

桨扇发动机性能预测

西北工业大学 唐狄毅
阎良飞机设计所 刘育敏

在飞机的方案论证阶段以及尔后飞机与发动机的性能匹配过程中都需要知道桨扇发动机的性能。本文主要讨论桨扇发动机性能的预测方法,并给出计算得到的飞行特性和转速特性。

一、设计点的选取

1. **桨扇发动机设计点** 起飞和巡航是运输机的主要飞行任务。发动机的尺寸主要也是根据这两个飞行任务选取。以往,涡扇发动机是将海平面上的起飞条件作为设计点,只要起飞推力够了,巡航推力一定满足。但桨扇发动机由于函道比较大(>50),推力随马赫数下降很快,一般选10000米高度上的巡航马赫数作为设计点。

2. **桨扇设计点** 桨扇效率即为推进效率,它对发动机性能影响极大,故其设计点最好与发动机的设计点一致,使桨扇效率在主要飞行范围内尽可能保持较高水平。至于桨扇负荷的选择,一般是使发动机最大爬升状态(相当于最大状态)时的负荷点落在效率曲线上最高点的右边,使得巡航中以部分功率工作时,工作点左移,效率稍有增高(见图2a),达到减少飞行任务耗油的目的。

3. **压气机等部件的设计点** 为了调试方便,选在地面。

二、气动热力计算特点

1. 计算循环功 L_e [2]。

2. 求循环功在桨扇和喷管之间的分配

$$\text{桨扇涡轮功} \quad L_{TB} = L_e - \frac{1}{2} (C_c^2 - V^2) \quad (1)$$

$$\text{桨扇功} \quad L_B = L_{TB} \cdot \eta_{red} \quad (2)$$

$$\text{桨扇涡轮膨胀比} \quad \pi_{TB}^* = \left[1 - \frac{k'-1}{k'} \frac{1}{1+f} \frac{L_{TB}}{T_3^* \eta_{TB} \eta_m} \right]^{-\frac{k'}{k'-1}} \quad (3)$$

$$\text{排气温度} \quad T_{4B}^* = T_4^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{TB}^* \frac{k'-1}{k'}} \right) \eta_{TB} \right] \quad (4)$$

$$\text{排气速度} \quad C_C = \sqrt{2 C_P' T_{4B}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\sigma_C \pi_{CP}^*} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} \right]} \quad (5)$$

上列各式中, η_{red} , η_{TB} , η_m 分别为减速器效率, 桨扇涡轮效率和机械效率。 f 为油气比。 σ_C 为喷口总压恢复系数。 π_{CP}^* 为喷管可用增压比。

由于排气速度 C_C 事先不知道, 需要一个迭代过程, 方能确定 C_C 和 L_B 。

3. 核算地面推力

$$F_0 \doteq \beta m_a L_B \quad (6)$$

式中, $\beta = 9 \sim 17 \text{ N/KW}$, m_a 为空气流量。

三、非设计性能计算

同其他涡轮发动机的计算步骤类似, 桨扇发动机也是以部件特性为基础, 通过部件工作的匹配, 求出匹配点的参数, 然后计算飞行特性和地面转速特性。计算中要设法解决的主要问题是, 计及桨扇效率随飞行条件的变化, 以及计算总降压比在各膨胀部件中的重新分配。

1. 桨扇效率的变化 按定义, 桨扇效率等于推进功率与桨扇功率之比,

$$\eta_B = \frac{F_B \cdot V}{N_B} = \frac{F_B / \rho n^2 D^4}{N_B / \rho n^3 D^5} \cdot \left(\frac{V}{nD} \right) = \frac{C_F}{C_N} J \quad (7)$$

式中, $C_F = F_B / \rho n^2 D^4$, 为拉(推)力系数, $C_N = N_B / \rho n^3 D^5$, 为功率系数, $J = V / nD$, 为前进比, n 为转速, D 为桨径, ρ 为空气密度。

