

# UŽITNÝ VZOR

(11) Číslo dokumentu:

## 36 702

(13) Druh dokumentu: **U1**

(51) Int. Cl.:

*B64C 29/00* (2006.01)

*B64C 25/04* (2006.01)

*B64C 3/38* (2006.01)

(19)  
ČESKÁ  
REPUBLIKA



ÚŘAD  
PRŮMYSLOVÉHO  
VLASTNICTVÍ

(21) Číslo přihlášky: **2022-40426**  
(22) Přihlášeno: **02.02.2022**  
(47) Zapsáno: **16.12.2022**

- (73) Majitel:  
Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha 9,  
Letňany, CZ
- (72) Původce:  
Ing. Petr Raška, Praha 2, Vinohrady, CZ  
Ing. Petr Vrchota, Ph.D., Praha 10, Horní  
Měcholupy, CZ  
Ing. Martin Vyskočil, Jablonec nad Nisou, CZ
- (74) Zástupce:  
MACHU IP | patentová kancelář, Mgr. Matěj  
Machů, Ph.D., Václavské náměstí 804/58, 110 00  
Praha 1, Nové Město

- (54) Název užitého vzoru:  
**Letadlo s kolmým vzletem a přistáním**

## Letadlo s kolmým vzletem a přistáním

### Oblast techniky

5

Technické řešení se týká kombinovaných letadel schopných kolmého letu a přistání s dopřednými vrtulemi překlopnými tak, aby působily jako nosné plochy, a tedy vykazujícími při letu znaky jak letounu, tak letadla s točivými nosnými plochami. Technické řešení se dále týká konstrukčních prvků letadel spojených s trupem, a to křídel, nesoucích vrtulové pohonné jednotky a schopných měnit polohu změnou nastavení konstrukce celého křídla, a dále přistávacích zařízení letadel a vyznačených prvků, které jsou ve styku se zemí nebo podobným povrchem.

10

### Dosavadní stav techniky

15

Letadla schopná vertikálního vzletu a přistání (VTOL, vertical take-off and landing) označují skupinu leteckých dopravních prostředků, které nevyžadují pro svůj vzlet a přistání přistávací a vzletovou dráhu. Kromě vrtulníků se do této skupiny řadí i kombinovaná letadla opatřená proudovými motory se systémy vektorování tahu (známá příkladně z dokumentů US 6918244 A1 či GB 2109755 A) či sklopnými vrtulovými rotory (známá příkladně z dokumentu EP 1057724 A2). Tato letadla jsou mimo svislého vzletu i přistání, kdy je vztlak generován tryskami proudového motoru směřujícími kolmo k zemi či vrtulemi umístěnými rovnoběžně se zemí a působícími jako nosné plochy, schopná také konvenčního dopředného letu, kdy je vztlak generován profilem křídla a síla generovaná tahem proudového motoru či vrtulemi působí rovnoběžně se směrem letu.

25

Výhodou letadel typu VTOL je jejich aplikační variabilita daná možností operovat i v situacích, kde není k dispozici ranvej. Je možné je tedy využít k dopravě osob či nákladu do odlehlých či hornatých oblastí, v rámci městské zástavby či na bojištích. Z konstrukčního hlediska jsou letadla opatřená vrtulovými pohonnými jednotkami v porovnání s proudovými letadly výrazně jednodušší a díky menší prostorové náročnosti samotné pohonné jednotky mohou být tato letadla i menší a lehčí se současně větší nákladní kapacitou. Zároveň je u nich možné zvolit pohon prostřednictvím spalovacího motoru či elektromotoru (eVTOL). Z těchto uvedených důvodů má využití letadel typu VTOL v civilním i vojenském sektoru vysoký aplikační potenciál.

