航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 15 2018 Vol. 29 No.07 01-07

油箱两侧布置式直升机压力加油系统工作特性及设计优化

邹高鹏*，杨勇志，闵兴明，周佐俊，刘芳
中国直升机设计研究所，江西 景德镇 333001

摘　要：某新型直升机在国内首次采用燃油箱在机身两侧短翼内布置方式，与以往燃油箱在机身底部客货舱地板下布置的直升机相比，其压力加油系统有较大改变，结构更为复杂。为了满足直升机安全和减重要求，减少研制风险，通过Flowmaster软件仿真研究这种布置方式直升机压力加油系统工作特性，研究表明，其工作时左侧油箱比右侧油箱加油快，后侧油箱比前侧油箱先加满。为了解决这些问题提出了包括更改管路结构和同侧两油箱间增设连通管的优化方案，并提出了定量描述油箱两侧布置式直升机压力加油系统工作时各油箱加油流量不匹配程度的方法。证明了该优化方案能显著减小两侧布置式直升机压力加油过程中各油箱加油流量不匹配程度，且能满足管路内燃油流速限制和系统冲击压力限制的要求，该优化方案已在实际型号研制中得到运用。

关键词：压力加油；两侧布置；Flowmaster；设计优化；直升机

中图分类号：V228.1　　**文献标识码：**A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.07.001

燃油系统对直升机的使用性能和安全有着直接的影响，通常设置压力加油系统用于减少加油时间，缩短战术准备时间[1,2]。

国内三发直升机燃油箱传统布置方式为布置在机身底部客货舱地板下，压力加油管位于机身一侧，分为三支路进入三组燃油箱。某新型直升机在国内首次采用燃油箱在机身两侧短翼内布置方式，在两侧短翼内各有两个油箱，压力加油管分布在机身两侧，分为四支路进入4个燃油箱。本研究中燃油箱在机身底部客货舱地板下布置方式的直升机称为底部布置式直升机（Bottom Pattern Helicopter，BPH），燃油箱在机身两侧短翼内布置方式的直升机称为两侧布置式直升机（Both Sides Pattern Helicopter，BSPH）。

对于飞行器而言，安全是必要前提。为了保证安全，压力加油系统最大冲击压力不能超过标准要求；为减少管内燃油流动产生的静电，对管路内流速有严格的限制。另外，飞行器设计对于减重有着独特而苛刻的要求，在保证压力加油管内流速的要求情况下，压力加油管各支路对相应各油箱加油流量匹配性越好，管路重量（质量）越小。舰载直升机有悬停压力加油的要求，悬停压力加油过程中，如果加油管路流量匹配性差会造成直升机重心的偏移，严重时会造成直升机失去平衡，干扰压力加油工作正常开展，甚至会造成安全事故。

Flowmaster软件是一种面向工程的一维流体管网系统解算工具，其理论基础主要为伯努利方程和连续性方程。对于各种复杂的流体管网系统，利用该软件都可以快速有效地建立精确的系统模型，并进行完备的分析。该软件基于流体网络计算的思想，被广泛运用于对各种复杂流体系统进行仿真分析、部件选项与匹配、系统设计、运行控制优化等，在飞机的燃油系统、液压系统、冷却系统、润滑系统上得到成功运用[1~9]。通过Flowmaster软件所建模型能很好地模拟飞机的压力加油过程，通过前期的仿真计算分析，验证设计满足相关标准规定，能降低研制风险，提高研制

收稿日期：2018-05-16；　退修日期：2018-05-23；　录用日期：2018-06-15
基金项目：中国直升机设计研究所创新基金
* 通信作者 . Tel.：15207080601　E-mail：hit13613613342@163.com
引用格式：Zou Gaopeng, Yang Yongzhi, Min Xingming, et al. Performance and design optimization of the pressure refueling system of the helicopter with fuel tank arranged on both sides of fuselage[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (07)：01-07. 邹高鹏，杨勇志，闵兴明，等．油箱两侧布置式直升机压力加油系统工作特性及设计优化[J]．航空科学技术，2018, 29 (07)：01-07.

