

# 一种中大型民用飞机液氢燃料供给系统的设计与性能评估

卢家旺 李梦\* 赵欣 王杰 戴泽宇

中国民用航空飞行学院航空工程学院, 四川 广汉 618307

**摘要:** 为应对航空业碳排放问题, 本文旨在设计一种面向中大型民用飞机的液氢燃料供给系统, 并对其运行性能进行系统评估。方法: 系统采用“氦气吹扫-机械增压”耦合架构, 配备高效汽化器实现液氢气化, 并通过模块化管路与冗余控制策略保证供氢可靠性。基于 AMESim 建立多物理场仿真模型, 分析典型飞行工况及异常工况下的动态响应。结果: 仿真显示, 系统在独立供给模式下可稳定输出目标燃料流量, 汽化器出口干度接近 1; 在单发动机故障时, 交输/多发动机模式可维持剩余发动机 50% 额定供氢; 高压段泄漏风险显著, 需重点监控; 采用常压储罐结合 PU 泡沫绝热层可有效降低系统质量。结论: 研究验证了液氢燃料供给系统在满足适航安全前提下可实现高效、稳定供能, 为中大型民用飞机的绿色航空发展提供技术支持。

**关键词:** 民用飞机; 液氢燃料; AMESim; 工作性能仿真; 多工况

## 0 引言

面对航空业碳减排压力, 液氢 ( $\text{LH}_2$ ) 因其高能量密度与零碳排放特性, 被视为最具前景的航空替代燃料。然而, 其极低温 (约  $-253^\circ\text{C}$ ) 与低密度特性对机载储运系统构成严峻挑战。现有研究多集中于小型飞行器, 针对中大型民用飞机的液氢供给系统仍缺乏系统性探索。为此, 本文提出一套面向该类飞机的燃料供给方案, 并通过建模仿真评估其性能。

机载液氢供给系统本质上是涉及两相流的回路, 其任务是将储罐内液态氢转化为气态氢并稳定输送至发动机。按增压方式, 主要形成两种技术路线。早期氦气增压方案通过外部氦气加压储罐并吹扫管路, 但存在操作繁琐、压力波动大等缺陷<sup>[1]</sup>。

氢燃料管路流体特性研究聚焦吹扫置换<sup>[2]</sup>、预冷<sup>[3]</sup>与加注三大环节。吹扫需将管路内杂质降至 ppm 级以防固化堵塞, 目前缺乏全流程动态建模。本研究基于 AMESim 平台建立液氢燃料供给系统多物理场仿真模型, 涵盖储罐、低温管路、泵组及热交换器等核心部件。模型中集成低温流体动力学与多相流机制, 通过模块化方法表征子系统特性。设定起飞、巡航、下降等飞行阶段及外部热入侵、压力波动等异常工况, 开展动态仿真与敏感性分析, 以全面评估方案在典型场景下的性能表现。

## 1 系统设计性能目标

中大型民用飞机液氢燃料供给系统需满足快速加注、燃料独立供给等功能目标。为此, 需先明确系统性能要求, 再通过设计与仿真获

取关键技术。本文以波音 737-800 为应用对象, 该机配装两台涡扇发动机, 以 Jet A-1 煤油为基准燃料 (低热值  $43.0 \text{ MJ/kg}$ ), 氢热值为  $140 \text{ MJ/kg}$ , 热值比 0.3071。根据飞行任务剖面 (地面滑行、起飞、爬升、巡航、下降等), 基于波音 737-800 双发煤油消耗量推算出液氢消耗量, 作为最低标准, 指导后续供给系统设计。

## 2 系统设计方案

在参考国外氢能飞机的燃料供给系统的基础上, 采用以氦气吹扫置换、电动泵输送液氢燃料的系统方案。按功能将管路分为左/右发供油管路、交输管路和排气管路, 泵、阀、传感器位置相应布置。为考察管径对动态响应的影响, 预设四种内径方案 (Case1:  $25.4 \text{ mm}$ 、Case2:  $35 \text{ mm}$ 、Case3:  $40 \text{ mm}$ 、Case4:  $50 \text{ mm}$ ), 阀门最大开度水力直径与之相等。

汽化器上游管路包裹绝热材料, 下游及汽化器本身采用单层 AISI316 管 (等效容积  $0.1 \text{ m}^3$ , 效率 100%, 对应内径  $113 \text{ mm}$ /长  $10 \text{ m}$ )。环境边界: 上游外侧温度  $20^\circ\text{C}$ 、风速  $0.1 \text{ m/s}$ ; 下游风速  $50 \text{ m/s}$ 、相对湿度 40%。汽化后氢气无需保温, 可利用自然对流升温以减轻下游加热压力。

