

基于任务需求的高速旋翼机多方案对比研究



杨玉腾,李治权,冷俊杰
中国航空研究院,北京 100029

摘要:高速旋翼机能够满足我国复杂地理环境对航空装备提出的特定任务需求,是未来飞行器重点研究方向之一。为探究在特定任务下不同高速旋翼机构型的性能特点和任务能力,本文围绕我国高原、远洋任务需求,提出满足大速度、远航程、强机动等要求的双倾转旋翼、四倾转旋翼构型概念方案。基于任务需求指标建立总体参数估算模型、飞行性能计算模型和任务效能评估模型,从悬停效率、巡航性能、投送能力、机动能力等多个维度对不同构型方案进行对比分析,为未来高速旋翼机研究提供参考。

关键词:高速旋翼机;任务需求;总体设计;飞行性能;任务效能

中图分类号:V275+.1

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.05.002

直升机具备垂直起降、空中悬停、机动灵活等优点,是现代航空装备体系中不可或缺的组成部分。经过多年的发展,常规直升机平台技术已日趋成熟,飞行性能的提升空间越来越小。随着飞行环境日益复杂,为提高直升机的任务能力和生存能力,对其性能水平尤其是飞行速度提出了更高要求^[1-2]。高速旋翼机除了具有常规直升机垂直起降、机动灵活等优点外,还具有速度快、航程远等突出优势,能够更好地满足未来任务场景对旋翼机提出的性能和能力要求,使航空装备的整体任务能力,尤其是灵活投送、远程运输和应急救援保障能力得到显著提升^[3]。

另外,我国国境线漫长、高原山地众多、河流海域辽阔,同时具有广袤的森林草原,这些鲜明的地理特征对我国航空装备发展提出了特定的任务需求^[4],高原救援、远程运输、海上搜救等任务成为后续航空装备发展的关键考虑因素。高速旋翼机可作为我国未来航空装备体系中高速装备的重要补充,在高原、海上等复杂环境下,承担包括突击运输、后勤补给、应急救援在内的多种任务。因此,推动直升机高速化发展,突破高速旋翼机技术,对我国航空装备体系建设具有重要意义。

自20世纪50年代开始,国外一直在进行高速新构型旋

翼机技术研究,并涌现了大量高速旋翼机型号和概念方案,如XV-1、XV-3、XV-15、V-22、V-280、AW609、V-44等。其中,V-22“鱼鹰”倾转旋翼机最大巡航速度可达508km/h,航程最高可达3892km;四倾转旋翼机V-44在具备原有倾转旋翼机飞行性能的基础上,具有更强的装载能力^[5]。

目前国内针对高速新构型旋翼机技术已开展过相关研究,但大多数研究仍停留在设计、计算等工作上,尚未开展过技术验证机研制和飞行试验等相关工作,技术成熟度较低,与国外差距较大。

为促进我国高速旋翼机技术的快速发展,探究在我国特殊地理环境下,不同高速旋翼机构型的性能特点和任务能力,本文基于任务需求,对不同构型的高速旋翼机方案进行飞行性能和任务效能分析研究。

1 总体方案设计

1.1 任务需求分析

我国有2/3的地区是高原、次高原、山地地形^[4],高海拔地区空气稀薄、大气压低、天气复杂多变,对人员及装备都会产生严重影响^[6]。此外,高原地区机场数量不足使得固定翼飞机的运输、救援能力受到严重制约。具备垂直起降

收稿日期:2023-02-15;退修日期:2023-03-12;录用日期:2023-04-09

引用格式:Yang Yuteng, Li Zhiquan, Leng Junjie. Comparative study on multi-plan of high-speed rotorcraft based on mission requirements [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(05): 7-13. 杨玉腾, 李治权, 冷俊杰. 基于任务需求的高速旋翼机多方案对比研究 [J]. 航空科学技术, 2023, 34(05): 7-13.