35

Konstrukce letadel typu VTOL vychází ze dvou možných konfigurací. První konfigurací je provedení s fixním křídlem a překlopným rotorem, kdy dochází k naklánění pouze samotných gondol nesoucích vrtuli a pohonnou jednotku, známé příkladně z dokumentů US 2011024555 A1 a US 10640207 A1. Případně je použito izolovaných propulzí pro vis a pro dopředný let. Druhou konfigurací je provedení s překlopným křídlem, známé příkladně z dokumentů WO 2019005131 A1, US 11077937 B1, WO 2018163171 A1 či WO 2012035153 A1, kdy jsou gondoly nesoucí vrtuli a pohonnou jednotku umístěné ve fixní poloze vůči křídlu a dochází k naklánění celého křídla společně s gondolami. V porovnání s uspořádáním s překlopným rotorem má uspořádání s překlopným křídlem několik výhod. Při vertikálním letu přichází u letadel s překlopným rotorem významná část proudu vzduchu hnaného vrtulí do kolmého kontaktu s plochou částí tělesa křídla, čímž dochází ke ztrátě účinnosti. Naopak v případě letadel s překlopným křídlem přichází proud vzduchu hnaný vrtulí do kolmého kontaktu pouze s náběžnou hranou křídla a křídlo je tak efektivněji obtékáno a nedochází k nárůstu odporu křídla nebo ke ztrátě jeho vztlaku, případně k odtržení proudu vzduchu při jeho obtékání. Další výhodou letadel s překlopným křídlem je přechod z vertikální do horizontální fáze letu, který je v tomto případě okamžitý. Naproti tomu letadla s překlopným rotorem musí nejprve dosáhnout dostatečné dopředné rychlosti náklonem celého letadla, aby byl získán potřebný vztlak na křídlech, a teprve poté může dojít ke sklopení rotorů.

50

Výhodou eVTOL letadel, tedy VTOL letadel opatřených elektrickým pohonem vrtulí, je především tichý chod pohonného systému, který se projevuje ve zvýšeném komfortu posádky. Nevýhodou dosavadního stavu techniky je především nevhodné umístění baterií, které tvoří z hlediska hmotnosti nejvýznamnější prvek konstrukce letadla. Systémy dle stavu techniky buď neuvažují polohu baterií vůbec, nebo případně popisují umístění bateriového setu v trupu letadla. Takové provedení při zachování velikosti trupu výrazně zmenšuje prostor pro posádku či náklad a z hlediska konstrukce a řízení letu vede k nevhodnému umístění těžiště letadla. Zároveň klade značné požadavky na pevnost podvozku a přistávacích prvků.

### Podstata technického řešení

Úkolem tohoto technického řešení je představit konstrukci letadla typu eVTOL, která výše zmíněné nedostatky stavu techniky odstraňuje.

Podstatou tohoto technického řešení je konstrukce letadla typu eVTOL s lehkým trupem a překlopným křídlem nesoucím vnitřní a vnější gondoly s instalací pohonného propulzního systému, přičemž vnitřní gondoly nesoucí propulzní systém mají integrované baterie a nesou hlavní podvozek s tím, že sestava křídla tvoří přibližně více než polovinu maximální vzletové hmotnosti celého letadla.

Křídlo letadla je provedeno jako jednodílné, průběžné a samonosné s celokompozitovou poloskořepinovou konstrukcí se dvěma nosníky, přičemž jedinou mechanizací jsou kompozitová křídélka na odtokové hraně mezi vnitřní a vnější gondolou. V centroplánu jsou závěsy křídlo–trup a závěs náhonu křídla.

Drak vnitřní gondoly je navržen jako kompozitová poloskořepina, přičemž jednotlivé zástavbové zóny, kterými jsou motorový prostor, prostor motorových instalací, prostor baterií a prostor podvozku, jsou odděleny přepážkami zodolněnými příkladně proti prohoření. Motorový prostor je přístupný sestavou krytů po celém obvodu prostoru a za motorovou přepážkou jsou prostory v podobě šachet pro jednotlivé systémy s přístupem velkým panelem ve spodní části gondoly. Přístup k hlavním podvozkovým nohám je zajištěn sestavou krytů a kontrolních otvorů.

Drakově stejný přístup jako u vnitřní gondoly je použit u vnější gondoly, avšak z důvodů menšího množství komponent je sestava jednodušší a neobsahuje prostor baterií a podvozku.