效率[2,3]。

为了满足直升机安全和减重要求，减少研制风险，本研究通过 Flowmaster 软件仿真研究两侧布置式直升机压力加油特性，并针对其存在的问题提出合理的优化设计方案，该优化方案已在实际型号研制中得到运用。

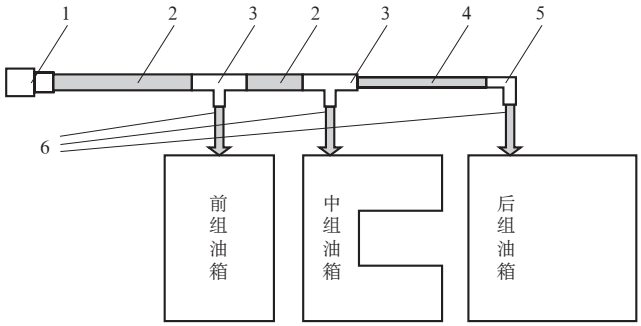
1 两种布置形式的压力加油系统

典型底部布置式直升机压力加油系统如图 1 所示，燃油经压力加油接头进入主管，通过两个三通管分流进入两支管，再流入前组油箱和中组油箱，进入后组油箱的燃油要经过尾管、弯管和支管。其中主管和三通管主路内径均为 48mm，三通管支路内径为 28mm，尾管内径为 38mm，弯管和支管内径为 28mm，进入压力加油系统燃油总流量为 600L/min，各组油箱容积见表 1。

表 1 典型底部布置式直升机各油箱容积表

Table 1 Oil tanks volum of a typical BPH

油箱	前组	中组	后组
容积 /L	900	1000	1100



1- 压力加油接头；2- 主管；3- 三通管；4- 尾管；5- 弯管；6- 支管

图 1 典型底部布置式直升机压力加油系统简图

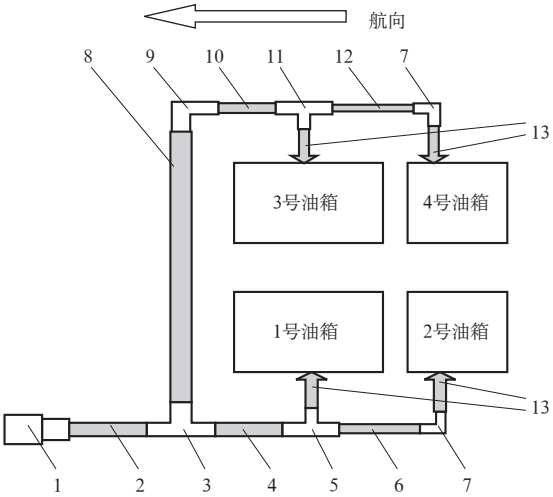
Fig.1 Diagram of the pressure refueling system for a typical BPH

典型两侧布置式压力加油系统如图 2 所示，其结构更为复杂，燃油经压力加油接头进入主管，通过主管路三通管分成两路。一路燃油仍然在机身左侧，经过左侧主管后，一部分通过左侧三通管分流进入支管，再流入 1 号油箱，另一部分再经过左侧尾管、弯管和支管进入 2 号油箱；另一路燃油通过左右连接管进入机身右侧后，一部分通过右侧三通管分流进入支管，再流入 3 号油箱，另一部分再经过右侧尾管、弯管和支管进入 4 号油箱。其中主管、左右连接主管、左侧主管、右侧主管、主管路弯管和各三通管主路内径均为 48mm，主管路三通管支路内径为 48mm，左侧三通管支路和右侧三通管支路内径均为 28mm，左侧尾管和右侧尾管内径为 38mm，弯管和支管内径为 28mm，各组油箱容积见表 2。

表 2 典型两侧布置式直升机各油箱容积表

Table 2 Oil tanks volum of a typical BSPH

油箱	1 号	2 号	3 号	4 号
容积 /L	900	600	900	600



1- 压力加油接头；2- 主管；3- 主管路三通管；4- 左侧主管；5- 左侧三通管；6- 左侧尾管；7- 弯管；8- 左右连接主管；9- 主管路弯管；10- 右侧主管；11- 右侧三通管；12- 右侧尾管；13- 支管