能力的高速旋翼机能够不受机场限制,将人员、物资等快速运送到指定地点,显著提高运输效率和救援能力。因此,高原任务能力是高速旋翼机构型设计阶段的重要考虑因素。

随着海上任务向立体化、多层次发展,提升航空装备体系海上任务能力的需求也愈加紧迫^[7]。现有常规直升机无法做到广域高速搜救,常规固定翼飞机的近海面悬停和低速机动能力弱。高速旋翼机具有行动敏捷、机动性强、受天气海况影响小、搜寻范围大等优点,可用于执行海上运输和海上救援任务,为船舰、航母、岛礁等提供快速的应急物资远程运输保障,以及在军事行动或民用活动中,为坠机人员、遇险船员等实施快速救援。

基于对高速旋翼机的基本特征和任务需求分析,本文构建了高原救援、高原运输、海上运输、贴海搜救4个任务场景,并针对每个任务场景,分别对高速旋翼机提出关键指标需求。其中,装载能力需求主要参考我国现有的救援及运输任务,搭载人员按每人90kg重量(质量)计算,搭载的物资及装备按实际救援设备重量及有可能搭载的物资装备进行设计。各任务场景的具体描述如下。

高原救援(任务1):高速旋翼机搭载5.6t有效载荷(2名驾驶人员,2名机务人员,4名医疗人员,10名伤员,救援物资及搭载设备3.98t)及1t燃油,在4500m高度下飞向200km外的任务区快速、高效地开展救援。

高原运输(任务2):高速旋翼机搭载2.6t有效载荷(2名驾驶人员,2名机务人员,2名运输人员,运输物资及装备2.06t)及4t燃油,在4500m高度下以400~500km/h的速度飞向1300km外的任务区,利用大速度、远航程等技术优势实现远距机动投送。

海上运输(任务3):高速旋翼机搭载9.6t有效载荷(2名驾驶人员,2名机务人员,6名运输人员,运输物资及装备8.7t)及3t燃油,在1000m高度下以400~500km/h的速度飞向720km外的任务区,在较短时间内实现岛礁机动投送和航母补给等。

贴海搜救(任务4):高速旋翼机搭载4.6t有效载荷(2名驾驶人员,2名机务人员,3名医疗人员,8名伤员,救援物资及搭载设备3.25t)及8t燃油,在1000m高度下,完成覆盖周边近900km范围内的贴海搜救任务(航程不少于2000km)。各任务场景的需求指标汇总见表1。

1.2 构型参数设计

目前,国际在役、在研的高速远程运输飞行器构型的近地(海)任务能力弱,在我国特有的高原环境下近地机动、垂直起降能力差,无法满足特定任务需求。因此,亟须开展适

表1 性能需求指标汇总

Table 1 Summary of performance requirement indicators

	任务1	任务2	任务3	任务4
有效载荷/t	5.6	2.6	9.6	4.6
油量/t	1	4	3	8
飞行高度/m	4500	4500	1000	1000
航程/km	200	1300	720	2000
飞行速度/(km/h)	—	400~500	400~500	—
悬停高度/m	4500	4500	1000	1000

用于我国高原及海上任务的高速旋翼机构型方案设计。

高速旋翼机构型主要有共轴刚性旋翼构型和倾转旋翼构型两种,这些构型形式各有其特定的性能优势和局限^[8]。共轴高速直升机具备良好的机动性和垂直起降能力,主要用于攻击和侦察,但是航程和飞行速度(400km/h左右)具有一定局限性,且不适用于中型以上直升机;倾转旋翼机在运输方面的性能尤为突出,巡航效率、经济性、巡航高度、航程、振动噪声水平等相对较好,具有更高的飞行速度(超过500km/h)和实用升限,同时具有更大的有效载荷、航程以及更快的响应速度,适用于高原及海上运输投送、应急救援等任务场景^[9]。因此,结合本文提出的任务场景需求,选取倾转旋翼构型为研究对象。

