

(12)

PATENT

(21) Številka prijave: **202100136**

(51) Int. Cl. (2018.01)

(22) Datum prijave: **07.07.2021**

B64C 1/00

B64C 3/00

(45) Datum objave: **31.01.2023**

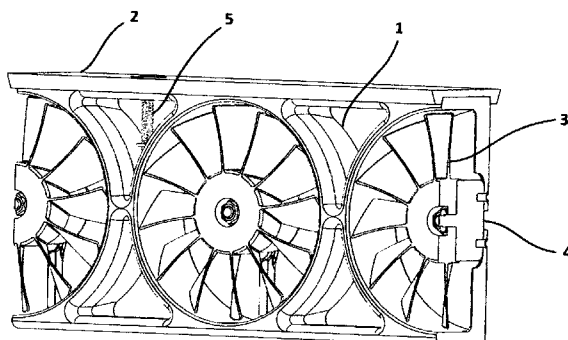
(72) Izumitelj: **Kavalič Sandi, 6276 Pobegi, SI;**
Dobre Bernard, 1000 Ljubljana, SI

(73) Imetnik: **Sandi Kavalič,**
Kavaliči 7, 6276 Pobegi, SI

(54) **VEČMODALNI ELEKTRIČNI POGON IN AERODINAMIČNI ZAVORNI SISTEM ZA JADRALNA LETALA IN DRUGE ZRAKOPLOVE**

(57) Večmodalni električni pogon in aerodinamični zavorni sistem za jadralska letala in druge zrakoplove rešuje problem zagotavljanja pogona in zračno zavornega sistema zrakoplovu. Izum je mogoče namestiti v nove zrakoplove ali pa naknadno vgraditi na mesto obstoječih aerodinamičnih zavor v že obstoječe zrakoplove. Izum je primeren za zrakoplove s fiksnimi krili (7) in je sestavljen iz uvlačljivega ali fiksnega ogrodja (1), ki se nahaja na zgornji strani krila, v kombinaciji z motorji (4) in elisa-

mi, ki delujejo kot pogonski ali pa zavorni sistem. Namestitev sistema na zgornji del konstrukcije - krilo (7) zagotavlja dodaten vzgon zaradi povečane hitrosti zraka nad krilom zrakoplova(7). Kadar se sistem uporablja za zaviranje, protismerno vrtenje elis (3) povečuje zavorno silo zrakoplova. Medsebojna neodvisnost delovanja motorjev (4) zagotavlja sistemu zanesljivost, funkcija uvlačenja pa zagotavlja zrakoplovu majhen upor, kadar sistem ni v uporabi ali je v okvari.



VEČMODALNI ELEKTRIČNI POGON IN AERODINAMIČNI ZAVORNI SISTEM ZA JADRALNA LETALA IN DRUGE ZRAKOPLOVE

Pričujoči izum se na nanaša na področje pogonskih enot za zrakoplove, natančneje na uvlačljivi porazdeljeni pogonski sistem in na področje aerodinamičnih zavornih sistemov za letala in predstavlja večmodalni pogonski in zaviralni sistem za letala.

Tehnični problem, ki ga izum rešuje, je zagotavljanje pogona letalu z večmodalnim porazdeljenim električnem pogonom, ki hkrati zagotavlja zračno zavorni sistem v skupni uvlačljivi enoti, integrirani v krilo letala. To jadralnim in drugim zrakoplovom - neodvisno od primarnega pogona ali drugih virov potrebnih za ohranjanje višine zrakoplova - podaljša čas letenja brez potrebe po nujnem pristanku in ponovnem vzletu. Omogoča rezervni pogon v sili, primarni pogon za vse faze letenja, dodatni pogon pri vzletanju, poveča učinkovitost zračno zavornega sistema in skrajša zavorno pot ob pristanku.

