

КОРИЦА

Георги Тончев

ЕЛЕКТРО АВИАЦИЯ

Патенти и ноу-хау

NET ZERO AVIATION

Patents & know-how

Фондация ЕКОВАТ ТЕХНОЛОГИИ

**„Всеки може толкова,
колкото знае!“**

Бенджамин Франклин

ЕЛЕКТРО АВИАЦИЯ

Патенти и ноу-хау

NET ZERO AVIATION

Patents & know-how

БЪЛГАРСКА, ПЪРВО ИЗДАНИЕ

© Георги ТОНЧЕВ, автор, 2023

George TONCHEV, author, 2023

© Ековат Технологии / Ecowatt Technologies

www.tonchev.net

e-mail: inventortonchev@gmail.com

Печат: AVDesignGroup.org

Въведение / Introduction

Главите в книгата представят световни патентни новости с успешно изпитани прототипи на български изобретения по българско ноу-хау. Всички иновации са фокусирани върху енергоикономична авиоархитектура, независимо дали става въпрос за електроавиация или с друга моторна тяга:

- 1. Моторни роторплани и планери с крила в затворен контур**
Motorized rotorplanes and gliders with annular ring wings
- 2. Електрически аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии**
E-Aerocas with pivoting wings with joined wingtips
- 3. Летателна система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове**
Flight system with joined bladetips of cascading coaxial propellers around rotor shafts
- 4. Безпилотен слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система**
Unmanned solar-reflector aircraft with photovoltaic wings, optical remote control and electro-regenerative propeller engine system
- 5. Вертикално излитащ и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга**
Vertical take-off and landing aircraft with annular oval wing and variable thrust vectoring engines
- 6. Фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет**
Photovoltaic aircraft with three fixed oval wings with the same fixed electromotor propellers for vertical take-off, landing and horizontal flight from commercially available components.

7. Хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори

A hybrid aircraft with an upper, main and lower wing structurally integrated in a closed circuit with peripheral motors

8. Мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол

A multi-hybrid freighter vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral movement in turns with wireless command and control

НОУ-ХАУ

KNOW-HOW

A.1. Спомагателна пилотска навигационна система

A.2. Pilot assisting navigation system

B.1. Иновативни инженерни решения за намаление разхода на енергия и необходимата мощност за нискоскоростни самолети с едновременен ръст на подемната сила

B.2. Innovative engineering solutions to reduce energy consumption and power requirements for low-speed aircraft while simultaneously increasing lift

C.1. Контра-въртящи се витла

C.2. Contra-rotating propellers

D.1. Логистика с безекипажна електроавиация

D.2. DRONE delivery

Електрическата пътна мобилност прогресивно ускорява развитието си. Само през 2023 г. продажбите на електроколи нарастват с повече от една трета, спрямо 2022 г.. Но не намаляват продажбите на неелектрическите коли. Електроколите, в които включваме и тези, чието електрозхранване е от горивни клетик, се движат предимно по улиците в градовете и са по-малко в междуградския трафик. Разширяването на градските трафични и паркинг капацитети очевидно изостава по много причини.

Накратко казано – уличните задръствания бързо ще се увеличават, с което средната скорост на уличното придвижване в градовете ще спада.

Малката електроавиация има очевидно предимство при натоварения градски трафик. В това число и летящите коли, които могат да функционират, както като пътни транспортни средства, така и като въздухоплатателен транспорт. Те са познати, но все още не са масови. Терминът "летяща кола" понякога се използва за включване на автомобили на въздушна възглавница и/или персонални въздушни превозни средства с вертикално излитне и кацане. Но и те преминават на електрическа тяга.



Статистиките за градските коли (независимо електрически или неелектрически) еднозначно показват, че в тях предимно се возят само шофьорите им. Средното пътническо натоварване на всички видове леки коли в града е само около 1.2 човека, при 4-5 пътнически места в тях.

Подобен пасажерски капацитет е целесъобразен и за летящите пасажерски машини за къси дистанции и в населените места.

Увеличаването на полезния им товар води и до затруднения при вертикално излитане и кацане, защото е необходима много по-голяма мощност на моторите им, съответно и собствената им маса е по-голяма. Но това не е нерешимо.

Важното за малката електрическа авиация е да се вписват в електрическата мобилност и да не ползва никакви замърсяващи горива. Такива са известните транспортни средства на електрическа акумулаторна тяга. Или с водородни горивни клетки за генерация на електричество на борда им, когато следва да покриват и по-дълги въздушни маршрути. Това са различни видове крилати роторни самолети с възможности за вертикално излитане и кацане.

Много прототипи бяха построени от началото на 20-ти век и досега, използвайки различни летателни технологии. Повечето от тях са проектирани да излитат и кацат на писта. Въпреки, че проектите бързо се увеличават, никой все още не е изграден в повече от няколко броя. Но развитието в тази посока се ускорява и вече редица проекти обещава търговско използване на електрическата авиация в най-близко бъдеще. А електрически ДРОН-ове за логистични нужди се използват от години. Вече има не един технически реализиран проект за пътнически полети, най-често за електро аеротаксита. Но те са за придвижване между летища и не се вписват в габарите на градските улици.

Една от главните причини за това е, че е необходимо да имат компактни овални/бокс сгъваеми крила, или каскадни крила с малък размахъ които да направят ползването им икономически целесъобразно по съществуващата пътна инфраструктура.

Такива аероиновации са подробно разгледани в тази книга, и по-специално в глави от първа до седма включително, както и в раздела НОУ-ХАУ на книгата. В него е описана и по-виската тягова ефективност на витла в кръгови пръстени и в конусни дуфузори.

Акумулаторите на електрическата наземна и въздушна мобилност е целесъобразно да се зареждат за реверсивното съхранение на електричество за обратното им изпразване при върховите натоварвания на електрическата мрежа.

Бързото развитие на фотоволтаиците вече трайно достига до конкурентно производство на електричество. Но реверсивното съхранение на свръхпроизведена енергия изостава не само у нас, което затруднява балансирането на електрическите системи, както в денонощен, така и в сезонен план. Едно наглед несложно решение е зареждането на обратни тягови акумулатори за електрическата мобилност. Но за подобно ефективно енергийно решение е необходима интелигентна разпределена електрическа мрежа с буферни станции за реверсивна електроакумулация със същите тягови акумулатори. Това може да е първата стъпка за “зелена” интеграция на транспорта и енергетиката.

Друга по-широка интеграция, подходяща в агроклиматични условия като у нас, е между:

1. поливното земеделие, включително градинарство с агро-фотоволтаици,
2. помпено акумулиращата реверсивна енергоакумулация на възобновяеми енергийни източници, съчетано с
3. буферни станции за реверсивна електроакумулация с тягови акумулатори

Летателни апарати с вертикално излитане и кацане могат да ползват паркинги на магистралите. Там също са и електрическите аеромобили и се разработват и внедряват иновативни технически решения за слънчева / ветрогенерация по магистрала и пътища. Те са пряко предназначени за хранване на реверсивни акумулаторни, както за електрическа мобилност, така и за водородни буферни енергийни станции в интелигентни мрежи.

Транспортният отрасъл и енергетиката са водещи в замърсяването на природната среда от използването на въглеродни горива. Затова преминаването към електрическа мобилност във въздушния и водния транспорт са ключови за успеха на “зелената сделка”. Използване на въглеродно неутрални горива за познатите горивни двигатели звучи добре. Но те могат само да намалят въглеродния отпечатък. Това е компромисно, далеч от радикалното, зелено решение. Но автостроителните корпорации са вложили милиарди инвестиции в сферата на двигателите с вътрешно горене (ДВГ), имат значителен опит в маркетинга и дистрибуцията и

е съвсем разбираемо да се борят да останат на стария си пазар, за да продължат да печелят от старите си ДВГ производства. Това, разбира се, е точно обратното на “зелената сделка”.

Печелившата автостроителна индустрия все още не може (не желае) да разработи конкурентни решения за многомоторни роторплани, които са в основата на аеромобилните проекти. Успешни проекти за летящи коли и лодки и разработват малки компании.

Използването на електрическа тяга, с акумулатори или водородни горивни клетки, е радикално технически по-ефективно. И в крайна сметка може да е по-евтино. В Европа въглеродните горива са дефицитни. А традиционните нескъпи доставки спряха.

Авиацията и транспорта са основни замърсители на околната среда, включителни и с емисиите от изгарянето на въглеродни горива. Електрическата мобилност ползва многократно зареждаеми акумулатори. Но ако те не се презареждат със “зелено” електричество, то се обезмислят всичките ѝ екологични ползи.

Невъглеродните природосъобразни енергийни източници като слънцето, вятъра, водните течения, гравитацията и др., както и тяхната енергоакumulация са присъщо необходими за електроавиацията.

Доскорошна бариера за ел-авиацията бяха скъпите и тежки акумулатори. Бързото прогресиране на многократно зареждаемите акумулатори все по-силно се стимулира, заради електрическия автомобилен сектор. А това означава по-леки, по-евтини и по-надеждни акумулатори с по-висока енергийна плътност. През последните години стандартната специфична енергийна плътност на акумулаторите от 150 Wh/kg достигна 300 Wh/kg. Това, разбира се, не е предел. А собствената суха маса на електрическите превозни средства на суша, на вода и по въздуха се намалява и от вариантите с водородни горивни клетки, вместо акумулатори. Горивни клетки не са масови, заради известния проблем с водородните резервоари. Те се решават със замяната им с водородни химически съединения, в които водородът се съхранява много по-безопасно.

Посочените варианти бързо стимулират електрическата авиация и сме свидетели на нарастващи по брой и видове иновативни разработки на летящи автомобили.

От друга страна - развитието на многороторните летящи крилни и безкрилни апарати е още по-бързо. И тук е пресечната точка между летящите коли и дроновете и разбира се – тяхната синергия.

Роторните аеромобили на електрическа тяга се правят с обща бордна захранваща енергийна база. А отделните витла, най-често се задвижват от отделни електромотори без скоростни кутии. Независимо от това, те електронно се управляват много по-прецизно от ДВГ. ДВГ могат също да бъдат отделни за всяко витло, но това усложнява управлението им и налага развита тръбна структура за осигуряване на гориво от общ резервоар.

Описаната електрическа силова и управленска структура е типична, не само за електрическите аеромобили и малката елавиация изобщо, но и за водните и за подводните приложения на иновативните крилни системи, описани във втора глава на книгата. Те са със значително повишена конструктивна якост и товароносимост.

Принципно са възможни поне три подхода за конструирането и производството на компактни крилни и безкрилни летателни машини, включително и аеромобили:

1. Да се започне от малък двуместен олекотен електромобил, надграден с крило/ крила, описани в глави от 1 до 7 в тази книга и да бъде с купе на колесна самобалансираща се основа, представено с иновациите от глава 8..
2. Да се започне от роторплан с голяма вертикална подемна тяга с интегриран стабилен електромобил, както е представено в глава 8.
3. Да се започне от нулево положение, при което ще помогнат всички изложени тук иновации от глава 1 до глава 8 включително.

Освен представените три сценария, съществуват и други възможности, както и комбинации между изброените.

В горепосочените, и други подобни сценарии, е напълно приложима иновативната помощна навигационна система. Тя базирана на отделен дистанционно или

самопилотиращ се контролиращ летателен апарат. Подобни решения са известни от военната авиация, но те са скъпи и не са основани на пряк визуален контрол от ръководител въздушно движение. А тук представеното е нескъпо решение за управление на множество летателни апарати от един диспечерски център. Помощната навигационна система е представена в точка А от част НОУ-ХАУ.

Книгата основно е посветена на синергията между посоченото в предходните точки 1 и 2. В нея са резюмирани поредица иновативни проекти със световна новост, които са изложени във всички глави на книгата, както и в частта НОУ-ХАУ. За тях са най-високите субсидии у нас и в ЕС, защото иновативните “зелени” транспортни и енергийни проекти са съществена част от европейската “Зелена сделка”. Но за да бъдат аеромобилите “зелени” не е достатъчно те да са акумулаторни или с горивни клетки, а е необходимо да се зареждат със “зелен” ток и със “зелен” водород. Затова също са необходими иновативни енергийни технически решения, които са предмет на други мои иновации, изложени и в книгите ми за развитието на “зелената” енергетика.

Изчислителна динамика на изобретените авиомодели изследвахме в симулирана водна и въздушна среда с помощта на софтуера ANSYS Fluent 14.0, който ползвахме за анализи. С моделите направихме компютърните симулации. Резултатите от тях верифицирахме с получените експериментални данни от изпитанията на физически модели. Математическата обработка на верифицирани резултати, включително извличането на тренд функциите с екстраполираните резултати за мащабно увеличени прототипи, направихме със специализирания софтуер MATLAB.

Някои крайни резултати са илюстрирани с диаграмите и таблиците в тази книга. А самите летателни тестове са широко видеопредставени на нашия мултимедиян Интернет портал <https://coptiplane.eu>

All chapters in the book present world patent innovations from 2023, according to developed and prototype tested Bulgarian aviation inventions:

1. Motorized rotorplanes and gliders with annular ring wings
2. E-Aerocas with pivoting wings with joined wingtips
3. Flight system with joined blade tips of cascading coaxial propellers around rotor shafts
4. Unmanned solar-reflector aircraft with photovoltaic wings, optical remote control and electro-regenerative propeller engine system
5. Vertical take-off and landing aircraft with annular oval wing and variable thrust vectoring engines
6. Photovoltaic aircraft with three fixed oval wings with the same fixed electromotor propellers for vertical take-off, landing and horizontal flight from commercially available components.
7. A hybrid aircraft with an upper, main and lower wing structurally integrated in a closed circuit with peripheral motors
8. Multi-hybrid freighter vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral movement in turns with wireless command and control

KNOW-HOW

- A.** Pilot assisted navigation system
- B.** Innovative engineering solutions to reduce energy consumption and power requirements for low-speed aircraft while simultaneously increasing lift
- C.** Contra-rotating propellers
- D.** DRONE delivery

Electric road mobility is progressively accelerating its development. As a result, in 2023 alone, sales of electric cars increased by more than a third compared to 2022. But it did not reduce sales of non-electric cars. Electric cars, in which we also include those whose electric power is from a fuel cell, move mostly on the streets in cities and are less in intercity traffic.

The expansion of urban traffic and parking capacities is clearly lagging behind for many reasons. In short, street traffic will rapidly increase, with which the average speed of street movement in cities will decrease.

Small electric aviation has an obvious advantage in busy city traffic. Including flying cars that can function both as road vehicles and as air transport. They are familiar, but not yet mainstream. The term "flying car" is sometimes used to include hovercraft and/or personal aerial vehicles with vertical takeoff and landing. But they also switch to electric traction. The statistics for city cars (regardless of electric or non-electric) clearly show that they are mostly driven only by their drivers. The average passenger load of all types of cars in the city is at least 1.2 people, with 4-5 passenger seats in them.

A similar passenger capacity is appropriate for short-haul passenger aircraft in urban areas. Increasing their payload also leads to difficulties in vertical take-off and landing, but this problem is now solvable.

The important thing for small electric aviation is to fit into electric mobility and not to use any polluting fuels.

Many prototypes were built from the beginning of the 20th century until now, using various flight technologies. Most of them are designed to take off and land on a runway. Although projects are rapidly increasing, none have yet been built in more than a few numbers.

One of the main reasons for this is that they need to have compact oval/box folding wings, or cascade wings with a small span to make their use economically feasible on the existing road infrastructure. Such aero innovations are discussed in detail in this book, and in particular in chapters one to seven inclusive, as well as in the KNOW-HOW section of the book.

The rapid development of photovoltaics has already permanently reached competitive electricity production. But the reversible storage of overproduced energy lags behind not only in our country, which makes it difficult to balance electrical systems, both on a 24-hour and seasonal basis. One seemingly simple solution is the charging of reversible traction batteries for electric mobility. Such an efficient energy solution requires a smart distributed electrical network with buffer stations for reversible

electric storage with the same traction batteries. This could be the first step for a "green" integration of transport and energy.

Another broader integration, suitable in agro-climatic conditions like ours, is between:

1. irrigated agriculture, including horticulture with agrophotovoltaics,
2. pump-accumulating reversible energy accumulation of renewable energy sources, combined with
3. buffer stations for reversible electric storage with traction batteries

Vertical take-off and landing aircraft may use motorway parking lots. There are also electric aeromobiles and innovative technical solutions for solar / wind generation on highways and roads are being developed and implemented. They are directly intended to power reversible batteries, both for electric mobility and for hydrogen buffer energy stations in smart grids.

The transport sector and the energy sector are leading in the pollution of the natural environment from the use of carbon fuels. Therefore, the transition to electric mobility in air and water transport is key to the success of the "green deal". Using carbon neutral fuels for familiar combustion engines sounds good. But they can only reduce the carbon footprint. This is a compromise, far from a radical, green solution. But the auto corporations have invested billions in the internal combustion engine (ICE) space, have significant experience in marketing and distribution, and are understandably struggling to stay in their old market to continue to profit from their old ICE production. This, of course, is the exact opposite of the "green deal".

The profitable automotive industry is still unable (unwilling) to develop competitive solutions for the multi-engine rotorcraft that are at the heart of aeromobile designs. Successful flying car and boat projects and developing small companies.

The use of electric traction, with batteries or hydrogen fuel cells, is radically more technically efficient. And it might end up being cheaper. Carbon fuels are in short supply in Europe. And the traditional inexpensive supplies stopped.

Aviation and transport are major polluters of the environment, including emissions from burning carbon fuels. Electric mobility uses rechargeable batteries. But if they are not

recharged with "green" electricity, then all those ecological benefits are meaningless.

Non-carbon natural energy sources such as the sun, wind, water currents and gravity, as well as their energy storage, are intrinsically necessary for electric aviation.

Until recently, a barrier to electric aviation was expensive and heavy batteries. The rapid progression of rechargeable batteries is increasingly stimulated by the electric car sector. And that means lighter, cheaper and more reliable batteries with higher energy density. In recent years, the standard specific energy capacity of batteries of 150 Wh/kg has reached 300 Wh/kg. This, of course, is not the limit. And the own dry mass of electric vehicles on land, on water and in the air is also reduced by the variants with hydrogen fuel cells, instead of batteries, which are also now used for electric mobility, but not en masse, because of the known problem with hydrogen tanks. They are solved by replacing them with hydrogen chemical compounds in which hydrogen is stored much more safely. These options are rapidly stimulating electric aviation, and we are witnessing an increasing number and types of innovative flying car developments.

On the other hand, the development of multi-rotor flying winged and wingless vehicles is even faster. And here is the intersection between flying cars and drones.

Electric powered rotorcrafts are made with a common onboard power source. And the individual propellers are driven by separate electric motors without gearboxes. Nevertheless, they are electronically controlled much more precisely than DHW. Diesel engines can also be separate for each propeller, but this complicates their management and requires an advanced pipe structure to provide its fuel from a common tank.

The described electric power and control structure is typical, not only for electric aeromobiles, but also for water and underwater applications of the innovative wing systems, which have significantly increased structural strength and load capacity. The described are part of the many and significant advantages over the use of DHG.

In principle, at least three approaches are possible for the construction and production of compact winged and wingless aircraft, including airmobiles:

1. To start with a small two-seater light electric car, upgraded with the wing(s) described in chapters 1 to 7 of this book and to have a body on a wheeled self-balancing base, introduced with the innovations of chapter 8.

2. Starting from a high vertical lift rotorcraft with an integrated stable electric vehicle as presented in Chapter 8.

3. To start from scratch, where all the innovations presented here from Chapter 1 to Chapter 8 inclusive will help.

Besides the three scenarios presented, there are other possibilities as well as combinations between the listed ones.

In the above and other similar scenarios, the innovative auxiliary navigation system is fully applicable. It is based on a separate remote or self-piloted controlled aircraft. Similar solutions are known from military aviation, but they are expensive and not based on direct visual control by an air traffic controller. And what is presented here is an inexpensive solution for managing multiple aircraft from one dispatch center. The auxiliary navigation system is presented in point 1 of the KNOW-HOW part.

The book is mainly devoted to the synergy between the points 1 and 2 above. It summarizes a series of innovative projects with world news, which are presented in all chapters of the book, as well as in the KNOW-HOW section.

We studied computational dynamics of the invented aircraft models in a simulated water and air environment using the ANSYS Fluent 14.0 software, which we used for analysis. With the models we did the computer simulations. We verified their results with the obtained experimental data from physical model tests. The mathematical processing of verified results, including the extraction of trend functions with the extrapolated results for scaled-up prototypes, was done with the specialized MATLAB software.

The final results are illustrated with the charts and tables in this book. And the flight tests themselves are widely video-presented on our multimedia Internet portal <https://coptiplane.eu>

1. Моторни роторплани с крила в затворен контур Motorized rotorplanes and gliders with annular ring wings

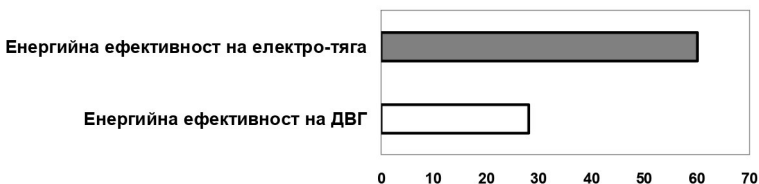
1.1. Ресурси

Тенденцията за масово навлизане на електрическата тяга във водния, наземния и въздушния транспорт се дължи не само на екологичните ѝ предимства. Чисто техническите преимущества на електрическата тяга са много по-големи и по-важни от екологичните. Но в масовата пропаганда този безспорен технически факт по-малко се разпространява.

Основният материал за електрическите машини е медта. Годишният пазарен дял на доставките на мед и медни изделия е над 300 милиарда долара, което е значително повече от дела на всички останали метали. Ако има нещо положително за България в този факт е, че ние сме сред първите 3 производители на мед в света. А тъжното е, че изнасяме почти само суровината и то чрез чужди фирми концесионери - съответно големите пари от родния ресурс е в износителите.

При сегашните технологии медта е безалтернативен компонент от електрическите двигатели. Добре известно е, че всяка безчеткова индукционна електрическа машина (без постоянни магнити) от среден клас е около три пъти по-енергоефективна от най-ефективните бензинови мотори.

Сравнение на енергийната ефективност на
ДВГ и електротягата в %



Вторият по важност компонент за електрическата мобилност са зареждаемите акумулатори. В наше време преобладават литиевите. Досега у нас не са открити литиеви находища. Но като алтернатива имаме цинк и манган, които са елементи за производство на нелитиеви акумулатори. Те съдържат още кадмий, никел и други елементи, за които не са намерени находища у нас.

Перспективна алтернатива на акумулаторите са водородните горивни клетки като незамърсяващи високо ефективни електрически генератори. За сега, съхранението и пренасянето на водород, независимо дали е зелен или не, не е приемливо решен проблем. Едно добро решение при използването на водородни горивни клетки на борда на електро-аеромобили е съхранението му във водородни съединения. Препоръчват се метал хидридите, както е представено в глави 11 и 12 на тази книга.

1.2. Авиационната електрическа мобилност

Масовите ДРОН-ове, които далеч не са най-добрият аеродинамичен пример за летателни системи, намират бързо нарастващи и многообразни приложения за най-различни дейности. Независимо от големия им разход на енергия, значителните им предимства произтичат от широко известния факт, че те не се нуждаят от специални площадки и инфраструктура за излитане и кацане. Те стартират от водна повърхност, практически от всякакви терени, включително и от подвижни автомобилни или релсови платформи.

Повечето от дроновете са изпълнени с различен брой комбинирани подемно-маршови витла. Техен голям недостатък е, че подемната им сила се създава само от въртящите се роторни витла и с тях те не могат да планират, нито да са енергоикономични в хоризонтален полет. Когато летят, витлата им непрекъснато се въртят и изразходват много енергия за движението си. Фактически витлата са нужни за вертикално излитане и кацане. Подемните ротори на масовите ДРОН-ове не са аеродинамично пригодни за ефективно хоризонтално движение на летателните апарати. Те изобщо не са в състояние да създават енергоефективна хоризонтална тяга. И затова такива ДРОН-ове рядко достигат хоризонтална скорост до 100 км в час. А в повечето случаи тази скорост е значително по-ниска.

Времето, през което ДРОН-овете ползват вертикална подемна тяга е десетократно по-малко от времето за хоризонтален полет и маневриране. Затова ефективното инженерно решение е вертикалната тяга да се генерира от несложни електромеханични системи. Затова е очевидно икономически нецелесъобразно подемните ротори да бъдат

сложни, тежки и скъпи. Затова в нашите разработки на вариокоптерите, както нарекохме този радикално нов вид летателни машини, използваме бюджетни технически решения, при които валове на подемните ротори са неподвижно монтирани и са без редуктори.

Витлата за маршово (круизно) летене също са фиксирани, което е бюджетно решение. И в двата случая те най-често се задвижват пряко от електрически мотори, захранвани от модулни акумулатори или от водородни горивни клетки.

Типично електрическите витлови мотори са трифазни-безчеткови, които са много надеждни машини. Много от тях са капсуловани и необслужваеми със заводска гаранция до 10 години.

