

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2023.02.011

运输类飞机辅助燃油系统转输参数权衡分析

宋 杨* 刘德刚

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 在保持原有的设计架构尽可能不变的情况下, 运输类飞机可通过增加辅助燃油箱来实现短期内快速增程的目的, 以达到大航程、长航时的设计目标, 同时后续可作为多类特种飞机的改装平台。由于辅助燃油系统并不直接向发动机供油, 而是在巡航阶段将燃油转输至基本型燃油箱内, 因此在早期运输类飞机辅助燃油箱系统架构设计阶段, 需尽早确定辅助燃油箱到基本型燃油箱的转输参数与转输策略, 以便作为输入开展系统架构的权衡与多轮迭代。参考已有运输类飞机设计工程经验, 通过对不同权衡方案进行对比分析, 给出了在当前某型飞机辅助燃油箱最大设计载油量条件下的燃油转输速率和转输策略, 同时考虑了最大载油量变化对分析结果的影响。研究形成的分析思路和方法对其余运输类飞机辅助燃油系统的设计具有一定的参考。

关键词: 运输类飞机; 辅助燃油箱; 转输参数; 转输策略

中图分类号: V271.2

文献标识码: A



OSID:

0 引言

运输类飞机辅助燃油箱指的是在原型飞机基本型燃油箱外附加燃油箱或燃油箱组, 辅助燃油箱通常加装在客舱或者货舱, 用于存储额外燃油以实现增加飞机航程的目的^[1]。辅助燃油箱通常作为基本型燃油箱的备份方式, 对于短航程来说, 加装辅助燃油箱的运输类飞机即使辅助燃油箱内不装载燃油, 也应是飞行安全的^[2]。

辅助燃油系统通常在飞机的巡航阶段将辅助燃油箱中的燃油转输到基本型燃油箱内, 而并不直接向发动机供油^[3]。加装辅助燃油箱系统后的飞机可广泛应用在公务机^[4]、反潜机^[5]、加油机^[6]以及预警机^[7]等特殊用途飞机, 市场前景广阔。当前国外运输类飞机的辅助燃油系统设计较为成熟, 而国内在此方面的研究很少, 特别是尚无加装辅助燃油箱的国产民用飞机交付航线运营^[8]。

在早期运输类飞机型号研制阶段, 需尽可能早

地确定所必须的燃油转输参数及相关转输策略, 以作为后续系统架构设计、安装方案^[9]确定和进一步优化的迭代输入。

1 方法简介

运输类飞机辅助燃油系统转输策略主要包括目标油箱、转输速率、开始转输时基本型燃油箱油量、停止转输时基本型燃油油量以及发动机转输引气压力(主要转输方案为客舱增压引气方式^[10], 备份转输方式为发动机引气方式)。综上, 本文对某型运输类飞机辅助燃油箱系统转输性能参数进行权衡分析。

1.1 假设和简化

- 将引气增压转输视为稳态过程;
- 认为油箱并联转输能力足够;
- 忽略飞机姿态、重心对增压转输的影响, 忽略管路流动损失, 通过伯努利方程可推导出燃油转输流量同辅助燃油箱与基本型燃油箱之间的压差关系, 如式(1)所示。

* 通信作者。E-mail: songyang1@comac.cc

引用格式: 宋杨, 刘德刚. 运输类飞机辅助燃油系统转输参数权衡分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(2): 64-69. SONG Y, LIU D G. Trade-off analysis of transfer parameters in auxiliary fuel system of transport aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(2): 64-69(in Chinese).

$$\frac{FF_1}{FF_2} = \sqrt{\frac{\Delta P_1}{\Delta P_2}} \quad (1)$$

式中, FF_1 表示工况 1 的转输流量; FF_2 表示工况 2 的转输流量; ΔP_1 表示工况 1 辅助燃油箱与基本型燃油箱之间的压差; ΔP_2 表示工况 2 辅助燃油箱与基本型燃油箱之间的压差。