图 2 典型两侧布置式直升机压力加油系统简图

Fig.2 Diagram of the pressure refueling system for a typical BSPH

2 BSPH 压力加油系统工作特性

2.1 仿真模型

在压力加油系统支管上都装有压力加油控制阀，用于控制相应油箱加油的开启和关闭，当油箱中的油面达到设定油量值或满油位时，控制阀关闭，该油箱压力加油工作结束。

因为压力加油系统中各支管在各油箱出油口高度相同，重力因素对流量分配影响很小；油箱油面与控制阀高度相差不大，重力因素造成的压力差不超过 5kPa，远小于冲击压力允许最大值 1242kPa，故本研究中不考虑重力因素的影响。

通过仿真软件 Flowmaster 所建的两种布置形式直升机压力加油系统仿真计算模型分别如图 3 和图 4 所示。压力加油车加油过程中开始视为恒流源（600L/min），在有油箱控制阀关闭，系统阻力上升不能保证额定流量后视为恒压源（445kPa，绝对压力）。各油箱由于与外界保持良好通气，研究中视为恒压源（101kPa，绝对压力）。

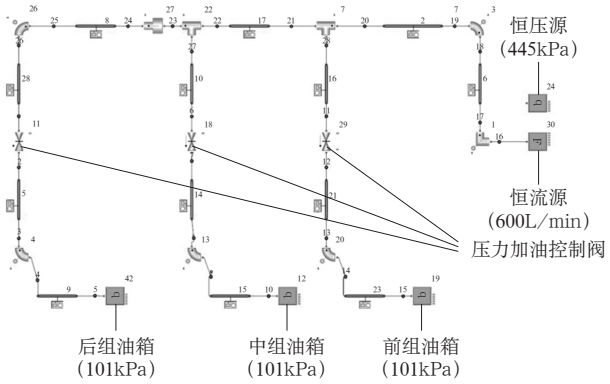


图 3 BPH 压力加油系统仿真计算模型

Fig.3 Simulation model of the pressure refueling system for a BPH

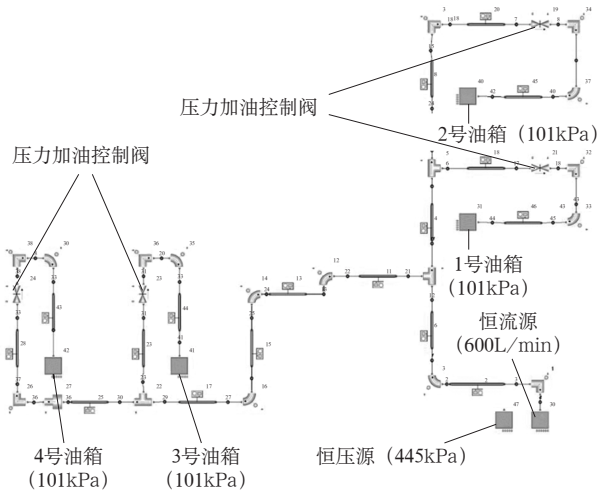


图 4 BSPH 压力加油系统仿真计算模型

Fig.4 Simulation model of the pressure refueling system for a BSPH

2.2 仿真分析

通过计算可以得主管路内燃油流速均为 5.5m/s，符合标准规定的管路加油流速不大于 9m/s[10] 的要求，底部布置式直升机压力加油时各油箱油量变化曲线和两侧布置式直升机压力加油时各油箱油量变化曲线分别如图 5 和图 6 所示。

由图 5 可知，底部布置式直升机压力加油系统管路流量匹配性较好，各组油箱加满油最大间隔时间只有 0.16min。

由图 6 可知，两侧布置式直升机压力加油系统管路流量匹配性较差，左侧 1 号油箱和 2 号油箱分别比右侧相应的 3 号油箱和 4 号油箱加油快，后侧 2 号油箱和 4 号油箱明显比前侧 1 号和 3 号油箱先加满，各个油箱加满油最大间隔时间为 1.41min。