倾转旋翼构型主要有双倾转旋翼和四倾转旋翼两种。双倾转旋翼机巡航效率高、航程远,相比于四倾转旋翼机,其结构简单、技术成熟,但是机动性较差,主要用于两栖登陆运输;四倾转旋翼机具备较强的载重能力,同吨位下全机尺寸更紧凑,近地机动性和生存能力也更强,飞行速度和航程比现役的双倾转旋翼机或在研的共轴高速直升机更优,能够更好地满足未来使用场景对直升机性能和能力的要求。为进一步分析倾转旋翼构型的性能特点,根据提出的任务场景和需求指标,基于直升机总体设计相关文献提出的总体参数设计流程^[10],对倾转旋翼构型开展总体方案设计,同时设计在相同功率下满足4500m悬停高度的单旋翼带尾桨常规直机构型方案作为参照,设计结果见表2。

2 飞行性能分析

四倾转旋翼机相比于双倾转旋翼机增加了一副旋翼/机翼系统,所以空机重量相对较大,但是增加旋翼可提高设计重量,从而增加任务载重,因此,四倾转旋翼机可能具备更大的高原载重潜能。为进一步探究倾转旋翼构型的性能特点,对构型方案进行飞行性能分析。

表2 总体参数汇总

Table 2 Summary of overall parameters

	设计参数	四倾转旋翼机	双倾转旋翼机	单旋翼直升机
总体参数	设计重量/t	46.5	36	36
	空机重量/t	30.1	23	19.8
动力参数	发动机功率/kW	8500	8500	8500
	发动机个数	2	2	2
	耗油率/(kg/(kW·h))	0.35	0.35	0.35
旋翼参数	桨叶片数	3	3	6
	旋翼半径/m	9.342	10.38	10.15
	旋翼实度	0.0987	0.09	0.18
	旋翼个数	4	2	1
	桨尖速度/(m/s)	231	231	231
机翼参数	单个机翼面积/m ²	92.91	92.91	—
	机翼展长/m	27.26	27.26	—
	机翼展弦比	8	8	—
	机翼根梢比	1	1	—
	机翼弦长/m	3.41	3.41	—
	机翼翼型	NACA 2415	NACA 2415	—
机身参数	机身宽度/m	6	6	6
	机身长度/m	30	30	30
	机身高度/m	11	11	11

2.1 主要性能参数

悬停性能主要包括无地效悬停升限和有地效悬停升限两种。任务需求中对高速旋翼机悬停性能做出了明确要求,即能够搭载所需的任务载荷在要求的悬停高度处悬停。具体计算流程如图1所示。

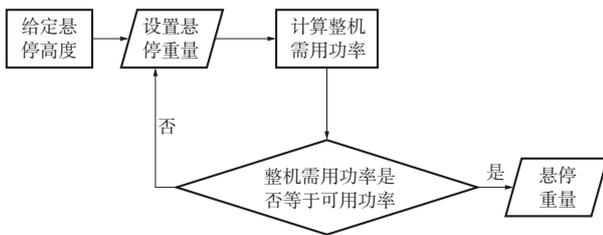


图1 有/无地效悬停重量计算流程

Fig.1 Flow chart of hovering weight calculation with/without ground effect

旋翼机的爬升性能主要是指旋翼机在前飞时的斜向爬升速度。理论分析和飞行经验表明,飞行器以经济速度平飞时,需用功率最小,剩余功率最大,此时可获得最大爬升率。

固定翼飞行器的飞行速度主要受发动机可用功率和机体阻力的限制。定义在飞机飞行过程中,可用功率等于需用功率时的速度为前飞最大速度,同时也需要根据其他限制条件对其进行修正。

升限是指给定飞行器重量和发动机状态,飞行器能保持等速水平直线飞行的最大高度,也就是最大爬升率为零时的飞行高度。在计算实用升限时,一般选取亚声速飞行最大爬升率为0.5m/s时对应的飞行高度。