## 3 系统建模仿真分析

基于 AMESim 系统仿真平台对液氢燃料供给系统进行建模, 如图 1。结合一次典型的飞行任务过程: 地面慢车、起飞-爬升、巡航、空中慢车, 对液氢燃料供给系统响应特性进行分析。

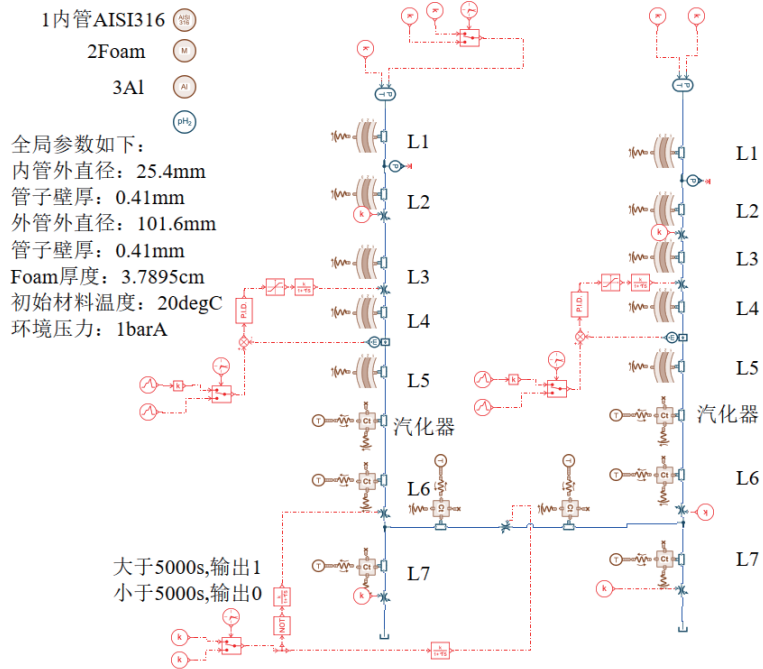


图1 AMESim建模程序总体情况图

3.1 独立供给工况系统响应特性

设定所有泵出口的压力维持在 3.79

barA, 液氢温度为 -252.15℃, 对应过冷度为 5.69897℃。在独立供给过程中, 系统各部件的响应状态如表 2 所示。

表2 独立供给工况下子部件响应情况

部件类型	左发	状态	右发	状态
泵	泵 1	Y	泵 3	Y
	泵 2	W	泵 4	W
	备用泵 1	W	备用泵 2	W
阀门	左燃料关断阀	Y	右燃料关断阀	Y
	左燃料调节阀	Y	右燃料调节阀	Y
	左燃料歧管关断阀	Y	右燃料歧管关断阀	Y
	左管路通气阀	N	右管路通气阀	N
	交输阀门		N	

(Y: 开启, N: 关闭, W: 备用等待)

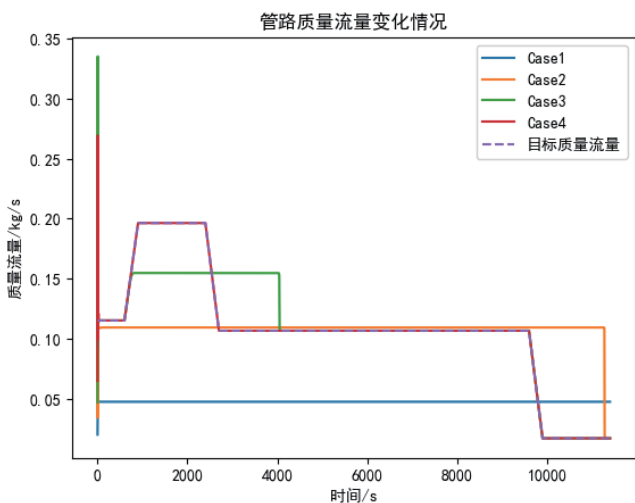


图 2 四种预设计方案下独立供给工况管道流量变化情况

如图 2 展示了 Case1、Case2、Case3 和 Case4 这四种预设计方案的管路质量流量变化情况, 并与目标质量流量进行比较。其中, Case4 的管路直径在四个方案里最大, 管道中质量流量响应出色, 能够很好地契合目标需求流量。故采用 Case4 方案开展后续的系统特性分析研究。