桨扇的拉力系数和功率系数都是桨叶角 β 的函数, 一个 β 角对应一个 C_F 和 C_N 。可以认为 C_F 随 C_N 一起变化。故式(7)可改写为 $\eta_B = f(C_N, J)$ 的一般特性表示式(图1)。

为了计算简单起见, 假定不同前进比 J 下的各条 $\eta_B = f(C_N)$ 曲线具有相似性, 只是效率的基准值 η_{BR} 随前进比而变化。经这样分离处理后, 图1所示的曲线族缩简为两条曲线

$$\bar{\eta}_B = f(C_N) \quad \text{和} \quad \eta_{BR} = f(J) \quad (8)$$

又由于 $nD = 60U/\pi$, 桨尖速度 U 的值是设计时控制的, 目前水平为 $U \leq 250 \text{ m/s}$ 。故 $nD = \text{const}$ 。所以, $C_N \propto N_B / D^2$, 并称 N_B / D^2 为负荷系数。

基于上述分析, 可以采用公开资料提供的 $\bar{\eta}_B = f(N_B / D^2)$ 的桨扇效率曲线和一般螺旋桨高效率随前进比变化的曲线 $\eta_{BR} = f(J)$ 来计算桨扇效率随工况和飞行条件的变化(图2)。

2. 膨胀部件内降压比的重新分配 桨扇发动机的喷口始终处于亚临界状态。随着飞行条件和发动机状态变化时, 发动机的总降压比要在高、低压涡轮, 桨扇涡轮以及尾喷管这四个膨胀部件内重新分配。

根据流量连续条件,

$$\bar{\pi}_{TB}^* = [\bar{q}(\lambda_C)]^{\frac{2n}{n+1}}, \quad \bar{\pi}_{TL}^* = [\bar{q}(\lambda_B)]^{\frac{2n}{n+1}}, \quad \bar{\pi}_{TH}^* = [\bar{q}(\lambda_L)]^{\frac{2n}{n+1}} \quad (9)$$

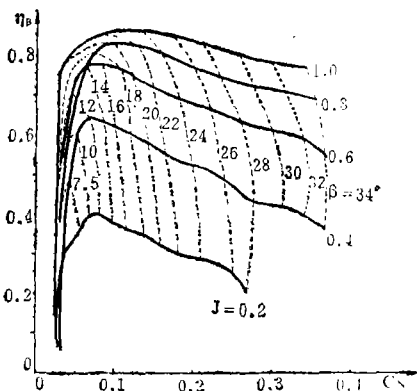


图1 $\eta_B = f(C_N, J)$ 曲线族

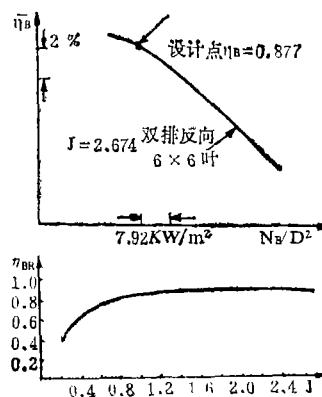


图2 桨扇效率曲线

式中 参数上带“ $\sim$ ”的为与设计值相比的相对值, $q(\lambda_C)$, $q(\lambda_B)$ 和 $q(\lambda_L)$ 分别为喷口、桨扇涡轮和低压涡轮喉部的相对密流, n 为多变膨胀指数。

根据压力平衡关系, 相对总增压比等于相对总降压比

$$\bar{\pi}_{K_s}^* = \bar{\pi}_C^* \bar{\pi}_{TB}^* \bar{\pi}_{TL}^* \bar{\pi}_{TH}^* \quad (10)$$

另外, 喷管降压比 π_C^* 与 $q(\lambda_C)$ 之间存在着气动函数关系

$$q(\lambda_C) = f(\pi_C^*) \quad (11)$$

各个涡轮之间也存在类似的实验关系^[2]

$$q(\lambda_B) = f(\pi_{TB}^*), \text{ 和 } q(\lambda_L) = f(\pi_{TL}^*) \quad (12)$$