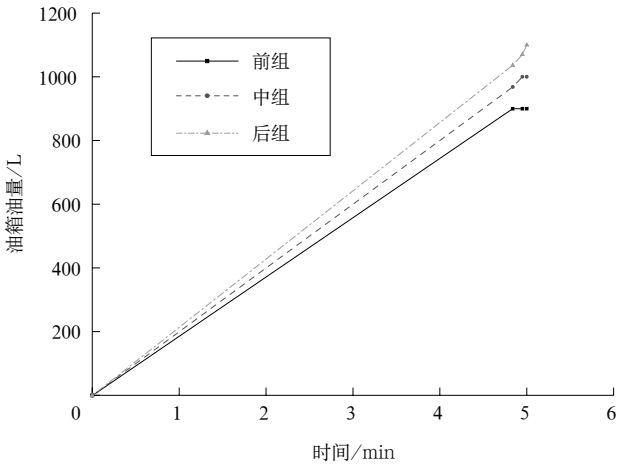


图 5 BPH 压力加油时各油箱油量变化曲线

Fig.5 Oil quantity curve of each tank for a BPH

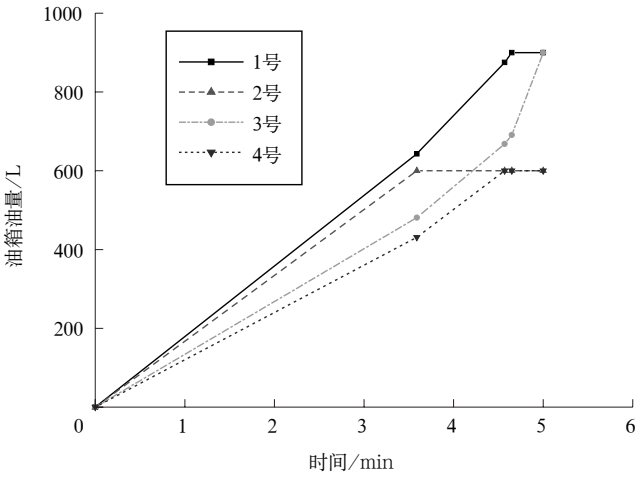


图 6 BSPH 压力加油时各油箱油量变化曲线

Fig.6 Oil quantity curve of each tank for a BSPH

3 设计优化

3.1 管路结构更改

为了解决两侧布置式直升机压力加油系统加油过程中左侧油箱和右侧油箱加油流量不匹配问题，在管路结构上进行更改，增大左侧管路系统阻力，减少右侧管路系统阻力，主要措施包括：左侧尾管内径由 38mm 减小为 28mm，左侧三通管支路内径由 28mm 减小为 24mm，右侧尾管内径由 38mm 增大为 48mm，右侧三通管支路内径由 28mm 增大为 30mm。更改后的两侧布置式直升机称为两侧布置式直升机优化 1（BSPHO1），通过仿真计算可以得到两侧布置式直升机优化 1 压力加油时各油箱油量变化曲线如图 7 所示。

为了比较两侧布置式压力加油系统加油过程中左侧

油箱和右侧油箱加油流量不匹配程度，将左侧两油箱（1 号油箱和 2 号油箱）总油量和右侧两油箱（3 号油箱和 4 号油箱）总油量相减得到左右侧油量差，来表征其工作过程中左侧油箱和右侧油箱加油流量的不匹配程度。两侧布置式直升机优化 1 压力加油时左右侧油量差变化曲线如图 8 所示，由图 8 可知，优化后左右侧油量差在整个加油过程中明显减少，峰值减小 1/3，管路结构更改起到积极效果。