针对 Case4 方案, 对燃料箱出口、汽化器入口、汽化器出口及发动机入口四个关键截面的流体参数响应特性进行分析。由图 3 可见, 在压力方面, 燃料箱出口压力始终稳定在 3.79 barA, 而汽化器入口和发动机入口的压力则随质量流量变化呈正相关动态调整。在温度方面, 除燃料箱出口外, 其余三个截面的温度变化趋势一致, 均与质量流量负相关: 飞机爬升阶段质量流量达到最大值时, 流体热容最大, 温度较其他飞行状态更低; 当飞机处于空中慢车时,

质量流量最小,流体温度则最高。在干度方面,以汽化器为界呈现出严格的相态分离,除空中慢车阶段外,上游管路(燃料箱出口至汽化器入口)流体干度恒为0,表明管路内为纯液态;

下游管路(汽化器出口至发动机入口)流体干度恒为1,表明管路内为纯气态,这验证了汽化器的换热性能已达到预期设计指标。

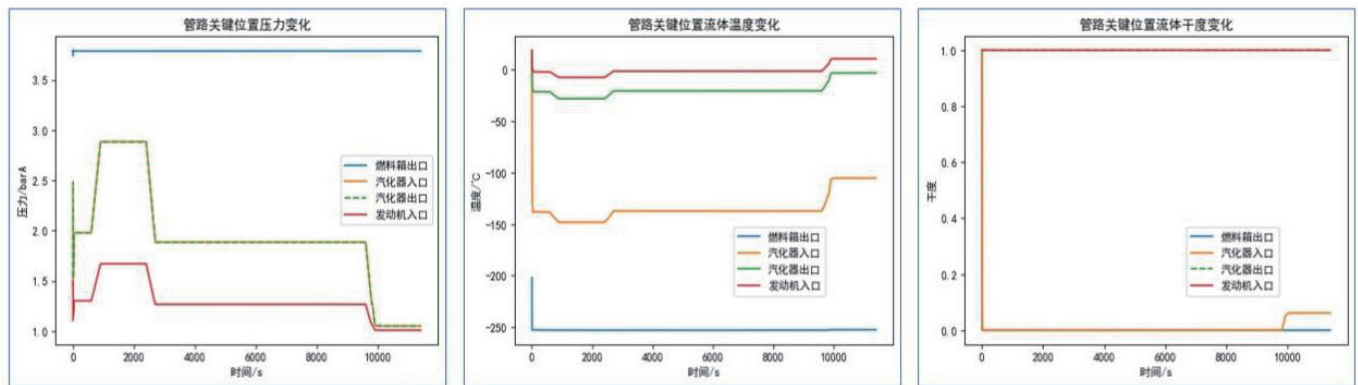


图3 独立供给工况管路关键位置流体参数变化(压力、温度、干度)

#### 4 系统仿真结论

本节通过对比四种不同内径管路方案(Case 1~4: 25.4 mm、35 mm、40 mm、50 mm),考察管径对系统动态响应的影响,并依据质量流量与目标需求曲线的贴合度筛选最优方案。分析表明:Case 1 绝热层最厚、漏热最小,但流阻最大、流量响应严重滞后,无法满足大功率

需求;Case 2 流量响应有所提升但跟随性仍不足;Case 3 接近目标流量但绝热减薄导致漏热增加;Case 4 流量响应完美贴合目标需求、流阻最小、调节裕度大。因此,Case 1~3 因流量响应不足被淘汰,Case 4 满足设计要求。随后对 Case 4 在独立供给工况下的压力、温度、干度变化进行细致分析,结果表明该方案下的液氢燃料供给系统可达到设计目标。

#### 参考文献:

- [1] Otto E W, Hiller K W, Ross P S. Design and performance of fuel control for aircraft hydrogen fuel system[R]. 1957.
- [2] 李亦健,高旭,陈虹,等.低温推进剂加注系统置换介质的相似性分析[J].推进技术,2018,39(3):703-708.
- [3] 刘海飞,陈世超,黄福友,等.低温水平加注管路系统预冷过程实验研究[J].低温与超导,2016,44(11):16-22.
- [4] Wang L, Shanguan S, Qu M, et al. Experimental study on cryogenic chilldown performance through a thick-wall tube[J]. Cryogenics, 2022, 122: 103436.
- [5] VanDresar N T, Siegwarth J D. Cryogenic transfer line chilldown[C]//Cryogenic Engineering Conference. 2003.

**作者简介:** 卢家旺(2001—),男,汉族,河南省南阳市,硕士研究生(在读),主要从事航空复合涂层应用研究工作。

**通讯作者:** 李梦(1978—),男,汉族,四川成都,博士研究生,从事新型航空材料研发、航空复合材料结构维修工作。

**项目信息:** 太行实验室课题研究项目,民用飞机氢能动力燃料供输系统研,(项目编号:THL-K-24-103)。