2.2 性能计算分析

分别计算四倾转旋翼机、双倾转旋翼机和单旋翼常规直升机在4种任务场景下的飞行性能,结果见表3~表6。

表3 任务1飞行性能计算结果

Table 3 Flight performance calculation results of mission 1

性能指标	任务1		
	四倾转	双倾转	单旋翼
空机重量/t	30.1	23.0	19.8
燃油重量/t	1.5	1	1
有效载荷/t	7.845	5.6	5.6
巡航速度/(km/h)	450	450	249
任务半径/km	305	209	41
任务时间/h	0.688	0.465	0.173
转场航程/km	4043	2928	542
实用升限/m	9500	9700	6102
航时/h	1.357	0.930	0.329
航程/km	611	419	82
无地效悬停升限/m	4500	4628	4500
有地效悬停升限/m	5194	5106	5195
最大平飞速度/(km/h)	610	550	291
最大斜爬升率/(m/s)(直升机模式)	4500m高度		
	9.71	15.18	12.70
最大斜爬升率/(m/s)(固定翼模式)	4500m高度		
	7.87	10.62	—

由结果可知,倾转旋翼构型方案均满足4个任务场景提出的飞行速度、航程、悬停高度等要求,且巡航速度和航程明显高于常规构型直升机。单旋翼常规直升机的巡航速度为249km/h,而倾转旋翼构型的巡航速度可达到450km/h,速度提升明显。航程方面,常规直升机受速度和载重限制,航程远不能满足任务需求,因此,在进行后续任务效能评估时,单旋翼构型采用分段飞行方式完成任务;而倾转旋翼构型在巡航阶段采用固定翼模式飞行,巡航效率和航程得到大幅提高,能快速、高效地完成运输投送、后勤补给、广域搜救等任务。

相比于双倾转构型方案,四倾转构型在运输能力和运输效率方面都存在明显优势。四倾转旋翼构型通过增加旋翼数量,扩大了桨盘面积,虽然使得空机重量增加,但也提高了装载能力,使其能够在单架次运输中装载更多的任务载荷,或者装载更多的燃油来增加航程;且四倾转构型的最大平飞速度高于双倾转构型,飞行速度范围更大,运输效率更高。

表4 任务2飞行性能计算结果

Table 4 Flight performance calculation results of mission 2

性能指标	任务2		
	四倾转	双倾转	单旋翼
空机重量/t	30.1	23.0	19.8
燃油重量/t	5	4	4
有效载荷/t	4.345	2.6	2.6
巡航速度/(km/h)	450	450	249
任务半径/km	1046	864	164
任务时间/h	2.325	1.920	0.658
转场航程/km	4043	2928	542
实用升限/m	9500	9700	6102
航时/h	4.650	3.840	1.317
航程/km	2092	1728	329
无地效悬停升限/m	4500	4628	4500
有地效悬停升限/m	5194	5106	5195
最大平飞速度/(km/h)	610	550	291
最大斜爬升率/(m/s)(直升机模式)	4500m高度		
	9.71	15.18	12.70
最大斜爬升率/(m/s)(固定翼模式)	4500m高度		
	8.08	10.93	—

表5 任务3飞行性能计算结果

Table 5 Flight performance calculation results of mission 3

性能指标	任务3		
	四倾转	双倾转	单旋翼
空机重量/t	30.1	23.0	19.8
燃油重量/t	3.5	3	3
有效载荷/t	12.72	9.6	9.6
巡航速度/(km/h)	450	450	249
任务半径/km	582	510	118
任务时间/h	1.294	1.132	0.475
转场航程/km	5751	4566	995
实用升限/m	8600	8600	4497
航时/h	2.588	2.265	0.950
航程/km	1165	1019	237
无地效悬停升限/m	2993	2993	2543
有地效悬停升限/m	3864	3561	3454
最大平飞速度/(km/h)	610	550	291
最大斜爬升率/(m/s)(直升机模式)	1000m高度		
	17.19	23.95	21.17
最大斜爬升率/(m/s)(固定翼模式)	1000m高度		
	9.66	12.64	—