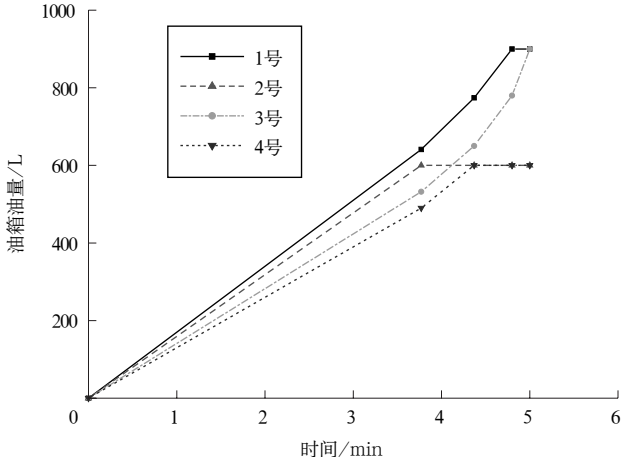


图 7 BSPO1 压力加油时各油箱油量变化曲线
Fig.7 Oil quantity curve of each tank for a BSPHO1

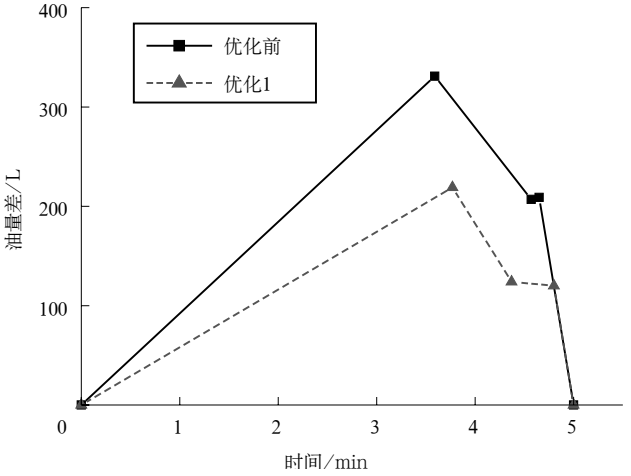


图 8 压力加油时左右侧油量差变化曲线对比
Fig.8 Comparison of curve for oil quantity difference between left and right side

因为前侧油箱和后侧油箱容积不一致，为了便于定量比较两侧布置式压力加油系统加油过程中前侧油箱和后侧油箱加油流量匹配程度，将前侧油箱油量按前后侧油箱容积的比值做折算处理。将后侧两油箱（2 号油箱和 4 号油箱）总油量和前侧两油箱（1 号油箱和 3 号油箱）总油量的 2/3 相减得到前后侧油量差，来表征其工作过程中前侧油箱和后侧油箱加油流量的不匹配程度。两侧布置式直升机优化 1 压力加油时前后侧油量差变化曲线如图 9 所示，由图可知两侧布置式压力加油系统前后侧油量差比较大，最大值 300L 左右，优化后前后侧油箱加油流量不匹配程度有所加剧。

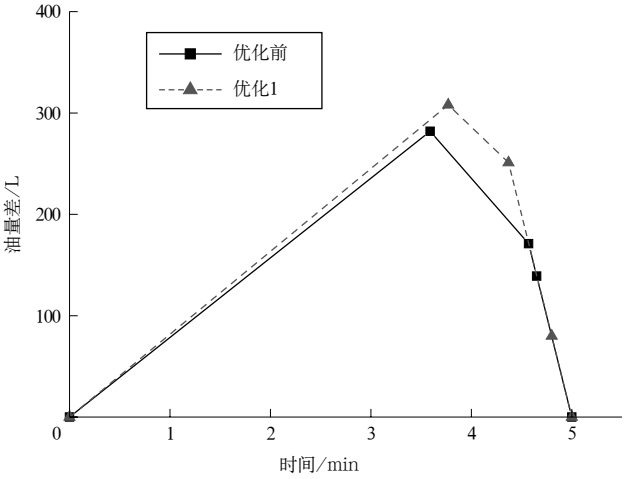


图 9 BSPHO1 压力加油时前后侧油量差变化曲线对比
Fig.9 Comparison of curve of oil quantity difference between front and back side of BSPHO1

3.2 增加前后油箱连通管

管路结构更改后为了解决两侧布置式压力加油系统加油过程中前侧油箱和后侧油箱加油流量不匹配问题，在左侧 1 号油箱和 2 号油箱之间与右侧 3 号油箱和 4 号油箱之间，于油箱垂直高度一半处均增设连通管。进一步增设连通管的两侧布置式直升机称为两侧布置式直升机优化 2（BSPHO2），通过仿真计算可以得到两侧布置式直升机优化 2 压力加油时各油箱油量变化曲线如图 10 所示。