Propulzní systém je funkční celek tvořící základní pohonný systém letadla. Propulzi zajišťuje stavitelná vrtule, regulace vrtule, planetová převodovka, elektromotor, regulátory elektromotoru, chladicí systém a část distribučního elektrického systému v podobě sběrnice, jisticích prvků a kabeláže. Akumulátorové články jsou integrovány do sestav baterií a instalovány do šachet ve vnitřních gondolách. V zadní části vnitřní gondoly je umístěna noha hlavního podvozku. Ten je možné díky celkové koncepci letadla řešit jako pevný, a tedy i významně lehčí. Přístupy známé ze stavu techniky, kdy je hlavní podvozek instalován v trupu, by v případě rozmístění komponent, a tedy významné hmoty v křídle, podle tohoto technického řešení znamenaly zásadní požadavek na zvýšení ohybové pevnosti a tuhosti draku křídla, a tedy zásadní rekonstrukci křídla s vlivem na jeho odporové vlastnosti a hmotnost a tím snížení ekonomie letu a provozu. Dále by byl více namáhaný trup, který by tak musel přenášet celé zatížení křídla na zem.

Výše popsaná konstrukce je významná pro řízení letů mezi fází vis a let s využitím sil a momentů generovaných vztlakovou plochou, kdy ve visu je letadlo nestabilní, jelikož poloha těžiště je za působíštěm sil na křídle (vektor tahu od vrtulí na křídle), stabilita ve visu a manévrování jsou zajištěny tahem ventilátoru v ocasu a směr vektoru je nahoru, zatímco v horizontálním letu na křídle je letadlo aerodynamicky stabilní a využívá klasické rozložení vztlakových sil a momentů a ocasní plochy generují vyvažující sílu směrem dolů. Při přechodu mezi fázemi se těžiště letadla posouvá podél podélné osy letadla v závislosti na úhlu naklopení sestavy křídla vůči trupu.

Definované letové fáze spolu s pohybem těžiště při změně úhlu naklonění křídla vůči trupu jsou zásadní pro základní silovou rovnováhu v obou krajních letových režimech a schopností řízení těchto fází letu.

5

Eliminace klasického vzletu a přistání jako letoun zásadně snižují požadavky na křídlo a jeho nutné vyšší plošné zatížení a jeho plochu pro dosažení požadavků relativně nízké přistávací a pádové rychlosti letadla. Konstrukce letadla podle tohoto technického řešení je uvažována jako pro vrtulník, což umožňuje mít velmi štíhlé křídlo s minimálním odporem pro návrhový režim letu.

10

Konstrukce letadla podle tohoto technického řešení využívá vyšší tuhosti draku křídla ve směru střední aerodynamické tětiny, kde v tomto směru je umístěna podélná osa vnitřní gondoly, přičemž sestava vnitřní gondoly je hmotově dominantním celkem sestavy letadla. Z toho důvodu je vnitřní gondola použita pro zástavbu hlavního podvozku na jejím konci. Tento konstrukční princip zásadně snižuje celkové požadavky na pevnostní návrh letadla. Zatížení od přistávacího rázu je zavedeno do letadla přes křídlo, kritický pro návrh je pak uzel propojení křídlo–trup. Trup však představuje v tomto řetězci sil a setrvačných sil méně než polovinu vzletové hmotnosti letadla a k zachycení zbývající nižší energie z přistávacího rázu je nainstalován pomocný ostruhový a pomocný předřový podvozek.

20

### Objasnění výkresů

Obr. 1 zobrazuje axonometrický pohled na letadlo typu eVTOL s překlopným křídlem v poloze pro vertikální vzlet.

25

Obr. 2 zobrazuje axonometrický pohled na letadlo typu eVTOL s překlopným křídlem v poloze pro horizontální let.

Obr. 3 zobrazuje konstrukci gondoly a vnitřní uspořádání jejích komponent.