Obstaja precej znanih rešitev instrumenta oz. pogonskih sistemov za zrakoplove, ki služijo kot pogon za samostojno vzletanje in pridobivanje višine ali pa samo za ohranjanje višine zrakoplova. V glavnem so obstoječi pogonski sistemi fiksni, med letom jih ni mogoče uvleči v letalo in tako ob izklopu pogonskega sistema le-ta negativno vpliva na aerodinamiko zrakoplova. Obstajajo sicer rešitve, ki zlasti pri visokotehnoloških jadralnih letalih v najmanjši možni meri ovirajo laminarni tok zraka ob letalu. V teh primerih se sistem za uvlečenje večinoma uporablja za samostojno vzletanje tako, da se pogonski sistem uvleče v trup letala, ko je letalo na ustrezni višini. Glavna pomanjkljivost trenutnih sistemov porazdeljenega električnega pogonskega sistema (v nadaljevanju tudi: DEP sistemov) je povečan upor v konfiguraciji fiksne namestitve v primeru okvare električnega sistema. Obstajajo strategije za distribucijo električne energije do posameznih modulov z namenom doseganja redundance delovanja, ki so učinkovite pri okvari posameznih modulov, vendar pa primanjkuje mehanskih rešitev za primere večje okvare električnega sistema.

Ključne pomanjkljivosti običajnih pogonskih sistemov so njihova teža, velik zračni upor, nezložljivi deli, prevelik čas trajanja uvlačenja ali izvlačenja in problemi velikih emisij snovi, ki onesnažujejo okolje. V zvezi z odpravljanjem teh pomanjkljivosti in z razvojem

novih pogonskih tehnologij na področju brezkrtačnih elektromotorjev z enosmernim tokom (»BLDC«) ter razvojem novih vrst shranjevanja električne energije, večinoma z uporabo litijevih baterij, se pojavljajo tudi koncepti glede porazdeljenega električnega pogonskega sistema (»DEP«) za pogonski sistem, ki odpirajo novo obdobje za pogon zrakoplovov.

Rešitev problema predstavlja hibridni večmodalnim porazdeljenim električni pogon in zračno zavorni sistem v skupni uvlačljivi enoti, integrirani v krilo zrakoplova, ki v izvlečeni poziciji optimalno deluje kot zračna zavora in hkrati ne ovira letenja.

Porazdeljeni električni pogonski sistem je sestavljen iz več pogonskih modulov z neodvisnim napajanjem, večinoma z več večkrakimi elisami, ki so gnane na električni pogon. Ta sistem ponuja številne nove koristi v smislu konstrukcijskih možnosti, predvsem zaradi zanesljivosti, ki je pridobljena z več moduli. Namestitvev sistema DEP na zgornjo stran nepremičnih kril v mejni plasti omogoča dodatne aerodinamične prednosti, saj s povečanjem koeficienta vzgona zaradi aktivnega vpihavanja in tako hitrejšega zračnega toka ob krilu povečuje pogonsko učinkovitost v primerjavi z običajnimi pogonskimi sistemi.

V primerjavi z običajnim sistemom v smislu motorja s konfiguracijo propelerja ali reaktivnih motorjev je koeficient zračnega upora slabši, saj je zaradi večjega števila pogonskih modulov razporejenih po krilu ali drugih delih zrakoplova večja površina izpostavljena zračnemu toku, kar pomeni večji zračni upor v primerjavi z običajnimi tipi pogona.

Uvlačljiv sistem DEP, ki bi z uvlačenjem celotnega pogonskega sklopa omogočil najboljše drsno razmerje letala v primeru okvare sistema, pri hibridni konfiguraciji kot dodatek glavnemu pogonu pa dodatni potisk, ki je potreben pri vzletu, v fazi vzpenjanja ali pa za ohranjanje višine zrakoplova, bi predstavljal rešitev tako z aerodinamičnega kot tudi iz varnostnega vidika.