1.2 设计输入和限制

1.2.1 增压转输设计点

1) 取运输类飞机典型最大巡航高度 39 800 ft, 此高度下客舱与外界大气压差达到最大, 同时根据某型号飞机发动机油耗数据分析其余飞行高度下的转输情况;

2) 基于发动机巡航状态的油耗来选定设计点转输流量, 转输流量数值应尽可能接近两台发动机的油耗, 以确保辅助燃油系统转输系统在飞行过程中不会频繁地开关, 降低系统可靠性。

1.2.2 客舱引气压力源

运输类飞机不同巡航高度下客舱和基本型燃油箱的典型压差如表 1 所示。

表 1 不同飞行高度下客舱和基本型燃油箱压差

飞行高度/ft	大气压力/mbar	压差/bar
39 800	190.04	0.570
39 000	197.46	0.570
34 000	250.64	0.557
27 000	344.86	0.512

1.2.3 发动机引气压力源

当客舱引气不可用或压力不足时, 可通过发动机引气作为增压转输的气源。发动机引气压力不应过高, 以避免对发动机工作造成影响, 此处分析了 4 psid、5 psid、6 psid、7 psid 的不同场景。

1.2.4 转输流量和转输管路管径

转输管径可采用一维流体仿真软件 AMESim 进行建模, 忽略辅助燃油箱转输管路入口和基本型燃油箱转输管路出口的具体布置差异, 可计算出不同转输管径情况下的流量。客舱引气分析结果参见表 2, 发动机在 4 psid 引气压力分析结果参见表 3, 其余压力下分析结果可同理得出。

综合表 2 和表 3 结果, 可发现采用管径为 1.00 in 的转输管路即可满足某型运输类飞机不同巡航高度下发动机的耗油需求, 若考虑辅助燃油系统管路

及部件流阻, 则转输管路管径可增加至 1.25 in。

表 2 不同管径客舱引气条件下的转输流量

不同巡航高度下的转输流量/(kg·min ⁻¹)				
转输管径/in	39 800/ft	39 000/ft	34 000/ft	27 000/ft
1.50	210.55	210.46	207.55	198.57
1.25	141.22	141.21	139.49	133.64
1.00	83.09	83.09	82.11	78.63

表 3 不同管径发动机引气条件下(4 psid)的转输流量

不同巡航高度下的转输流量/(kg·min ⁻¹)				
转输管径/in	39 800/ft	39 000/ft	34 000/ft	27 000/ft
1.50	152.60	154.44	166.77	185.72
1.25	99.82	101.06	109.57	123.28
1.00	58.22	58.95	64.04	72.26

1.2.5 辅助燃油箱最大载油量

取该型号辅助燃油箱最大载油量 12 t 和 18 t 作为转输参数权衡输入。

1.2.6 转输开始和停止时基本型燃油箱油量

1) 为确保辅助燃油箱中的燃油在巡航阶段可尽早地被使用, 故将该型基本型燃油箱油量从 75% 开始转输, 并按照 500 kg 的油量递增;

2) 停止转输时的基本型燃油箱燃油量, 需要保证转输切断失效等各种情况下, 辅助燃油系统的工作不对基本型燃油箱结构造成不良影响, 同时不能导致 NACA 通气口出现溢油, 故保守选取 12 000 kg、11 500 kg 和 11 000 kg 作为停止燃油转输时的基本型燃油箱载油量上限值进行权衡分析。

2 计算分析思路

对某型号运输类飞机辅助燃油系统转输参数按下述思路开展:

1) 在辅助燃油转输设计点及其余巡航高度下给定不同的开启/停止转输的策略, 形成计算输入参数矩阵, 参数包括:

a) 辅助燃油系统设计点转输流量选为 30 ~ 60 kg/min, 其余飞行高度及引气压力条件下的等效转输流量可通过 1.1 小节中伯努利方程进行等效换算;

b) 开启转输时的基本型燃油箱油量: 基于 1.2.6 节的分析, 选取 9 000~11 500 kg 作为计算输入;

c) 停止转输时的基本型燃油箱油量: 基于 1.2.6 节的分析, 选取 11 000~12 000 kg 作为计算输入。

d) 综上, 相关计算可归纳为表 4 中所示的 6 个工况。

表 4 计算工况说明

工况	辅助燃油箱 总油量/kg	开启转输时 基本型燃油 箱油量/kg	停止转输时 基本型燃油 箱油量/kg
工况 1	18 000	9 000~11 500	12 000
工况 2	18 000	9 000~11 000	11 500
工况 3	18 000	9 000~10 500	11 000
工况 4	12 000	9 000~11 500	12 000
工况 5	12 000	9 000~11 000	11 500
工况 6	12 000	9 000~10 500	11 000

2) 基于以上计算输入参数矩阵, 在每个工况下, 进行如下条件的子工况分解:

a) 使用客舱引气进行转输, 分析巡航高度分别为 39 800 ft、39 000 ft、34 000 ft 和 27 000 ft 条件下的双发正常供油情况;

b) 使用客舱引气进行转输, 分析巡航高度分别为 39 800 ft、39 000 ft、34 000 ft 和 27 000 ft 条件下的单发正常供油情况;

c) 使用发动机引气进行转输, 分析在发动机引气和基本型燃油箱压差为 4 psid 的条件下, 不同巡航高度下双发正常供油情况;

d) 使用发动机引气进行转输, 分析在发动机引气和基本型燃油箱压差 5 psid、6 psid 和 7 psid 条件下, 不同巡航高度下的双发正常供油情况;

e) 使用客舱引气进行转输, 分析在巡航高度为 39 800 ft 条件下单发和双发正常供油时切断失效的情况。

参考已有运输类飞机型号设计经验, 如果发生燃油转输切断失效, 则会导致辅助燃油转输过程无

法切断, 最终导致基本型燃油箱油箱压力超过结构限制值, 可能导致灾难性事故发生。因此, 运输类飞机发生切断失效的工况可定义为: 在燃油转输速率高于飞机发动机油耗的情况下, 当基本型燃油箱达到开始燃油转输后的最大载油量, 无法切断转输时, 飞机按照该飞行阶段的最小油耗运行 1 小时, 观察基本型燃油箱油量是否会超出最大限制。

3) 在所有的计算结果中, 除了原有的计算边界条件限制外, 还应从以下角度综合考虑, 选出较优的开启/停止转输的策略:

a) 安全飞行的角度, 确保正常情况下辅助燃油箱内的可用燃油应先于基本型燃油箱耗尽;

b) 转输开启/停止次数不宜过多, 避免切断阀等的频繁开闭影响设备的寿命;

c) 转输速率不宜过大, 以尽可能减小对飞机重心的影响;

d) 转输持续的总时间不宜过长。

3 计算结果展示

以工况 1 和工况 3 为例, 分析结果参见图 1 和图 2, 每个框格代表一种权衡的转输方案, 不同颜色表示该方案可行与否, 其中红色表示该方案不可行; 绿色表示该方案可行; 黄色表示该方案可行, 但转输过程中需停止。由图 1 可知, 此工况下由于单发工作引气和发动机引气 (4 psid) 的分析结果影响, 无最优解。由图 2 可知, 此工况下存在最优解, 但此方案下发动机引气压力至少需达到 5 psid, 最优方案参见图中棕色标注。

按照同样的分析方法, 对其余工况进行分析, 同时将最终的转输参数权衡结果进行汇总, 汇总结果参见表 5。

由表 5 可知, 工况 1、2、4、5 不存在最优转输方案, 工况 3、6 存在最优转输方案, 最优方案表明, 对该型号运输类飞机, 最优燃油转输流量为 50 kg/min, 开启转输时的基本型燃油箱油量为 10 500 kg, 停止转输时的基本型燃油箱油量为 11 000 kg, 二者所形成的最优转输策略仅对发动机引气条件下的最低压力需求有所差异, 这种差异是由于辅助燃油箱最大设计载油量的不同造成转输时间变化所引起的, 且差异并不明显。