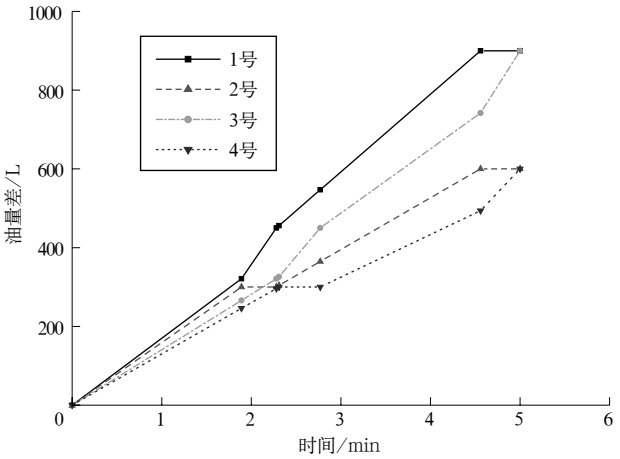


图 10 BSPHO2 压力加油时各油箱油量变化曲线
Fig.10 Oil quantity curve of each tank for a BSPHO2

压力加油经过1.89min左侧2号油箱内油量达到300L，即油箱内液面达到连通位置，之后2号油箱内新增油量将流向1号油箱内；2.28min左侧1号油箱内油量达到450L，即油箱内液面达到连通位置，之后左侧的2号油箱和1号油箱内液面等高同步提升；与左侧油箱一样右侧的4号油箱和3号油箱内油量分别在2.31min和2.77min时达到连通位置。

按照前述方法，可得到两侧布置式直升机优化2压力加油时前后侧油量差变化曲线如图11所示。由图11可知，同侧前后两油箱间增设连通管后前后侧油量差在2号油箱内液面达到连通位置处即开始下降，在3号油箱内液面达到连通位置处降为0L，优化后前后侧最大油量差减小一半，且压力加油过程进行一半时前后油量差即消失。由此说明同侧前后两油箱间增设连通管可以起到显著减小压力加油过程中前侧油箱和后侧油箱加油流量不匹配的作用。

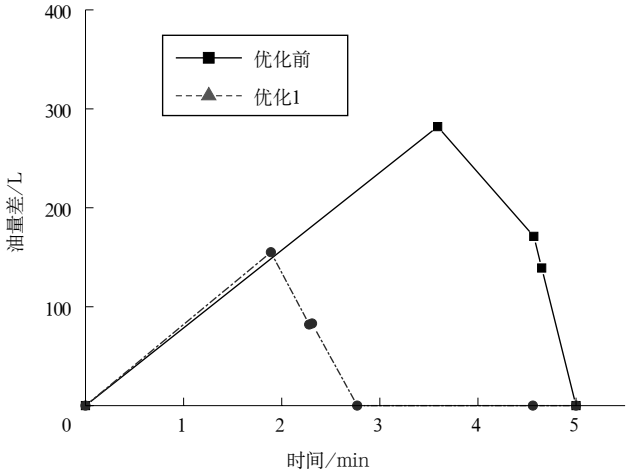


图11 BSPHO2压力加油时前后侧油量差变化曲线对比

Fig.11 Comparison of curve of oil quantity difference between front and back side of BSPHO2

3.3 冲击压力

在压力加油系统设计过程中，如果设计不合理将导致过大冲击压力而引起压力加油系统变形甚至破坏[1]。飞机地面压力加油系统通用规范要求压力加油系统的冲击压力不大于1242kPa。在压力加油控制阀上增加控制器，油量控制器为阀开度控制器，用恒压源模拟压力加油车[1]。两侧布置式直升机优化2压力加油系统最大冲击压力仿真计算模型如图12所示。

两侧布置式直升机优化2压力加油系统最大冲击压力出现在右侧两个控制阀（进入3号油箱支管上和进入4号油箱支管上的控制阀）同时关闭时，阀门关闭时间为0.5s，仿真计算结果如图13所示。由图13可知，最大冲击压力为631kPa，小于1242kPa，满足标准要求。

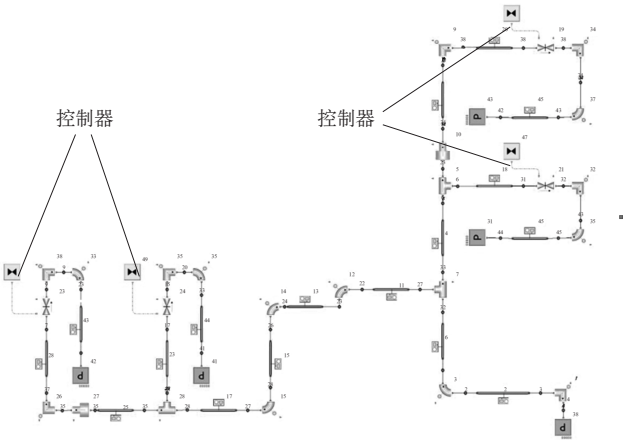


图12 BSPHO2压力加油系统最大冲击压力仿真计算模型

Fig.12 Simulation model for maximum impact pressure of a BSPHO2 pressure refueling system