Zdi se, da je iskanje načinov za uvlačljiv pogonski sistem brez izpostavljenih delov, kadar ti niso potrebni ali v primeru okvare sistema, najmanj raziskano področje in zagotavlja veliko priložnost za optimizacijo sistema in zasnove letala. Obstaja že veliko uvlačljivih sistemov. Večina uvlačljivih sistemov je namenjenih podvozzju, zakrilcem in

aerodinamičnim zavoram s funkcijami uvlačenja / izvlečenja. Ti sistemi predstavljajo možnosti za naknadno vgradnjo pogonskega sistema oziroma možnosti za vgradnjo inovativnega DEP sistema v smislu uvlačljivih večmodalnih rešitev z majhnim ali ničnim učinkom na zračni upor zrakoplova v primeru okvare. S tem izkoristimo vse prednosti obeh funkcionalnosti teh sistemov.

Več prednosti oziroma koristi pričujočega izuma je predstavljenih v nadaljevanju, kjer je podan podroben opis z ustreznim sklicevanjem na priložene skice.

Skica 1 predstavlja pogled v perspektivi leve strani jadralnega letala pri izvlečenem položaju sistema.

Skica 2 predstavlja detajlni pogled od spredaj pri izvlečenem položaju in podroben pregled ključnih elementov sistema na levem krilu zrakoplova.

Skica 3 predstavlja pogled izvlečenega in uvlečenega položaja sistema v perspektivi in prikazuje pregled gibanja izvleka iz uvlečenega v izvlečeni položaj.

Skica 4 prikazuje podroben in povečan pogled na prerez od blizu z dodatnim podrobnim prikazom elementov sistema izuma.

OPIS IZUMA

Izum, prikazan na priloženih skicah, ni omejen na te skice glede nadgradljivosti, števila uporabljenih modulov pogona, obsega in uporabe. Priložene skice so namenjene prikazu in ne omejujejo obsega izuma. Vir energije, proizvedene ali shranjene za DEP, tip motorjev in ventilatorji so posplošeni, tj. moč in obseg batenje ali samega vira energije (to je lahko dušikov vodik, hibridni generatorski sistem, shranjevanje baterij). Iste številke na različnih skicah predstavljajo iste posamezne komponente.

Skica 1 prikazuje izum vgrajen v krilo 7 jadralnega letala, kjer lahko deluje kot sistem za samostojno vzletanje, kot sistem za ohranjanje višine letala ali kot sistem za pasivno ali aktivno zaviranje. Sistem je predstavljen v izvlečenem položaju. V tem položaju lahko elise (odvisno od smeri rotacije) delujejo kot pogonski sistem ali - ko je pretok zraka obrnjen - kot zavora. Aerodinamični profil jadralnega krila 7 ni omejen le na uvlačljivi tip sistema in ni omejitev za razširitev uporabe na različne konfiguracije ali na različne tipe letal. Sistem je mogoče namestiti na različne dele letala, možna pa je tudi

naknadna namestitvev na obstoječ sistem zračnih zavor jadralnega letala, ki se izvlečejo iz zgornje stani krila.

Skica 2 predstavlja podroben pregled komponent izuma. Ogradje 1 je narejeno iz kompozitnih materialov ali pa ima kovinsko konstrukcijo in predstavlja glavno ogradje izuma. Oblika in slog ogradja 1 se lahko določita glede na število uporabljenih pogonskih modulov 3. Oblika ogradja je aerodinamično oblikovana za zagotavljanje čim manjšega zračnega upora nosilne konstrukcije, okoli elis je ogradje oblikovano tako, da se zračni tok kanalizira in tako poveča hitrost zraka. V notranjosti ogradja so nameščeni pogoni DEP tipa EDF 3. Število EDF-jev je omejeno glede na razpoložljiv prostor za namestitev in predvsem odvisno od velikosti škatle z aerodinamičnimi zavorami, ko je sistem naknadno vgrajen ali od razpona krila, če je nameščen na novih letalih. Na zgornji strani ogradja 1 je pokrov zgornje zračne zavore 2 pritrjen z vzmetenimi vodili 5 in se uporablja kot pokrov zgornjega aerodinamičnega profila ali krila, ko je sistem uvlečen. Celoten sistem je pritrjen z dvema ali več nosilci 6, ki omogočajo uvlek in izvlek iz notranjosti krila 7.

