

桨扇发动机性能仿真建模与初步分析

Performance Simulation and Analysis of a Prop-Fan Engine

孙立业 / 中航工业沈阳发动机设计研究所 朱大明 / 中国轻型燃气轮机开发中心

摘要: 为了获得更高的推进效率和更低的耗油率及CO₂排放, 本文采用变定压比热的方法建立了桨扇发动机的性能仿真模型, 计算和分析了设计点飞行高度、飞行马赫数、动力涡轮膨胀比和桨扇效率变化对发动机设计性能的影响。

关键词: 桨扇发动机; 设计点; 总体性能

Keywords: prop-fan engine; design point; performance

0 引言

自桨扇发动机的概念出现以来, 它就以高燃油效率吸引着航空界的目光。上世纪70年代, 由于石油危机出现, 国外各大航空机构开始研究桨扇发动机, 80年代中期达到高潮。美国GE公司和艾利逊公司的桨扇发动机完成了全尺寸的飞行试验。但是由于噪声、安装和安全性等诸多问题, 目前世界上只有乌克兰的D-27桨扇发动机投入了使用。近年来, 随着对经济性要求的提高以及更严格的排放法规的出台, 桨扇发动机以较高的推进效率, 较低的油耗和CO₂排放, 再一次成为经济环境友好型发动机的典型代表, 具有很强的竞争优势。本文仅从性能上, 对桨扇发动机进行初步计算与分析。

1 桨扇发动机设计点选取

桨扇发动机主要用于运输机, 所以起飞和巡航是主要工作状态。根据使用和适航要求, 起飞主要确保推力达标和噪声达标。桨扇发动机的主要优势是耗油率低, 所以应该把设计点放在飞行时间最长的航段中, 以使整个航程的轮挡

燃油消耗最少。对于不同涵道比的分开排气涡扇发动机, 随着飞行马赫数增加, 推力下降。涵道比越大, 推力下降越快。桨扇发动机相当于超高涵道比分开排气涡扇发动机, 其当量涵道比一般在35以上, 推力随飞行马赫数增加下降很快。所以设计点应该选择巡航的工作状态, 可兼顾地面起飞推力达标。

桨扇飞机飞行时, 桨扇发动机循环有效功率绝大部分传递给桨扇叶片, 只有很小部分用于增加通过核心机气流的动能。喷气推力与桨扇拉力相比也较小。所以在推进效率计算时, 喷气动能有效功率和喷气推力通常可以忽略, 桨扇发动机推进效率近似等于桨扇的效率, 桨扇设计点与发动机设计点一致, 使桨扇效率在主要飞行范围内尽量保持较高水平。

2 桨扇发动机性能模型初步研究

2.1 气体热力性质求解模型

从空气进入核心机到燃气喷出, 流经核心机的气体工质其成分和温度都发生变化, 为准确计算发动机性能, 下面给出主要气体热力性质函数(定压比热 c_p 、

焓 H 、熵 s 、气体常数 R 、气体绝热指数 k)的算法。

$$c_p = \frac{1}{1+f} \left(\sum_{i=1}^8 a_i T^{i-1} + f \sum_{i=1}^8 b_i T^{i-1} \right) \quad (1)$$

$$H = \frac{1}{1+f} \left(\sum_{i=1}^9 c_i T^{i-1} + f \sum_{i=1}^9 d_i T^{i-1} \right) \quad (2)$$

$$s = \frac{1}{1+f} \left[\sum_{i=1}^9 e_i T^{i-1} + e_9 \ln T + f \left(\sum_{i=1}^9 g_i T^{i-1} + g_9 \ln T \right) \right] - R \ln \left(\frac{p}{p_{sl}} \right) \quad (3)$$

$$R = \frac{A}{B+C \cdot f} \quad (4)$$

$$k = \frac{c_p}{c_p - R} \quad (5)$$

上述各个公式中的 a 、 b 、 c 、 d 、 e 和 g 均为不同的多项式系数, A 、 B 、 C 为不同的常数; f 为油气比, T 是温度, p_{sl} 是标准大气压。