30

### Příklady uskutečnění technického řešení

Letadlo typu eVTOL sestává z trupu 1 opatřeného překlopným křídlem 2 nesoucím dvě vnější gondoly 3 a dvě vnitřní gondoly 4. Křídlo 2 má rozpětí 11,8 m, se štíhlostí 14,53 a plochou 9,583 m<sup>2</sup>. Křídlo 2 má negativní šíp, přičemž část mezi trupem 1 a vnitřní gondolou 4 svírá s kolmicí k trupu 1 úhel -0,59° a část mezi vnitřní gondolou 4 a vnější gondolou 3 svírá s kolmicí k trupu 1 úhel -4,11° při 25% střední aerodynamické tětině. Sestava vystrojeného křídla 2 váží 1563 kg, což představuje 54 % hmotnosti celého letadla, a sestava vystrojeného trupu 1 včetně 40  
 ocasních ploch, předřového pomocného podvozku 11 a ostruhového pomocného podvozku 12 váží 1333 kg, což představuje 46 % hmotnosti celého letadla. Překlápění křídla 2 pro změnu z fáze vis do fáze let je zajištěno spojením křídla 2 s trupem 1 prostřednictvím otočného závěsu a elektrohydraulickým aktuátorem. Vnitřní gondoly 4 i vnější gondoly 3 jsou pevnou součástí 45  
 konstrukce křídla 2 a jsou umístěny vzájemně rovnoběžně, přičemž jejich podélná osa je umístěna rovnoběžně se směrem střední aerodynamické tětiny křídla 2. Obě vnitřní gondoly 4 opatřené vrtulí 41 jsou tvořeny kompozitovou poloskořepinou, která je uvnitř rozdělena přepážkami 42 na jednotlivé zástavbové zóny v podobě motorového prostoru 431, prostoru 432 motorových instalací, 50  
 prostorů 433 baterií a prostoru 434 podvozku. V motorovém prostoru 431 je instalována sestava pohonné elektrické jednotky obsahující mimo jiné náhon stavění vrtule, elektromotor s převodovkou a chladič systém. V prostoru 432 motorových instalací je umístěna část distribučního elektrického systému v podobě sběrnice, jisticích prvků a kabeláže. V prostorech 433 55  
 baterií je umístěna sestava čtyř baterií Li-Pol akumulátorů. V prostoru 434 podvozku, je instalována noha hlavního podvozku 44, opatřená odpružením, kolem včetně integrované elektrické brzdy a integrovaným elektrickým servopohonem pro pohyb letadla v prostoru

5 vertiportu a zatačení ve verzi UAM. Obě vnější gondoly 3 opatřené vrtulí 31 jsou tvořeny kompozitovou poloskořepinou, která je uvnitř rozdělena přepážkou 32 na jednotlivé zástavbové zóny v podobě motorového prostoru 331 a prostoru 332 motorových instalací. V motorovém prostoru 331 je instalována sestava pohonné elektrické jednotky obsahující mimo jiné náhon stavění vrtule, elektromotor s převodovkou a chladič systém. V prostoru 332 motorových instalací je umístěna část distribučního elektrického systému v podobě sběrnice, jisticích prvků a kabeláže.