Na skici 3 je predstavljeno izvlečenje in uvlečenje sistema. Celoten okvir sistema 1 je preko nosilcev 6 pritrjen na ogradje ali na krilo 7 v pritrilni točki 8, ki je hkrati tudi os rotacije nosilcev.

Skica 4 predstavlja pogled na izum v prečnem prerezu za ponazoritev aerodinamične oblike ogradja in komponent sistema 1. Glavni pogon je v večini primerov elektromotor 4 (najboljša opcija bi zaradi njegove zmožnosti vrtenja v obe smeri in enostavne kontrole hitrosti sicer bil brezkrtačni tip motorja (BLDC)). Motor 4 je pritrjen na ogradje 1 z vijaki. Elisa 3 je pritrjena na motor tako, da je poravnana z ogradjem 1 in ne izstopa. Popolna poravnava motorja 4 in sprednjega roba elise 3 s sprednjo stranjo ogradja 1 je ključnega pomena, saj bi kakršnokoli izstopanje v primeru neustrezne uporabe povzročilo morebitne težave z uvlekom in trke s krilom 7 ali ogradjem letala.

Pokrov 2 je pritrjen na ogradje 1 z vzmetenimi vodili. Ko se sistem uvleče, vodila 5 omogočajo popoln uvlek v krilo 7, zračni profil ali zavorno škatlo, vzmeti na vodilih 5 pa zagotavljajo potrebno tesnost pokrova. Ko se sistem uvleče, morajo biti reže med zgornjo površino krila 7 in pokrovom sistema minimalne oziroma ničelne.

Izum ponuja rešitev večmodalnega hibridnega električnega pogonskega sistema in zračno zavornega sistema. Sistem je kombiniran z ogrođjem aerodinamičnih zavor, ki se izvlečejo iz zgornje strani krila (najdemo jih na večini jadralnih letal), motorjev in elis. Sistem je uvlačljiv in ga je po želji možno izvleči, ko je potreben pogon in uvleči, kadar ni v uporabi ali v primeru napake in s tem ohranjati drsno razmerje letala. Ko se uvleče, sistem nima vpliva na zračni tok in kot tak zagotavlja dodatne varnostne zmogljivosti v primerjavi z običajnimi pogonskimi sistemi ali drugimi fiksnimi DEP-ji. Ker je sistem mogoče uvleči, torej umakniti, nam to daje možnost, da ga izkoriščamo kot pomožni sistem, kot dodatek glavnemu pogonskemu sistemu za uporabo ob vzletu ali med letom, ko je pogon potreben. Še ena prednost pa se pojavi pri jadralnih letalih, kjer je drsno razmerje ena izmed najpomembnejših lastnosti letala. Na drsno razmerje ključno vpliva laminarnost zračnega toka ob površini letala, kar pa pomeni, da je uvlačljiv sistem nujno potreben. Rešitev tipa DEP zagotavlja vso potrebno redundanco v primeru okvare enega ali več pogonskih modulov ali elektronskega krmilnika hitrosti (ESC). Tudi v primeru popolne okvare je mogoče celoten sistem umakniti in bo po potrebi še vedno lahko deloval kot običajna zračna zavora, saj tudi če se elise samodejno vrtijo, to pomeni le znatno zmanjšanje zračnega upora zavore.

Izum se lahko uporablja kot običajno zračno zavoro s tremi načini zaviranja. Pri prvi stopnji se elise samodejno vrtijo, pri drugi stopnji elise ne rotirajo, pri tretji stopnji pa se elise vrtijo v nasprotno smer pogona. V tem primeru upor dodatno aktivno povečamo in s tem zagotovimo večji kot spuščanja letala kot sicer z običajnimi aerodinamičnimi zavorami, lahko pa tudi zmanjšamo razdaljo, ki jo letalo potrebuje za ustavitev po pristanku.

Sistem je mogoče namestiti v različne konfiguracije, glede na število in velikost pogonskih modulov DEP in ga je mogoče tudi naknadno vgraditi v jadralna letala z aerodinamičnimi zavorami, ki se izvlečejo iz zgornje strani krila.