2.2 变定压比热方法计算各个部件出口气流参数

在性能模型中, 需要沿发动机流路依次计算各个部件出口气流参数。桨扇发动机各个气动热力计算截面及主要参数计算过程可以参考图1和表1。

表1中, σ_i 为自由流截面到压气机进口截面的总压变化系数, H 为焓, π 为压比, η 为效率, L 为功, H_{fuel} 为燃油热值, σ_{Noz} 为喷管总压损失, v 为速度; 下脚标 ad 为等熵过程, hpc 为压气机, $Burn$ 为燃烧室, HPT 为涡轮, PWT 为动力涡轮, Noz 为喷管, S 为静参数, PF 为桨扇。

由以上计算公式和过程, 可得桨扇发动机单位推力 F_s 和耗油率 sfc 。桨扇发动机单位推力包括喷管喷气反作用

单位推力和桨扇产生的单位推力, 具体计算方法如下。耗油率计算方法与常规涡喷涡扇发动机相同^[1]。

$$F_s = \left[(1 + f_{burn}) v_9 - v_0 \right] + \left[(1 + f_{burn}) c_{pg} (T_6 - T_5) \frac{\eta_{PF}}{v_0} \right] \quad (6)$$

3 设计点性能计算分析

3.1 动力涡轮膨胀比的影响

动力涡轮膨胀比是桨扇发动机比

较重要的设计参数之一, 动力涡轮用于驱动桨扇, 动力涡轮膨胀比变化代表发动机输给桨扇功的变化, 即为发动机有效循环功在桨扇和通过发动机气流之间分配的变化。图2和图3为不同设计高度和不同设计马赫数条件下, 动力涡轮膨胀比变化对单位推力和耗油率的影响。

由图2和图3可见, 存在最佳动力涡轮设计膨胀比 π_{PWT_OPT} , 对应最大的单位推力和最小的耗油率。在动力涡轮设计膨胀比和设计飞行马赫数相同的情

表1 桨扇发动机主要参数热力计算简要过程

部件名称	主要参数计算简要过程
桨扇后进气道	$T_2 = T_0$ $P_2 = P_0 \sigma_i$
压气机	$T_2 \xrightarrow{\text{等熵压缩}} T_{2ad} \rightarrow H_{3ad} \xrightarrow{\eta_{hpc}} H_3 \rightarrow T_3$ $P_3 = P_2 \cdot \pi_{hpc}$
燃烧室	$f_{Burn} = \frac{H_4 - H_3}{H_{fuel} \eta_{Burn} - H_4}$
涡轮	$H_4 \xrightarrow{L_{HPT}} H_5 \rightarrow T_5$ $f_{HPT} \xrightarrow{\eta_{HPT}} L_{HPT, ad} \rightarrow H_{5ad} \rightarrow T_{5ad} \xrightarrow{\text{焓函数}} \pi_{HPT}$ $P_5 = \frac{P_4}{\pi_{HPT}}$
动力涡轮	$P_6 = \frac{P_5}{\pi_{PWT}}$ $T_6 = T_5 \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{PWT}^{\frac{k_p-1}{k_p}}} \right) \eta_{PWT} \right]$
内涵喷管	$T_9 = T_6; P_9 = P_6 \sigma_{Noz}$ $P_9 \xrightarrow{\text{比较临界压比与实际压比}} P_{S9} \rightarrow T_{S9} \rightarrow H_{S9} \xrightarrow{H_9} v_9$
桨扇	η_{PF}