3 任务效能分析

旋翼机任务效能是指旋翼机完成任务的能力和效果。对高速旋翼机的任务效能进行评估,可为高速旋翼机未来发展规划提供决策支持。本文基于设计的任务场景,使旋翼机带载荷飞行,抽取飞行过程中的相关指标进行效能评估分析。

表6 任务4飞行性能计算结果

Table 6 Flight performance calculation results of mission 4

性能指标	任务4		
	四倾转	双倾转	单旋翼
空机重量/t	30.1	23.0	19.8
燃油重量/t	9	8	8
有效载荷/t	7.22	4.6	4.6
巡航速度/(km/h)	450	450	249
任务半径/km	1540	1406	316
任务时间/h	3.423	3.125	1.266
转场航程/km	5751	4566	995
实用升限/m	8600	8600	4497
航时/h	6.845	6.250	2.533
航程/km	3080	2812	632
无地效悬停升限/m	2993	2993	2543
有地效悬停升限/m	3862	3561	3454
最大平飞速度/(km/h)	610	550	291
最大斜爬升率/(m/s)(直升机模式)	1000m高度		
	17.19	23.95	21.17
最大斜爬升率/(m/s)(固定翼模式)	1000m高度		
	9.88	12.98	—

3.1 效能评估模型

高原救援、远程运输、海上搜救等任务,主要关注旋翼机的飞行速度、巡航能力、反应速度等,因此,抽取空中投送能力指标和空中机动能力指标作为任务效能评估指标。

空中投送能力是指通过空中投送装备投送人员、装备、物资的能力,指标包括单位时间投送量、反应速度、投送对象适应性、投送环境适应性、投送速度、投送距离、单次投送量、可持续投送次数等;空中机动能力是指一定时间内改变飞行状态的能力,指标包括任务半径、转场航程、最大平飞马赫数、巡航速度、实用升限、航时、空中环境适应能力、空中受油能力等。

由于上述确立的高速旋翼机任务效能评估指标标准和尺度不一,尚无法直接综合起来评估任务效能,需对上述效能评估指标进行归一化处理。

对于正向趋势影响层面的效能指标(效能指标值越大,任务效能越大),归一化方法如下

$$\bar{X} = \frac{X - X_{\min}}{X_{\max} - X_{\min}} \quad (1)$$

对于逆向趋势影响层面的效能指标(效能指标值越小,任务效能越大),归一化方法如下

$$\bar{X} = \frac{X_{\max} - X}{X_{\max} - X_{\min}} \quad (2)$$

式中, X 为任务效能评估指标值, X_{\max} 和 X_{\min} 分别代表任务效能指标 X 的理想化极大值和极小值^[11-12]。

空中投送效能评估模型可表示为

$$E_R = \sqrt{\sum_{i=1}^N \bar{X}_i^2 / N} \quad (3)$$

式中, E_R 为旋翼机空中投送任务效能; \bar{X}_i 为归一化处理后的旋翼机投送能力指标值; N 为空中投送效能评估指标总数量。

空中机动效能评估模型可表示为

$$E_A = \sqrt{\sum_{i=1}^N \bar{X}_i^2 / N} \quad (4)$$

式中, E_A 为旋翼机空中机动任务效能; \bar{X}_i 为归一化处理后的旋翼机机动能力指标值; N 为空中机动效能评估指标总数量。

任务效能综合评估模型可表示为

$$E = \sqrt{\frac{E_R^2 + E_A^2}{2}} \quad (5)$$

式中, E 为旋翼机的综合任务效能。

3.2 效能仿真分析

概念设计阶段暂不考虑机载设备, 仅针对平台效能进行评估。基于高速旋翼机飞行性能计算结果, 分别对高原救援、高原运输、海上运输、贴海搜救等任务场景下的高速旋翼机空中投送效能、空中机动效能和总体效能进行评估。