由上列(9)~(12)七个关系式可解得 $\bar{\pi}_C^*$, $\bar{\pi}_{TB}^*$, $\bar{\pi}_{TL}^*$, $\bar{\pi}_{TH}^*$, $\bar{q}(\lambda_C)$, $\bar{q}(\lambda_B)$ 和 $\bar{q}(\lambda_L)$ 等七个变量。图3即为解得的四个膨胀部件内降压比重重新分配的曲线。该曲线具有一定通用性。

3. 高、低压转子匹配参数求定 当已知调节规律及高、低压压气机特性或这些部件的近似统计特性之后, 可用和双轴涡轮发动机相类似的方法计算高、低压转子匹配点的参数。

4. 非设计性能预测 利用上面建立的气动关系和计算步骤, 对一台地区性客机所用的桨扇发动机计算了设计性能和非设计性能。图4为不同高度上推力和耗油率随马赫数的关系曲线。随着马赫数增大, 推力下降, 耗油率增大。所以, 桨扇发动机的设计点要选在高空巡航马赫数上。图5所示为海平面上各种不同机场温度情况下的起飞性能。热天条件下推力减小, 耗油率略为增加。

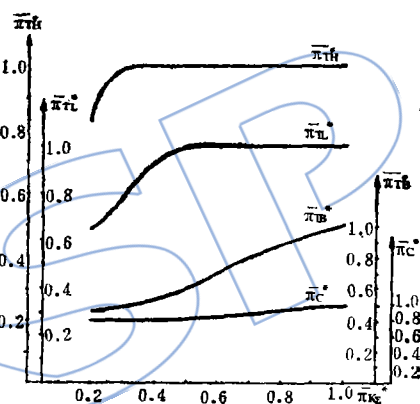


图3 降压比分配曲线

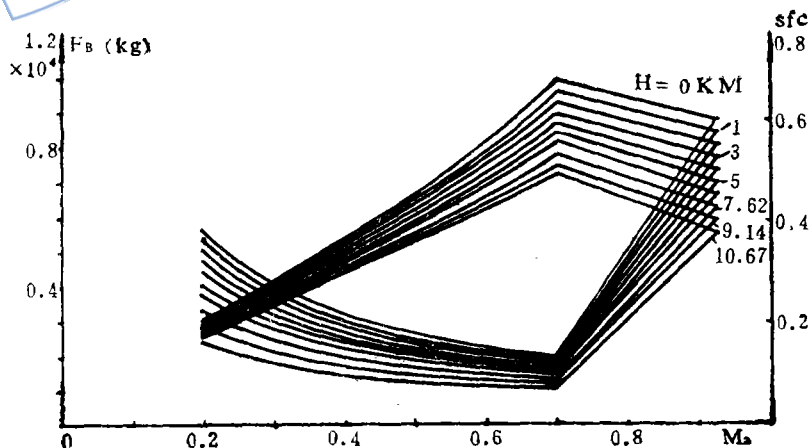


图4 飞行特性

图 6 为 $H = 0$, $Ma = 0.05$ 条件下的转速特性。随转速降低, 总增压比 $\pi_{K\Sigma}^*$ 一直下降; T_3^* 先降而后又重新有所增高, 在相对转速 $n = 0.87$ 时达最低值; 推力下降; 耗油率升高。