Разработените пръстеновидни крилни системи са иновативни аеродинамични решения. Те дават значителни аеродинамични предимства, не само за ДРОН-овете, но и за други дозвукови безекипажни и екипажни самолети. Предимствата на крилата без периферии са подчертани в глави 2, 3, 4, 5, 6 и 7.

1.3. Нашите иновативни технически решения и експериментални резултати

В настоящо време конструкторите на ДРОН-ове все по-често включват фиксирани крила, което е познатото бюджетно решение за създаване на повишена товароносимост в крейсерски полет, но за сметка на значително увеличени габарити. Неизбежно в периферията на крилата се образуват вихри при летенето. Това причинява значителни периферни загуби на енергията, която се изразходва от роторите, както и от другите видове самолетни двигатели. Но големият проблем е, че при дозвуковите скорости околорилните вихри отклоняват целия фюзелаж на самолета, спрямо оптималната му хоризонтална позиция към по-изправена нагоре позиция. В резултат значително се увеличава индуктираното съпротивление при хоризонтално летене (до 37%). И това значително увеличение по време на стандартното 95% от времето на полета. Това съпротивление е неизбежно, защото е пряк резултат от крилната повдигаща сила. То се намалява с различни периферни извивки на

крилата. Намалението е до около само 2%. Радикалното решение е нулирането му, което става с пръстеновидни крила, формиращи затворен контур. Типичен пример а овалното крило, но почти същият резултат се получава и при пръстеновидни крила с незадължителна овална форма. Защото най-важното е крилата да нямат периферии, а не самата форма на затворения им контур. От нея зависят конструктивните, а не аеродинамичните им характеристики.

В тази книга представяме изпитани на физически модели различни иновативни конструкции на компактни крила със затворени контури, които са световни патентни новости. Те са интегрална част от летателната конструкция. Универсално са подходящи за витловата и невитловата авиация. Както и за частни случаи в свръхзвуковата авиация.

Поради липсата на крилни периферии вихровото периферно въздушно съпротивление, както и индукираното от него съпротивление, е нулево на всички крила в затворен контур. Нулирането на тези съпротивления е голям резерв за увеличаване аеродинамичната ефективност на всички видове екипажни и биекипажни летателни системи. Иновативните ни разработки в тази направление са редица от акцентите в настоящата книга.

Радикално новите ВАРИОКОПТЕРИ са с овални крила, което означава, че те могат да бъдат с двойно по-малък крилен размах, но якостно и аеродинамично значително да превъзхождат конвенционалните летателни машини със съпоставими параметри. А всяко таково крило има активна крилна площ, приблизително колкото на две единични крила. Но няма крилни периферии и затова няма периферни вихрови загуби при летенето, които индукират 37% от общото съпротивление на самолета.

Иновативните пространствени крилни структури са очевидно механично по-яки и с по-малък крилен размах при една и съща подемна крилна площ. Независимо дали това са пръстеновидни овални крила или крила с взаимно свързани периферии. За тях разработихме по-тънки и по-леки крилни профили, които са с по-малко челно съпротивление във въздуха. А то е най-важното за всички авиационни летателни машини, включително и за безмоторни.

Известно е, че необходимата мощност за моторните въздушни машини нараства с третата степен на скоростта им. Но ако се намали дебелината на крилото 3 пъти, необходимата мощност ще е 3 пъти по-ниска, при един и същ размах на крилото.

Затова изпитавме конвекционални крила на монопланни самолетни модели с много тънки и леки крилни профили, включително и с малки вертикални ръбове под тях. Те едновременно препятстват периферните загуби и увеличават въздушното налягане под крилото, с което подпомагат ръста на подъемната крилна сила. Подобен резултат се получава при тънки крила с гладки горни и грапави долни повърхности. Тънките крила са предпочитани за крилни структури в затворен контур, защото те сами по себе си са конструктивно по-стабилни, независимо, че самите крила са податливи на известна еластична деформация, както и всички крила на моноплани.

Необходими са допълнителни технически разработки на иновативните тънки квази крилни профили, за да се подобрят аеродинамичните – хидродинамичните им качества.

За да се постигнат качествено нови технически решения за обмитаните им повърхности следва да се разработят нови материали и съответните им технологии. Целта е с нови структурирани материали, в композитни конструкции с нискоомплитудна еластична деформация, да се постигне по-добър пасивен контрол, включително и чрез енергизиране на граничния слой на обмитаните крилни повърхности. Подобни иновативни решения са напълно приложими, не само на въздушните превозни средства, но и на сухопътните, водните и подводните. Както и за всякакви аеродинамични и хидродинамични приложения.

Облекчаване на полетното тегло става със спускаеми акумулатори. Но те следва да са модулни и да са парашутно спускаеми след изтощаване им. За това е целесъобразно модулите да са с еднакви напрежения и да са успоредно електрически свързани. След изтощението им, те могат да се отделят и спускат, без да се променя работното електрическо напрежение на борда на електрическите роторплани.

Намаляване разхода на енергия на електрическата авиация пряко зависи от тяговите електрическите мотори. Те следва да са с по-малки диаметри и с по-голями дължини. Така те запазват мощността се при по-високи обороти. А нежеланите центробежни сили, породени от собствената им въртяща се роторна маса, са по-малки от тези на по-къси мотори, но с по-големи диаметри, със съизмерима роторна маса. Електрическите силови машини с по-малки диаметри са по-енергоефективни, включително и защото по-добре се охлаждат, което пряко намалява електрическите им омически загуби.

За някои приложения са целесъобразни хибридни двигателни системи (съчетание с ДВГ). При необходимост може да се монтират и допълнителни ракетни ускорители. Целесъобразно е те да са спускаеми след изразходване на горивото, както са спускаеми и разредените акумулатори.

1.4. Допълнителна повдигаща сила на вариокоптерите и увеличена конструктивна якост

Валовите на подемните роторни витла са така разположени, че създават не само вертикална тяга, но обдухват и горните повърхности на крилата. Витлата ускоряват потокът над крилата, което понижава въздушното налягане. В резултат се генерира допълнителна подемна сила. Тя синергично се добавя към познатата крилна подемна сила при невертикално летене.

Описаната е най-енергоефективната аеродинамична схема, която разбираемо осигурява и най-енергоикономичното летене. Такива летателни апарати не са познати нито в теорията, още по-малко в практиката на авиацията.

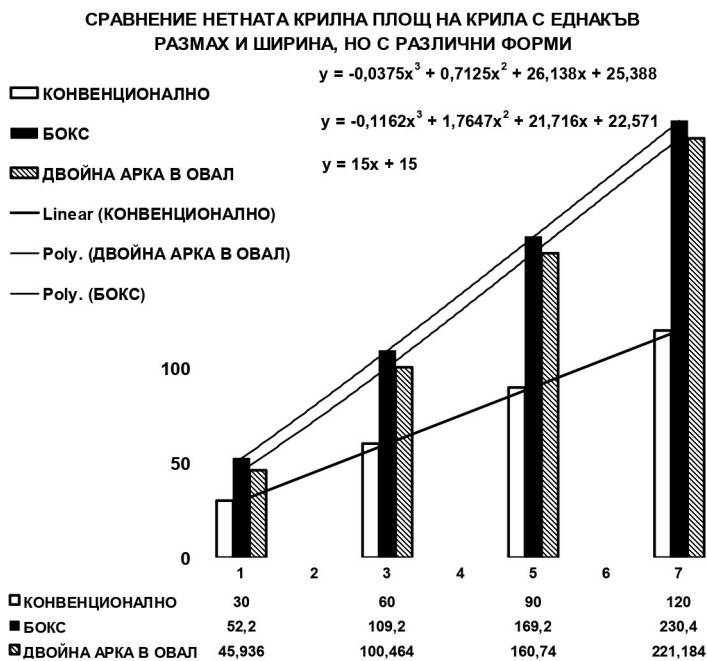
Благодарение на крило в затворен контур, и на подходящото му обдухване, се повишава едновременно нетната товароносимост на вариокоптерите с до 35%. А фактическата далечина на полета им, с еднократно зареждане на акумулаторите, при еднаква нетна полетна маса е в съизмерим процент. При еднакво дълго полетно разстояние полезният товар се повишава с до 30% при съпоставим разход на гориво/енергия.

Всяко пръстеновидно овално крило е закрепено към фюзелажа на две места, вместо чисто конзолно съединеното крило при монопланите в едно място. Затова съответните знакопроменливи огъващи моменти в мястото на съединяването на пръстеновидното овално крило към фюзелажа са значително по-малки. Отделно, размахът на овалните крила е около два пъти по-малък от този на моноплани със съизмерима товароподемност.

Казаното означава, че самата конструкция е по-стабилна и с по-малко динамично стареене на материала.

Въртящите се витла на подемните ротори и на круизните витла-пропелери, както и при крилата, също генерират нежелани вихрови загуби. Те са толкова по-големи, колкото са по-високи оборотите.

Затова разработихме енергоикономични нискооборотни витла със свързани периферии, с което се предотвратяват периферните им загуби. Такова иновативно решение е представено в трета глава на тази книга.



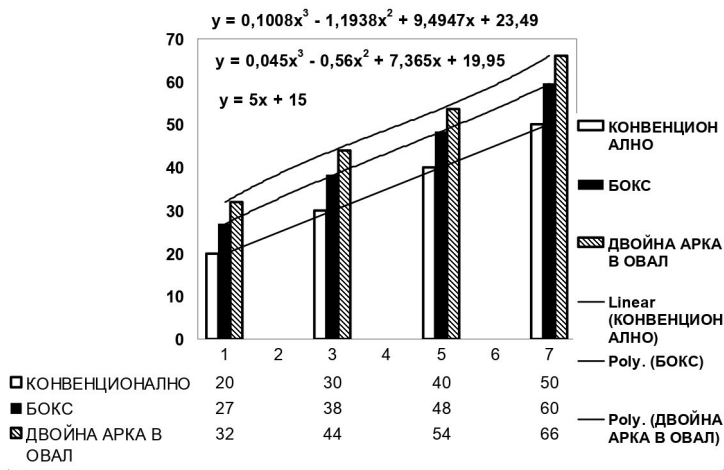
Разработките на вариокоптера са основани, не само на пръстеновидните крила, но на цялостно иновативни технически решения за летящите апарати. Те включват няколко световни патентни новости от 2023 г. за летателни машини (глави 2,3,4,5,6 и 7). Поради подобие то на аеро и хидрокрилата нашите разработки се прилагат, не само за летателни апарати, но и за подводни крила, както е посочено в края на втора глава.

Роторите на всички роторплани, са високо, което ги прави неустойчиви по завоите по пътищата. За да решим този проблем прилагаме наше иновативно решение (глава 8).

Крилата със затворен контур имат различна форма, които са сравнени в следващата таблица:

ВИД КРИЛО	ПОДЕМНА СИЛА	ВЪЗД. СЪПРОТИВЛЕНИЕ	АЕРОДИНАМИЧНА СТАБИЛНОСТ	ЯКОСТ
ЕЛИПСОВИДНО	НИСКА	СРЕДНО	ВИСОКА	ВИСОКА
ПОЛУЕЛИПСА	СРЕДНА	СРЕДНО	ВИСОКА	ВИСОКА
БОКС КРИЛО	ВИСОКА	ГОЛЯМО	НИСКА	СРЕДНА
ДВОЙНА АРКА	ВИСОКА	МАЛКО	СРЕДНА	СРЕДНА
ОВАЛНО	СРЕДНА	МАЛКО	СРЕДНА	ВИСОКА
ПЛОСЪК КРЪГЪЛ ПРЪСТЕН	СРЕДНА	ГОЛЯМО	ВИСОКА	НИСКА

**СРАВНЕНИЕ МАСАТА НА М2 КРИЛО ОТ ЕДНАКВИ МАТЕРИАЛИ С
ЕДНАКЪВ РАЗМАХ И ШИРИНА, НО С РАЗЛИЧНИ ФОРМИ**

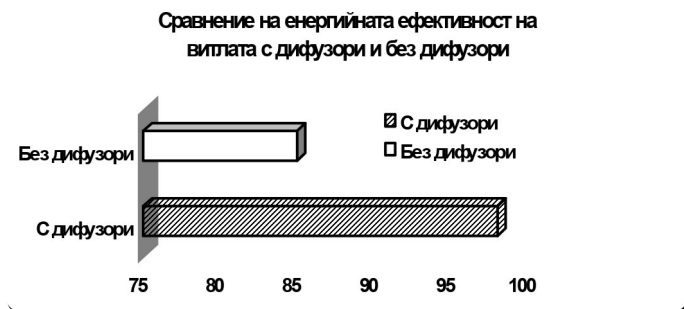


1.5. Вградени ротори в крилата

Крилата, без съмнение, са значително аеродинамично, а от това и енергоикономично предимствено за всеки роторплан. За електро роторпланите е от особено значение отворите на подъемните ротори да са в плоскостта на крилата. Целесъобразно е те да са дифузорно профилирани, което им дава поне три аеродинамични предимства:

1. Дифузорите увеличават тягата на пропелерите.
2. Дифузорите значително намаляват енергийните загуби от периферни вихри, образумаци се в перифериите на лопатите на витлата.
3. При въртеното лопатите на витлата "изсмукват" въздуха над тях и така намаляват въздушното налягане над крилата, като същевременно и увеличават налягането под тях, с което пряко нараства и подъемната сила на крилата в хоризонтален полет.

Количествено сравнение ефективността вижте на следващата диаграма:



Пълен анализ и сравнение на енергийната ефективност на въздушните витла вижте в раздел **С** в последната част на книгата.

1.6. Обобщени предимства

Изобретените крилати роторплани представляват универсален, качествено нов вид, крилен роторен самолет (крилат ДРОН), който излита и каца вертикално, но лети като самолет, а не като ДРОН само с ротори.

Неговото/неговите крило/а е/са с нулево периферно въздушно съпротивление и водят следните отличителни характеристики:

- Дълго време на полет
- По-голям оперативен радиус
- Увеличена товароносимост
- Устойчив на страничен вятър и при вълнение за водни транспортни средства
- Стабилен при всички полетни режими. Както и при глесиране на вода.
- Значително по-висока скорост
- По-голяма конструктивна якост, защото овалното крило е интегрирано с тялото.
- Допълнителна повдигаща сила
- Себестойността на вариокоптерите очевидно е ниска, в сравнение с тази на летателни машини с конвенционални крила, произведени от подобни материали и с подобни технологии. Причината е в пространствената структура на двуплощните или триплощните крила, защото перифериите им са

конструктивно свързани. А конструктивното им съединение с фюзелажа е в две или три успоредни сечения. Съответно огъващият момент в тях е два – три пъти по-малък.

- Аеродинамичната допълнителна повдигаща сила е причина за повишеното аеродинамично качество. А това означава, че безмоторното планиране се удължава.

1.7. Annular ring wings rotorcrafts

The trend towards mass penetration of electric thrust in water, land and air transport is due not only to its environmental advantages. The purely technical advantages of electric thrust /traction are much greater and more important than the ecological ones. But in mass propaganda, this indisputable technical fact is less widely spread.

And it is well known that a mid-range induction electric machine is about three times more energy efficient than the most efficient gasoline engine motors. Therefore, mass drones, which are not the best aerodynamic example of flight systems, find a rapidly growing variety of applications for a wide variety of activities. Their significant advantages in aviation stem from the well-known fact that they do not need special runways and infrastructure for takeoff and landing. They launch from the water surface, practically from any terrain, including mobile car or rail platforms.

Most of the drones are equipped with various numbers of combined lift-pitch propellers. Their big disadvantage is that their lift is created only by the rotating rotor propellers, and with them they cannot plan, nor are they energy efficient in horizontal flight. When they fly, their propellers are constantly spinning and expend a lot of energy for their movement. In fact, propellers are needed for vertical takeoff and less for vertical landing. But the time during which the drones fly vertically is many times less than the time for horizontal flight and maneuvering.

Cruising propellers are also fixed shafts, which is the obvious budget solution. In both cases, they are most often driven directly by electric motors powered by batteries or hydrogen fuel cells.

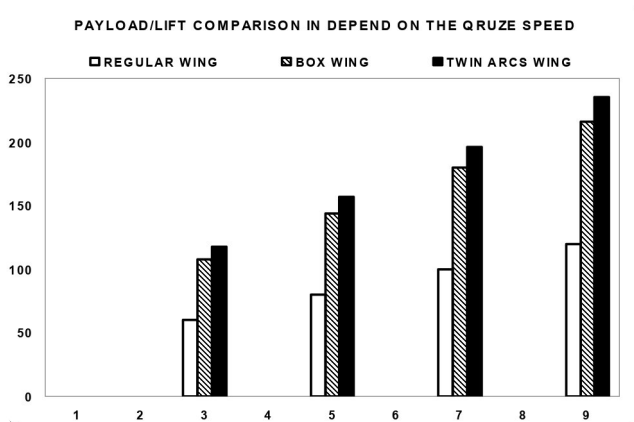
The batteries are modular and can be parachuted after they are exhausted, which reduces the flight weight. For some applications, hybrid propulsion systems (a combination of diesel, propulsion generator, and electric motors) are appropriate, and additional rocket boosters can be installed if necessary.

Nowadays, drone designers increasingly include fixed wings, which is the familiar budget solution for creating increased payload, but at the expense of significantly increased dimensions. Inevitably, vortices form at the periphery of the wings when flying. This causes significant peripheral losses in the energy that is dissipated by the rotors and propellers.

That is why we have developed various designs of compact annular ring wings with oval, boxq twin arc shapes (chapter 2,3,5,6,7), which are part of world patent novelties. They are an integral part of the overall aircraft structure. They are universally suitable for subsonic aviation, regardless of whether the aircraft are manned or unmanned.

The shafts of the lifting rotor propellers are so arranged that they create not only vertical thrust, but also blow on the upper surfaces of the wings. Propellers accelerate the flow over the wings, which lowers the air pressure. As a result, additional lifting force is generated. It synergistically adds to the known wing lift force in non-vertical flight.

Due to the absence of wing tips, the tip drag is zero on all annular ring wings. See the aerodynamic efficiency chart comparison of regular wing and annular ring-wings with the same aspect ratio:



Described is the most energy-efficient aerodynamic scheme, which understandably also provides the most energy-efficient flying. Such aircraft are not known even in theory, much less in the practice of aviation. Thanks to annular wings and its appropriate ventilation, the net carrying capacity of the variocopter increases by up to 35% and the actual distance of its flight with a single charge of the batteries at a comparable net flight mass. For the same flight distance, the payload is increased by up to 30% with commensurate fuel/energy consumption

Above described aerodynamic scheme assumes that the structural architecture of the variocopter is with rotor shafts mounted on the wing(s) so that their propellers are positioned above them. With this design, the dynamic and static load on the wings is increased. But due to their spatially closed construction, they are mechanically significantly more stable, which justifies the compact mounting of the rotor shafts on the wings. It is structurally advantageous for this mounting to occur centrally over the wings where the fuselage and center of mass of the variocopter are. Whether the lifting rotor is single or twin coaxial.

1.7.1. Innovative solutions and experimental results

The developments of the variocopter are based on several 2023 world novelties for flying machines. For flying cars we also use our automotive world novelties. The rotors of the variocopter, like all rotorcraft, are high, making them unstable on terrain in their airmobile qualities. To solve this problem we apply our innovative solution. It allows simultaneous steering and lateral movement of

the variocopter body to balance the inevitable centrifugal inertia during turns.

Flight weight is reduced with droppable batteries. But they should be modular and parachute-droppable after discharging. For this, it is advisable for the modules to have the same voltage and to be electrically connected in parallel. After their discharging, they can be detached and lowered without changing the operating electrical voltage on board the electric rotorcraft.

Reducing the energy consumption of electric aviation directly depends on traction/lifting electric motors. They should have smaller diameters and longer lengths. Thus, they retain power at higher RPM. And the unwanted centrifugal forces generated by their own rotating rotor mass are less than those of shorter, but larger-diameter motors with commensurate rotor mass. Electric power machines with smaller diameters are more energy efficient, including because they are better cooled, which directly reduces their electrical ohmic losses.

Wings are significantly aerodynamically and therefore energy-economically advantageous for any aircraft. For electric flying cars, as well as other compact aircraft, it is especially important that the rotor propeller openings are in the body of the wings. Then the holes themselves for them are shaped like diffusers, which gives them at least three aerodynamic advantages:

1. Diffusers increase propeller thrust.
2. Diffusers significantly reduce energy losses from peripheral vortices formed at the periphery of propeller blades.
3. Propellers reduce the air pressure above the wings and increase the pressure below them, which increases the lifting force of the wings in horizontal flight.

The innovative spatial wing structures are obviously mechanically stronger and with a smaller wingspan for the same useful wing area. Therefore, it is recommended for them to use thinner and lighter aerodynamic profiles, but without violating their aerodynamic qualities. Thinner airfoils have less drag in the air. And it is the most important for all aviation transport consequences. It is known that the required power for motorized air machines (respectively consumption of current, fuel, etc.) increases with the third fold of their frontal drag. And this means that if this drag is reduced by 3 times, the required power will be

27 times lower. Therefore, innovative developments of thin airfoils are needed to improve their aerodynamic - hydrodynamic qualities. In order to achieve qualitatively new technical solutions for their washed/wetted surfaces, new materials and their respective technologies should be developed.

The annular oval wings have a different shape:

ANNULAR RING WING	LIFT FORCE	AIR DRAG	AERODYNAMIC STABILITY	STRENGTH
ELLIPSE	LOW	MODERATE	HIGH	HIGH
SEMI ELLIPSE	MODERATE	MODERATE	HIGH	HIGH
BOX	HIGH	HIGH	LOW	MODERATE
TWIN ARC WINGS	HIGH	LOW	MODERATE	MODERATE
OVAL	MODERATE	LOW	MODERATE	HIGH
FLAT CIRCLE RING	MODERATE	HIGH	HIGH	LOW

The aim is to achieve better passive control with new structured materials, in composite structures, including by energizing the boundary layer of the wetted surfaces. Such innovative solutions are fully applicable, not only to air vehicles, but also to land, water and underwater vehicles. As well as for any aerodynamic and hydrodynamic applications.

1.7.2. Frame integrated annular ring wings

Each oval wing is attached to the fuselage in two places, instead of the monoplane's purely cantilevered wing in one place. Therefore, the corresponding variable bending moments at the junction of the oval wing to the fuselage are significantly smaller. Separately, the span of oval wings is about twice that of monoplanes of comparable payload. This means that the construction itself is not only several times more stable, but also with less mechanical and strength aging of the material.

1.8. Summary benefits

- Longer operating radius
- Higher payload
- Stable in all flight modes.

- Greater structural strength because the oval wing is integrated with the body.
- The cost is obviously low compared to that of conventional winged aircraft made of similar materials
- Shorter takeoff and landing
- Energy economy

2. Електрически аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии
E-Aero Car with pivoting wings with joined wingtips

2.1.ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

Настоящото изобретение се отнася до електрически аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии.

По-специално е предвиден за пилотирани полети на летящи апарати с повишена товароносимост и удължен радиус на действие.

Хенри Форд преди 90 години е казал: „Помнете ми думата: идва комбинация от самолет и автомобил. Може да се усмихнете. Но ще дойде” (Хенри Форд, председател, Ford Motor Company-1940). Всъщност, малко след първия полет на братя Райт, хората търсят начини да комбинират самолети и автомобили в едно превозно средство. През 1918 г. на Феликс Лонгобарди е издаден първият патент (Патент на САЩ № 1,286,679) за многофункционално превозно средство. През следващите 88 години са издадени многобройни патенти за концепции за превозни средства, които могат както да летят, така и да се управляват на терени. Въпреки че няма недостиг на изобретения в тази област, не е имало концепции, които са имали търговски успех.

Причините за липсата на търговски успех на многобройните предишни патенти за пътни самолети са толкова различни, колкото и самите патенти.

Някои се провалиха, защото дизайнът беше неосъществим или опасен. Други се провалиха, защото дизайнът беше твърде сложен или твърде скъп за производителя, докато повечето не задоволиха нуждите на клиента. Независимо от конкретната причина, до ден днешен изглежда нито един дизайн не е достатъчно практичен, за да се превърне в стабилен търговски успех. Казаното не е твърде изненадващо, като се вземе предвид разликата между самолет и автомобил, която трябва да бъде така съгласувана, за да бъде практично комбинирано превозно средство.

Една съществена разлика са крилата на самолета. За полет един самолет изисква дълги нешироки крила, което позволява повишена аеродинамична ефективност и намалени перферни вихри, което редуцира и индукираното съпротивление (което достига до повече от една трета от общото за самолети при дозвукови скорости – $M < 1$). Много

специалисти в областта приемат индуктираното съпротивление като пряко свързано с подемната крилна сила и едва ли не за неизбежно. Това обаче е принципно грешно в общия случай. То е вярно само за крила в една равнина, а за пространствени крилни конструкции в затворен контур изобщо не е вярно, защото тези видове крила просто нямат периферии. (такива крилни конструкции са разгледани подробно и в следващите глави)

За да може летяща кола да се движи по пътя, крилата не бива да пречат. А това означава, че те следва да се прибират, сгъват и т.н. Така те неизбежно стават, не само по-тежки, по-сложни и по-слабо надеждни, но и много по-скъпи.

Освен крилата, друг аспект на самолета, който не е пряко съвместим с автомобил, е витлото/ата, осигуряващи движението.

