压力比及涡轮进口温度下耗油率与单位功率的函数关系。发动机部件效率与部件的技术水平及其尺寸有关, 当流路尺寸减小时, 寄生的二次损失变得更显著, 因而部件效率下降 (见图7)。由图6、图7可见, 对于大功率发动机, 总的压力比在30~35范围较为理想。由图7可见, 功率小的发动机, 其最佳总的压力比减小, 所以对于所需功率低的巡航导弹发动机, 其总的压力比并不需要很高, 为了减少压气机及涡轮级数以降低一次使用的导弹发动机成本, 还可以有意使总的压力比不取最佳值, 而取得偏低一些。

2.2.3 齿轮减速系统

对航空桨扇发动机齿轮减速系统的要求是: 大功率、高效率、高可靠性、轻重量、低维护费用。

现代大功率涡轮的转速约为11000r/min, 而对转桨扇转子的合适转速约为1300r/min, 从动力涡轮到桨扇组件的传动, 使用减速齿轮系统就允许把涡轮设计成高速大功率的, 这样, 涡轮级数可减至最少, 涡轮成本相应降低, 而且涡轮效率也可增至最大; 当减速比约为9:1时, 对转桨扇就可以按低叶尖速度设计, 这样噪音小, 效率较高。如果直接传动, 就要求桨扇与涡轮以相同的转速旋转, 在互相将就的转速下 (例如1800r/min), 为了达到过得去的效率, 涡轮的级数就不得不大大增加 (例如原高速的4级动力涡轮不得不在低转速下增至12~14级), 而桨扇组件也不得不在超过最佳叶尖速度的转速下工作, 造成噪音水平增加, 效率下降。由图8可见, 直接传动与使用减速齿轮系统传动相比, 涡轮效率低4%, 桨

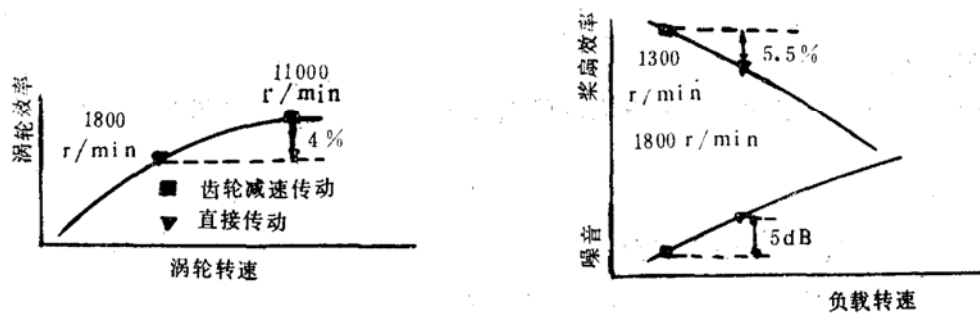
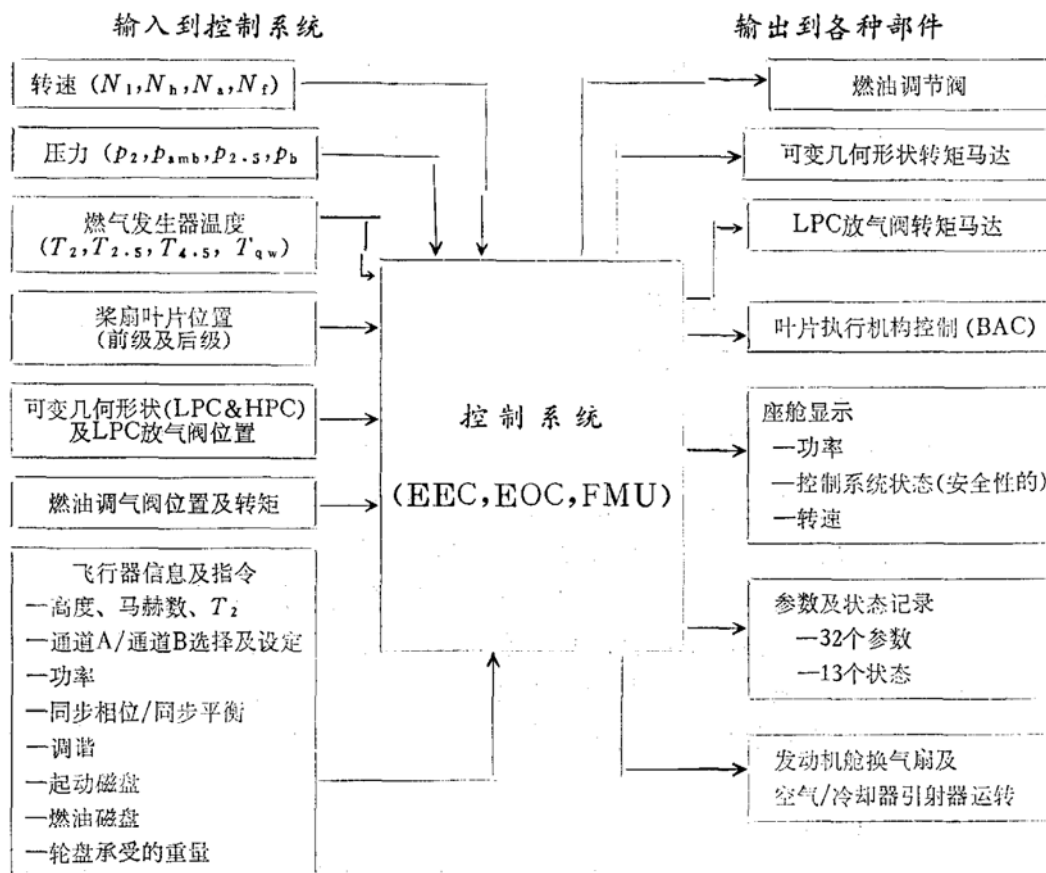