PATENTNI ZAHTEVKI

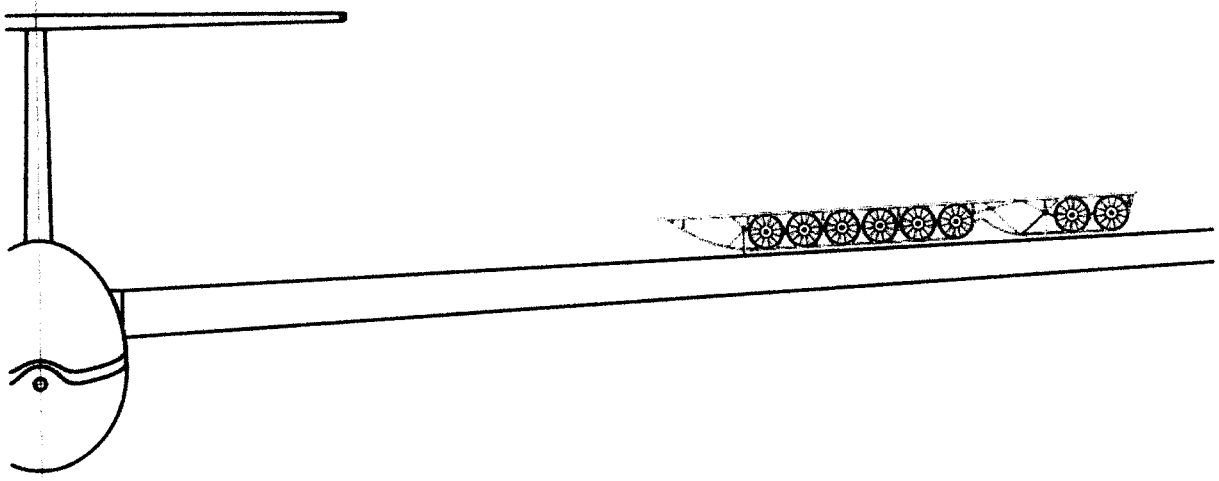
1. Večmodalni električni pogon in aerodinamični zavorni sistem za jadralna letala in druge zrakoplove
označen s tem,
da je sestavljen iz več modulov, pritrjenih na ogrodje(1), ki je uvlačljivo ali fiksno, od katerih vsak modul vsebuje svoj motor (4) in eliso (3).

2. Večmodalni električni pogon in aerodinamični zavorni sistem za jadralna letala in druge zrakoplove
označen s tem,
da imajo motorji (4) možnost vrtenja v obe smeri, kar omogoča, da elise (3) ustvarijo pogonsko ali pa zavorno aerodinamično silo in da je delovanje motorjev (4) medsebojno neodvisno.

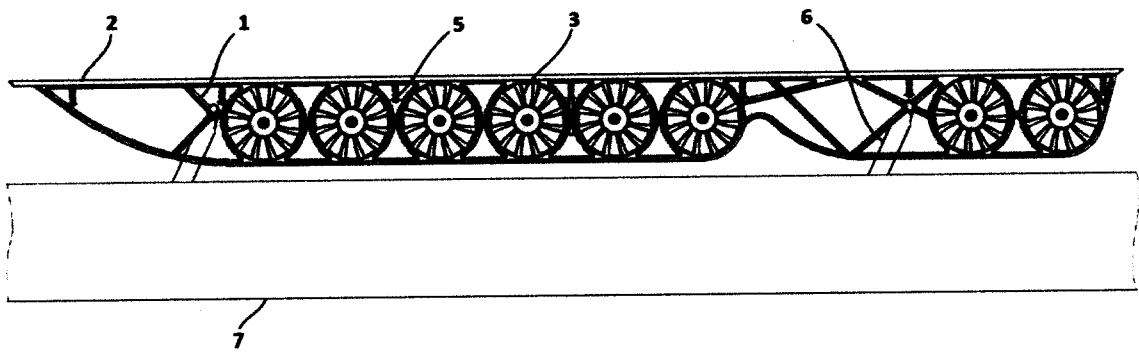
3. Večmodalni električni pogon in aerodinamični zavorni sistem za jadralna letala in druge zrakoplove
označen s tem,
da je pokrov (2) je pritrjen na ogrodje (1) z vzmetenimi vodili in celotni sistem nameščen na zgornjem delu konstrukcije (7) - krilu.