Витлото е най-чувствителната част от самолета към прорези и вдлъбнатини. Поради това пилотите са обучени да прокарават ръката си върху витлото преди всеки полет, за да проверят за повреди. При модулните конструкции витлото обикновено е част от конструкцията, която се премахва, за да се превърне превозното средство в автомобил. За интегрирани конструкции витлото или се отстранява, като например в US Pat. 2,430,869, ляво прикрепено към предната част на превозното средство (като например в превозното средство "Fusion" от Steve Nichols), или ляво прикрепено към задната част на превозното средство. При някои превозни средства витлото е прикрепено към задната част на фюзелажа, или е окачено под превозното средство. Но там не е безопасно място, защото е податливо на пътни отломки (като в патент на САЩ № 3,371,886). За да бъде практично, витлото трябва да бъде защитено от пътни отломки през цялото време, без да е необходимо шофьор – пилот да го сваля ръчно. Посочените проблеми за летящите автомобили понастоящем се решават с все по-широкото навлизане на електрическата тяга, независимо дали са с акумулатори или с водородни горивни клетки

Доскорошна бариера за електрическата авиация бяха скъпите и тежки акумулатори. На бързото прогресиране на многократно зареждаемите акумулатори все по-силно се стимулира, заради електрическия автомобилен сектор. А това

означава по-леки, по-евтини и по-надеждни акумулатори с по-висока енергийна плътност - Wh/kg. През последните години стандартната специфична енергийна плътност на акумулаторите от 150 Wh/kg достигна 300 Wh/kg.. А собствената маса на електрическите превозни средства на суша, на вода и по въздуха се намалява с прилагането на нови олекотени композитни материали. Независимо дали електрозахранването е с водородни горивни клетки или тягови акумулатори.

Посочените варианти бързо стимулират електрическата авиация и сме свидетели на нарастващи по брой и видове иновативни разработки на летящите автомобили.

По гореформулираните причини ДРОН-овете намират все по-многообразно приложение за различни дейности. Те имат значителни предимства в авиацията и затова следващият жалон по пътя на прогреса в транспорта е комбинация от електрически автомобил и ДРОН. И така най-лесно се избягват пътните задръствания и многократно се увеличава скоростта на градското и извънградското движение. Разработваните аеромобили, чрез нашите иновации, излитат и кацат вертикално от всякакви терени. Затова е и първото изискване е:

- Да излитат и кацат вертикално от/на стеснени площадки. Задължително да стартират от улици, паркинги и пътища без специализирана инфраструктура.
- Второто изискване е да пътуват по съществуваща пътна инфраструктура, което означава габаритите им да са съизмерими с тези на сегашните масови автомобили.
- Третото изискване е да са с компактни и сгъваеми крила, за да отговарят на нормите на наземния пътен транспорт.

Изобщо проблемът за компактните крила е пряко свързан с използване на съществуващите автомобилни платформи за логистиката на Вариокоптери, както и за възможността те да излитат и кацат на тях. Независимо дали се ползват за граждански, полицейски, гранични или военни нужди.

Повечето от дроновете са изпълнени с различен брой комбинирани подемно-маршови витла. Техен голям недостатък е, че подемната им сила се създава само от въртящите се роторни витла и с тях те не могат да планират, нито да са енергоикономични в хоризонтален полет. Когато летят, витлата им непрекъснато се въртят и изразходват много енергия за движението си. Фактически те са нужни за вертикално излитане и по-малко за вертикално кацане. Но времето, през което ДРОН-овете летят вертикално е стотици пъти по-малко от времето за хоризонтален полет и маневриране. Това важи в пълна сила и за аеромобилите.

Очевидно икономически е нецелесъобразно роторите за вертикално летене да бъдат сложни, тежки и скъпи, за да създават променлива по посока тяга. Затова е добре да се прилагат бюджетни технически решения, при които подемните ротори са неподвижно монтирани и са без редуктори.

Повече от век хората са мечтали за транспортно превозно средство, което е едновременно добра кола и добър самолет. Правени са много опити за реализиране на тази мечта: през 1917 г. компанията на пионера в авиацията Глен Къртис построява Autoplane, който постига кратки полети. През 1933 г. Уолдо Уотърман управлява първия успешен пътен самолет, наречен „Arrowbile“. През 1947 г. Convair Company построява експериментална летяща кола с разгъняема структура на крилото. Молт Тейлър завършва „Aerocar“ през 1949 г., който има подвижни крила и опашка, които могат да бъдат теглени като ремарке зад автомобилния модул. Тогава са построени няколко такива и някои все още летят днес. Преобразуването на „Aerocar“ от кола в самолет или обратно изисква около 40 минути работа. Terrafugia Transition е пътен самолет, който се разработва от 2006 г.; той променя конфигурацията автономно според указанията на оператора. Правени са опити за изграждане на летящи автомобили с вертикално излитане (VTOL), но мощността, необходима за излитане е много голяма и затова са се отказали.

По-долу е списък с коментари на различни патенти, свързани с летящи коли и с настоящото изобретение:

През 1991 г. Miller, U.S. Pat. 5,050,817 описва комбинирано шосейно и летателно превозно средство, което

използва задни многоосни сгъваеми крила и прибираща се опашка.

През 1992 г. Lay, US Pat. № 5,141,173 разкрива хибридна електрическа кола с опционални слънчеви панели.

През 1995 г. Wernicke, US Pat. 5,435,502 показва летящо и шосейно превозно средство с къс размах с горни и долни крилца.

През 1999 г. Pham, патентен документ US Pat. 5,984,228 разкрива бързо конвертируем летателен апарат с крило, което се върти като около една вертикална ос. Отзад е монтиран отзад дифузорно усилен въздушен винт - вентилатор.

През 2000 г. Spitzer, US Pat. № 6,082,665 разкрива самолет за пътно превозно средство с крила, които се сгъват до вертикални позиции, разположени напред по протежение на страните на превозното средство.

През 2000 г. Bragg, U.S. Pat. 6,086,014 описва сложни сгъваеми крила, които се прибират във вертикална ориентация отстрани на превозното средство.

През 2000 г. Pham, US Pat. 6,129,306 показва летящ самолет с крило, което се върти около една вертикална ос и допълнително има сгъваеми крилни секции.

Crow, US Pat. № 6,131,848 показва крила, сгъваеми до странични вертикални позиции с хоризонтално сгъваеми части, които подобряват видимостта на пътника.

През 2003 г. Haynes, US Pat. 6,619,584 (B1) разкрива крила, които се сгъват по множество надлъжни оси.

През 2004 г. Айнщайн, патент на САЩ. 6,786,450 (B1) описва асиметрични предни и задни въртящи се секции на върховете на крилата, движещи се в хоризонтална равнина и разгъваемы предни повдигащи се повърхности.

През 2005 г. Bragg, US Pat. № 6,877,690 (B1) разкрива мотоциклет с меко крило.

През 2011 Dietrich et al., U.S. Pat. No. 7,938,358 (B2) описва годен за движение самолет с крила, които се сгъват навътре, завъртайки се около четири надлъжни оси.

През 2012 г. Goldshteyn, патент на САЩ. 8,267,347 (B2) разкрива секции на върха на крилото, които се сгъват навътре около надлъжните оси.

През 2013 Великден, US Pat. № 8,371,520 (B2) описва телескопични върхове на крила и опашни стрели, както и ниско крило, което се върти около вертикална ос.

През 2013 г. Im, US Pat. № 8,464,979 (B2) разкрива сгъваем самолет с крила, където крилата се сгъват нагоре в основната част от всяка страна, като на птица.

През 2013 г. Schweighart et al., в американска патентна заявка US 2013/0193263 (A1) показва крила, които се сгъват около четири надлъжни оси, сгъвайки се нагоре в основната секция и надолу близо до средната точка на всеки страничен панел на крилото.

В патентен документ на САЩ WO2021199051(A1) се описва пътнo летящо превозно средство с вертикален старт и кацане, което има пътна конфигурация и конфигурация за полет, включително и с преместване на крилото. Представен е електрически аеромобил, включващ поне един въртящ се подемен ротор, с най-малко една лопата, монтиран в горната му част, механично свързан с поне един електрически подемен двигател. Това е решение има предимство на подходящото препозиционирана на крилото, но то е с недостатъчна подемна сила и е с познатите периферни загуби.

В последната и в нито една от разгледаните публикации, както и в други подобни технически иновации, не са предвидени компактни крила в затворен контур с нулеви периферни загуби, нито със спускаеми изтощени модулни акумулатори.

2.2.ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи електрически аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии, да пътува като автомобил по стандартни пътища и улици. Същевременно вертикално да излита от открити паркинги и да каца на тях. Да е със сравнително ниска себестойност с фиксирани валове и мотори, но с подвижни крила, за да се вписва в съществуващите пътни габарити и да не се нуждае от специализирана инфраструктура за излитане и кацане, както и да е със спускаеми изтощени модулни акумулатори.

Задачата е решена, чрез електрически аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии, включващ поне един въртящ се подемен ротор, с най-малко една лопата, монтиран в горната му част, механично свързан с поне един електрически подемен двигател, характеризиращ се с това, че в предната му част е монтирано поне едно маршово витло, с поне една лопата, механично свързано с поне един електрически маршови двигател, а на един вертикален позициониращ вал са монтирани най-малко две еднакви крила с взаимно свързани периферии, неподвижно фиксирани около позициониращия въртящ се вал, механично свързан с поне един позициониращ електродвигател, като първи електрически извод от монтирана на пода, електро акумулаторна група, през първи комбиниран управляем инвертор-контролер е свързана с електровход на подемния двигател, втори електрически извод от електро акумулаторната група, през втори комбиниран управляем инвертор-контролер е свързан с електровход на маршовия двигател, трети електрически извод от електро акумулаторната група, през трети управляем комбиниран управляем инвертор-контролер е свързан с електровход на позициониращия електродвигател, при което първи управленски извод от централен управленски блок е безжично свързан с управленски вход на първия комбиниран управляем инвертор-контролер; втори управленски извод от централния управленски блок е безжично свързан с управленски вход на втория комбиниран управляем инвертор-контролер; трети управленски извод от централния управленски блок е безжично свързан с трети управленски вход на третия комбиниран управляем инвертор-контролер; при което първи сигнален вход на централния управленски блок е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за динамични параметри; втори сигнален вход на централния управленски блок е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за геолокационните параметри и трети сигнален вход на централния управленски блок е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за метеорологичните параметри

Главните предимства на електрически аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани

периферии, че е с компактно крило, което му дава възможност да пътува по стандартни пътища и улици. Същевременно да излита от открити паркинги и да каца на тях.

По-голяма товароносимост, поради по-голямата площ на многостепенна крилна конструкция, както и благодарение на допълнителна подемна сила. Тя се генерира от подемните роторни витла, защото те са така разположени, че да обдухват и горните повърхности на крилата. Това ускорява потока над тях, което понижава въздушното налягане, независимо дали подемните витла се въртят моторно или от авторотация в хоризонтален полет. Допълнителната подемна сила синергично се добавя към познатата крилна подемна сила при невертикално летене.

Експлоатационното му предимство е, че се сглобява от нескъпи и налични на пазара компоненти. Затова не е нужна складова наличност от тях.

Последното предимство прави възможно най-широкото му пазарно разпространение.

2.3. ПРИМЕР ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ

Горната фигура представя схематичен профилен поглед и под него поглед отгоре на електрическият аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии, съгласно изобретението. С плътна линия, на погледа отгоре, е показана план формата на най-горната част от крилото в транспортна позиция при движение по пътната инфраструктура и в режим на вертикално излитане – кацане. Същата план форма, в хоризонтален полетен режим, е показана завъртяна на 90 ъглови градуса с прекъсната линия.

Примерът ще илюстрираме с показаната схема на фигурата. С представения пример далеч не се изчерпват конфигурационните комбинации за реализация на изобретението.

Електрически аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии, включващ поне един въртящ се подемен ротор 1, с най-малко една лопата 2, монтиран в горната му част 3, механично свързан с поне един електрически подемен двигател 4, характеризиращ се с това, че в предната му част 5 е монтирано поне едно маршово

витло 6, с поне една лопата 7, механично свързано с поне един електрически маршови двигател 8, а на един вертикален позициониращ вал 9 са монтирани най-малко две еднакви крила 10 с взаимно свързани периферии, неподвижно фиксирани около позициониращия въртящ се вал 9, механично свързан с поне един позициониращ електродвигател 11, като първи електрически извод от монтирана на пода 12, електро акумулаторна група 13, през първи комбиниран управляем инвертор-контролер 14 е свързана с електроход на подъемния двигател 4, втори електрически извод от електро акумулаторната група 13, през втори комбиниран управляем инвертор-контролер 15 е свързан с електроход на маршовия двигател 8, трети електрически извод от електро акумулаторната група 13, през трети управляем комбиниран управляем инвертор-контролер 16 е свързан с електроход на позициониращия електродвигател 11, при което първи управленски извод от централен управленски блок 17 е безжично свързан с управленски вход на първия комбиниран управляем инвертор-контролер 14; втори управленски извод от централния управленски блок 17 е безжично свързан с управленски вход на втория комбиниран управляем инвертор-контролер 15; трети управленски извод от централния управленски блок 17 е безжично свързан с трети управленски вход на третия комбиниран управляем инвертор-контролер 16; при което първи сигнален вход на централния управленски блок 17 е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за динамични параметри 18; втори сигнален вход на централния управленски блок 17 е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за геолокационните параметри 19 и трети сигнален вход на централния управленски блок 17 е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за метеорологичните параметри 20.

- Подъемният двигател 4 и маршовият двигател 8 са индукционни безчеткови електросилови машини.
- Позициониращият електродвигател 12 е стъпков.
- Електро акумулаторната група 14, включва успоредно електрически свързани електроакумулаторни модули.
- Акумулаторните модули са многократно зареждаеми литиево-йонни и са парашутно спускаеми.

- Позициониращият въртящ се вал 11 и вертикален вал на подемния ротор 21 са коаксиални.,
- Парашутно спускаемите модулни електроаккумулятори са с вградени активни геолокационни маркери.
- Централният управленски блок 17 е програмируем.
- Крилата 10 са успоредни помежду си.
- Крилата 10 са в двубоксова конфигурация.
- Крилата 10 са в овална конфигурация.
- Крилата 10 са в двойна аркообразна конфигурация.
- Крилата 10 са карбонови.
- Лопатите на подемния ротор 2 са контравъртящи се и са разположени между плоскостите на крилата 10.

2.4. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

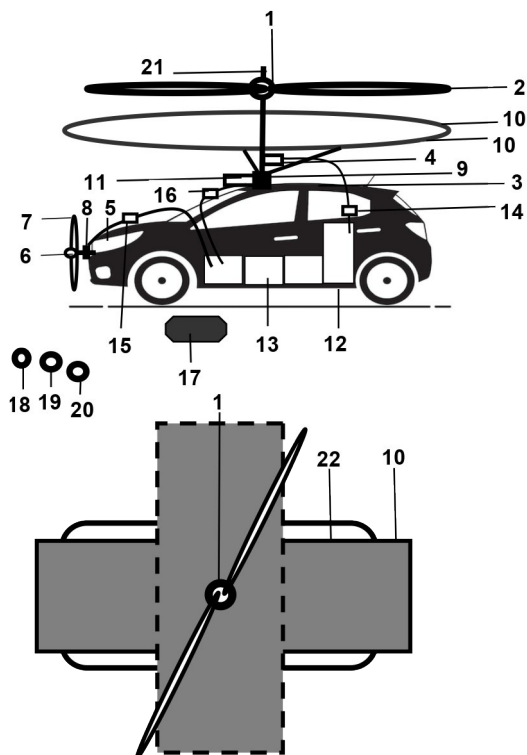
Принципът на ефективна работа на електрическия аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии, съгласно изобретението, произтича от възможността той да лети винаги енергоикономично с отделни фиксирани мотори за вертикално и круизно летене.

Цялостното му управление се осъществява от централния управленски блок 17, осигуряващ синергично синхронизиране работата на различните двигатели, в зависимост от полетните режими и метеорологични условия.

С плътна линия на погледа отгоре е показана план формата на най-горната част от крилото в транспортна позиция при движение по пътната инфраструктура и в режим на вертикално излитане – кацане. В този случай въздушното съпротивление на крилото е минимално, защото то се вписва в габарита на купето на аеромобила 22. Същата план форма в хоризонтален полетен режим е показана завъртяна на 90 ъглови градуса с прекъсната линия, когато крилото/крилата развиват пълната си подемна аеродинамична сила.

На фигурата прави впечатление, че крилото/крилата са нетипично много широки, спрямо типичните монопланни крила на самолетите. Типичните крила се стесняват към перифериите си, за да се намалят загубите на енергия при летенето по причина на значителните вихрови загуби в тях. В случая с крилата 10, благодарение на взаимно свързаните им периферии, тези загуби са нула, независимо от ширината им.

Затова те се конструират, за да се вписват плътно в план-формата на купето на аеромобила 22.

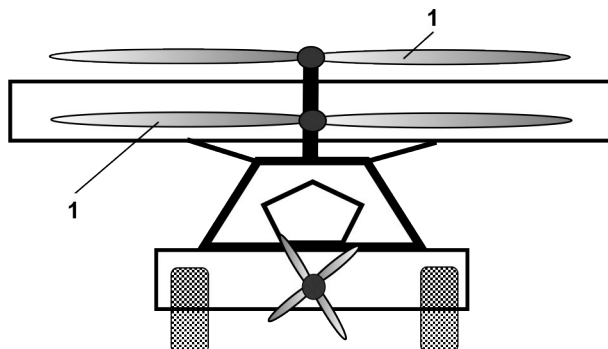


Електродвигателите 4, 8 и 11 са показани, в примера на фигурата, извън купето, за да могат да се охлаждат най-добре в полет.

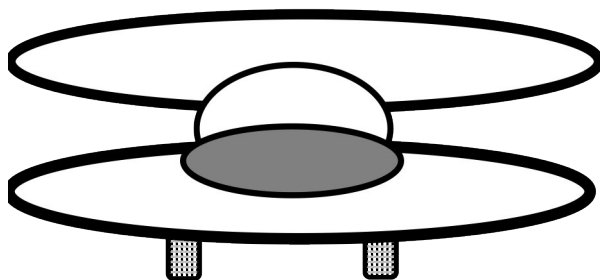
Валовите на подемните роторни витла 21 са така разположени, че създават не само вертикална тяга, но обдухват и горните повърхности на крилата 10. Витлата 1 ускоряват потока над крилата 10, което понижава въздушното налягане. В резултат се генерира допълнителна подемна сила. Тя синергично се добавя към познатата крилна подемна сила при невертикално летене.

Лопатите на подемния ротор може да са контравъртящи се и да са разположени между крилата 10.

Подемните ротори 1 са разположени така, че да обдухват горните повърхности на бокс крилото, което създава допълнителна подемна сила. Бокс крилото може да е надградено с едноплосно крило, монтирано успоредно над него.



На долната схема е показан преден поглед към аеромобил с две еднакви овални крила с нулеви индуцирани въздушни съпротивления, поради липсата на периферни крилни загуби:



Не е затруднено индустриалното приложение на електрическия аеромобил с подвижно позициониращи се крила с взаимно свързани периферии, защото се сглобява от нескъпи и налични пазарни компоненти.

2.5. Background of the invention

Henry Ford once stated, "Mark my word: A combination airplane and motorcar is coming. You may smile. But it will come" (Henry Ford, Chairman, Ford Motor Company-1940). In fact, shortly after the Wright brothers' first flight, people have been looking for ways to combine aircraft and automobiles into one vehicle. In 1918, Felix Longobardi was issued the first patent (U.S. Pat. No. 1,286,679) for a multi-use vehicle also known as a roadable aircraft. Throughout the following 88 years, there have been numerous patents issued for vehicle concepts that are capable of both flying and driving. While there has been no shortage of inventions in this field, there have been no concepts, which have met with commercial success. And there is no flying car used jet engines and putting two devices into one with both electricity and fuel.

The reasons for the lack of commercial success for the numerous previous roadable aircraft patents are as varied as the patents themselves. Some failed because the design was infeasible or unsafe. Others failed because the design was too complicated or too expensive to manufacturer, while most did not satisfy the customer's need. Regardless of the specific reason, to this day no design appears to have been practical enough to become a commercial success.

This is not too surprising when one considers the difference between an aircraft and automobile that must be reconciled for such a combination vehicle to be practical. One difference is the aircraft's wings. For flight, an aircraft requires long, high-aspect ratio wings. The high aspect ratio allows for increased efficiency and performance. In order for the vehicle to drive on the road, the wings must be dealt with. Most roadable aircraft can be classified by how they deal with the wings and tail of the vehicle when in driving mode. These classes are: VTOL (vertical take-off and landing), modular, and integrated.

VTOL aircraft typically either have very short wings or no wings at all. The idea is that if one is tired of being stuck in traffic, one could push a button, take off straight up and fly over the traffic jam. However, VTOL aircraft are much more akin to helicopters than the 'hovercraft' envisioned as flying cars. As with helicopters, VTOL vehicles generate lift by either helicopter-like blades or

ducted fans, which force a large amount of air downwards. This downwash will generally kick up a lot of dirt and rocks. The debris would be thrown into the neighbouring cars and pedestrians thus making the idea of taking off in the middle of traffic infeasible. As a result, VTOL aircraft are generally restricted to taking off from a helipad or remote area away from persons and property. Further, because of the complexity, numbers of parts, and stability issues, VTOL aircrafts are inherently complex and expensive to develop, build and maintain.

Modular aircraft typically look like traditional aircraft when the vehicle is configured for flight. When configured for driving, the vehicle's wings (and usually the tail section) are removed from the aircraft. This creates two problems. First, the vehicle's operator must manually remove the wings for driving and reattach the wings for flight. Some vehicles allow for a single operator to perform the function, while others require multiple persons. Regardless of the design, many operators do not feel comfortable in their own skills to attach the wings safely to the aircraft. Also, when the wings and tail are removed, the question becomes one of what to do with them. If the wings are left at the airport, then the operator must return to that same airport in order to fly. This defeats the freedom of having a roadable aircraft. Some modular aircraft solve this problem by allowing the wings to be towed behind the vehicle. The '939 patent is an example of a modular aircraft where the wings and tail are towed behind the vehicle.

Integrated aircraft keep the wings attached to the vehicle at all times. Typically, the wings are folded, either mechanically or manually, alongside or in the body of the vehicle. An integrated vehicle with mechanically operated wings allows for the operator of the vehicle to convert from aircraft mode to automobile mode at the 'touch of a button'. This may add a considerable amount of practicality to the vehicle.

Besides the wings, another aspect of an aircraft that is not directly compatible with an automobile is the propeller. The propeller is the most sensitive part of the aircraft to nicks and dents. Because of this, pilots are trained to run their hand over the propeller before each flight to check for damage. When driving down the road, rocks and other debris are often kicked up by traffic. In modular designs, the propeller is typically part of the structure that is removed in order to convert the vehicle into an

automobile. Therefore, modular designs typically do not have to worry about the propeller when the vehicle is configured for driving. For integrated designs, the propeller is either removed, such as in U.S. Pat. No. 2,430,869, left attached to front of the vehicle (such as in the "Fusion" vehicle by Steve Nichols), or left attached to the rear of the vehicle. Some vehicles, which leave the propeller attached to the rear of the fuselage, allow the propeller to hang below the vehicle where it is still susceptible to road debris (such as in U.S. Pat. No. 3,371,886). In order to be practical, the propeller should be protected from road debris at all times, without the need for the operator to manually remove the propeller.

An aspect of an automobile that is not directly compatible with an aircraft is the fact that the back of an automobile is typically a blunt surface. The reason for this includes the need for a rear bumper, indicator lights (such as turn signals) and identification devices (such as license plates).

Aircraft, on the other hand, have sharp trailing edges to reduce the aerodynamic drag while in flight. Having a blunt surface, such as that on the back of an automobile, would produce a substantial amount of drag on the vehicle when in the air. This extra drag is at least inefficient and may be unacceptable.

Modular designs with removable tail structures can hide the rear bumper and lights within the structure of the tail. However, integrated designs must deal with this problem. The prior art vehicles do not appear to address this issue. Either the vehicle has an automotive style aft end and takes the penalty in increased drag, or the vehicle has an aircraft aft end and does not address the need for bumpers or automotive lighting.

Finally, automobiles are typically designed to be strong and sturdy in order to survive the harsh environment of the road including potholes, bumps, curbs and other typical road hazards. This causes automobiles to be heavier than aircraft, which only have to deal with runways that are usually well paved. Fortunately, material technology is available now that allows for strong reliable structure at a fraction of the weight of previous automotive structures.

As such, while a number of flying car designs have been contemplated or produced, these designs have in general been impractical for use as general purpose driving and flying vehicles capable of meeting road and air vehicle safety standards. Also

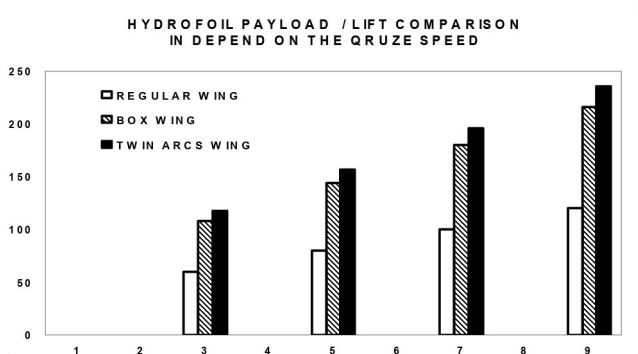
existing flying car have many technical problems, such as a car will change shape, leading to the volume, the weight is increased, limiting the travel of the land vehicle drivability and flexibility. Thus, there is need for a flying car with more flexibility and driveability, which overcomes the aforementioned complications.