#### Průmyslová využitelnost

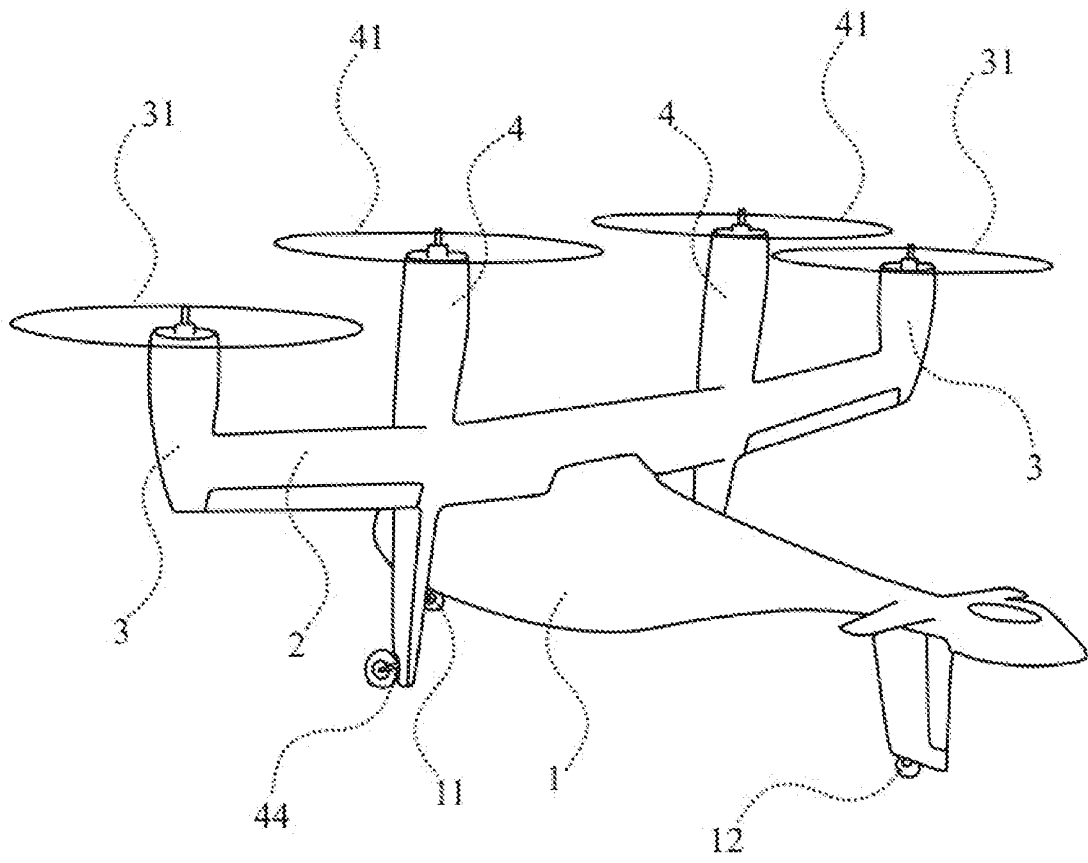
10

Letadlo s kolmým vzletem a přistáním opatřené překlopným křídlem je průmyslově využitelné jako osobní či nákladní dopravní prostředek v sektoru letecké dopravy či armádním sektoru.