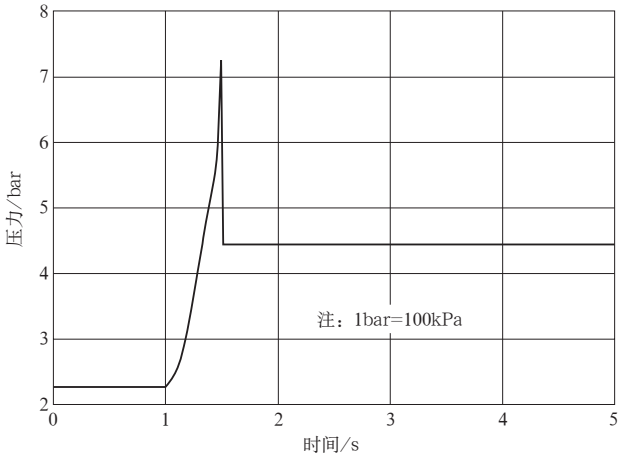


图13 BSPHO2压力加油系统最大冲击压力仿真计算结果

Fig.13 Simulation results for maximum impact pressure of a BSPHO2 pressure refueling system

4 结论

某新型直升机在国内首次采用燃油箱在机身两侧短翼内布置方式，通过Flowmaster软件仿真研究这种布置方式直升机压力加油特性，计算结果表明油箱两侧布置式直升机压力加油系统工作时，左侧油箱比右侧油箱加油快，后侧油箱比前侧油箱先加满。

为了解决这些问题提出了包括更改管路结构和同侧两油箱间增设连通管的优化方案。为了研究两侧布置式直升机压力加油系统工作时对直升机重心变化的影响，并便于对比说明优化方案的合理性，提出了定量描述其工作时各油箱加油流量不匹配程度的方法：将左侧两油箱总油量和右侧

两油箱总油量相减得到左右侧油量差，来表征其工作过程中左侧油箱和右侧油箱加油流量不匹配程度；将后侧两油箱总油量和前侧两油箱总油量的 2/3 相减得到前后侧油量差，来表征其工作过程中前侧油箱和后侧油箱加油流量不匹配程度。

优化方案中为了解决两侧布置式直升机压力加油系统工作过程中左侧油箱和右侧油箱加油流量不匹配问题，在管路结构上进行更改，增大左侧管路系统阻力，减少右侧管路系统阻力。管路结构更改后为了解决其工作过程中前侧油箱和后侧油箱加油流量不匹配问题，在左侧 1 号油箱和 2 号油箱之间与右侧 3 号油箱和 4 号油箱之间，于油箱垂直高度一半处均设置连通管。仿真计算结果表明，优化后直升机左右侧油量差在整个加油过程中明显减少，峰值减小 1/3；优化后直升机前后侧最大油量差减小一半，且压力加油过程进行一半时前后油量差即消失。说明优化方案能显著减小两侧布置式直升机压力加油过程各油箱加油流量不匹配程度。同时证明了优化方案能满足管路内燃油流速限制和系统冲击压力限制的要求，该优化方案已在实际型号研制中得到运用。

参考文献

[1] 闵兴明，杨小龙，罗铁苟 . 基于 Flowmaster 的压力加油冲击压力仿真研究 [J]. 直升机技术，2011，4 (3)：25–28.
Min Xingming，Yang Xiaolong，Luo Tiegou. Study on simulation for wallop of pressure refuel basing on Flowmaster[J]. Helicopter Technique，2011，4 (3)：25–28. (in Chinese)

[2] 王京，鲁维 . 飞机压力加油仿真计算研究 [J]. 航空科学技术，2014，25 (11)：51–55.
Wang Jing，Lu Wei. Study on simulation of airplane pressure refueling system[J]. Aeronautical Science & Technology，2014，25 (11)：51–55. (in Chinese)

[3] 黄万甲，王乐 . 基于 Flowmaster 的飞机压力加油系统管路设计仿真 [J]. 中国科技信息，2013 (15)：117–118.
Huang Wanjia，Wang Le. Simulation of pipeline design for aircraft pressure refueling system based on Flowmaster [J]. China Science and Technology Information，2013 (15)：117–118. (in Chinese)