For over a century people have dreamed of a vehicle that was both a good car and a good aircraft. Many attempts have been made to realize this dream: in 1917 aviation pioneer Glenn Curtiss' Company built the Autoplane, which achieved short flight hops. In 1933 Waldo Waterman flew the first successful roadable aircraft called the "Arrowbile". In 1947 the Convair Company built an experimental flying car with a detachable wing structure. Molt Taylor completed the "Aerocar" in 1949, which had detachable wings and tail assembly that could be towed as a trailer behind the car module; several production units were built and some still fly today. Converting the "Aerocar" from car to plane or back again required about 40 minutes of work. The Terrafugia Transition is a roadable aircraft that has been under development since 2006; it changes configuration autonomously as directed by the operator. Attempts have been made to build vertical take off (VTOL) flying cars, but the power required to take off and the windblast produced are both daunting.

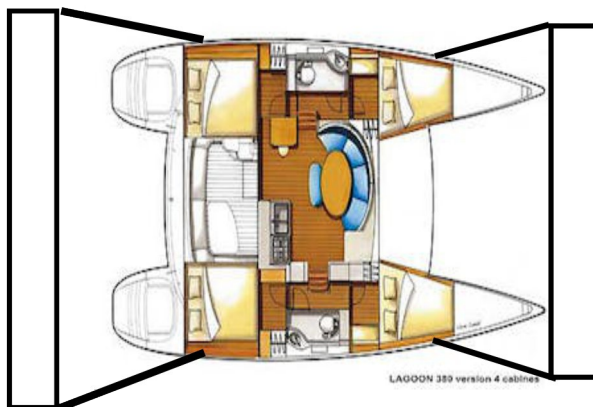
2.6. AEROSPACE AND UNDERWATER APP

Efficient operation of the electric aero car with pivoting wings with joined wingtips, according to the invention, stems from the possibility that it can always fly energy-efficiently with separate fixed motors for vertical and cruise flying, under the control of the central control unit 17, ensuring synergistic synchronization of the work of the various engines, depending on the flight modes and weather conditions. With a solid line of sight from above, the plan shape of the uppermost part of the wing is shown in the transport position when moving on the road infrastructure and in the vertical take-off-landing mode. In this case, the air drag of the wing is minimal because it fits within the dimensions of the aero car compartment 22. The same plan form in horizontal flight mode is shown rotated through 90 angular degrees with the dashed line when the wing(s) develop their full aerodynamic lift. In the figure it is noticeable that the wing(s) are atypically very wide compared to typical monoplane aircraft wings. Typical wings taper towards their

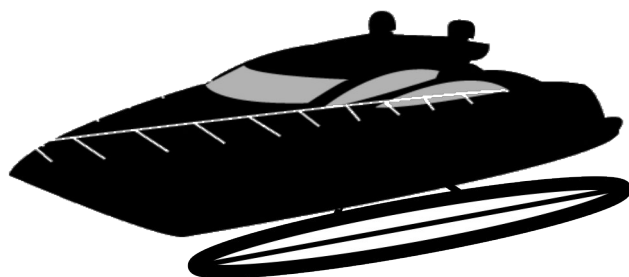
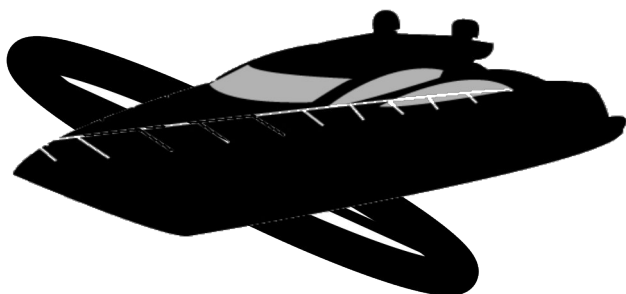
periphery to reduce energy losses in flight due to significant eddy losses in them. In the case of the wings 10, thanks to their interconnected peripheries, these losses are zero, regardless of their width. They are therefore designed to fit snugly into the plan-form of the Aero car 22 compartment. The electric motors 4, 8 and 11 are shown, in the example of the figure, outside the compartment so that they can be cooled best in flight. The shafts of the lifting rotor propellers 21 are so arranged that they create not only vertical thrust, but also blow on the upper surfaces of the wings 10. The propellers 1 accelerate the flow over the wings 10, which lowers the air pressure. As a result, additional lifting force is generated. It synergistically adds to the known wing lift in non-vertical flight. The blades of the lifting rotor may be counter-rotating and located between the wings 10.



2.6.1. Front and rear folding BOX hydrofoil wings as under catamaran app – Top view



2.6.2. Folding annular oval ring hydrofoil wing as under boat hull app



2.6.3. Folding BOX hydrofoil ring wing as under boat hull app – Top views



3. Летателна система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове **Flight system with joined bladetips of cascading coaxial propellers around rotor shafts**

3.1.ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

Настоящото изобретение се отнася до летателна система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове.

По-специално е предвидена за носещ/и ротор/и на безпилотни летателни апарати, дирижабли, ДРОН, както и за универсални задвижвания на конвертоплани, водни и подводни моторни транспортни средства със или без бордови екипажи.

В областта е известно работно колело на двигател за въздушна-водна-флуидна среда, включващо еластична лентова лопата с едностранна повърхност на Мобиус, фиксирана към радиални пръти, перпендикулярно монтирани към общ задвижващ вал [Сертификат за авторство на СССР № 1305430, IPC FO3D 1/06, публ.09.30.85]. Лентова лопата на Мобиус е със сложна пространствена форма, което го прави сложно и скъпо за производство. А радиалните пръти не генерират полезни сили, а само увеличават съпротивлението при въртенето във флуида и масата на цялата конструкция..

По времето на първата петролна криза (преди половин век), за да се намали разходът на гориво на самолетите, бяха разработени двигатели, наричани „propfan“, които използват вентилатори с много голям диаметър и обикновено имат две противоположно въртящи се степени. Тези мотори са с вентилаторни витла с голямо дисково съотношение и имат потенциал за горивоспестяване около 20%. Поради много големия диаметър на вентилаторите се налага преосмисляне на архитектурата на самолетите, което води до много значителни разходи. Не е удачно да се позиционират такива големи двигатели под крилата на самолетите и те обикновено се монтират над структурите на крилото, по-специално над опашните стабилизатори и кормила. Те нямат разпространени приложения при безкрилни безпилотни летателни машини, защото са сложни и

скъпи, а техните размери са големи са трудни за интегриране в малки летателни апарати. А за безмоторни самовъртящи се носещи ротори, като на автожирите, например, – те са практически неизползваеми.

От патентна публикация на САЩ US2018065734 (A1) е известен жирокоптер / автожир, който излита с предварително развъртан носещ ротор. Такъв старт помага за вертикалното му излитане, но е практически неприложим на необорудвани площадки за излитане без специалните стартиращи устройства. По този начин напълно се елиминират преимуществата на самовъртящите се автожирни носещи ротори, които са универсално използвани на всички необорудвани площадки.

В друга патентна публикация на САЩ US2012181378(A1) е описан жирокоптер с друг вид стартиращо устройство за носещия ротор. Той има подобни недостатъци като гореописаното техническо решение.

През последните години наблюдаваме бързо прогресиращ ръст на безкрилните многороторни въздушни транспортни средства. Те се използват за различни нужди, но с предимство при доставки на товари и затова е важно тяхната подемна сила да е по-голяма, без да се увеличават план-формите им, за да маневрират в стеснени пространства.

Товароподемността при хоризонтален полет на всички летателни апарати се увеличава с крила, но те имат специфични периферни енергийни загуби, предизвикани от завихрянията след перифериите на крилата.

В друга патентна публикация на САЩ WO2022198225(A1) е разкрита система на многороторен самолет, който се възползва от предимствата на фиксирано крило/а, комбинирани с въртящи се структури на крилото. Фиксираните елементи на крилото помогнат за генериране на повдигаща сила, след като самолетът е във въздуха. И по този начин може да се намали нуждата от по-големи повдигащи ротори, Крилото е с няколко ротора, за да се поддържа ефективността на полета, която е следствие от комбинирането на неподвижни и въртящи се елементи. Самите ротори са монтирани на отделни задвижващи валове, а лопатите им са с отворени периферии, което създава индуктивно съпротивление при въртенето им.

Известни и по ефективни въздушни винтове, които са конзолно монтирани витла с форма на ятаган около вал. Незакрепените периферии на лопатите им са огънати назад спрямо посоката на въртене. Такива винтове се характеризират с недостатъчна надеждност в експлоатация и сложност в производството, което се дължи на едностранното конзолно закрепване на лопатите и удължената план-форма, заради кривината. Правите витлови лопати, без извивки, също са неефективни, макар и да са по-леки и по-евтини от ятаганоподобните.

От конструктивна гледна точка е очевидно, че ако закрепването на витлата на роторите, вместо едностранно конзолно, е двустранно, то може да се намали масата им – съответно разхода на материал за тях. Или за бъдат изготвени от нескъпи, по-малко здрави, материали. Но във всички случаи нараства подемната сила и тягата им. Причината е нарастването ефективността на роторите (например, чрез увеличаване на оборотите), защото перифериите на лопатите могат да бъдат свързани, за да се елиминират периферните вихрови потоци, които значително увеличават енергийните загуби при летенето.

От патентна публикация на САЩ US2022266995(A1) е известен летателен апарат, който е със затворено крило, за да се избегне периферното съпротивление на крилото. Но роторите му са обикновени витла. Такава машина може да е ефективна като крилен летателен апарат, но няма решение за увеличение, нито на подемната сила, нито на тягата за безкрилни апарати за вертикално излитане и кацане. За такива случаи е препоръчително пръстеновидно крило с ограничена площ и нулево периферно съпротивление (поради липса на периферии), което да увеличава подемната сила при невертикални движения.

От патентна публикация на САЩ US2022332414 (A1) е известна безпилотна летателна система, включваща: основно тяло, на което е монтирана поне една роторна опора. Тя е безкрилна и за подемната сила разчита само на роторите си. Но те са с единични витла и затова тя не е достатъчно ефективна.

В последната, и в нито една от разгледаните патентни публикации, както и в други подобни технически решения, не

е предвидено, увеличаване на подемната сила на много витла със свързани периферии, нито пръстеновидни крила за подобни функции.

3.2.ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи летателна система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, за да се избегнат периферните им загуби и едновременно да се увеличи подемната сила и тягата, както, да се подобри структурната устойчивост на роторите и да са с ниска себестойност.

Задачата е решена, чрез летателна система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове включваща: основно тяло, на което е монтирана поне една роторна опора, характеризираща се с това, че на роторната опора е монтиран въртящ се вал, по дължината на който, на определени разстояния едно от друго, са монтирани съосни с вала, множество витла, чиито периферии са механично свързани помежду си с периферни лентовидни съединители, които също са механично свързани помежду си, при което витлата са с аеродинамичен профил, периферните лентовидни съединители са с елиптични напречни сечения, а роторната опора е шарнирно монтирана към основното тяло, в което е фиксирана задвижка за промяна на наклона ѝ, която, през първи изпълнителен механизъм, е свързана с първи управленски извод от оптимизиращ управленски блок, чиито първи сигнален вход е свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за метеорологичните параметри, а втори сигнален вход е свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за летателните параметри.

Главните предимства на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове са, че е с по-големи повдигащи и тягови възможности, поради голямото дисково съотношение на лопатите на многопропелерния ротор.

Същевременно, роторът е с ниско до нулево периферно съпротивление, поради затворените периферии на съосните лопати.

Конструктивно предимство на летателната система, е роторът ѝ е с фиксирани периферии на лопатите, което

намалява масата и габаритите на ротора, както и на летателната машина, като цяло, без да се намаляват аеродинамичните и тяговите ѝ възможности.

Важно икономическо и пазарно предимства е сравнително ниската себестойност на летателни системи с носещи каскадни витла на един общ роторен вал. А това е нескъпо техническо решение, най-малко по 3 причини:

Първата е, че само един въртящ се вал с множество витла създава подемна сила. Независимо дали валът се задвижва от мотор, или го въртят аеродинамично самовъртящите се лопати.

Втората е, че всичките витла са със свързани периферии, с което се избягват периферните вихрови загуби, които са около 10% за всяко витло. Например, масовия четиравитлов ДРОН с конвенционални витла, губи от съпротивление на перифериите на витлата си около 10% за всяко от четирите си витла.

Третата причина е, че около въртящия се вал се формира устойчива фиксирана ротационна пространствена конструкция със свързани надлъжни (лентовидните съединители) и напречни (витлата) греди.

Екологично предимство на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението е, че нямат маслонапълнени части, съответно няма опасност от замърсяване.

Конструктивно предимство на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението, е, че единичните компоненти на отделните лопати, съответните лентовидни и дъгообразни съединители, са значително по-малко натоварени, защото енергоефективно се въртят с ниски обороти, независимо дали с мотори или от авторотация.

Когато витлата са вградени в дифузорни отвори в телата на крилата на самолети те създават допълнителна подемна сила в хоризонтален полет, независимо, дали витлата се въртят моторно или авторотационно.

Инвестиционно предимство на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението, следва от удължения ѝ експлоатационен ресурс, благодарение на намалените

физически амортизации, поради липсата на големи циклични деформации при авторотацията и по-бавни моторни обороти на тяговия мотор.

Предимство на летателната система, съгласно изобретението, е че основното ѝ тяло е универсално и може да се ползва, както за пътници, така за транспорт на товари.

Маркетингово предимство на летателната система, съгласно изобретението, е че може да се ползва за аеромобили с пилот в основното ѝ тяло, както и с дистанционно управление за превоз на товари.

Експлоатационно предимство на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението, се сглобява от нескъпи и налични на пазара компоненти. Затова не е нужна складова наличност от тях.

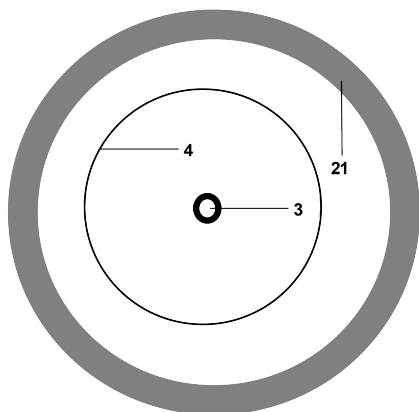
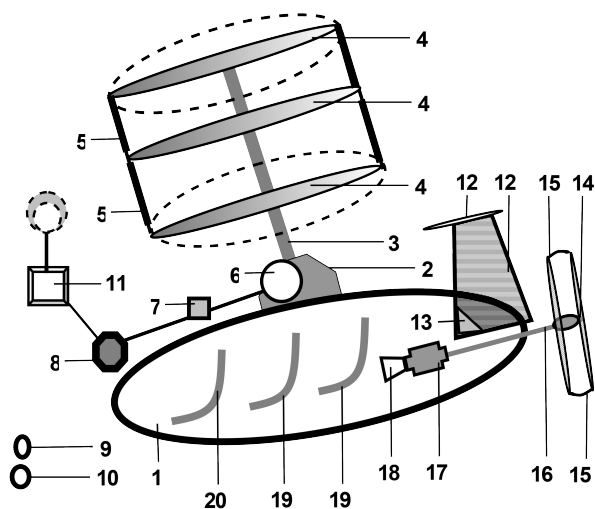
Последното предимство прави възможно най-широкото ѝ пазарно разпространение. А множеството еднакви съосни витла могат да бъдат с ниска себестойност, следващо от ефекта на мащаба при производството им.

Фигурата представя схематичен профил на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението. Долната част на фигурата показва схема с пръстеновидно крило в поглед отгоре.

3.3.ПРИМЕР ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ

Фигурата представя схематичен профил на летателната система, съгласно изобретението. Долната част на фигурата показва схема с пръстеновидно крило в поглед отгоре. Примерът ще илюстрираме с показаната схема. С представения пример на фигурата далеч не се изчерпват конфигурационните комбинации за реализация изобретението.

Летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове включва: основно тяло 1, на което е монтирана поне една роторна опора 2. Тя се характеризира с това, че на роторната опора 2 е монтиран въртящ се вал 3, по дължината на който, на определени разстояния едно от друго, са монтирани съосни с вала, множество витла 4.



Витловите периферии са механично свързани помежду си с периферни лентовидни съединители 5, които също са механично свързани помежду си, при което витлата 4 са с аеродинамичен профил, периферните лентовидни съединители 5 са с елиптични напречни сечения, а роторната опора 2 е шарнирно монтирана към основното тяло 1, в което е фиксирана задвижка за промяна на наклона ѝ 6, която, през

първи изпълнителен механизъм 7, е свързана с първи управленски извод от оптимизиращ управленски блок 8, чиито първи сигнален вход е свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за метеорологичните параметри 9, а втори сигнален вход е свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за летателните параметри 10.

- Витлата 4 са с еднакви диаметри, но с различни аеродинамични профили.
- Витлата 4 са равномерно разположени по дължината на въртящия се вал (3).
- Роторната опора 2 и въртящият се вал 3 са метални.
- Витлата 4 и периферните лентовидни съединители 5 са карбонови.
- Сигналните връзки между първия сигнален вход на оптимизиращия управленски блок 8 и сигналения извод от комбинирания датчик за метеорологичните параметри 9, както и между втория сигнален вход със сигналения извод от комбинирания датчик за летателните параметри 10, са безжични.
- Въртящият се вал 3 е куха тръба.
- Задвижката за промяна на наклона на роторната опора 6 е електрическа.
- Задвижката за промяна на наклона на роторната опора 6 е хидравлична.
- Комуникационен извод от оптимизиращия управленски блок 8 е свързан с комуникационен вход на телепредавател 11.
- В опасната част на основното тяло 1, е монтирано тягово двукаскадно бокс-витло 14 с дъговидни периферни съединители 15, механично свързано с края на въртящ се вал 6 на тягов мотор 17, който е безжично свързан, през трети изпълнителен механизъм 18, с трети управленски извод от оптимизиращия управленски блок 8.
- Тяговият мотор 17 е електрически.
- Тяговият мотор 17 е двигател с вътрешно горене.

- Тяговото двукаскадно бокс-витло 14 е с фиксирана стъпка.
- Тяговото двукаскадно бокс-витло 14 и дълговидните периферни съединители 15 са карбонови.
- В центъра на масата на основното тяло 1 са монтирани, една зад друга, две пътнически седалки 19 и една пилотска седалка 20 пред тях.

3.4. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Конвенционалните роторни летателни машини често използват множество витла (ротори, примерно на ДРОН). Те типично са разположени симетрично спрямо центъра на масата на машината. Всяко витло е свързано към различен задвижващ вал и се задвижва от различен единичен двигател с помощта на електронен контрол на скоростта.

Когато много витла се използват за задвижване на една летателна машина, може да има известен тягов излишък за случай на повреда на двигател или повреда на витло. На летателната машина, съгласно изобретението, може да има единствен ротор, но с множество каскадни степени. Тогава повредата на единично витло може, не само да се компенсира от останалите, но не влияе на балансите на летателната машина, защото позицията на ротора не се променя при спиране на което и да е от витлата му.

Октокоптер може да продължи контролиран полет в случай на повреда на едно от витлата му, тъй като другите седем витла обикновено могат да поддържат полета на октокоптера, но се нарушава аеродинамичния баланс, дори само, когато едното витло вече не работи напълно функционално. Което налага промяна в алгоритъма на управлението му. Подобни проблеми нямат автожирите, защото подеъмът им изцяло, както и част от теглещата сила, се генерират от безмоторен самовъртящ се ротор.

Лопатите на витлата, независимо дали са моторно или безмоторно въртящи се, подобно на крилата на самолетите, непрекъснато създават вихри в перифериите си.

А вихрите създават съпротивление, което забавя въртенето на витлото и причинява неефективност. В

допълнение, лопатите често предизвикват нежелан шум по време на работа при високи скорости на въртене. Той се дължи (поне отчасти) на вихровия въздушен поток около перифериите на лопатите. Когато са силно натоварени, те циклично се огъват, с което си променят оптималната аеродинамична позиция, което намалява тяхната ефективност. А знакопроменливите натоварвания водят до т.н. в съпромата “умора” на материала и повреда на витлото, когато деформациите компрометират структурната му цялост.

Посочените недостатъци радикално се решават с елиминиране на перифериите на лопатите, както е посочено в изобретението. Лопатите са със съединени периферии. Освен това, лентовидните им съединители 5 намаляват, или елиминират деформациите на лопатите, чрез създаване на поддържаща структура за противодействие на силите, които иначе биха причинили отклонение на лопатите. По този начин се балансира натоварването на лопатите. В някои изпълнения съединителите 5 могат да включват повече съчленени компоненти, които позволяват на поне едно от витлата да променя стъпката си.

Принципът на ефективна работа на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове е като на всички летателни системи с носещи и тягови ротори, независимо дали са безпилотни или са пилот/и на борда им. Характерно е да се отбележи, че тя е предвидена за използване на електрически двигатели, които са по-удобни за прецизно управление.

А управлението ѝ става главно, чрез наклоните на въртящия се вал 3 от оптимизиращия управленски блок 8, който е предвиден за функциониране в автоматичен режим. Той работи, съгласно заложения му алгоритъм като регулира задвижката за промяна на наклона 6, чрез изпълнителен механизъм 7. Тези движения са в отговор на сигналите, получавани от комбинирания датчик за метеорологичните параметри 9, както и от комбинирания датчик за летателните параметри 10.

Тяговото двукаскадно бокс-витло 14 и дъговидните периферни съединители 15 повтарят структурата на каскадните съосни витла 4 около въртящ се вал 3.

Летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението, може да се ползва като хидрокинетична турбина с вертикален, хоризонтален или наклонен вал за енергийно преобразуване на кинетичната енергия на хоризонтални водни течения.

Каскадните съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението, може да се ползват свързани с тягови и корекционни мотори на подводници и водни моторни съдове. А така също и за по-леки от въздуха въздушни превозни средства (дирижабли, балони..)

От многобройните компютърни симулации и изпитания в реални въздушни условия постигнахме ноу-хау за оразмеряване на основните елементи на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението, натрупахме необходимото проектантско ноу-хау. Останалите изводи от формираното ноу-хау при изпитанията са сумаризирани в патентни претенции. Допълнително ноу-хау включва пръстеновидно крило 21 на летателната система, конфигурирано около един или повече ротора, изпълняващи функции за вертикално и хоризонтално движение – конвертоплан.

Не е затруднено индустриалното приложение на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, защото се сглобява от нескъпи и налични пазарни компоненти.

Бюджетни варианти на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението, могат да се реализират и с част от включените в него компоненти.

3.5. APPLICATION

Conventional rotorcraft often use multiple propellers (rotors, for example, on a UAV). They are typically located symmetrically to the center of mass of the machine. Each propeller is connected to a different drive shaft and driven by a different single motor using electronic speed control.

When many propellers are used to propel a single aircraft, there may be some excess thrust in the event of an engine failure

or propeller failure. The flying machine according to the invention may have a single rotor but with multiple cascade stages. Then the failure of a single propeller can, not only be compensated by the others, but does not affect the balances of the flying machine, because the position of the rotor does not change when stopping any of its propellers.

An octocopter can continue in controlled flight in the event of one of its propellers failing, as the other seven propellers can normally keep the octocopter flying, but the aerodynamic balance is disrupted, even if only one propeller is no longer fully functional. Which necessitates a change in its management algorithm. Autogyros do not have similar problems, because their lift, as well as part of the pulling force, is generated by a motorless self-rotating rotor.

4. Безпилотен слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система

Unmanned solar-reflector aircraft with photovoltaic wings, optical remote control and electro-regenerative propeller engine system

4.1. ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

Настоящото изобретение се отнася до безпилотен слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система.

По-специално е предвиден за сигурно, стабилно и енергоикономично летене с нулеви вредни емисии.

Известно е, че всички познати пилотирани и безекипажни самолети, и въобще летателни апарати, дроне, вертолети, планери и т.н. поддържат радиовръзка с наземни оператори и станции, чрез електромагнитни вълни. Това е много удобен начин за комуникация. Но в сегашно време ефира вече е препълнен с радочестоти, а има е много системи, които препятстват тази комуникация. Затова се налага в аварийни случаи да се ползва пряка видимост. Това става обикновено с помощни летателни апарати, които установяват визуален контрол с летателна машина, останала без радиовръзка по една или друга причина.

Във военна обстановка, и не само, всички управляеми средства с помощта на GPS геолокацията стават ненадеждни, защото вече има достатъчно мощни технически средства, които да пречат на сателитната ориентация.

За някои специални летателни апарати, например военни, вече става задължително да са оборудване за аварийна връзка със наземни станции, при неработеща радиочестотна комуникация.