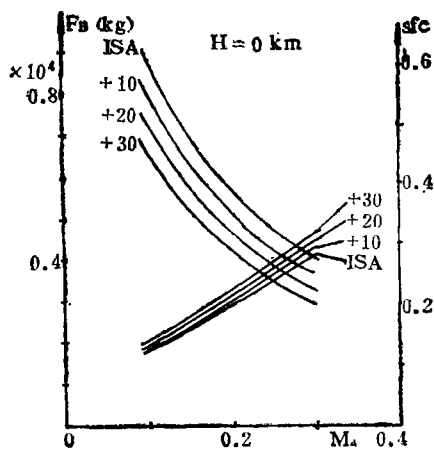


图 5 不同机场温度下的起飞性能

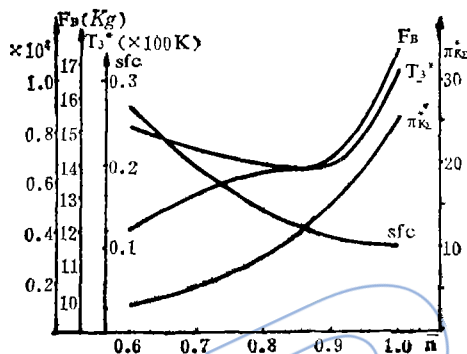


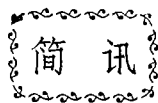
图 6 $H = 0$ 和 $Ma = 0.05$ 时的转速特性

四、简短结论

1. 桨扇和桨扇发动机的设计点应选为高空巡航马赫数。
2. 桨扇效率对发动机性能影响极大, 为计及桨扇效率的变化, 可用本文提出的将桨扇效率特性缩简为 $\eta_B = f(N_B/D^2)$ 和 $\eta_{BR} = f(J)$ 两组曲线的方法。
3. 膨胀部件内降压比的重新分配是桨扇发动机非设计性能预测的特点之一, 本方法计算得出的降压比分配曲线具有通用性。

参考文献

- [1] Gatzert, B.S., Reynolds, C.N., "Single and Counter Rotation Prop-Fan Propulsion System Technologies and Tradeoffs", ICAS Proceedings, 1984.
- [2] A.П. 克莱什金著, 秦鹏译, "喷气发动机原理", 国防工业出版社, p.348, 1977.



1989年将召开国际燃气轮机学术会议

中国航空学会与美国机械工程师学会燃气轮机分会将于1989年9月再次在我国联合召开国际燃气轮机学术会议暨展览会。中国航空学会动力专业委员会为了组织好国际会议征文工作, 已向所属学组发出通知, 要求开好明年各学组的学术交流会议, 为国际会议提供高质量的学术论文。

(朱行健)

ON AEROELASTICITY AND AEROACOUSTICS OF PROPFAN

Sun Xiaofeng and Hu Zongan

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Aeroelasticity and aeroacoustics of propfan are two keys to development of propfan. The achievements in researches on these subjects are reviewed with the emphasis on the theoretical models and the related numerical techniques. Some comments and proposals for further researches on them are presented.

PERFORMANCE PREDICTION OF A PROPFAN

Tang Diyi

(Northwestern Polytechnical University)

Liu Yumin

(Yanliang Aircraft Institute)

Abstract

The airplane/engine performance matching of a propfan requires that the engine performances are evaluated over the entire range of Mach numbers and altitudes. The problem of the critical engine sizing requirements is considered firstly, an aerodynamic model is then provided to estimate the propfan efficiency trend and to determine the pressure drop in each expansion unit under the off-design conditions. Based on this model, two curves, $\bar{\eta}_B = f(\text{SHP}/D^2)$ and $\eta_{BR} = f(J)$, are recommended to reduce the propfan efficiency map, and a redistribution curve of the generalized pressure ratio over each expansion unit is obtained. According to these curves the off-design performances of a propfan, inclusive of the flight, take-off, and throttle characteristics, are predicted.

AERODYNAMIC AND ACOUSTIC OPTIMIZATION IN PROPFAN DESIGN

Zhu Nianguo and Chen Maozhang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Integrated design is the main feature of advanced propfan design. From this point of view, methods adopted for aerodynamic and acoustic design of propfan are reviewed, comments on their application in propfan optimization are made, principles of selecting design parameters, such as power loading, number of blades, blade tip speed, airfoil section and shape of nacelle, are considered. The main objects of aerodynamic and acoustic optimization and the possible performance improvements obtained from the optimization are pointed out. The