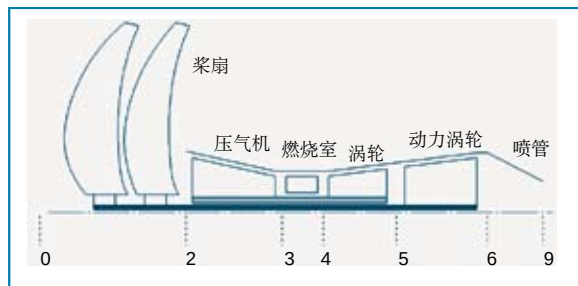


图1 桨扇发动机气动热力计算各个截面及符号

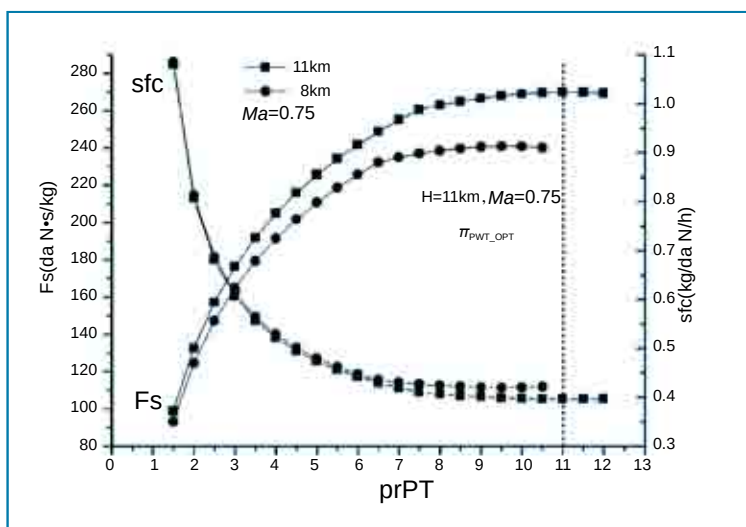


图2 动力涡轮膨胀比对单位推力和耗油率的影响（不同设计高度）

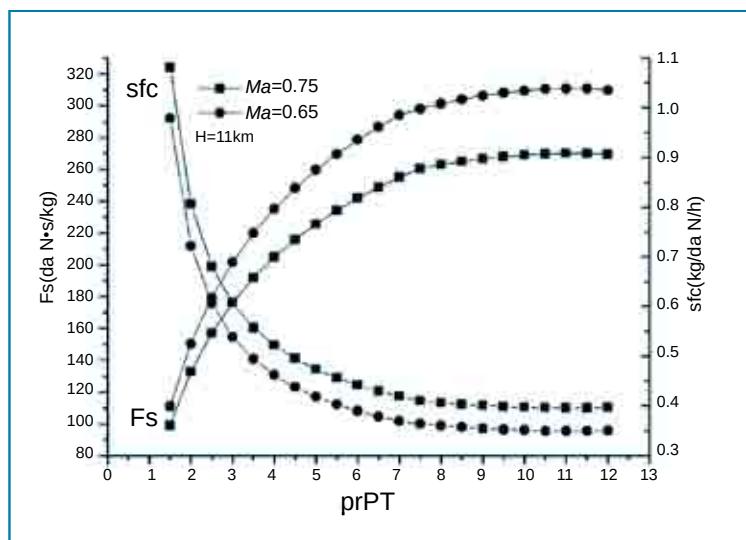


图3 动力涡轮膨胀比对单位推力和耗油率的影响（不同设计马赫数）

况下,设计飞行高度低则发动机在设计点单位推力小,耗油率大。在动力涡轮设计膨胀比和设计飞行高度相同的情况下,设计飞行马赫数小则发动机在设计点单位推力大,耗油率低。

桨扇发动机主要用于常规速度的中途运输飞行。安装桨扇发动机的运输机,载重量要求较高,主要优点是常规飞行速度下,较大的载重量却对应较小的燃油消耗量。所以在没有特殊要求的情况下,在11km以下的范围内,应尽量选择高的设计飞行高度和小的设计飞行马赫数,有利于发挥其优势。在技术条件许可、综合考虑整机推重比和可靠性的情况下,应尽量选择最佳的动力涡轮设计膨胀比,以获得更好的经济效益。

3.2 桨扇效率的影响

桨扇效率对发动机整体性能影响很大,如式(7):

$$\eta_{PF} = \frac{F_{PF} v_0}{N_{PF}} = \frac{C_F}{C_N} \left(\frac{v_0}{n_s D} \right) = \frac{C_F}{C_N} J \quad (7)$$

式中, F_{PF} 为桨扇推力, v_0 为飞行速

度, η_{PF} 为桨扇功率, C_F 为推力系数, C_N 为功率系数, J 为前进比, n_s 为桨扇转速 (r/s), D 为桨扇直径。

桨扇的推力系数和功率系数都是桨叶角 β 的单变量函数, 即一个 β 对应一个 C_F 和 C_N 。故桨扇效率为桨叶角和前进比的函数, 即 $\eta_{PF} = f(\beta, J)$ 。图4为某型桨扇的一般特性^[3], 其中当 $J > 1$ 时, 其曲线与 $J = 1.0$ 的曲线具有相似性。不同 J 对应的最大 η_{PFmax} 可以参考图5^[3]。