От друга страна, малките летателни апарати, включително и безпилотни такива, все по-често се правят от радиопрозрачни материали, като полимери и композити,

които са неуловими от радиолокационните радары, и не могат да бъдат следени и управлявани от земята. За да се преодолеят проблемите на електромагнитната комуникация може да се ползват оптичните лазерни комуникационни технологии, наричани още и лидари.

Още през 1969 г. с помощта на лазерен далекомер и рефлексор, доставен на лунната повърхност от космическия кораб Аполо 11, се определя разстоянието до Луната. И до ден днешен четири рефлексора, поставени през годините от Луноход-2 и различни мисии на Аполо, се използват за наблюдение на лунната орбита. Широката общественост стана наясно с точността и полезността на лидарните системи през 1971 г. по време на мисията Аполо 15, когато астронавтите използват лазерен висотомер за картографиране на повърхността на Луната. Постепенно лазерните технологии масово навлязоха в практиката. Особено, когато обектите, които се следват във въздуха, не реагират на радиолокационно облъчване с електромагнитни вълни. Както и в случаите когато не може да се разчита на геолокационни системи по различни причини.

Но за да работят оптичните комуникации летателното средство следва да има необходимите елементи за отразяване на светлината – рефлексори. Най-добре е те да са структурно интегрирани в корпуса и крилата му. А още по-целесъобразно е да се ползват синергично и за други полезни ефекти за самите летателни апарати.

В патентен документ на САЩ US2022144440 (A1) е описано въздушно превозно средство, пригодено за вертикално излитане и кацане, използващо набор от монтирани на крилото елементи за генериране на въздушна тяга за излитане и кацане. Летателното превозно средство има редица механизми, задвижвани от електродвигатели. В крилото са монтирани роторни възли на гондоли, при което в предната част на гондолата е електрическият двигател и витлото. Подобни транспортни средства по въздух са електрическите самолети с вертикално излитане, вертолетите, дроновете и др.. Но всички те използват електромагнитни вълни за комуникация и управление. Поради което аварират при загуба на комуникация.

В друг патентен документ на САЩ US2022144421(A1) е представен електрически задвижван самолет за вертикално излитане и кацане (EVTOL). Той включва модул за полезен товар, множество източници на електрическа енергия, крило и множество електрически машини. Крилото е шарнирно прикрепено към модула за полезен товар и е конфигурирано да се върти около ос на въртене, спрямо модула на полезния товар, за преход между вертикален полет и хоризонтален полет. Описаният електрически самолет не е предвиден да се зарежда с безплатна слънчева енергия във въздуха. И като в предходно описания не е предвидена аварийна телекомуникационна система.

В друг патентен документ на САЩ WO2022093833(A1) е описана електрически задвижвана система за самолет. Тя включва акумулатори, електрически задвижващи възли и вериги за разпределение на енергия. Всеки акумулатор е свързан с две или повече от електрическите задвижващи възли. Електрическите задвижващи възли са конфигурирани за осигуряване на баланс на самолета, така че в случай на повреда, самолетът да не е подложен на големи неклони и преобръщане. Енергийната ефективност описаната електрозадвижваща система е ниска, защото не е предвидена електрогенерация на борда му за енергоикономичност на полета.

Разкритията в патентен документ от Великобритания WO2022074405(A1) се отнасят за задвижване за всички класове самолети и наземни превозни средства, които използват електрически двигател(и) за аеродинамични тягови електросилови транспортни машини.

Това включва всички VTOL (вертикално излитане и кацане), CTOL (конвенционално излитане и кацане), STOL (късо излитане и кацане), STOVL (кратко излитане и вертикално кацане) самолети, кораби на въздушна въздушна възглавница, дирижабли и други транспортни устройства с въздушни тягови електрически задвижвания.

Източникът на енергия на елсамолет може да бъде електрохимична батерия, водород, хранещ горивна клетка или генератор на двигател с вътрешно горене, всяко въглеродно гориво, задвижващо генератор (газова турбина/двигател с вътрешно горене) или всеки друг източник.

Примери за такива самолети включват Volocopter™, Ehang™, Lilium™, Airbus Vahana™, Bell Nexus™, Eviation Alice™. Използването на електрическо задвижване позволява много нови конфигурации на превозни средства с уникални предимства, които не са възможни при традиционните задвижващи системи (газови турбини, двигатели с вътрешно горене). В същото време има няколко предизвикателства с този клас превозни средства, като ниска енергийна плътност на определени източници на електрическа енергия (например електро-химични), тежко окабеляване, наред с други.

Патентен документ от САЩ US2016061144(A1) описва задвижваща система в канал с променлива геометрия на входа с разтеглива обвивка. Промените се задействат временно за подобряване на ефективността.

Още през 2006 г. НАСА, представи концептуален дизайн на въздушен двигател, който задвижва вентилаторно подобен ротор с магнитно окачване на вала (левитация), което намалява триенето му. Така се намаляват топлинните енергийни загуби. Но не са предвидени начини за самозареждане на самолетите електрически акумулатори в полет.

В друг патентен документ от САЩ US2004069897(A1) е описан електрически самолет. Той включва двигател; задвижваща система; фюзелаж и аркообразно носещо крило. Аркообразното крило дава значително по-добра стабилност във въздуха на самолетите, но то не е намерило масово приложение, защото понижава аеродинамичната ефективност, макар и минимално.

В това техническо решение, както и в предходно посочените и други подобни, не се предлага комбинация от аркообразно и конвенционално крило, нито начини и технически средства за зареждане на акумулатори във въздуха от светоусилени фотоволтаици, както и от витлата на задвижванията при авторотация по време на планиране. Изобщо не се разглеждат варианти за оптическа комуникация, нито за основни, нито за аварийни нужди.

4.2. ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи безпилотен слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични

крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система, който да преодолее дефицитите на известните технически решения, да е с увеличена енергийна ефективност и подъемност, удължен полет, и да се зарежда за сметка на безплатната слънчева енергия, както на земята, така и в полет.

Задачата е решена, чрез безпилотен слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система, включващ двигател; задвижваща система; фюзелаж; аркообразно носещо крило, характеризиращ се с това, че фюзелажът е съставен от две успоредни светоотражателни елипсоидни тела, монтирани напречно под перифериите на аркообразното носещо крило и са механично свързани помежду си с успоредни предно и задно хоризонтални крила, а диагонално към перифериите на аркообразното носещо крило са монтирани плоски отразители; аркообразното носещо крило, предното и задното хоризонтални крила са двустранно покрити с фотоволтаични клетки, като в перифериите на предното и задното хоризонтални крила са монтирани светоотражателни вертикални стабилизатори; към горните задни части на успоредните елипсоидни тела са монтирани вертикални аеродинамични кормила, като двигателят е електрически мотор-генератор, напречно монтиран в най-горната част под аркообразното носещо крило, надлъжният му работен вал е с крайни преден и заден фланци, към които, съответно, са фиксирани предно и задно самолетни витла, като общ електрически извод от всички, свързани помежду си, фотоволтаични клетки, е кабелно присъединен, през първи зареждащ контролер, към първи електрически вход на група акумулатори, чиито електрически извод, през управленски блок, е свързан с моторен електрически вход на двигателя, а генераторният му извод, през втори зареждащ контролер, е кабелно свързан с втори електрически вход на групата акумулатори, при което управленският блок е с дистанционна двупосочна оптическа връзка с наземен оператор..

Главните предимства на безпилотния слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова

двигателна система, съгласно изобретението, са, че осигуряват допълнителна светлина за електрогенерацията от фотоволтаиците за зареждане на бордните акумулатори, чрез отраженията от периферните рефлектори, за сметка на безплатната слънчева енергия, както на земята, така и в полет.

Аеродинамични предимства на изобретението са увеличената енергийна ефективност и подъемност на самолета, удължения му полет и стабилност във въздуха, благодарение на трикрилната му структура с едно аркообразно и две конвенционални хоризонтални крила.

Предимство на безпилотния слънчево-рефлекторен самолет, съгласно изобретението, са, че дневният визуален контакт, без технически средства, е значително улеснен, благодарение на 3D конфигурацията на отразителите по фюзелажа и стабилизаторите,

Функционалните предимства на безпилотния слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система, съгласно изобретението, са:

1. Излишъкът от фотоволтаичната електрогенерация по-време на полет се запазва в бордните акумулатори на самолета.
2. Благодарение на трите си крила, самолетът е с повишено аеродинамично качество, което му позволява продължително безмоторно планиране, при което, чрез авторотацията на витлата, елгенераторите зареждат акумулаторите
3. Благодарение на трикрилата 3D самолетна архитектура, самолетът е с повишена стабилност и устойчивост в полет.
4. Самолетът може да каца и на вода на поплавъците си, които са и фюзелажни тела. Отразената светлина е за сметка на постланния терен, върху който няма земеделски култури.
5. Значително якостно конструктивно предимство на самолета е, че той за

разлика от повечето самолети, няма конзолно окачени крила, а и трите му са монтирани на обща затворена правоъгълна рамка, формирана от елипсоидните тела, предното и задното хоризонтални крила.

6. Страничните рефлекторни аранжimenti на трите крила имат 4 синергични функции;
- Служат като маркери за оптичeskото му позициониране и управление от наземен оператор.
 - Намалават индуктивните вихрови енергийни загуби в перифериите и на трите крила.
 - Отразяват и пренасочват допълнителна светлина за повишаване производителността на фотоволтаиците по крилата.
 - Намалават общите габарити, собствената маса и себестойност на самолета, без да увеличават индуктивните енергийни загуби и без да влошават аеродинамичната му подъемност.

Гъвкавостта при реализиране на различни варианти на слънчевия самолет е бюджетно предимство. То следва от възможността да се включват и само част от гореизброените 4 синергични преимущества в предишната т.6. Например оптичeskата комуникация да не се ползва, а да остане само конвенционалната радиокомуникация със земния оператор. Както и опцията да се ползва летящ управленски пункт, ползващ радиокомуникация за наблюдение и следене на самолета управление на самолета.

Дори и неизчерпателно изброените тук предимства значително улесняват най-широкото пазарно разпространение на самолета, което са допълнителни икономическо и инвестиционно предимство.

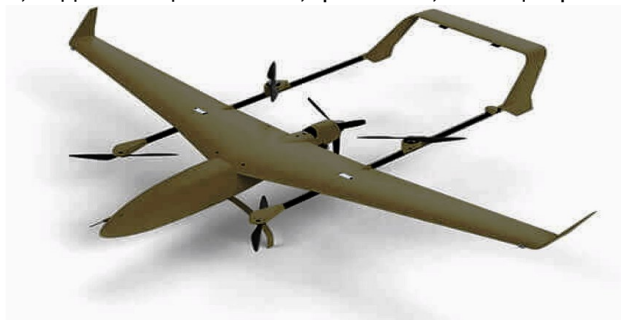
4.3. ПРИМЕР ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ

Фигурата представя безпилотния слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо

дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система, съгласно изобретението.

Представеният пример на фигурата не ограничава и не изчерпва вариантите за реализация изобретението.

Безпилотният слънчево-рефлекторен самолет с фотоволтаични крила, оптическо дистанционно управление и електро-регенеративна витлова двигателна система включва: двигател; задвижваща система; фюзелаж; носещо крило.



На безпилотния слънчево-рефлекторен самолет фюзелажът е съставен от две успоредни светоотражателни елипсоидни тела, монтирани напречно под перифериите на аркообразното носещо крило и са механично свързани помежду си с успоредни предно и задно хоризонтални крила, а диагонално към перифериите на аркообразното носещо крило са монтирани плоски отразители; аркообразното носещо крило, предното и задното хоризонтални крила са двустранно покрити с фотоволтаични клетки, като в перифериите на предното и задното хоризонтални крила са монтирани светоотражателни вертикални стабилизатори, към горните задни части на успоредните елипсоидни тела са монтирани вертикални аеродинамични кормила, като двигателят е електрически мотор-генератор, напречно монтиран в най-горната част под аркообразното носещо крило, надлъжният му работен вал е с крайни преден и заден фланци, към които, съответно, са фиксирани предно и задно самолетни витла, като общ електрически извод от всички, свързани помежду си, фотоволтаични клетки, е кабелно присъединен, през първи зареждащ контролер, към първи електрически вход от на група акумулатори, чиито електрически извод, през управленски блок, е свързан с

моторен електрически вход на двигателя, а генераторният му извод, през втори зареждащ контролер, е кабелно свързан с втори електрически вход на групата акумулатори, при което управленският блок е с дистанционна двупосочна оптическа връзка с наземен оператор.

- Вертикалните аеродинамични кормила са двустранно покрити с тънкослойни фотоволтаични клетки.
- Аркообразното носещо крило е двустранно симетрично, спрямо вертикална равнина по надлъжната ос на самолета.
- Предното и задното хоризонтални крила са двустранно покрити с монокристални фотоволтаични клетки.
- Отражателното покритие на светоотражателните елипсоидни тела, светоотражателните вертикални стабилизатори и вертикалните аеродинамични кормила са покрити с тънък слой бляскав алуминий.
- Предното и задното самолетни витла са с регулируема стъпка.
- Предното и задното самолетни витла са с еднакъв диаметър.
- Предното и задното хоризонтални крила са еднакви и са със симетрично еднакви светоотражателни вертикални стабилизатори, спрямо вертикалната надлъжна равнина на самолета.
- Плоските отразители са симетрично еднакви и са симетрично монтирани под еднакви наклони, спрямо вертикалната надлъжна равнина на самолета.
- Елипсоидните тела са водни поплавъци.
- Фотоволтаичните крила имат овална пръстеновидна форма.
- Фотоволтаичните крила имат форма със затворен контур на единично или на двойно бокс-крило.

4.4. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Безпилотният слънчево-рефлекторен самолет функционира съобразно законите на аеродинамиката, но с повишена стабилност и якост благодарение на затворената 3D правоъгълна рамкова конструкция. Той няма конзолно монтирани крила.

Отделните конструктивни и аеродинамични компоненти на самолета са синергично интегрирани, за да осигуряват повишена енергийна ефективност, за сметка на безплатната слънчева енергия. Както и от и регенерация на енергия при свободно планиране, чрез авторотация на витлата.

От многобройните компютърни симулации за самолета и тестове в реални условия натрупахме знания, които могат да се резюмират в няколко ноу-хау препоръки:

1. Разположението на витлата в краищата на крилата намалява индуктивното съпротивление на крилото и загуба на подъемна сила с 10 до 15 %, което означава също толкова по-дълъг полет при еднакви други условия.
2. По-нискооборотни витла с по-големи диаметри повишават тягата им, без да увеличават разхода на енергия за това.

4.5. APPLICATION

The unmanned solar-reflector aircraft, according to the invention, functions according to the laws of aerodynamics, but with increased stability and strength thanks to the rectangular frame structure. The individual structural and aerodynamic components of the aircraft are synergistically integrated to provide increased energy efficiency at the expense of free solar energy. As well as from and regeneration of energy in free planning, through autorotation of the propellers.

5. Вертикално излитащ и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга

Vertical take-off and landing aircraft with annular oval wing and variable thrust vectoring engines

5.1.ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

В настояще време наблюдаваме ускорено разработване на различни аеродинамични конструкции и авионика на многороторни въздушни транспортни средства. Те са с разнообразни приложения. Повечето от тях разчитат на електрическа енергия, която се съхранява на борда им в акумулатори. Това неизбежно увеличава тяхното тегло, в сравнение с такива с конвенционални горивни двигатели, които изгарят горивото си и непрекъснато олекват в полет. Но те активно замърсяват околната среда с въглеродни и други парникови газове, предизвикващи глобалното затопляне.

Увеличаването на аеродинамичната полезна сила, и намаляването на въздушното съпротивление на всички летателни апарати, при запазване на теглото и габаритите им в приемливи граници, е главният проблем пред авио конструкторите. Проектират се различни конструкции на носещите им крила. Но те винаги имат характерни периферни енергийни загуби, причинени от неизбежното въздушно съпротивление, причинено от вихровите потоци, индуцирани в полет след перифериите на крилата им.

В патентен документ на Корея KR20180030336 (A) е представен иновативен ДРОН с разгласяеми крила и с четири витла, монтирани съответно на пръстеновидни рамки на

интервали от 90 градуса. Четирите пръстеновидни рамки са предвидени, за да могат да се отделят една от друга. Възможно е да се увеличи гъвкавостта на ДРОН чрез осигуряване на пръстеновидните рамки, образуващи негови крила.

В друг патентен документ на САЩ EP3760538 (A1) е разкрит автономен многороторен самолет, състоящ се от: корпус с камера, платформа за повдигане, бордов компютър и авионика. Самолетът включва една или повече системи за задвижване, но не са предвидени носещи крила.

В патентна публикация на САЩ WO2022198225(A1) е разкрита система на многороторен самолет, който се възползва от предимствата на фиксирано крило/а, комбинирани с въртящи се структури на крилото. Фиксираните елементи на крилото помогнат за генериране на повдигаща сила, след като самолетът е във въздуха. И по този начин може да се намали нуждата от по-големи повдигащи ротори. Крилото е с няколко ротора, за да се поддържа ефективността на полета, която е следствие от комбинирането на неподвижни и въртящи се елементи. Самите ротори са монтирани на отделни задвижващи валове, а лопатите им са с отворени периферии, което създава добре известното индуктивно съпротивление.

В патентен документ от САЩ US3640489 (A), публикуван на 08.02.1972 г., се разкрива самолет с вертикално излитане и кацане (VTOL) имащ фюзелаж с форма на диск с множество ъглово разположени възли за генериране на подемна сила. Всеки възел се състои от ротор над или наравно с фюзелажа, компресор във фюзелажа, който вкарва въздух отгоре, и дюза под фюзелажа за изтласкване на въздуха от компресора в струя. Дюзите могат да се въртят във всяка посока. Така, според настройките на дюзите, самолетът може да се издига или спуска вертикално и да се движи във всяка хоризонтална посока.

В патентен документ от САЩ US10960978 (B2), публикуван на 30.03.2021 г., се представя иновативен самолет, способен на вертикално излитане и кацане, зависване и полет напред. Той включва затворено крило, което осигурява аеродинамично повдигане, когато въздухоплавателното средство е в полет напред, фюзелаж,

поне частично разположен в периметъра на затвореното крило, и една или повече спици, свързващи затворено крило към фюзелажа. Един или повече двигатели или мотори са разположени в или прикрепени към затвореното крило, фюзелажа или спиците. Три или повече витла са близо до водещия ръб на затвореното крило или едната или повече спици, разпределени по дължината на затвореното крило или на едната или повече спици и функционално свързани към един или повече двигатели. Витлата осигуряват повдигане, когато самолетът е във вертикално излитане и кацане и неподвижен полет, и осигуряват тяга, когато самолетът е в полет напред.

В патентен документ на Япония JP2014240242 (A), публикуван на 25.12.2014 г., се предлага летателно превозно средство с вертикално излитане и кацане, състоящо се от множество вътрешни роторни единици, разположен върху първи периметър, отделен от центъра на корпуса на самолета на предварително определено разстояние; множество външни роторни единици, подредени върху втори периметър и средства за управление за задвижващо управление на вътрешните роторни единици и външните роторни единици. Летенето на корпуса на самолета се извършва, чрез работата главно на вътрешните роторни блокове, а управлението на положението на корпуса на самолета се извършва чрез работа главно на външните роторни блокове.

Патентен документ на Русия RU2515823 (C1), публикуван на 20.05.2014 г., разкрива самолет, включващ рама, свързана без трансмисия с носещ тънък диск, оборудван със сгъваеми радиални лопати на центробежен ротор, шарнирно свързан с горната повърхност на диска. Регулируемите лопати на надлъжен ротор са разположени, като ръбовете на диска се превръщат в ротор във вертикален полет и в кръгло крило при хоризонтален полет. Лопатите на дисковото задвижване са сгъваеми. Дискът се върти от реактивния газотурбинен двигател.

Патентен документ на Китай CN106741910 (A), публикуван на 31.05.2017 г., разкрива блядообразен безпилотен летателен апарат с формата на чиния, състоящ се от обвивка с форма на чиния, батерия, витло и блок за управление на гравитационния център, при което горен

контейнер е свързан към горната част в обвивката с форма на чиния, горен двигател е фиксиран към долната част на горния контейнер и долната част на горния двигател е свързана с горно крило; и долен контейнер е свързан към долната страна в корпуса с форма на чиния, долен двигател е свързан към горната част на долния контейнер, горната част на долния двигател е свързан с долно крило и долният част от долния контейнер е свързан с палуба.

В патентен документ от САЩ US10814974 (B2) публикуван на 27.10.2020 г., се разкрива самолет, способен на вертикално излитане и кацане (VTOL) и хоризонтален полет. Въздухоплавателното средство включва фиксирана външна конструкция, включваща най-малко общо цилиндрично крило, имащо вътрешно тяло, разположено в рамките на фиксираната външна конструкция. Определено е пространство между вътрешното тяло и фиксираната външна структура. В това пространство има едно или повече въртящи се пръстеновидни ротора, които създават тяга, достатъчна за повдигане на самолета.

В патентен документ WO2017081668 (A1) е разкрит летателен апарат, който включва модулно водоустойчиво тяло, шаси, модул за глобална система за позициониране.

В последната и в нито една от разгледаните публикации, както и в други подобни технически иновации, не са предвидени овални вертикални крила за увеличаване на подемната сила с крила с нулево периферно въздушно съпротивление и подобрена конструктивна стабилност.

5.2.ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи вертикално излитащ и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга, за да се предотврати периферното крилно въздушно съпротивление и да се увеличи товароносимостта му и да се подобри якостната му конструкция.

Задачата е решена, чрез вертикално излитащ и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга, включващ: модулно водоустойчиво тяло, шаси, модул за глобална система за позициониране, характеризиращ се с това, че шасито е кръстообразно,

състоящо се от две пресичащи се опори, в чиито периферии са фиксирани вътрешните повърхности на вертикално овално крило, като на хоризонталната опора са монтирани двигатели с променлива векторна тяга.

В едно предпочитано изпълнение на вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга към всеки двигател с променлива векторна тяга може да са куплирани две съосни витла.

В друго предпочитано изпълнение на вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга вертикалното овално крило може да е елипсовиден пръстен.

В друго предпочитано изпълнение на вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга вертикалното овално крило може да е с несиметричен аеродинамичен профил

Главните предимства на вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга са, че е с по-голяма товароносимост и променливата векторна тяга на двигателите позволява те да се използват пълноценно във всички полетни режими.

Съществено аеродинамично предимство на вертикално излитация и кацащия летателен апарат, съгласно изобретението, е че при излитане крилото му е обърнато с овалния отвор нагоре, за да създава минимално челно съпротивление, а при преминаването към хоризонтален полет аеродинамични кормила го завъртат на 90 ъглови градуса, за да минимизира челното съпротивление при крейсерски полет.

Предимството на овалното крило в полет е, че целият апарат е по-стабилен, особено при страничен и поривист вятър.

Важни икономическо и пазарно предимства на изобретения летателен апарат са, че е нескъпо техническо решение, най-малко по 2 причини:

Първата причина е, че при вертикално летене вертикалното овално крило се позиционира, за да създава минимално челно въздушно съпротивление.

Втората причина е, че около модулното тяло се формира конструктивно стабилна кръстообразна пространствена якостна конструкция, която поддържа вертикалното овално крило.

Маркетингово предимство на вертикално излитащия и кацащ летателен апарат е, че може да се ползва за аеротакси, както и безпилотно за превоз на товари.

Експлоатационното му предимство е, че се сглобява от нескъпи и налични на пазара компоненти. Затова не е нужна складова наличност от тях.

5.3. ПРИМЕР ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ

Основната фигура представя схематични погледи отпред на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, съгласно изобретението. Долната част на фигурата показва схема с пръстеновидно крило в поглед отгоре. Допълнителната фигура показва летателен апарат с две овални крила, всяко с по един подемен ротор и един преден теглещ ротор за хоризонтално летене и маневриране.

Примерът ще илюстрираме с показаната схема на основната фигура.

С представения пример на фигурата далеч не се изчерпват конфигурационните комбинации за реализация изобретението.

Вертикално излитащия и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга, включва: модулно водоустойчиво тяло 1, шаси 2, модул за глобална система за позициониране 3. Характеризира се с това, че шасито 2 е кръстообразно, състоящо се от две пресичащи се опори, в чиито периферии са фиксирани вътрешните повърхности на вертикално овално крило 4, като на хоризонталната опора са монтирани двигатели с променлива векторна тяга 5.

- Към всеки двигател с променлива векторна тяга 5 са куплирани две съосни витла 6.
- Вертикалното овално крило 4 е елипсовиден пръстен,
- Вертикалното овално крило 4 е с несиметричен аеродинамичен профил.

5.4. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Принципът на ефективна работа на вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга, произтича от възможността той може да лети винаги с минимално челно въздушно съпротивление, независимо от това дали полетът е хоризонтален или вертикален.

Принципът на действие на вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило, съгласно изобретението, се определя от двете му основни пространствени положения в полет:

1. При излитане овалното му крило 4 е обърнато с овалния отвор нагоре, за да създава минимално челно съпротивление.

2. При преминаването към хоризонтален полет аеродинамични кормила го завъртат на 90 ъглови градуса, за да минимизира челното съпротивление при крейсерски полет.