效能评估指标极值设置见表7。效能仿真结果见表8~表11(表中数值表示构型的任务效能, 是无量纲量)。不同构型的任务效能对比如图2(图中纵坐标表示任务效能, 是无量纲量)所示。

表7 效能评估指标

Table 7 Effectiveness evaluation index

指标项		极小值	极大值	备注
空中投送效能	响应时间/min	0	60	参考机务准备时间
	单次投送量/t	0	10	参考任务载荷
	单位时间投送量/(t/h)	0	30	参考投送任务要求
	投送距离/km	0	1500	参考任务半径
	投送速度/(km/h)	0	600	参考最大巡航速度
空中机动效能	任务半径/km	0	1500	参考任务半径
	转场航程/km	0	5000	参考转场航程
	最大航时/h	0	8	参考最大航时
	最大平飞速度/(km/h)	0	600	参考最大平飞速度
	最大巡航速度/(km/h)	0	500	参考最大巡航速度
	实用升限/m	0	12000	参考实用升限

由仿真结果可知, 相比于单旋翼常规构型, 倾转旋翼构型的任务效能提升明显, 尤其是空中机动效能。无论是双倾转旋翼机还是四倾转旋翼机, 在4个任务场景下的总体任务效能较单旋翼构型提升幅度均在39%以上。其中, 由于飞行速度的提升, 倾转旋翼构型的空中机动效能提升尤为明显, 增幅均在90%以上。

在4个任务场景中, 四倾转构型的任务效能均为最优。

表8 任务1效能仿真结果

Table 8 Effectiveness simulation results of mission 1

	空中投送效能	空中机动效能	总体效能
四倾转	0.4408	0.5075	0.4753
双倾转	0.3551	0.4449	0.4025
单旋翼	0.3374	0.2299	0.2887
四倾转相对双倾转的提升/%	24.13	14.07	18.09
四倾转相对单旋翼的提升/%	30.65	120.75	64.63
双倾转相对单旋翼的提升/%	5.25	93.52	39.42

表9 任务2效能仿真结果

Table 9 Effectiveness simulation results of mission 2

	空中投送效能	空中机动效能	总体效能
四倾转	0.4449	0.6190	0.5391
双倾转	0.3733	0.5349	0.4612
单旋翼	0.2586	0.2428	0.2508
四倾转相对双倾转的提升/%	19.18	15.72	16.89
四倾转相对单旋翼的提升/%	72.04	154.94	114.95
双倾转相对单旋翼的提升/%	44.35	120.30	83.89

表10 任务3效能仿真结果

Table 10 Effectiveness simulation results of mission 3

	空中投送效能	空中机动效能	总体效能
四倾转	0.5414	0.5532	0.5569
双倾转	0.5166	0.5325	0.5246
单旋翼	0.4863	0.2019	0.3724
四倾转相对双倾转的提升/%	4.80	3.89	6.16
四倾转相对单旋翼的提升/%	11.33	174.00	49.54
双倾转相对单旋翼的提升/%	6.23	163.74	40.87

表11 任务4效能仿真结果

Table 11 Effectiveness simulation results of mission 4

	空中投送效能	空中机动效能	总体效能
四倾转	0.6060	0.7862	0.7019
双倾转	0.5268	0.7065	0.6231
单旋翼	0.3196	0.2480	0.2861
四倾转相对双倾转的提升/%	15.03	11.28	12.65
四倾转相对单旋翼的提升/%	89.61	217.02	145.33
双倾转相对单旋翼的提升/%	64.83	184.88	117.79

与单旋翼常规构型相比, 四倾转构型在4个应用场景下的总体效能提升分别为64.63%(高原救援)、114.95%(高原运输)、49.54%(海上运输)、145.33%(贴海搜救)。尤其是空中机动能力方面, 与单旋翼相比优势明显, 机动效能提升幅度在120%~220%之间。