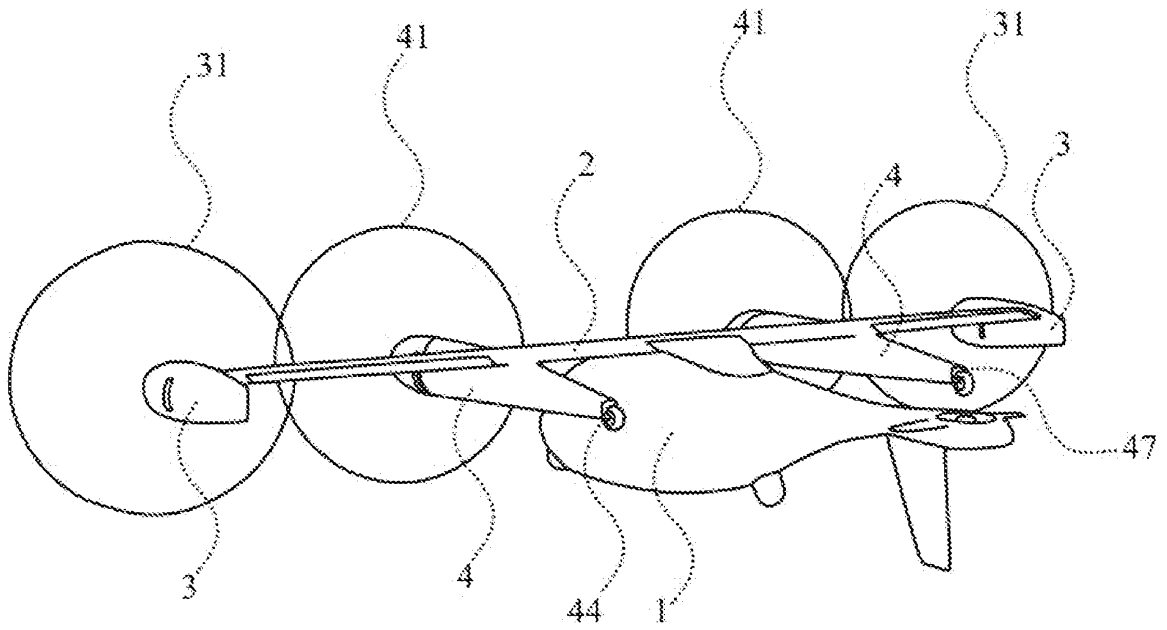
**NÁROKY NA OCHRANU**

- 5 1. Letadlo s kolmým vzletem a přistáním, s překlopným křídlem (2) nesoucím alespoň dvě gondoly (3, 4) s instalací pohonného propulzního systému, **vyznačující se tím**, že křídlo (2) je provedeno jako jednodílné a průběžné s tím, že alespoň dvě gondoly (4) jsou nosnými konstrukcemi nesoucími hlavní podvozek (44) letadla pro zavedení přistávacího rázu do letadla přes křídlo (2), přičemž trup (1) je opatřen pouze pomocným podvozkem (11, 12).
- 10 2. Letadlo podle nároku 1, **vyznačující se tím**, že pohonný propulzní systém zahrnuje elektromotor a baterie akumulátorů, přičemž baterie akumulátorů jsou umístěny v gondolách (4), které jsou nosnými konstrukcemi nesoucími hlavní podvozek (44) letadla.
3. Letadlo podle nároku 1 nebo 2, **vyznačující se tím**, že sestava křídla (2) tvoří více než polovinu hmotnosti celého letadla.
- 15 4. Letadlo podle nároku 3, **vyznačující se tím**, že sestava křídla (2) tvoří 52 až 58 % hmotnosti celého letadla.

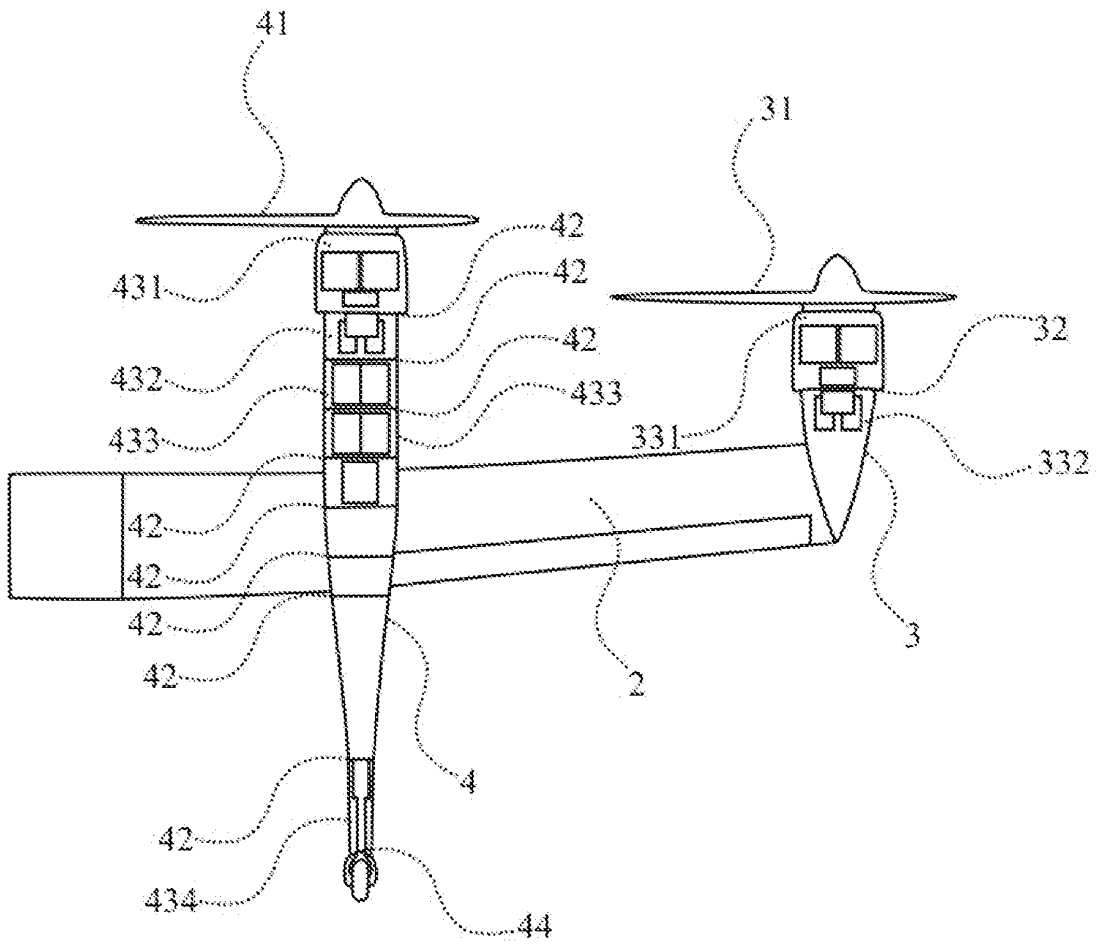
3 výkresy



Obr. 1



Obr. 2



Obr. 3