图8 直接传动与减速齿轮传动比较

扇效率低5.5%，而噪音高5dB。这两种方案在重量上是差不多的。



HPC——高压压气机 N_h ——高压转子转速 HPT——高压涡轮 N_1 ——低压转子转速
 LPC——低压压气机 p_2 ——LPC进口压力 Ma ——马赫数 $p_{2.5}$ ——LPC排气压力
 N_a ——后级桨扇转速 p_{amb} ——环境压力 N_1 ——前级桨扇转速 p_b ——燃烧室压力
 T_2 ——压气机进口温度 $T_{2.5}$ ——LPC排气温度 $T_{4.5}$ ——HPT排气温度 T_{qw} ——扭矩计温度

图9 578-DX桨扇发动机控制系统的输入与输出

关于小功率桨扇发动机要不要齿轮减速传动的问题目前还在探讨中，GE 飞机发动机公司的 UDF[®] 桨扇发动机就是无减速器的直接传动，GE 公司宣称，其耗油率也能做到比目前先进涡扇低20%~30%，而且其10×8 风扇叶片推进器符合美国Ⅲ级公众噪音标准的合格要求，因而既可军用（成本低），也可民用。它采取了哪些措施来解决前述的直接传动问

题,还处于保密状态。导弹用发动机是一次使用发动机,降低制造成本很重要,如果不用减速器又不需使动力涡轮级数增加很多,将使桨扇发动机在导弹上的应用更具吸引力。

对于导弹用桨扇发动机,即使设置齿轮减速系统,由于发动机是一次使用的,而且整个任务飞行时间很短(例如射程为3200km,飞行速度为 $Ma=0.8$ 时,任务飞行时间仅三个多小时),所以完全可以把导弹用桨扇发动机的齿轮减速系统设计成短寿命的,以大大节约制造成本。

2.2.4 自动控制系统

桨扇发动机自动控制比涡扇发动机要复杂,因为除了核心机控制,还多出了桨扇的控制及新增的低压压气机控制,对核心机的燃油调节控制与高压压气机可调叶片控制还要与桨扇控制及低压压气机的可调叶片及放气作综合处理。

控制系统包括:发动机电子控制(EEC)、桨扇叶片控制(BAC)、燃油调节控制(FMU),应急超转速控制(EOC)。控制系统的输入及输出见图9。

3 结 束 语

桨扇发动机是90年代最有竞争力的高亚音速发动机机型。虽然研制难度较大,但到目前为止,主要技术关键已经解决。相信在1995年以前该发动机即可投入商业飞机运营并在巡航导弹上服役。

参 考 文 献

- [1] Allison and Williams. Link up for Propfan. Flight International, 1990. 6
- [2] Chapman D C, Godston J, Smith D E. Testing of the 578-DX Propfan Propulsion System. AIAA-88-2804
- [3] Carlye Reid. Overview of Flight Testing of GE Aircraft Engines UDF Engine. AIAA-88-3082
- [4] Gee T F and Novick A S. Advanced Turboprop and Propfan Development and Testing. AIAA-88-3080
- [5] Poland D T and Bartel H W. PTA Flight Test Overview. AIAA-88-2803
- [6] Electronic Control System for a Propfan Engine. AIAA-88-3174
- [7] Lindlauf R, Eckardt D and Battezzato L. Advanced Technologies for New Generation Ducted Engines. AIAA/ASME/SAE/ASEE 23rd Joint Propulsion Conference, 1987.6
- [8] Reynolds C N, Riffel R E and Ludemann S. Propfan Propulsion Systems for the 1990's. AIAA-87-1729
- [9] Chapman D C, Sevich G J and Smith D E. Preparing a Propfan Propulsion System for Flight Test. AIAA-87-1731
- [10] Peacock N J. Engine Design and Systems Integration for Propfan and High Bypass Turbofan Engines. AIAA-87-1730
- [11] Owens R E, Ferguson W W and Mabey D M. Counter-Rotation Prop-Fan Optimization. AIAA-86-1470