表 5 某型飞机辅助燃油箱权衡结果汇总

工 况	是否存在最优方案	最优方案
工况 1	否	—
工况 2	否	—
工况 3	是	1. 转输流量为 50 kg/min; 2. 开启转输时的基本型燃油箱油量为 10 500 kg; 停止转输时的基本型燃油箱油量为 11 000 kg; 3. 发动机引气压差需达到 5 psid。
工况 4	否	—
工况 5	否	—
工况 6	是	1. 转输流量为 50 kg/min; 2. 开启转输时的基本型燃油箱油量为 10 500 kg; 3. 停止转输时的基本型燃油箱油量为 11 000 kg; 4. 发动机引气压差需达到 4 psid。

转输速率/ (kg · min ⁻¹)	起始载 油量/ kg	停止载 油量/ kg	巡航高度/ft																			
			客舱引气，双发工作					客舱引气，单发工作					发动机引气，压差4 psid				发动机引气， 压差5 psid		发动机引， 压差6 psid		发动机引气， 压差7 psid	
			39 800	39 000	34 000	27 000	切断 失效	39 800	39 000	34 000	27 000	切断 失效	39 800	39 000	34 000	27 000	34 000	27 000	34 000	27 000	34 000	27 000
30	9 000	12 000																				
	9 500	12 000																				
	10 000	12 000																				
	10 500	12 000																				
	11 000	12 000																				
35	9 000	12 000																				
	9 500	12 000																				
	10 000	12 000																				
	10 500	12 000																				
	11 000	12 000																				
40	9 000	12 000																				
	9 500	12 000																				
	10 000	12 000																				
	10 500	12 000																				
	11 000	12 000																				
45	9 000	12 000																				
	9 500	12 000																				
	10 000	12 000																				
	10 500	12 000																				
	11 000	12 000																				
50	9 000	12 000																				
	9 500	12 000																				
	10 000	12 000																				
	10 500	12 000																				
	11 000	12 000																				
55	9 000	12 000																				
	9 500	12 000																				
	10 000	12 000																				
	10 500	12 000																				
	11 000	12 000																				
60	9 000	12 000																				
	9 500	12 000																				
	10 000	12 000																				
	10 500	12 000																				
	11 000	12 000																				
此方案基本不可行，单发切断失效工况过于严苛																						

图 1 工况 1 转输参数权衡分析结果

转输速率/ (kg · min ⁻¹)	起始载 油量/kg	停止载 油量/kg	巡航高度/ft																			
			客舱引气, 双发工作					客舱引气, 单发工作					发动机引气, 压差4 psid				发动机引气, 压差5 psid		发动机引气, 压差6 psid		发动机引气, 压差7 psid	
			39 800	39 000	34 000	27 000	切断 失效	39 800	39 000	34 000	27 000	切断 失效	39 800	39 000	34 000	27 000	34 000	27 000	34 000	27 000	34 000	27 000
30	9 000	11 000																				
	9 500	11 000																				
	10 000	11 000																				
	10 500	11 000																				
35	9 000	11 000																				
	9 500	11 000																				
	10 000	11 000																				
	10 500	11 000																				
40	9 000	11 000																				
	9 500	11 000																				
	10 000	11 000																				
	10 500	11 000																				
45	9 000	11 000																				
	9 500	11 000																				
	10 000	11 000																				
	10 500	11 000																				
50	9 000	11 000																				
	9 500	11 000																				
	10 000	11 000																				
	10 500	11 000																				
55	9 000	11 000																				
	9 500	11 000																				
	10 000	11 000																				
	10 500	11 000																				
60	9 000	11 000																				
	9 500	11 000																				
	10 000	11 000																				
	10 500	11 000																				