[4] 廖桔，曾绍全 . 基于 Flowmaster 的飞机燃油系统数字化仿真设计技术研究 [J]. 航空工程，2007 (4)：21–27.
Liao Ju，Zeng Shaoquan. Study on simulation for airplane fuel system basing on Flowmaster [J].Aviation Engineering，2007 (4)：21–27. (in Chinese)

[5] 杨小龙，左丽华，陈林青 . 基于 Flowmaster 燃油系统飞行剖面仿真研究 [J]. 直升机技术，2009 (3)：86–89.
Yang Xiaolong，Zuo Lihua，Chen Linqing. Study on flight profile simulation of fuel system basing on Flowmaster [J]. Helicopter Technique，2009 (3)：86–89. (in Chinese)

[6] 李彦江，冯震宙，刘永寿 . 飞机燃油系统仿真分析研究 [J]. 西安工业大学学报，2008 (4)：401–405.
Li Yanjiang，Feng Zhenzhou，Liu Yongshou. Study on simulation analysis for airplane fuel system[J].Journal of Xi'an Technological University，2008 (4)：401–405. (in Chinese)

[7] 蔡天赐，祝小平，周洲，等 . 高空长航时无人机燃油系统设计与仿真 [J]. 科学技术与工程，2011 (13)：2999–3003.
Cai Tianci，Zhu Xiaoping，Zhou Zhou，et al. The design and simulation of HALE UAV fuel system[J]. Science Technology and Engineering，2011 (13)：2999–3003. (in Chinese)

[8] 王京，鲁维 . 飞机燃油系统仿真与试验研究 [J]. 航空科学技术，2014，25 (1)：29–32.
Wang Jing，Lu Wei. Simulation and test study for airplane fuel supply system[J]. Aeronautical Science & Technology，2014，25 (1)：29–32. (in Chinese)

[9] 王乐 . 基于 Flowmaster 的燃油系统模型简化方法 [J]. 中国科技信息，2014 (9)：68–71.
Wang Le. Simplification method of fuel system model based on Flowmaster [J]. China Science and Technology Information，2014 (9)：68–71. (in Chinese)

作者简介

邹高鹏 (1992–) 男，硕士，工程师。主要研究方向：直升机系统设计。

Tel：15207080601

E-mail：hit13613613342@163.com

杨勇志 (1983–) 男，学士，高级工程师。主要研究方向：直升机系统设计。

闵兴明 (1981–) 男，学士，高级工程师。主要研究方向：直升机系统试验。

周佐俊 (1987–) 男，学士，工程师。主要研究方向：直升机系统试验。

刘芳 (1978–) 女，硕士，高级工程师。主要研究方向：直升机系统设计。

Performance and Design Optimization of the Pressure Refueling System of the Helicopter with Fuel Tank Arranged on Both Sides of Fuselage

Zou Gaopeng*, Yang Yongzhi, Min Xingming, Zhou Zuojun, Liu Fang

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: The fuel tank of helicopter was laid under the bottom of the passenger compartment of the fuselage customarily in the past. But in a new type of helicopter, the fuel tank has been arranged in the short wing on both sides of the fuselage for the first time. The pressure refueling system of the new type of helicopter has changed greatly, the structure is more complex. In order to meet the requirements of helicopter safety and weight reduction, reduce the risk of development, the performance of the helicopter pressure refueling system was studied by the simulation of Flowmaster software in this study. The study shows that in the work of the pressure refueling system of the helicopter whose fuel tank is arranged on both sides of the fuselage, the refueling speed of the left tank is faster than the refueling speed of right tank, and the rear tank is filled up earlier than the front tank. In order to solve these problems, an optimization scheme including changing the pipeline structure and adding a connecting pipe between the two oil tanks on the same side was proposed, and a method of quantificationally describing the mismatch degree of refueling flow in each tank was also presented. It was proved that the optimization scheme can significantly reduce the mismatch degree of refueling flow in each tank in the pressure refueling process, and can meet the requirements of the limit of the fuel flow velocity in the pipeline and the limit of the impact pressure of the system. The optimization scheme has been applied in the new type of helicopter.

Key Words: pressure refueling; arrangement on both sides; Flowmaster; design optimization; helicopter

Received: 2018-05-16; **Revised:** 2018-05-23; **Accepted:** 2018-06-15

Foundation item: Innovation Foundation of CHRDI

***Corresponding author.Tel.:** 15207080601 **E-mail:** hit13613613342@163.com