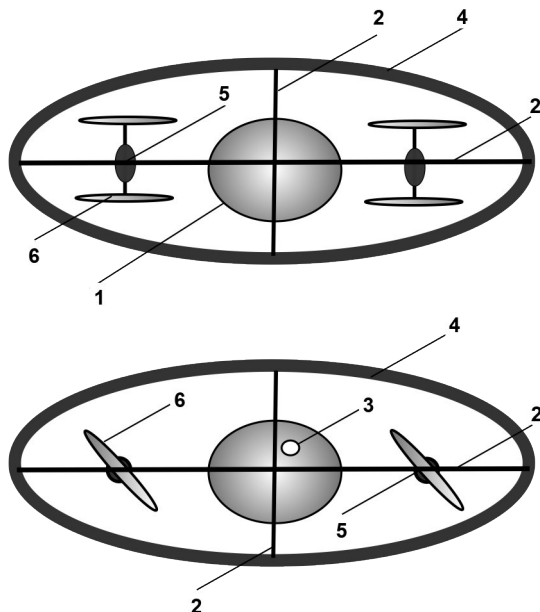
Горните две летателни позиции са крайни варианти. Фактически вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило, съгласно изобретението, при летене и и маневриране се управлява и в неописаните горе крайни позиции. За облекчение и опростено управление, във всички позиции, са предвидени за използване електрически двигатели, които са по-удобни за прецизно управление. Но може да лети с горивни двигатели, както и хибридни такива.

Примерно да лети само със студени елдвигатели, за да не смущава топлинно чувствителни съоръжения, ако лети с реактивни или други горивни двигатели. Те могат да се ползват за високо скоростно придвижване, когато пропелерите се сгъват, или се позиционират за минимално челно въздушно съпротивление – дългият размер на двувитлов пропелер се ориентира по дължината на траекторията.

Допълнителна повдигаща аеродинамична сила се получава при хоризонтално летене, благодарение на разположението на пропелерите непосредствено над крилата 4. Така, те при въртенето си ускоряват въздушния поток надолу и се снижава налягането на въздуха над горната повърхност на крилото, поради което се генерира

допълнителна повдигаща аеродинамична сила. Тази подемна сила се получава, независимо дали пропелерите се въртят принудително с моторите си, или се въртят авторотационно, благодарение на настъпващия хоризонтален въздушен поток.

Вертикално излитания и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга, съгласно изобретението, може да лети с двигатели с променлива по посока тяга, както и с фиксирана по посока тяга, спрямо шасито 2 и крилото 4.



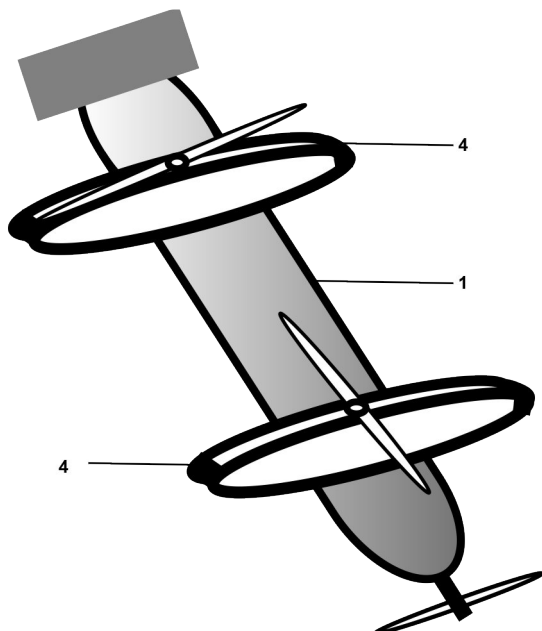
При втория вариант двигателите са с фиксирана векторна, но променлива по сила, тяга и препозиционирането на летателния апарат във въздуха става, чрез аеродинамични кормила.

Вертикално излитания и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга, съгласно изобретението, може да се ползва и за по-леки от въздуха въздушни превозни средства (дирижабли, балони..)

Не е затруднено индустриалното приложение на летателната система с периферно свързани каскадни съосни

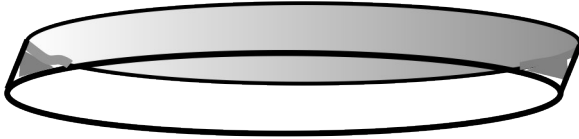
витла около роторни валове, защото се сглобява от нескъпи и налични пазарни компоненти.

Бюджетни варианти на вертикално излитация и кацащ летателен апарат с вертикално овално крило и двигатели с променлива векторна тяга, съгласно изобретението, могат да се реализират и с част от включените в него компоненти.



5.7. Основни графични сравнения на динамичните параметри на пръстеновидни овални и конвенционални крила:

OVAL WING



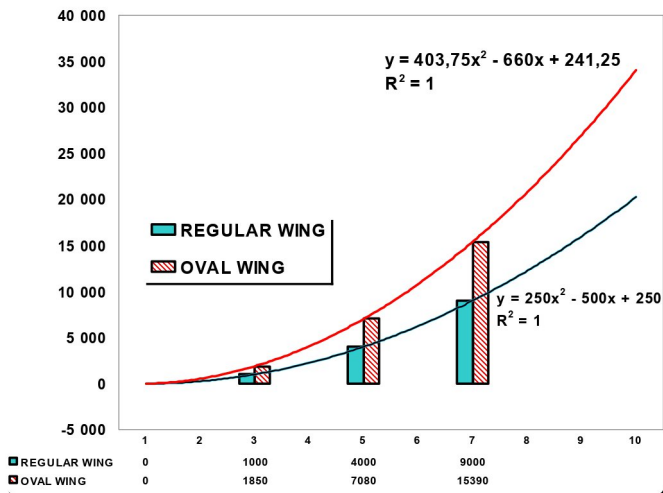
REGULAR WING



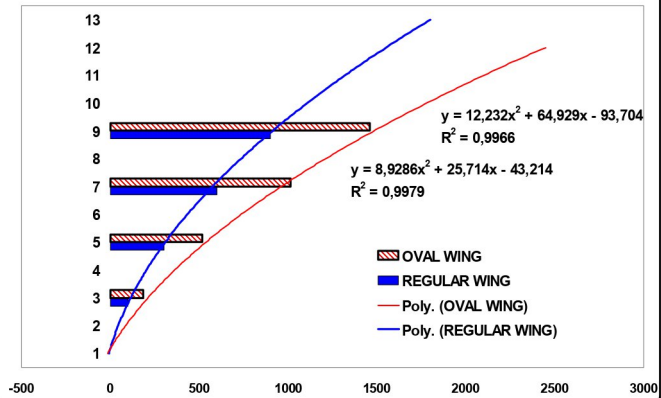
Lift force comparison in depend on quising speed

REGULAR V.S. OVAL WING

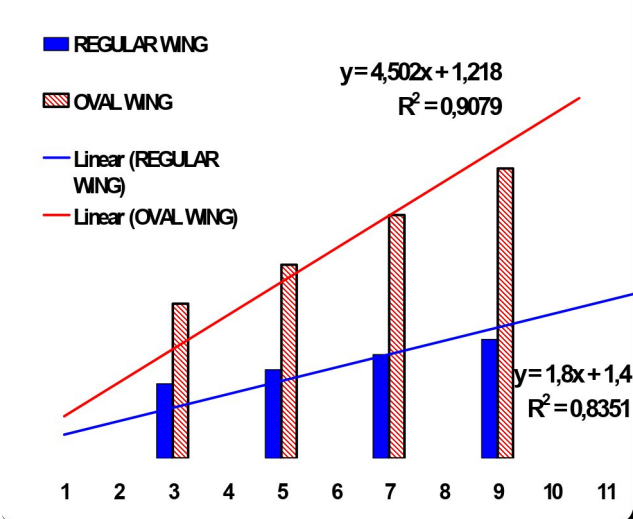
(with same span/area)



Netto payload comparison in depend on the wing area
REGULAR V.S. OVAL WING (with same aspect ratio)



Wing wetted area comparison in depend on span
REGULAR V.S. OVAL WING (with same aspect ratio)



6. Фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет

Solar photovoltaic aircraft with three fixed oval wings with the same fixed electromotor propellers for vertical take-off, landing and horizontal flight from commercially available components.

6.1. ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

Настоящото изобретение се отнася до фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет.

Иновативно решение на Боинг, представено в патентна публикация на EP3524520(A1), разкрива самолет, захранван със слънчева енергия, включващ модулно основно крило и чифт относително големи модулни крила, прикрепени към напречните крайни части на основното крило. За събиране на слънчева радиация, слънчевите панели са монтирани, както към основното крило, така и към допълнителни такива. В някои изпълнения, съотношението на размаха на главното крило към ширината му е относително ниско, например между 9 и 15. Т.е. основното крило е

относително широко, в сравнение с неговия размах. В други изпълнения допълнителните крила са относително дълги, като например в диапазона от 0,2 до 0,7 пъти дължината на полуразмаха на основното крило. Широките основни крила предоставят голяма площ за фотоволтаици, но аеродинамичното качество на широките крила е ниско. Затова е изгодно да има по тесни, но по-дълги крила. Това е по-благоприятно от аеродинамична гледна точка, но носи конструктивни проблеми, породени от големите знакопроменливи огъващи моменти, които се получават в основите на конзолно монтираните крила.

В патентна публикация на САЩ WO2022198225(A1) е разкрита система на многороторен самолет, който се възползва от предимствата на фиксирано крило/а, комбинирано с въртящи се структури на крилото. Фиксираните елементи на крилото помогнат за генериране на подемна сила, след като самолетът е в хоризонтален полет. И така се намалява нуждата от по-мощни повдигащи ротори, съответно с по-голям разход на енергия. Крилото е с няколко ротора, за да се поддържа ефективността на полета, която е следствие от комбинирането на неподвижни и въртящи се елементи. Самите ротори са монтирани на отделни задвижващи валове, а лопатите им са с отворени периферии, което създава нежеланото индуктивно вихрово въздушно съпротивление.

В друга патентна публикация на САЩ WO2009036465(A1) е представен самолет с модулни съставни фотоволтаични панели на крилата. Всеки крилен панел включва поне един шарнирен интерфейс, който е конфигуриран да взаимодейства ротационно с допълнителен шарнирен интерфейс на друг крилен панел. Когато първият и вторият панел на крилата са свързани заедно чрез въртящия се интерфейс, те могат да се въртят един спрямо друг в рамките на предварително определен ъглов диапазон.

Самолетът освен това работи със система за управление, която получава информация за работата му и информация за атмосферата и ги използва за промяна на ъгъла между панелите на крилата, дори ако има множество панели на крилата.

Един или повече от крилните панели включват слънчеви топлинни клетки за преобразуване на слънчева

топлинна енергия в електричество, което може да се използва за захранване на електрически двигатели. Това техническо решение е с много подвижни части, които го правят ниско надеждно и скъпо за производство и в експлоатация.

В патентна публикация от Китай CN114715379(A1) Фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет, включващ крила с монтирани фотоволтаични панели върху горните им повърхности, аеродинамични кормила и фюзелаж.

В последната и в нито една от разгледаните публикации, както и в други подобни, не са предвидени овални три крила, интегрирани в силовата рамка на летателните апарати за увеличаване на фотоволтаичната площ за поглъщане на слънчевата радиация за получаване на повече фотоволтаична енергия.

6.2. ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет с ниска себестойност, със значително увеличена фотоволтаичната площ за повишена електрогенерация, да му осигури по-продължителна работа на електрическите му витла без наземно електрозареждане, а крилата да формират пространствено затворени контури, за да нулират индуцираните периферни крилни вихри.

Задачата е решена, чрез фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет, включващ крила с монтирани фотоволтаични панели върху горните им повърхности, аеродинамични кормила и фюзелаж, характеризиращ с това, че аеродинамичните кормила са вертикално монтирани, перпендикулярно долните крила, фюзелажът е монтиран под горното крило, а самите крила са овални и пръстеновидни, успоредни помежду си и са фиксирани към върховете на триъгълни рамки, при което поне на едно от крилата са монтирани основите на поне четири Г-образни конзоли, като в

перифериите на всяка от тях са монтирани по един електромотор, чиито работен вал е куплиран към входящ вал на вариаторна скоростна кутия, а към неин изходящ вал механично е свързан работният вал на витло.

Главните предимства на фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет са, че е с по-голяма електрогенерация, осигуряваща по-продължителна работа на електрическите му витла без наземно електрозареждане.

Значителни аеродинамично предимство на фотоволтаичния самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет е, че е крилата му формират пространствено затворени контури, с което се нулират индуцираните периферни крилни вихри

Горното предимство води до енергоикономичен полет.

Експлоатационното предимство на фотоволтаичния самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет е, че се сглобява от нескъпи и налични на пазара компоненти.

Затова не е нужна складова наличност от тях. Последното предимство прави възможно най-широкото му пазарно разпространение.

6.3. ПРИМЕР ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ

Фигурата представя страничен поглед при вертикално летене (горната схема) и поглед отпред при хоризонтално летене (долната схема) на фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет.

Примерът ще илюстрираме с показаната схема на фотоволтаичен самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет, съгласно изобретението.

С представения пример на фигурата далеч не се изчерпват конфигурационните комбинации за реализация изобретението.

Фотоволтаичният самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет, включва крила 1 с монтирани фотоволтаични панели върху горните им повърхности 2, аеродинамични кормила 3 и фюзелаж 4.

Характеризира с това, че аеродинамичните кормила 3 са вертикално монтирани, перпендикулярно долните крила 1, фюзелажът 4 е монтиран под горното крило 1, а самите крила 1 са овални и пръстеновидни, успоредни помежду си и са фиксирани към върховете на триъгълни рамки 5.

При това, поне на едно от крилата 3 са монтирани основите на поне четири Г-образни конзоли 6, като в перифериите на всяка от тях са монтирани по един електромотор 7, чиито работен вал е куплиран към входящ вал на вариаторна скоростна кутия 8, а към неин изходящ вал механично е свързан работният вал на витло 9.

- Лопатите на всяко витло 9 са с радиално усукан аеродинамичен профил.
- Овалните крила 1 са елипсовидни пръстени.
- Всяко витло 9 е с четен брой еднакви лопати.
- Всяко витло 9 е с нечетен брой еднакви лопати.
- Триъгълните рамки 5 са еднакви и с равни страни.
- Раменете на триъгълните рамки 5 имат симетрични аеродинамично обтекаеми профили.
- Овалните крила 1 са с несиметрични профили на самолетно крило.
- Овалните крила 1 са покрити с огънати фотоволтаични панели, плътно следващи кривините на овалните крила 1.
- Поне две от овалните крила 1 лежат в една равнина.

6.4. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Принципът на продължителна работа във въздуха на фотоволтаичния самолет с три фиксирани овални крила с едни и същи фиксирани електромоторни витла за вертикално излитане, кацане и хоризонтален полет, произтича от възможността той да лети с повече преобразувана в електричество слънчева енергия, благодарение на по-голямата площ на трите си крила 1, които са покрити с фотоволтаици. Фотоволтаичния самолет, съгласно изобретението,

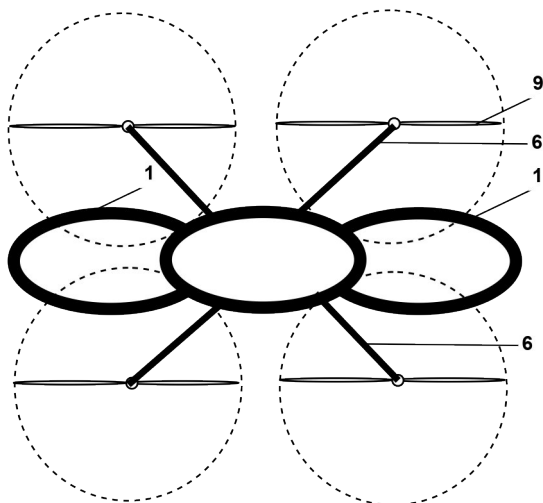
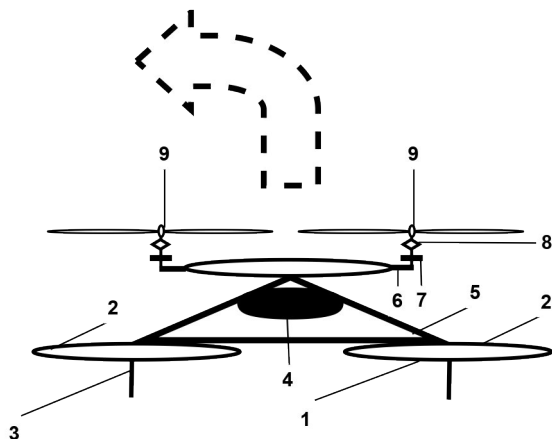
Фотоволтаичният самолет, съгласно изобретението, лети с витлата си 9 и се управлява, чрез тях, като всеки четирилитров ДРОН. Но може да се управлява и с аеродинамични вертикални 3 и хоризонтални кормила. Например:

1. В режим на хоризонтален полет се управлява само с аеродинамичните си кормила.

2. При вертикален полет се управлява само с витлата 9.

Посочените два варианта са крайни. В реален полет той се управлява и по двата начина едновременно.

Крилата 1 могат да се ползват и за крилни дирижабли, балони.



6.6. Квазипрофили на овални и конвенционални крила

При 3 крила собствената маса на самолета нараства много повече от тази на еднокрил самолет. Затова, и не само, разработихме тънки и леки профили на крила, които не са с традиционно позната удължена форма на несиметрична

капка. Те не са познати от теорията и практиката на световните патентни новости.

Недостътъците на конвенционалните крилни профили, при ниски скорости на дозвуковите самолети, са предимно в две направления:

1.Първото е, че конвенционалните профили са сравнително дебели. Това естествено води до високо челно съпротивление, което при три еднакви крила е три пъти по-високо.

2.Второто е, че при по-голям ъгъл на атака конвенционалните дебели профили провокират по-лесно отделяне на обтичащия ги въздушен слой по задната горна повърхност на крилото.

Така се нарушава предимно ламинарния характер на въздушния поток, което води до нежеланата турбуленция, която рязко увеличава съпротивлението на въздушно триене по горната крилна повърхност. А това изисква по-голяма мощност на двигателите, принуждавайки авиоконструкторите да проектират специална и сравнително скъпа активна механизация на крилото, за да се предотвратява пълното откъсване на ламинарния въздушен поток непосредствено над него и последващата турбулизация. Посоченото е съществено важно за поддържане на крилната подемна сила.

За да преодолем недостатъците по горепреформулираните две направления, след анализ и сравнение на ламинарните и турбулентните характеристики на граничния въздушен слой от двете стрещуложни страни на крилото, изведохме необходимостта от тънки профили. Те разбираемо намаляват челното съпротивление. Но, ако са с гладки стрещуположни повърхности, ще трябва да летят с по-голям ъгъл на атака при ниски скорости, за да генерират подемна сила. А това пак води до ръст на челното им съпротивление.

От физическите анализи и на основание резултати от направените компютърни симулации, верифицирани с физически моделни експерименти, стигнахме до извода, че съпротивлението на въздушно триене под крилото следва да се увеличи. Това е компромисно, но нескъпо решение, защото, чрез нарочното турбулизиране на долния граничен

слой лесно постигаме ръст на въздушното налягане под крилото, респективно подемната сила.

Същевременно горната крилна повърхност е гладка и почти плоска, с което се избягва откъсването на граничния въздушен слой и се запазва ламинарния му характер. А по-високата скорост на горното въздушно обтичане автоматично понижава въздушното налягане там, според известния принцип на Бернули - респективно допълнителни повишава подемната крилна сила.

На долната схема е илюстриран тънък квазикрилен профил с гладка горна и грапава долна повърхност:



Този профил е подходящ за пръстеновидни овални крила.

За конвенционални крила на моноплани е препоръчителен квазикрилен профил с надлъжни външни ребра, които да препятстват околокрилната въздушна циркулация по размаха на крилото, за да се намали периферното въздушно съпротивление на крилата.



6.6. APPLICATION

The sheme shows a side view in vertical flight (upper diagram) and a front view in horizontal flight (lower diagram) of a three fixed oval wing PV aircraft with the same fixed electromotor propellers for vertical take-off, landing and horizontal flight.

We will illustrate the example with the shown diagram of a photovoltaic aircraft with three fixed oval wings with the same fixed electromotor propellers for vertical take-off, landing and horizontal flight, according to the invention.

With the example presented in the figure, the configuration combinations for implementing the invention are far from exhausted.

Photovoltaic aircraft with three fixed oval wings with the same fixed electromotor propellers for vertical take-off, landing and

horizontal flight, includes wings 1 with mounted photovoltaic panels on their upper surfaces 2, aerodynamic rudders 3 and fuselage 4. It is characterized in that the aerodynamic rudders 3 are vertically mounted, perpendicular to the lower wings 1, the fuselage 4 is mounted under the upper wing 1, and the wings 1 themselves are oval and ring-shaped, parallel to each other and are fixed to the tops of triangular frames 5, whereby at least one of the wings 3 are the bases of at least four L-shaped consoles 6 are mounted, and in the periphery of each of them one electric motor 7 is mounted, the working shaft of which is coupled to the input shaft of a variator gearbox 8, and to its output shaft the working shaft of propeller 9.

- The blades of each propeller 9 have a radially twisted aerodynamic profile.
- Oval wings 1 are elliptical rings.
- Each propeller 9 has an even number of identical blades.
- Each propeller 9 has an odd number of identical blades.
- The triangular frames 5 are identical and have equal sides.
- The arms of the triangular frames 5 have symmetrical aerodynamically streamlined profiles.
- The oval wings 1 have non-symmetric airfoil profiles.
- The oval wings 1 are covered with bent photovoltaic panels closely following the curves of the oval wings 1.

7. Хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори

A hybrid aircraft with an upper, main and lower wing structurally integrated in a closed circuit with peripheral motors

7.1.ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

Настоящото изобретение се отнася до хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори.

По-специално е предвиден за безпилотни и пилотирувани полети на летящи апарати с повишена товароносимост и удължен радиус на действие.

Всички превозни средства следва да отговарят на строги изисквания за управляемост и стабилност. Това в най-голяма степен се отнася за въздушните летателни апарати, независимо дали са по-леки или по-тежки от въздуха. При самолетите стремежът за по-висока подемна сила изисква крилата им да са с голям размах, но това означава и повишена нестабилност и влошена управляемост, особено при страничен вятър. Затова авиоконструкторите могат да направят размаха на крилата по-малък. Но така се намалява подемната сила, което изисква едно след друго две и три крила, или едно над друго. Такива авиационни структури са масови в началото на миналия век, наричани биплани и триплани, най-вече за военни самолети. Те сега нямат приложение, защото са с големи въздушни съпротивления, особено индукираните от перифериите на крилата им.

Всички крилни летателни апарати стандартно изискват писти за излитане и кацане. Но последните десетилетия в леката авиация се наложиха дроновете, които нямат крила, а множество ротори. Известни са различни конвенционални мултироторни летателни апарати, които са адаптирани за вертикално излитане и кацане (съкратено от английски VTOL). Те са познати от патетни публикации EP 2 551 190 A1, EP 2 551 193 A1, BP 2 551 198 A1, EP 2 234 883 A1, EP 2 571 762 A1, EP 2 985 220 A1, WO 2015/028627 A1, WO 2016/004852 A1 , WO 2017/021918 A1, WO 2017/155348

A1, WO 2018/078388 A1, WO2015028627, WO2018081734, патент на САЩ.

Други VTOL мултироторни самолети също са известни от нивото на техниката, като напр. тандемният роторен хеликоптер Boeing CH-47, самолетът с наклонящ се ротор Bell XV-3, четворният наклонящ се Bell XV-22 с канални ротори, както и така наречените дронове и по-специално така наречените четворни дронове, както е описан в патентните документи

US 2015/0127209 A1, DE 10 2005 022 706 A1 и KR 101 451 646 B1.

Освен това, съществуват проучвания и прототипи на VTOL многороторни самолети, като напр. Наприме от Airbus, Italdesign и Audi, автономният летателен апарат Ehang 184 от Beijing Yi-Hang Creation Science & Technology Co. Ltd., skyflyer SF MK II от Skyflyer Technology GmbH, Quadcruiser от Airbus Group.

Съществуват проучвания и прототипи на VTOL многороторни самолети, които са оборудвани с осем или повече тягови мотори, като напр. мултикоптерът Volocopter 2X от e-Volo GmbH, Cora от Kitty Hawk Corp., eVTOL Vahana от Airbus A3 и Joby S2 VTOL от Joby Aviation. Още други VTOL мултироторни летателни апарати с осем или повече тягови мотори са описани в документите WO 2013/126117 A1, WO 2015/143093 A2, DE 10 2013 108 207 A1, патент на САЩ. Nos. 6,568,630 B2, D678,169 S, 8,393,564 B2, 8,733,690 B2, US 2013/0118856 A1, CN 206218213 U, US Pat. 9,944,386 B1, 10,086,931 B2, 9,975,631 B1, EP 3 366 582 A1, EP 3 333 072 A1, WO 2018/075414 A1, U.S. Pat. 3,089,666 A, WO 2018/075414 A1 и RU 180 474 U1.

По-общо казано, в момента се разработват главно три различни типа VTOL многороторни летателни апарати.