与双倾转构型方案相比, 四倾转构型的任务效能有较

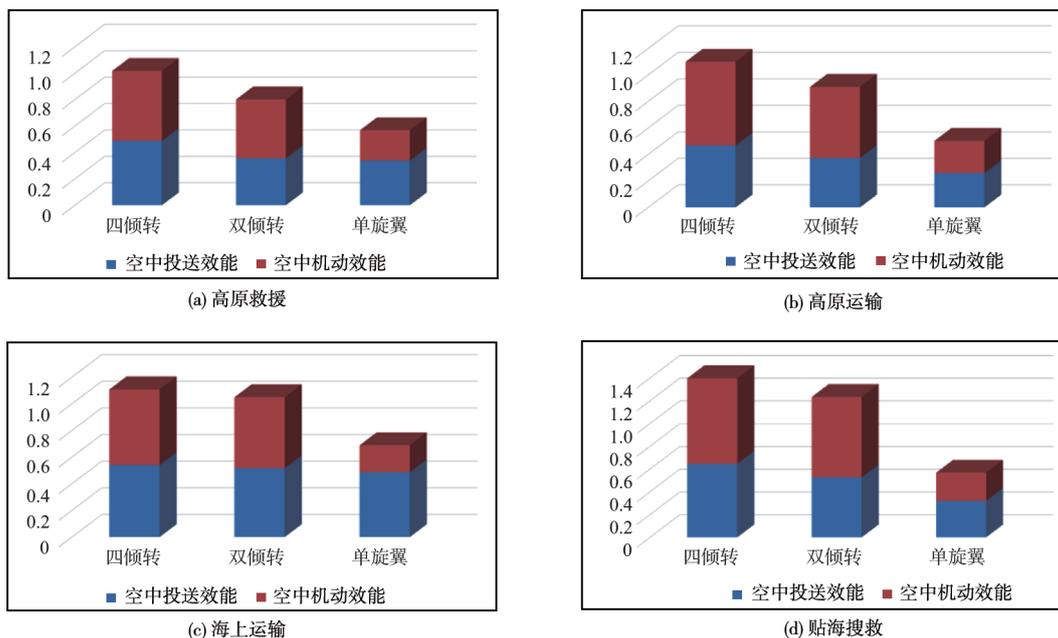


图2 效能仿真结果对比

Fig.2 Comparison between effectiveness simulation results

明显的优势,尤其是高原任务效能和空中投送能力方面。四倾转方案在4个应用场景中的总体任务效能与双倾转相比分别提升了18.09%、16.89%、6.16%、12.65%。其中,高原场景的任务效能提升尤为明显(任务1、2),均在15%以上;此外,四倾转构型的空中投送能力也尤为突出,与双倾转构型相比,其空中投送效能的提升幅度分别为24.13%、19.18%、4.8%、15.03%,具有较明显的提升。

4 结论

本文提出的高速旋翼机优化组合了常规直升机垂直起降、空中悬停作业、近地灵活机动等功能,以及固定翼飞机飞行速度快、航程远等功能,实现了高速、远程、强近地机动等功能特性。计算结果表明速度和航程都超越了现役飞得最快、最远的V-22双倾转旋翼机,近地机动能力达到甚至超越了常规直升机和共轴复合推力高速直升机等新概念飞行器,可满足我国未来复杂地形对高速旋翼机提出的任务需求。

为满足我国未来航空装备发展需求,高速旋翼机将是未来旋翼机重点研究方向之一。四倾转旋翼构型具有速度快、航程远、机动能力强等优点,在高原、海上环境执行运输投送、应急救援等任务具有明显优势,可与其他构型的高速直升机搭配使用,形成我国高速直升机装备体系。