4. Večmodalni električni pogon in aerodinamični zavorni sistem za jadralna letala in druge zrakoplove
označen s tem,
da je motor (4) pritrjen na ogrodje (1) z vijaki, elisa (3) pa je pritrjena na motor tako, da je poravnana z ogrodjem (1), ne izstopa in je tako omogočena popolna poravnava motorja (4) in sprednjega roba elise (3) s sprednjo stranjo ogrodja (1).

1/2

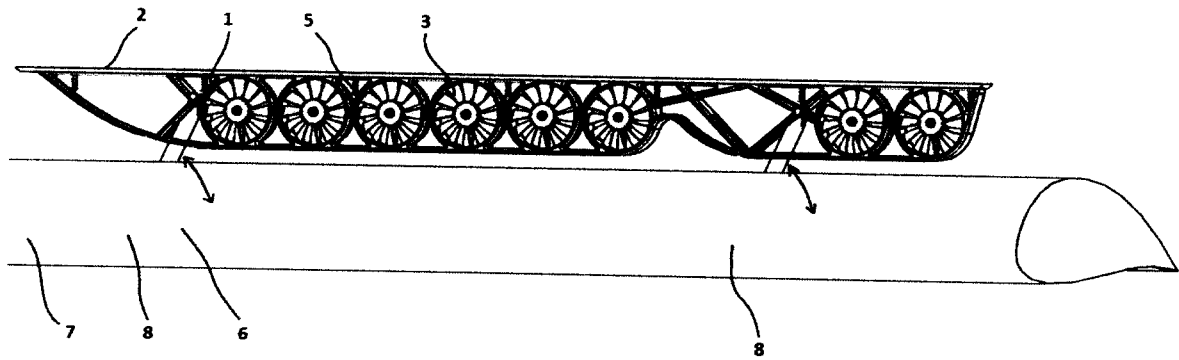


SKICA 1

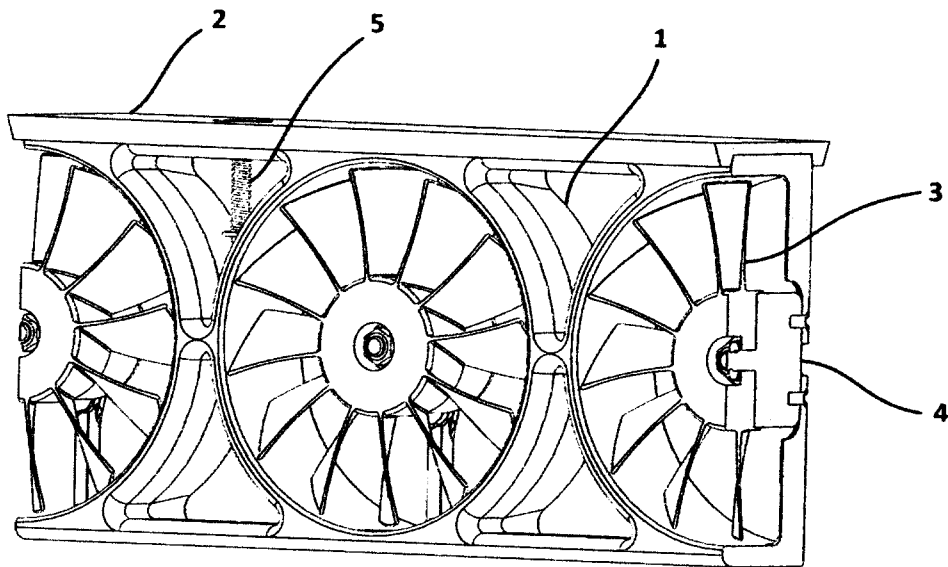


SKICA 2

2/2



SKICA 3



SKICA 4