Първият тип мултироторен самолет VTOL може да се нарече „конвенционален дизайн“. Съгласно този конвенционален дизайн, първият тип VTOL мултироторен самолет обикновено е без крила и е оборудван само с тягови мотори, които са здраво закрепени към съответния корпус на самолета и по същество са адаптирани за зависене, но които въпреки това се използват и за осигуряване на хоризонтална

тяга при крейсерски полет. Пример за този първи VTOL многороторен тип самолет е Volocopter 2X от e-Volo GmbH.

Втори тип VTOL многороторен самолет може да се нарече „конвертоплан“. Съгласно този конвертируем дизайн, вторият тип VTOL мултироторен самолет е оборудван с наклонящи се мотори за генериране на тяга, които могат да се наклонят между първа позиция, в която те произвеждат тяга само за зависване, и втора позиция, в която те произвеждат тяга само за крейсерско летене. Вторият тип VTOL многороторен самолет обикновено се изпълнява в схема с неподвижно крило или крило с възможност за наклоняване. Пример за този втори VTOL многороторен тип самолет с наклонящи се крила е електрически VTOL Vahana от Airbus A3. Други VTOL многороторни самолети с наклонящи се мотори за създаване на тяга са описани в документите U.S. Pat. Nos. 10,086,931 B2 и 9,975,631 B1.

Трети тип VTOL многороторен самолет може да се нарече „сложен комбиниран дизайн“. Съгласно този комбиниран проект, третият тип VTOL е мултироторен самолет с фиксирано монтирани мотори с витла за генериране на тяга, които са предвидени главно за повдигане. Те са адаптирани за зависване, както и с фиксирано монтирани мотори за създаване на тяга за хоризонтален полет напред. Третият тип VTOL мултироторен самолет обикновено се изпълнява в оформление без крила или с фиксирано крило. Пример за този трети тип VTOL мултироторен самолет с фиксирано крило е Coa от Kitty Hawk Corp. Този тип използва множество мотори и затова тяхната синхронизация и управление е по-сложно, съответно и по-скъпо.

Крилата имат голямо преимущество, защото позволяват намаляване разхода на гориво - енергия по време на крейсерски полет. Това удължава оперативния обхват на всеки VTOL с подобрени работни характеристики на съответните круизни двигатели.

Икономичното използване на наличен енергиен ресурс за VTOL мултироторен самолет в момента е една от основните теми, които оказват влияние върху пригодността на електро авиацията, изобщо.

От казаното до тук става ясно, че електрическите мотори изискват най-често електрически акумулатори на борда на самолета, които са с неизменна маса, независимо дали са заредени или не. За разлика от горивните двигатели, които изгарят гориво в полет и олекват, независимо дали са с течено гориво или сухо ракетно такова. Затова в много случаи хибридните самолетни варианти имат преимущества. Примерно за вертикален старт с пълна маса ракетни ускорители помагат, а в крейсерски полет се разчита на витлови мотори. Дори самите ракетни ускорители могат се спускат веднага след като изгорят горивото си, с което намаляват полетната маса. Такива самолети е добре да бъдат с фиксирани крила и ненаклонящи се мотори. Защото подвижните крила и наклонящите се мотори имат съществени недостатъци. Един значителен техен недостатък, например, се отнася до задвижващите механизми и лагери или други подобни механизми, необходими за контролиране на ъгъла на наклон на крилото между конфигурацията за излитане/кацане и конфигурацията за полет напред. Задвижващите механизми могат също така да служат за заключване на крилото при желания наклон по време на полет напред. На практика обаче задвижващите механизми и лагерите добавят значително тегло към самолета. Това води до намаляване на количеството полезен товар, като например пътници или товари, които могат да бъдат транспортирани. Освен това, поради критичния характер на системата за задействане на наклона на крилото и лагерите, тези възли трябва да бъде проектирани и изработени с достатъчна степен на допълнителна якост, за да се намали рискът от катастрофална повреда.

Електрически VTOL самолет се проектира и тества от Lilium Aviation под марката Lilium Jet™. Този прототип е предназначен като лек пътнически самолет за двама пътници с две крила и около 36 електрически мотора. Недостатъкът на самолета от типа Lilium Jet™ се отнася до електрическите двигатели, които са двигатели тип вентилатор. Те са много енергоемки, което води до намален обхват на полета за даден енергиен капацитет на акумулаторите.

Друг концептуален VTOL самолет е S2 Electric™ от Joby Aviation. Този дизайн има фиксирани крила с множество

електрически мотори, за предпочитане четири, монтирани към всяко крило. Четири допълнителни двигателя са монтирани към задния стабилизатор или опашката. Недостатък на този концептуален самолет е, че всеки електрически двигател се задейства независимо, което изисква отделен задвижващ механизъм за всеки двигател. Както беше отбелязано по-горе, това означава значително допълнително маса за системата на задвижващия двигател.

S2 Electric™ не е предвиден с горивни двигатели, нито със спускаеми изтощени модулни акумулатори.

В патентна публикация на САЩ WO2022198225(A1) е разкрита система на многороторен самолет, който се възползва от предимствата на фиксирано крило/а, комбинирани с въртящи се структури на крилото. Фиксираните елементи на крилото помагат за генериране на повдигаща сила, след като самолетът е във въздуха. И по този начин може да се намали нуждата от по-големи повдигащи ротори. Крилото е с няколко ротора, за да се поддържа ефективността на полета, която е следствие от комбинирането на неподвижни и въртящи се елементи. Самите ротори са монтирани на отделни задвижващи ги валове, а лопатите им са с отворени периферии, което създава добре известното индуцирано съпротивление.

Патентен документ на САЩ US2022204174(A1) разкрива многороторно въздушно превозно средство. Той е с боксово крило за намаляване на периферните крилни загуби. Този самолет включва основен корпус, монтиран на основно крило, към което са фиксирани десни роторни възли и симетрично спрямо надлъжната ос на основния корпус са фиксирани леви роторни възли. Но при вертикално излитане е необходима многократно по-голяма тяга, съответно много по-голям разход на електричество от акумулаторите, отколкото при крейсерски полет с бокс-крилото. Затова самите роторни възли само увеличават масата в хоризонтален полет.

Всички електрически летателни апарати най-често се захранват от бордни акумулатори, които формират немалка част от полетната им маса, което значително намалява капацитета им да пренасят полезен товар. ДРОН-овете например, които са масови в настоящите безекипажни

летателни средства, имат едни и същи витла за вертикален старт и за хоризонтален полет. Те не могат да бъдат максимално ефективни и в двата полетни режима, защото следва да имат различни динамични характеристики. Затова е целесъобразно витлата да са специализирани, за да са ефективни в съответните режими на работа, а когато не работят да се позиционират, с оглед минималното им челно въздушно съпротивление.

В последната и в нито една от разгледаните публикации, както и в други подобни технически иновации, не са предвидени компактни хибридни летателни апарати с двойно боксово (двойно кутиестообразно) крило, нито със специализирани витла, в зависимост от режима на полета, нито с допълнителни горивни двигатели, нито със спускаеми модулни акумулатори.

7.2. ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни електрически и ракетни мотори със сравнително ниска себестойност с фиксирани крила и ненакланящи се мотори, да е със специализирани роторни витла, в зависимост от режима на полета, да е с парашутно спускаеми разредени модулни електроаккумулятори, за по-голям полезен товар, а за да се увеличи якостта му да е с двубоксова (двукутиеста) конструкция, в която самите крила да са конструктивни елементи, с което да се намали собствената му полетна маса и да се нулират периферните крилни вихрови съпротивления, за удължаване на полета.

Задачата е решена, чрез хибриден летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори, включващ основен корпус, монтиран на основно крило, към което са фиксирани десни роторни възли и симетрично спрямо надлъжната ос на основния корпус са фиксирани леви роторни възли, характеризиращ се с това, че левите и десните роторни възли са монтирани в противоположните периферии на основното крило, при което към всеки роторен възел са монтирани поне два ротора, а горно крило е монтирано над основното крило,

посредством свързаните им периферии, както и долно крило крило е монтирано под основното крило, също посредством свързаните им периферии, като върху горната повърхност на горното крило е монтиран горен ракетен двигател, симетрично на него, спрямо основното крило, към долната повърхност на долното крило крило е монтиран долен ракетен двигател, а към основното крило са монтирани ляво аеродинамично кормило и дясно аеродинамично кормило; първи двуканален изпълнителен извод от дистанционен управляващ пулт е безжично съединен, съответно с управляващ вход на всяко от двете аеродинамично кормила, втори многоканален изпълнителен извод от дистанционния управляващ пулт е безжично свързан, с управленските входове на съответните роторни възли, и със съответните управленски входове на ракетните двигатели; първи сигнален вход на дистанционния управляващ пулт е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за динамични параметри; втори сигнален вход на дистанционния управляващ пулт е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за геолокационните параметри и трети сигнален вход на дистанционния управляващ пулт е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за метеорологичните параметри; като множество управляващи пултове са безжично свързани с център за групово управление на полетите.

Главните предимства на хибридният летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори, че е с по-голяма товароносимост, поради по-голямата площ на тристепенната му крилна конструкция и повишената му конструктивна якост, поради двойно боксовата му конфигурация.

Енергоикономичното му предимство следва от икономичната работа на специализираните роторни витла, в зависимост от режима на полета.

Второ енергоикономично предимство следва от специализираното използване на ракетните му ускорители, синхронизирано с останалите двигатели.

Увеличената дължина на полета се дължи на факта, че стартовите модулни акумулатори за вертикален старт,

след разреждането им се спускат на площадката за излитане и в крейсерски режим полетната маса е значително по-ниска.

Маркетингово предимство на вертикално излитащия и кацащ летателен апарат е, че може да се ползва за аеротакси, както и безпилотно за превоз на товари.

Експлоатационното му предимство вертикално е, че се сглобява от нескъпи и налични на пазара компоненти. Затова не е нужна складова наличност от тях.

7.3. ПРИМЕР ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ

Фигурата представя схематичен поглед отпред на хибридният летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори, съгласно изобретението.

Примерът ще илюстрираме с показаната схема на фигурата.

С представения пример на фигурата далеч не се изчерпват конфигурационните комбинации за реализация изобретението.

Хибридният летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори включва основен корпус 1, монтиран на основно крило 2, към което са фиксирани десни роторни възли 3 и симетрично спрямо надлъжната ос на основния корпус 1 са фиксирани леви роторни възли 4.

Характеризира се с това, че левите 4 и десните 3 роторни възли са монтирани в противоположните периферии на основното крило 2, при което към всеки роторен възел са монтирани поне два ротора 5 и 6, а горно крило 7 е монтирано над основното крило 2, посредством свързаните им периферии, както и долно крило 8 е монтирано под основното крило 2, също посредством свързаните им периферии, като върху горната повърхност на горното крило 7 е монтиран горен ракетен двигател 9, симетрично на него, спрямо основното крило 3, към долната повърхност на долното крило 8 е монтиран долен ракетен двигател 10, а към основното крило 2 са монтирани ляво аеродинамично кормило 11 и дясно аеродинамично кормило 12, първи двуканален изпълнителен извод от дистанционен управляващ

пулт 13 е безжично съединен, съответно с управляващ вход на всяко от двете аеродинамично кормила 11 и 12, втори многоканален изпълнителен извод от дистанционния управляващ пулт 13 е безжично свързан, с управленските входове на съответните роторни възли 11 и 12, със съответните управленски входове на ракетните двигатели 9 и 10, първи сигнален вход на дистанционния управляващ пулт 13 е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за динамични параметри 14; втори сигнален вход на дистанционния управляващ пулт 13 е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за геолокационните параметри 15 и трети сигнален вход на дистанционния управляващ пулт 13 е безжично свързан със сигнален извод от комбиниран датчик за метеорологичните параметри 16; като множество управляващи пултове 13 са безжично свързани с център за групово управление на полетите 17.

- Двата ротора 5 и 6, към съответния роторен възел, са контравъртящи се.
- Левите роторни възли 4 и десните 3 роторни възли са електромоторни, чиито електрически входове са кабелно свързани с изходите на модулни електроакумулатори 18, монтирани под долното крило 8.
- Левите роторни възли 4 и десните 3 роторни възли са електромоторни, чиито електрически входове са кабелно свързани с електрическите изходи на водородни горивни клетки 19, монтирани под долното крило 8.
- Върху горната повърхност на горното крило 7 са монтирани повече от един горни ракетни двигатели, симетрично на тях, спрямо основното крило 2, към долната повърхност на долното крило 8 са монтирани повече от един долни ракетни двигатели.
- В ракетните двигатели 9 и 10 са интегрирани горивните им контейнери.
- Модулните електроакумулатори 18 и ракетните двигатели 9 и 10 са парашутно спускаеми.

- Горното крило 7 и долното крило 8 са еднакви с еднакви несиметрични аеродинамични профили и са монтирани успоредно, спрямо основното крило 3.
- Електрическите акумулатори 18 са многократно зареждаеми литиево-йонни.
- Върху горната повърхност на горното крило 7 са монтирани фотоволтаични панели 15, чиито общ електрически извод, през заряден контролер, е съединен със зареждащ извод на електрическите акумулатори 18.
- Половината от модулите на електрическите акумулатори 18 са единично спускаеми.
- Ракетните двигатели 9 и 10 са със сухо гориво.
- Двата ротора 5 и 6 са с еднакви диаметри и са с по две витла.
- Горното крило 7 и долното крило 8 са от армиран карбон и са на еднакви вертикални разстояния от основното крило 2.
- Лявото аеродинамично кормило 11 и дясното аеродинамично кормило 12 имат елеронни и хоризонтални кормилни секции.
- Парашутно спускаемите модулни електроаккумулятори 18 са успоредно електрически свързани помежду си.
- Парашутно спускаемите модулни електроаккумулятори 18 са с вградени активни геолокационни маркери 20.
- В задната опасна част на основния корпус 1 са монтирани централни аеродинамични кормила и централни аеродинамични стабилизатори.
- В изнесената предна част на основния корпус 1 е монтирано допълнително крейсерско витло 21 с по-голям диаметър от диаметрите на останалите витла.
- Управленски входове на централните аеродинамични кормила, на крейсерското витло 21, на ключалките на спускаемите модулни електроаккумулятори 18 и на

ключалките на спускаемите ракетните двигатели 9 и 10 са безжично свързани със съответните управленски изводи от управленския пулт 13.

- Управленският пулт 13 е програмируем с изкуствен интелект за синхронизиране енергокономичната работа на отделните мотори.

7.4. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Принципът на ефективна работа на хибридният летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори, съгласно изобретението, произтича от възможността той да лети винаги енергоикономично, под управлението на управленския пулт 13. чрез оптимизирано синхронизиране работата на различните двигатели, в зависимост от полетните режими и метеорологични условия.

Както и чрез аеродинамичното му позициониране за минимално челно въздушно съпротивление. Предвиден е да лети само с елдвигатели, които не са топлини мишени и не смущават топлинно чувствителни съоръжения.

Хибридният летателен апарат с горно, основно и долно крило конструктивно интегрирани в затворен контур с периферни мотори, съгласно изобретението, може да се ползва и за по-леки от въздуха въздушни превозни средства (дирижабли, балони..)

Не е затруднено индустриалното приложение на летателната система с периферно свързани каскадни съосни витла около роторни валове, защото се сглобява от нескъпи и налични пазарни компоненти.

7.5. APPLICATION

The scheme presents a schematic front view of the hybrid aircraft with upper, main and lower wings structurally integrated in a closed loop with peripheral motors, according to the invention.

We will illustrate the example with the scheme shown in the figure.

With the example presented in the figure, the configuration combinations for implementing the invention are far from exhausted.

The hybrid aircraft with upper, main and lower wings structurally integrated in a closed loop with peripheral motors includes a main body 1, mounted on a main wing 2, to which right rotor assemblies 3 are fixed and left rotor assemblies are fixed symmetrically to the longitudinal axis of the main body 1 nodes 4.

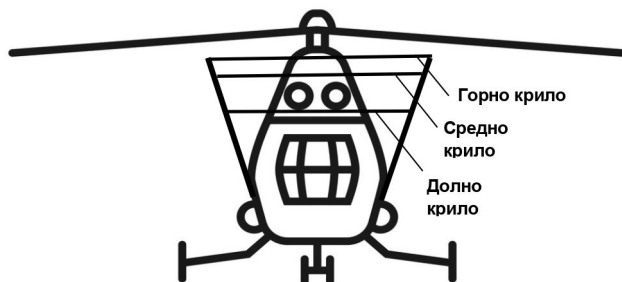
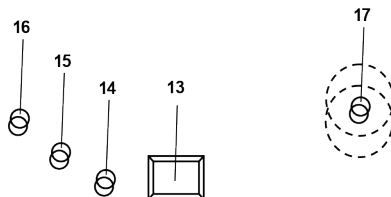
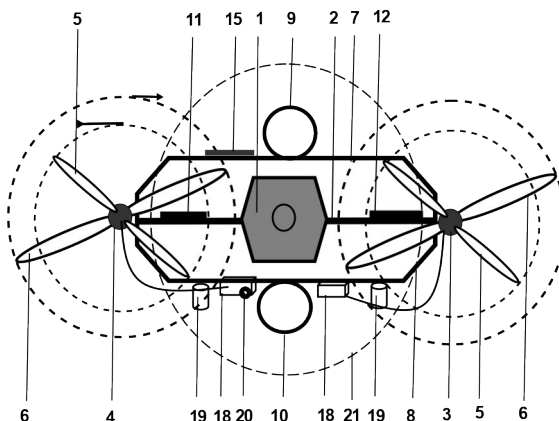
It is characterized in that the left 4 and right 3 rotor assemblies are mounted on the opposite peripheries of the main wing 2, wherein at least two rotors 5 and 6 are mounted to each rotor assembly, and the upper wing 7 is mounted above the main wing 2, by means of their connected peripheries, as well as a lower wing 8 is mounted under the main wing 2, also by means of their connected peripheries, and on the upper surface of the upper wing 7 an upper rocket engine 9 is mounted, symmetrical to it, relative to the main wing 3, to the lower surface on the lower wing 8, a lower rocket engine 10 is mounted, and to the main wing 2 are mounted a left aerodynamic rudder 11 and a right aerodynamic rudder 12, a first two-channel executive output from a remote control panel 13 is wirelessly connected, respectively, with a control input of each of the two aerodynamic rudders 11 and 12, a second multi-channel executive output from the remote control panel 13 is wirelessly connected, with the control inputs of the respective the rotor assemblies 11 and 12, with the respective control inputs of the rocket motors 9 and 10, a first signal input of the remote control panel 13 is wirelessly connected to a signal output of a combined sensor for dynamic parameters 14; a second signal input of the remote control panel 13 is wirelessly connected to a signal output of a combined sensor for the geolocation parameters 15 and a third signal input of the remote control panel 13 is wirelessly connected to a signal output of a combined sensor for the meteorological parameters 16; as multiple control consoles 13 are wirelessly connected to a group flight control center 17.

- The two rotors 5 and 6, to the respective rotor unit, are counter-rotating.

- The left rotor assemblies 4 and the right 3 rotor assemblies are electric motors whose electrical inputs are connected by cable to the outputs of modular electric accumulators 18 mounted under the lower wing 8.
- The left rotor units 4 and the right 3 rotor units are electric motors, the electrical inputs of which are wired to the electrical outputs of hydrogen fuel cells 19 mounted under the lower wing 8.
- More than one upper rocket engines are mounted on the upper surface of the upper wing 7, symmetrically to them, relative to the main wing 2, more than one lower rocket engines are mounted on the lower surface of the lower wing 8.
- Rocket engines 9 and 10 have their fuel containers integrated.
- Modular electric accumulators 18 and rocket engines 9 and 10 are parachute-droppable.
- The upper wing 7 and the lower wing 8 are identical with the same asymmetric aerodynamic profiles and are mounted parallel to the main wing 3.
- The electric accumulators 18 are rechargeable lithium-ion.
- Photovoltaic panels 15 are mounted on the upper surface of the upper wing 7, the common electrical terminal of which, through a charge controller, is connected to the charging terminal of the electric accumulators 18.
- Half of the electric battery modules 18 are individually droppable.
- Rocket engines 9 and 10 are dry fueled.
- The two rotors 5 and 6 have the same diameters and have two propellers each.
- The upper wing 7 and the lower wing 8 are of reinforced carbon and are at equal vertical distances from the main wing 2.
- Left rudder 11 and right rudder 12 have aileron and horizontal rudder sections.

- The parachute-droppable modular electric accumulators 18 are electrically connected to each other in parallel.
- The parachute-droppable modular electric accumulators 18 have built-in active geolocation markers 20.
- Central aerodynamic rudders and central aerodynamic stabilizers are mounted in the rear tail section of the main body 1.
- An additional cruising propeller 21 with a larger diameter than the diameters of the other propellers is mounted in the extended front part of the main body 1.

Control inputs of the central aerodynamic rudders, of the cruise propeller 21, of the locks of the drop-down modular electric accumulators 18 and of the locks of the drop-down rocket engines 9 and 10 are wirelessly connected to the corresponding control outputs of the control panel 13.



The control panel 13 is programmable with artificial intelligence for synchronizing the energy-saving operation of the individual motors.

The mode of efficient operation of the hybrid aircraft with an upper, main and lower wing structurally integrated in a closed circuit with peripheral motors, according to the invention, stems from the possibility that it can always fly energy-efficiently, under the control of the control panel 13. through optimized

synchronization of the operation of the various engines, depending on flight modes and weather conditions. As well as through its aerodynamic positioning for minimal frontal air drag.

It is intended to fly only with electric motors that are not heat targets and do not disturb heat sensitive equipment.

The hybrid aircraft with upper, main and lower wings structurally integrated in a closed loop with peripheral motors, according to the invention, can also be used for lighter-than-air air vehicles (airships, balloons...)

8. Мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол

A multi-hybrid freighter vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral movement in turns with wireless command and control

8.1.ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

Настоящото изобретение се отнася до мултихбридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол. По-специално е предназначено за колесни товаропътнически превозни средства за по-големи товари с висок център на тежестта, както и за амфибии.

Задълбочаваща се глобални енергийни проблеми и непрекъснато завишаващи се норми за опазване на околната среда в световен мащаб, налагат чисто електрически камиони. Те се превърщат във важна тенденция за развитие на товарните търговски сухопътни превозни средства в бъдеще, поради техните предимства на енергоспестяване и екологичност. Например Tesla semi, електрически камион, от Tesla, има пробег с едно пълно зареждане 800 км. С тези километри се задоволи търсенето на товарен транспорт на средни и къси разстояния. Но тежкотоварните камиони реално изминават по-дълги разстояния, при което ще се налага зареждане на акумулаторите им. Дори и да има достатъчно пътни зарядни електростанции, зареждането на тях губи напълно безполезно разходвано време. Това може и да влоши качествата на бързо разваляща се стока, защото самите хладилни камиони харчат ток и за охлаждането. Неизбежна е необходимостта от допълнителни устройства, например горивни електрогенератори, както за удължаване пробега, така и за хранване на хладилници, за собствените нужди на специализирани превозни средства и за най-различни други работни електрически системи на борда им.

В сравнение с традиционното кормилно управление на камиони, кормилното управление за електрически и хибридни камиони, обикновено е с повече датчици, задвижващи електромеханизми за постигане на по-усъвършенствана система за подпомагане на водача и осигуряване на безопасност при шофиране. Но това не са

радикално нови управленски системи, които да могат, освен завиването на управляемите колела, механично странично да преместват тежестта на камионите, което значително би ги облекчило в завоите, независимо от сцеплението на гумите им с пътната настилка.

В патентен документ от Канада CA3179955(A1) описан автономен камион, който включва механизъм за контрол на скоростта; кормилна система; датчик за геолокация; множество друг сензори; роботизирана ръка, разположена на платформата. Този камион не е предвиден да работи без геолокационна система (GPS). Затова той е неприложим при липса на GPS сигнал, или смутен или заблуждаващ сигнал, което се случва, не само във фронтови зони, а и изобщо. При това се създава аварийна ситуация.

Частично преодоляване проблемите със забавянето и смущенията на GPS сигналите се постига с китайско изобретение № CN201710987844.3, озаглавено „Метод за предсказуем контрол на зависими от забавяне сигнали за несигурна геолокационна система с неизвестни смущения“. Предложен е метод за предсказуемо управление. Той постига намаляване на разходите за управление, но изобщо не води до подобро кормилно управление, нито до странично преместване на превозното средство в завоите. Предсказуемото управление е широко използван метод за проследяване на траекторията на превозно средство без водач.

В патентен документ от Китай CN115230806(A1) се разкрива система за аварийно кормилно управление на електрически широкогабаритен самосвал за извънградски условия. Електрическата кормилна система се характеризира с това, че електрическа помпа с ниско налягане се използва като хидравлична помпа за кормилно управление с малък дебит. Тя е успоредно свързана с електрическа кормилна помпа с високо налягане, когато превозното средство се стартира. Кормилната помпа за високо налягане и електрическата помпа за ниско налягане работят едновременно. Тази система на кормилното управление подобрява безопасността в аварийни режими. Но тя изобщо не помага в завои за едновременно странично преместване центъра на тежестта на самосвала, чрез кормилната уредба.