此方案有最优方案

图 2 工况 3 转输参数权衡分析结果

4 结论

本文以某型运输类飞机辅助燃油系统为例,对燃油转输参数进行了权衡分析,获得了合适的燃油增压转输方案。对该型号飞机辅助燃油系统,建议采用的开启/停止转输的策略如下:

- 1) 选取 50 kg/min 左右作为燃油转输设计点流量;
- 2) 选取 10 500 kg 作为开启转输时的基本型燃油箱油量;
- 3) 选取 11 000 kg 作为停止转输时的基本型燃油箱油量;
- 4) 若辅助燃油箱最大载油量为 18 t,则发动机引气与基本型燃油箱压差最低需达到 5 psid;若辅助燃油箱最大载油量为 12 t,则发动机引气与基本型燃油箱压差最低需达到 4 psid。

本文形成的辅助燃油箱系统转输参数权衡分析方法也可为其余运输类飞机设计提供参考。

参考文献:

- [1] 刘德刚,周宇穗,游胜龙. 民用飞机辅助燃油系统研究[J]. 装备制造技术, 2014(9): 156-158.

- [2] FAA. Auxiliary fuel system installations: AC25-8[S]. U. S. :Federal Aviation Administration, 2006.
- [3] 姚莉君. 民用飞机辅助燃油箱系统燃油转输油出口位置研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(3): 49-55.
- [4] 王畅. 浅谈 BBJ 公务机辅助燃油系统的维护[J]. 航空维修与工程, 2020(1): 69-71.
- [5] 天一. 对运-8 改中国岸基巡逻机的探讨[J]. 舰载武器, 2006(1): 22-30;8.
- [6] 陈新能. 空中加油机的发展[J]. 航空工业经济研究, 2007(2): 16-22.
- [7] 赵学训. 预警机的开发策略[J]. 航空科学技术, 1999(3): 20-22.
- [8] 龚昊. 基于差分进化算法的辅助燃油系统燃油转输参数优化[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(4): 1690-1696.
- [9] 姚蔡翔,张剑睿,曹飞龙,等. 关于民用飞机辅助燃油箱安装的研究[J]. 军民两用技术与产品, 2016(24): 9-10;121.
- [10] 龚昊. 并联构型辅助燃油系统性能分析[J]. 科技视界, 2019(11): 7-8;6.

作者简介

宋 杨 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机燃油机械系统设计。E-mail: songyang1@comac. cc

刘德刚 男,高级工程师。主要研究方向:民用飞机燃油系统 和辅助燃油系统设计。E-mail: liudegang@comac.cc

Trade-off analysis of transfer parameters in auxiliary fuel system of transport aircraft

SONG Yang* LIU Degang

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: While maintaining the original design structure as unchanged as possible, the transport aircraft can achieve the rapid range extension in the short term by adding auxiliary fuel tanks, in order to achieve the design goals of large range and long flight time. At the same time, it can serve as a modification platform for multiple types of special aircraft subsequently. Since the auxiliary fuel system does not supply fuel directly to the engine, but transfers fuel to the basic fuel tank during the cruise phase. As the result in the early stage of the design of the auxiliary fuel tank system for transport aircraft, it is necessary to determine the transfer parameters and transfer parameters and strategies from the auxiliary fuel tank to the basic fuel tank as early as possible, in order to use them as inputs to carry out trade-offs and multiple iterations of the system architecture. Reference to the existing experience in the design and engineering of transport aircraft and through the comparative analysis of different trade-off schemes, the fuel transfer rate and related strategy under the condition of the current maximum design fuel capacity of the auxiliary fuel tank of a certain type of aircraft were given in this paper, and the influence of the change of the maximum fuel capacity on the analysis results was also considered. In addition, the analysis methods here have certain reference for the design of other aircraft auxiliary fuel system.

Keywords: transport aircraft; auxiliary fuel tank; transfer parameters; transfer strategy

* Corresponding author. E-mail: songyang1@comac.cc