由图4可知, 在等前进比的情况下, 随着桨叶安装角度增大, 桨扇效率减小。前进比越大, 相同的桨叶安装角增大量 $\Delta\beta$ 对应的桨扇效率减少量 $\Delta\eta_{PF}$ 越小。即随着前进比增加, 桨扇效率受桨叶安装角影响变小, 图4所示的效率特性曲线会在桨扇效率较高处变得比较密集。故桨扇设计点效率应选择在前进比较大的状态, 即使当桨扇在非设计状态工作时, 桨扇效率也会较多地维持在一个较好的水平。

若设计点前进比固定, 桨叶安装角度增大则桨扇效率减小, 桨扇发动机推力减小。为了达到设计推力, 则需要增加动力涡轮膨胀比, 增加了动力涡轮设计负荷。

若设计点桨叶安装角度固定, 设计前进比减小也会引起桨扇效率减小, 而且相同的百分比变化量, $\Delta J\%$ 比 $\Delta\beta\%$ 引起的桨扇效率减少量 $\Delta\eta_{PF}$ 更大, 同样增加了动力涡轮的设计负荷。

动力涡轮设计负荷增加, 会引起动力涡轮级数、强度和气动热设计的变化, 对桨扇发动机整机重量、推重比、安全性、可靠性和维修性产生不利影响。

4 结束语

2006年以来, 一些世界著名航空发动机研发机构先后宣布将研究新型桨扇发动机作为下一代窄体客机的动力装置

的候选方案^[4]。桨扇发动机以较好的推进性和经济性, 再一次成为航空发动机的研究热点。

本文以一个用单轴涡喷发动机为核心机、动力涡轮带动前置桨扇叶片 of 桨扇发动机为研究对象, 对总体性能进行了初步计算与分析。在确定设计点飞行条件、建立性能模型之后, 对设计点飞行高度、飞行马赫数、动力涡轮膨胀比和桨扇效率变化对发动机设计性能的影响进行了计算与分析。简要结论为:

- 1) 设计点应选在巡航状态。
- 2) 存在最佳动力涡轮膨胀比 π_{PWT_OPT} 对应最大 F_s 和最小 sfc 。
- 3) 高设计飞行高度 H 和低飞行马赫数 Ma 有利于增加 F_s 和减小 sfc 。
- 4) 较大的设计前进比 J 对应较高的桨扇效率 η_{PF} 。
- 5) 存在最佳桨扇安装角 β 对应最大桨扇效率 η_{PF} 。

AST

参考文献

- [1] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001: 66-70.
- [2] 唐狄毅, 刘育敏. 桨扇发动机性能预测 [J]. 航空动力学报, 1987, 2(4): 303-306.
- [3] Galzen B S. Single and counter rotation prop-fan system technologies and tradeoffs [R]. ICAS Proceedings, 1984.
- [4] 胡晓煜. 开式转子发动机 B737/A320 的后继动力 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 61-62.

作者简介

孙立业, 高级工程师, 从事航空发动机总体设计工作。

朱大明, 工程师, 从事航空发动机总体设计工作。

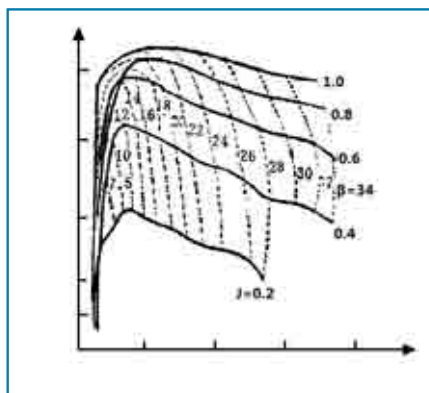


图4 某桨扇的一般特性

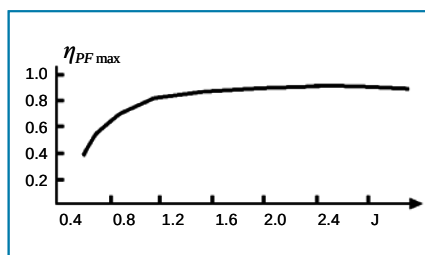


图5 某桨扇最大效率随前进比的变化