AST

参考文献

- [1] 李春华,樊枫,徐明.共轴刚性旋翼构型高速直升机发展研究[J].航空科学技术,2021,32(1):47-52.
Li Chunhua, Fan Feng, Xu Ming. The development overview of coaxial rigid rotor helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology,2021,32(1):47-52. (in Chinese)
- [2] 邓景辉.直升机技术与展望[J].航空科学技术,2021,32(1):10-16.
Deng Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J].Aeronautical Science & Technology,2021,32(1):10-16. (in Chinese)
- [3] 郭淑霞,徐明.高速旋翼技术特点研究[C].第17届全国直升机年会,2001:444-449.
Guo Shuxia, Xu Ming. Research on technical characteristics of high-speed rotor[C]. the 17th National Helicopter Annual Conference,2001:444-449. (in Chinese)
- [4] 吴希明,张广林,牟晓伟.中国直升机产业的现状及发展建议[J].航空科学技术,2021,32(1):3-9.
Wu Ximing, Zhang Guanglin, Mu Xiaowei. China helicopter industry status and development proposal[J]. Aeronautical Science & Technology,2021,32(1):3-9. (in Chinese)
- [5] 冷俊杰,李昊,李治权.高速直升机的构型特点和发展方向

- [J]. 国际航空, 2021(3):36-39.
- Leng Junjie, Li Hao, Li Zhiquan. Configuration characteristics and development direction of high-speed helicopters[J]. International Aviation, 2021(3):36-39. (in Chinese)
- [6] 杨华杰. 浅析直升机高原地区飞行安全问题及措施[J]. 环球市场, 2018(30):373.
- Yang Huajie. Analysis of helicopter flight safety problems and measures in plateau area[J]. Global Markets, 2018(30):373. (in Chinese)
- [7] 李嘉. 海上救援直升机在我国应用现状探究[J]. 科技创新导报, 2018, 15(9):2.
- Li Jia. Research on the application status of maritime rescue helicopters in China[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2018, 15(9):2. (in Chinese)
- [8] 孙薇, 李治权, 李昊. 高速旋翼机典型构型发展与对比分析研究[J]. 军民两用技术与产品, 2021(4):34-38.
- Sun Wei, Li Zhiquan, Li Hao. Development and comparative analysis of typical configurations of high-speed rotorcraft[J]. Dual Use Technology & Products, 2021(4):34-38. (in Chinese)
- [9] 薛蒙, 孙强. 倾转旋翼机军事需求与关键技术分析[J]. 直升机技术, 2020(1):47-49, 27.
- Xue Meng, Sun Qiang. Tiltrotor military requirement and critical technology analysis[J]. Helicopter Technology, 2020(1): 47-49, 27. (in Chinese)
- [10] 张呈林, 郭才根. 直升机总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- Zhang Chenglin, Guo Caigen. Overall design of helicopter[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [11] 李国知, 吕少杰. 直升机作战效能评估技术应用与研究进展[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 70-77.
- Li Guozhi, Lyu Shaojie. Application and research progress on operational effectiveness evaluation technology for helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 70-77. (in Chinese)
- [12] 曹义华. 直升机效能评估方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- Cao Yihua. Helicopter effectiveness evaluation method[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006. (in Chinese)

Comparative Study on Multi-Plan of High-speed Rotorcraft Based on Mission Requirements

Yang Yuteng, Li Zhiquan, Leng Junjie

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China

Abstract: High-speed rotorcraft can meet the specific mission requirements of aviation equipment in China's complex geographical environment, and is one of the key research directions of future aircraft. In order to explore the performance characteristics and mission capabilities of different types of high-speed rotor mechanisms under specific tasks, this paper focuses on the problem of insufficient equipment required by China's plateau and maritime missions, proposes the concept scheme of dual-tilt rotor and quad-tilt rotor configurations to meet the requirements of high speed, long range and good maneuverability. The overall parameter estimation model, flight performance calculation model and mission effectiveness evaluation model are established based on mission requirements indicators. The comparison and analysis on different configuration schemes are carried out from the aspects of hovering efficiency, cruising performance, projection capabilities, maneuverability and other dimensions, thus providing reference for the future research of high-speed rotorcraft.

Key Words: high-speed rotorcraft; mission requirements; overall design; flight performance; mission effectiveness