В патентна публикация от Япония JP2018101403 (A) на “Тойота мотър...” е представено техническо решение за подпомагане на шофьора при управление на автомобила в завоите. Целта е движението по крива да става по-плавно. И това се постига с автоматично контролирано намаляване на скоростта, като компютър изчислява каква е граничната възможна скорост за конкретното движение, с която автомобилът може да премине безопасно през завоя. Това изчисление често е недостатъчно точно, защото състоянието на пътната настилка не е с еднакъв коефициент на триене с гумите. Например, мокър път, сух път, заледен път, овлажнена настилка и тяхното неизвестно редуване по време на движение.

В по-нова патентна публикация от Япония JP2019093847 (A) на “Мазда мотър...” сензорна електроника следи редица параметри на пътя и на движещия се автомобил. При по-остър завой, когато шофьорът прекомерно увеличава ъгъла на завиващите колела, по команда от компютър, автоматично се намалява скоростта до безопасна величина.

В патентна публикация от Русия RU 20703379 (C1) е представена платформа, чийто център на тежестта може да се премества. Тя е предназначена за пренасяне на товари при движение по натрошен лед, вода и неустойчив терен, поради което има катамаранни поплавъци. Страничното преместване центъра на тежестта на превозни средства е известно и от преди. Характерно за посоченото е, че то изобщо не е свързано с кормилната система, още по-малко е интегрирано с нея. То има смисъл за балансиране на товара при пътуване по нестабилни неравномерно меки и наклонени терени, а не за компенсиране на центробежната инерция в завои. И затова никак не решава проблема с компенсирането на страничните инерционни сили.

Отдавна много известни марки автомобили имат модели с четири управляващи колела. Например Хонда, Мерцедес, БМВ, Ауди, Нисан, Рено, Крайслер и др.. На посочените, и на други автомарки, независимо дали са с четири или с две завиващи колела, предните им мостове са със странично накланящи се колела при завъртане на волана. Странично накланящите се колела имат много ограничено

действие, защото странично наклоняват предницата на колата, което е силно лимитирано от пътния просвет на предните спойлери. Особено за ниски спортни коли. Накланящите се колела помагат за по-лесно влизане в завоя, но затрудняват излизането от него. Във всички случаи те предизвикват нежелани механични напрежения в цялата предница.

Затова (и не само затова) имат различни видове електронни стабилизиращи системи за управлението. Те следват в резултат от нарушаването на стабилността. А тогава вече е твърде късно за ефективно управление и изобщо за управление, особено при влошен контакт на колелата с пътя.

В патентен документ от САЩ US2022289269(A1) е разкрит пелектрически камион, управляван чрез кабел. Той включва: електрически захранващ модул, волан, кормилен механизъм. Посредством контролери и задействащи механизми, управленската му система съчетава предимствата на проследяване на ъгъла на завиване, проследяване на въртящия момент и проследяване на силата на тока. По този начин удовлетворява изискванията за реакция на управление и изискванията за мощност на електрическия камион и допълнително подобрява устойчивостта при движение по кривите. Но пак се разчита единствено на сцеплението на колелата с пътната настилка.

Общият недостатък на всички разгледани конвенционални и иновативни технически решения за кормилни устройства за платформи на превозни средства е, че в завоите разчитат за компенсирането на инерционната сила само на сцеплението на колелата им с пътната настилка. И нямат никакви технически решения за активно механично противодействие на страничната инерционна сила, която е главната причина за нестабилността и преобръщането на автомобилите в завоите.

8.2. ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Задача на настоящото изобретение е да се обезпечи мултихбридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол,

която радикално да преодолее недостатъците на известните конвенционални и иновативни технически решения, като действа активно и превантивно без да използва несигурни навигационни системи (като GPS) за геолокация, а висококапацитетни безжични канали с нарочен телеуправляващ център, включително и за напълно автономно безшофьорно управление.

Задачата е решена чрез мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, включващо: електрически хранващ модул, волан, свързан с кормилен механизъм, характеризираща се с това, че има резервоар, а кабелен извод от електрическия хранващ модул е свързан с кабелен вход на първи двигател, тръбен извод от резервоара за гориво е свързан с тръбен вход на втори двигател, първият и вторият двигател са свързани помежду си със синхронизиращ модул, кормилният механизъм, през интегриращо устройство за странично преместване, е механично свързан с управляващи колела, първият двигател, през първа трансмисия, е свързан с първи двигателен мост, вторият двигател, през втора трансмисия е свързан с втори двигателен мост, при което първи управленски извод от управляващ компютърен блок, през първи изпълнителен механизъм, е свързан към управленски вход на първи двигател, втори негов управленски извод, през втори изпълнителен механизъм, е свързан към управленски вход на втори двигател, а трети управленски извод на управляващия компютърен блок, през трети изпълнителен механизъм, е свързан към волана, като управленски вход на управляващия компютърен блок е свързан с управленски извод от безжичен координиращ модул, чийто управленски вход е безжично свързан с управленски извод от телеуправляващ център.

В едно предпочитано изпълнение на мултихибридното товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол първият двигател може да е електрически, резервоарът може да е за въглеродно гориво и вторият двигател може да е с вътрешно горене.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол първата трансмисия и втората трансмисия може са механични.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол резервоарът може да е балон със сгъстен въздух, а вторият двигател може да е пневматичен.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол втората трансмисия може да е хидравлична.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол управляващите колела може да са предни.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол управляващите колела може да са предни и задни.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол електрическият хранващ модул може да е електрохимичен акумулатор.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол синхронизиращият модул, интегриращото устройство за странично преместване и управляващият компютърен блок може да са програмируеми.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол спирачките на предните колела на първия двигателен мост може да са електрически регенеративни и да са кабелно съединени с електрическия захранващ модул.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление електрическият захранващ модул може да е батерия от електрогенериращи водородни горивни клетки, която е свързана, през първи контролер, с тръбен извод от резервоара за гориво, който е балон с компресиран водород.

В друго предпочитано изпълнение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление вторият двигател с вътрешно горене може да е конфигуриран да гори водородо-кислороден газ, който да е свързан, през втори контролер, с тръбен извод от резервоара за гориво, който е балон с компресиран водородо-кислороден газ.

Главните предимства на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, съгласно изобретението, са, че е универсално и може да се изпълнява с различни колесни формули в комбинации на две или повече четен брой управляеми колела.

Екологични предимства на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, съгласно изобретението, са че може да е с нулеви вредни емисии, когато първият му двигател е електрически, а вторият пневматичен. Резервоарът му е предвиден, както за течно петролно гориво с атмосферно налягане, така и да издържа компресирани под високо налягане екологични невъглеродни горива като газообразен водород и водородо-кислороден газ.

Функционално предимство на мултихибридно товаропътническо превозно средство е, че може да се превключва подходящата конфигурация от двигатели и резервоари, съобразно изискванията на средата, в която се движи.

Механично предимство за сигурността при движение на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система, съгласно изобретението, е, че в завой, се преобръща много трудно, защото платформата му се премества към страната на завоя и за да се преобърне, под действието на центробежната сила, в обратна посока е необходимо първо да се повдигне над пътя, и чак след това да се обърне. Така собствената му тежест механично балансира центробежната сила в завоите.

Предимство при движение в населени места на мултихибридно превозно средство е, че може да се ползва за платформа на аеромобили, за които е характерен висок център на тежестта, поради високо разположените им ротори.

Важно предимството за сигурността при движение на мултихибридно превозно средство, съгласно изобретението, следва от факта, че интегрираната кормилна система може да работи чисто механично с предните колела при напълно изключена (аварирала) електронна част.

Значително инвестиционно предимство на мултихибридно превозно средство, съгласно изобретението, е, че началните капиталови разходи за нея са съизмерими с необходимите за всяка кола с подобни габарити и маса.

Конструктивно предимство на мултихибридно превозно средство, съгласно изобретението, е, че интегрираната му кормилна система е самостоятелен модул и с нея може да се надграждат различни превозни средства.

Горното предимство е пряко свързано с понижаването себестойността на интегрираната му кормилна система, в следствие на увеличения мащаб на производството ѝ.

А уникалното предимство за по-бързо преминаване в завой, за подобренията устойчивост при всякакви пътни условия и силно затрудненото обръщане в завоите на мултихибридно превозно средство, съгласно

изобретението, му дава силно открояващо се маркетингово преимущество.

Важно предимство на мултихибридното превозно средство, съгласно изобретението, са неговите универсални приложения, цивилни пътнически и товарни релсови и безрелсови шофьорни и безшофьорни превозни средства, както за колесна строителна механизация, за амфибии, военни автомобили, включително и за тежко бронирани и въоръжени колесни бойни машини.

Специално предимство на мултихибридното превозно средство, съгласно изобретението, е, че когато се движи на електрическа пневматична тяга то не е топлинна мишена във враждебна среда. То е конфигурирано да се движи само на електрическа или само с пневматична тяга, което осигурява висока надеждност при отказ на една от посочените две екологични двигателни системи.

Второ специално предимство на мултихибридното превозно средство е, че не използва ненадеждни и объркващи спътникови и подобни геолокационни системи.

Трето специално предимство на мултихибридното превозно средство, съгласно изобретението, е, че е ниско шумно на електрическа и на пневматична тяга и не представлява шумова мишена във враждебна среда.

Четвърто специално предимство на мултихибридното превозно средство, съгласно изобретението, е, че интегрираната му кормилна система е модулна и е пригодена за замяна в прифронтни условия.

Пето специално предимство на мултихибридното превозно средство е, че във взриво- и пожароопасна среда може да работи без да включва двигателя с вътрешно горене.

Експлоатационно предимство на мултихибридното превозно средство, съгласно изобретението, е, че се сглобява от нескъпи и налични на пазара компоненти, поради което за сервизната му поддръжката не са нужни, нито значителни нови производства, нито поддържането на голяма складова наличност със специализирани агрегати и резервни части.

Горепосоченото предимство прави възможно улесненото му пазарно разпространение, което е допълнително икономическо предимство.

8.3. ПРИМЕР ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ

На фигурата е показана профилна схема на мултихибридно товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, съгласно изобретението.

Примерът ще илюстрираме с показаната профилна схема на мултихибридно товаропътническо превозно средство, съгласно изобретението.

С представения пример на фигурата далеч не се изчерпват комбинациите за реализация изобретението.

Мултихибридното товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, включва: електрически захранващ модул 1, волан 2, свързан с кормилен механизъм 3. Характеризира се с това, че има резервоар 4, а кабелен извод от електрическия захранващ модул 1, е свързан с кабелен вход на първи двигател 5, тръбен извод от резервоара за гориво е свързан с тръбен вход на втори двигател 6, първият и вторият двигател 5 и 6 са свързани помежду си със синхронизиращ модул 7, кормилният механизъм 3, през интегриращо устройство за странично преместване 8, е механично свързан с управляващи колела 9, първият двигател 5, през първа трансмисия 10, е свързан с първи двигателен мост 11, вторият двигател 6, през втора трансмисия 12 е свързан с втори двигателен мост 13, при което първи управленски извод от управляващ компютърен блок 14, през първи изпълнителен механизъм 15, е свързан към управленски вход на първи двигател 5, втори негов управленски извод, през втори изпълнителен механизъм 16, е свързан към управленски вход на втори двигател 6, а трети управленски извод на управляващия компютърен блок 14, през трети изпълнителен механизъм 17, е свързан към волана 2, като управленски вход на управляващия компютърен блок 14 е кабелно свързан с управленски извод от безжичен координиращ модул 18, чийто управленски вход е безжично свързан с управленски извод от телеуправляващ център.

- Първият двигател 5 е електрически, резервоарът 4 е за въглеродно гориво и вторият двигател 6 е с вътрешно горене.
- Първата трансмисия 10 и втората трансмисия 12 са механични.
- Резервоарът 4 е балон със сгъстен въздух, а вторият двигател 6 е пневматичен.
- Втората трансмисия 12 е хидравлична.
- Управляващите колела 9 са предни.
- Управляващите колела 9 са предни и задни.
- Електрическият захранващ модул 1 е електрохимичен акумулатор.
- Синхронизираният модул 7, интегриращото устройство за странично преместване 8 и управляващият компютърен блок 14 са програмируеми.
- Спирачките на предните колела 9 на първия двигателен мост 11 са електрически регенеративни и са кабелно съединени с електрическия захранващ модул 1.
- Електрическият захранващ модул е батерия от електрогенериращи водородни горивни клетки, която е свързана, през първи контролер, с тръбен извод от резервоара за гориво 4, който е балон с компресиран водород.
- Вторият двигател 6 с вътрешно горене е конфигуриран да гори водородо-кислороден газ, който е свързан, през втори контролер, с тръбен извод от резервоара за гориво 4, който е балон с компресиран водородо-кислороден газ.

8.4. ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Собствената маса на всяко конвенционално товаропътническо превозно средство неизбежно създава нежелана странична инерционна сила в завоите. Нейното странично действие се възпира единствено от сцеплението на колелата с пътя. Казаното е проблем не само при лошо сцепление на колелата с пътя, но и генерален конструктивен проблем. Центробежната сила допълнително натоварва цялата конструкция на автомобила. Това неизбежно налага

по-голяма собствена маса – по-масивна конструкция, при едни и същи материали. Така и нежеланата центробежна инерция расте, поради ръста на собственото тегло на превозното средство.

Масата на акумулаторните и хибридните превозни средства, въобще е много по-голяма, отколкото на подобни такива, но с двигатели с вътрешно горене. По-голямата маса в движение по кривите не позволява на превозните средства да се движат с по-висока скорост в завоите, независимо от тяхната мощност. Превозно средство с по-ниска маса и с по-малка мощност може да изпревари в завой по-тежък автомобил, независимо, че той може да бъде с много по-голяма мощност. Това се дължи на инерцията, която е действаща сила в завоите. Тя не може да изчезне и затова за стабилността на превозни средства е добре да се вземат технически мерки за балансирането и компенсирането ѝ. Най-добре е те да са превантивни – т.е. преди влизането в завоите. За целта използваме разкритото радикално ново техническо решение.

Чрез номерацията на фигурата ще разгледаме действието на примерното изпълнение на мултихибридното товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, съгласно изобретението.

Мултихибридното товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, съгласно изобретението, може да е с различни колесни формули:

- Четириколесна платформа с предни завиващи колела 9;
- Четириколесна платформа с със задни завиващи колела;
- Четириколесна платформа с предни и със задни завиващи колела;
- Шестколесна платформа с две предни завиващи колела 9 и четири незавиващи задни колела;
- Осемколесна платформа с две предни завиващи колела и шест незавиващи колела;

- Осемколесна платформа с четири предни завиващи колела и четири незавиващи задни колела;

А така също и на колесни платформи с повече от 8 колела.

Принципът на работа на Мултихибридното товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, съгласно изобретението, е автоматизиран, най-малко в два варианта:

Вариант А.

Шофьорно управление с автоматизирано подпомагане от бордните му системи.

Вариант Б.

Безшофьорно управление от телеуправляващ център, чрез безжичния координиращ модул 18 и програмируемите му бордни системи.

И двата варианта разглеждаме като основни. На практика превозното средство, съгласно изобретението, се управлява в междинни работни режими, които не винаги съвпадат с дефинираните 2 основни режима. Например с шофьор, но в автономен режим на движение (на автопилот).

Независимо от многообразието на колесни формули и работни режими на мултихибридното товаропътническо превозно средство с интегрирана кормилна система за едновременно странично преместване в завоите с безжично управление и контрол, съгласно изобретението, интегриращото му устройство за странично преместване 8 работи по един и същ начин, като това става превантивно – още с навлизането в завоя.

Интелигентната работа на системата се осъществява от управляващия компютърен блок 14, който е предварително програмиран с различни пакети софтуер.

В зависимост от разнообразните условия, работата на мултихибридното товаропътническо превозно средство, съгласно изобретението, проектирахме с помощта на компютърни симулации и изпитания в пътни условия.

Благодарение на натрупаното “ноу-хау” разработихме различни оптимизационни алгоритми. От многото събрани данни и факти, структурирахме отделни бази данни и отделни бази факти.

Събраните бази с данни, факти и правила са неразделна част от алгоритмичното проектиране на технико-технологична експертна система за работа в реално време на мултихибридно товаропътническо превозно средство.

Експертната система е изпълнена с помощта на обектно ориентиран алгоритмичен език, съдържащ собствен механизъм на умозаклученията.

Така изготвеният софтуер работи като изкуствен интелект за самостоятелно автоматично вземане и изпълнението им в реално време. Те са необходими за оптимална работа на системата, съгласно изобретението.

Индустриалното приложение на мултихибридно товаропътническо превозно средство, съгласно изобретението, е значително облекчено, защото се сглобява от нескъпи и налични на пазара конструктивни материали и електронни компоненти.

8.5. APPLICATION

The scheme shows a profile diagram of a multi-hybrid cargo-passenger vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral movement in turns with wireless steering and control, according to the invention.

We will illustrate the example with the shown profile diagram of a multi-hybrid freight vehicle according to the invention.

With the example presented in the figure, the configuration combinations for implementing the invention are far from exhausted.

The multi-hybrid cargo-passenger vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral movement in turns with wireless steering and control includes: an electric power module 1, a steering wheel 2 connected to a steering mechanism 3. It is characterized by having a tank 4, and a cable outlet from the electric power unit 1 is connected to a cable inlet of the first engine 5, a pipe outlet from the fuel tank is connected to a pipe inlet of the second engine 6, the first and second engines 5 and 6 are interconnected with a synchronizing unit 7, the steering

mechanism 3 , through an integrating device for lateral movement 8, is mechanically connected to steering wheels 9, the first engine 5, through a first transmission 10, is connected to a first engine axle 11, the second engine 6, through a second transmission 12 is connected to a second engine axle 13, wherein a first control output from a control computer unit 14, through a first actuator 15, is connected to a control input of a first motor 5 , its second control terminal, through a second executive mechanism 16, is connected to a control input of a second engine 6, and a third control terminal of the control computer unit 14, through a third executive mechanism 17, is connected to the steering wheel 2, as a control input of the control computer block 14 is wired to a control terminal from a wireless coordinating module 18, whose control input is wirelessly connected to a control terminal from a remote control center.

- The first motor 5 is electric, the tank 4 is for carbon fuel and the second motor 6 is internal combustion.
- The first transmission 10 and the second transmission 12 are mechanical.
- The tank 4 is a compressed air balloon and the second motor 6 is pneumatic.
- The second transmission 12 is hydraulic.
- Steering wheels 9 are front.
- Steering wheels 9 are front and rear.
- The electrical power supply module 1 is an electrochemical accumulator.
- The synchronizing unit 7, the integrating side shifter 8 and the control computer unit 14 are programmable.
- The brakes on the front wheels 9 of the first motor axle 11 are electrically regenerative and are wired to the electric power supply unit 1.
- The electrical power module is a battery of electro-generating hydrogen fuel cells which is connected, through a first controller, to a pipe outlet from the fuel tank 4, which is a compressed hydrogen balloon.
- The second internal combustion engine 6 is configured to burn hydrogen-oxygen gas, which is

connected, through a second controller, to a pipe outlet from the fuel tank 4, which is a balloon of compressed hydrogen-oxygen gas.

The dead mass of any conventional freight vehicle inevitably creates an undesirable lateral inertial force when cornering. Its lateral action is restrained only by the grip of the wheels on the road. This is a problem not only with poor traction of the wheels on the road, but also a general design problem. Centrifugal force additionally loads the entire structure of the car. This inevitably imposes a greater own mass - a more massive construction, with the same materials. Thus, the unwanted centrifugal inertia grows, due to the growth of the vehicle's own weight.

The mass of battery and hybrid vehicles is generally much greater than similar ones, but with internal combustion engines. Greater mass in cornering does not allow vehicles to move at higher cornering speeds, regardless of their power. A vehicle with lower mass and less power can corner a heavier car, even though it may have much more power. This is due to momentum, which is the driving force in cornering. It cannot disappear, and therefore for the stability of vehicles it is good to take technical measures to balance and compensate for it. It is best that they are preventive - i.e. before entering the turns. For this purpose, we use the revealed radical new technical solutions.

Through the numbering of the figure, we will consider the operation of the exemplary embodiment of the multi-hybrid cargo vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral displacement in the turns with wireless control and control, according to the invention.

The multi-hybrid cargo-passenger vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral displacement in the turns with wireless control and control, according to the invention, can have different wheel formulas:

- Four-wheeled platform with front turning wheels 9;
- Four-wheeled platform with rear turning wheels;
- Four-wheeled platform with front and rear turning wheels;
- Six-wheeled platform with two front turning wheels 9 and four non-turning rear wheels;

- 8-wheeled platform with 2 front turning wheels and 6 non-turning wheels;
- 8-wheeled with 4 front turning wheels and 4 non-turning rear wheels;

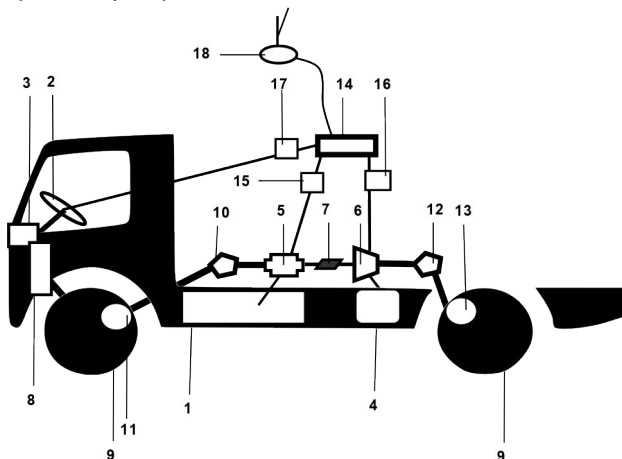
And also on wheeled platforms with more than 8 wheels.

The principle of operation of the multi-hybrid freight vehicle with an integrated steering system for simultaneous lateral displacement in the turns with wireless control and control, according to the invention, is automated, at least in two variants:

Option A. Driver management with automated assistance from its on-board systems.

Option B. Driverless control from a remote control center, through the wireless coordinating module 18 and its programmable on-board systems.

We consider both options as basic. In practice, the vehicle according to the invention is operated in intermediate operating modes, which do not always coincide with the defined 2 basic modes. For example, with a driver, but in autonomous driving mode (on autopilot).



Regardless of the variety of wheel formulas and operating modes of the multi-hybrid cargo vehicle with integrated steering system for simultaneous cornering with wireless control and control, according to the invention, its integrated side-shifting

device 8 works in the same way, becoming preventively – even when entering the turn.

The intelligent operation of the system is carried out by the control computer unit 14, which is pre-programmed with various software packages.

Depending on the various conditions, the performance of the multi-hybrid passenger vehicle, according to the invention, we designed using computer simulations and road tests. Thanks to the accumulated know-how, we have developed various optimization algorithms. From the many collected data and facts, we structured separate databases and separate fact bases.

The expert system is implemented using an object-oriented algorithmic language containing its own inference mechanism.

НОУ-ХАУ, KNOW-HOW

A.1. Спомагателна пилотска навигационна система

Летящите коли/лодки са превозни средства, управлявани от човек. В масовия случай пилотите не са професионални. Затова те се нуждаят от помощна навигационна система за по-добър въздушен контрол и безопасно летене.

Ноу-хауто се отнася до помощна навигационна система, базирана на дистанционно или самопилотиращ се летателен апарат, който може да носи датчици, комуникационно оборудване или други полезни товари. Той е предназначен да контролира и подпомага пилотите на летящи превозни средства. Обикновено това е безпилотен апарат – ДРОН, който се движи над управляваните летящи средства и има визуална връзка с тях. Управлява се от дистанционен оператор-ръководител движението.

Обикновено летящите коли/лодки използват глобалната система за позициониране (GPS), за да осигурят навигация над различни терени. В много сценарии се изисква летящите превозни средства да летят в градска среда, която често има ефект на градски каньон. „Градският каньон“ е подобен на естествения каньон. Той се причинява от улици в

застроена архитектурна среда, от множество високи сгради - небостъргачи. Известно е, че градският каньон причинява проблеми при приемането на GPS сигнали.

Например, GPS приемниците могат да страдат от многопътни грешки, които са причинени от получаването на комбинация от директни GPS сигнали и отразени GPS сигнали от близки обекти, като например сгради. В градски каньон GPS сигналът с пряка видимост (LOS) може да бъде напълно блокиран от строителни незавършени и завършени обекти и отразен сигнал може да достигне до приемника, което води до значителни грешки в позицията и скоростта. По този начин, когато летящите коли/лодки летят в градска среда, достъпът до GPS сигналите, необходими за навигация без дрейф, често се отказва от градския каньон.

Предложени са много методи за използване на навигация с изображения на автономни летателни апарати. Например, беше предложено съпоставяне или препращане към текущото изображение на терена на превозно средство с отказ от GPS към сателитно изображение на същия терен. На тези методи обаче им липсва времевата и пространствена близост, необходима за използване на изображенията за навигация в градски каньон.

Настоящото ноу-хау се отнася до метод и система за навигация на едно или повече летателни апарата в градска среда. Методът включва летене на най-малко едно въздухоплавателно средство с глобална система за позициониране (GPS) на първа височина над градска среда и летене на поне едно въздухоплавателно средство без GPS на втора височина над градска среда, която е по-ниска от първата надморска височина. Летящите средства са в оперативна комуникация помежду си, така че изображенията могат да се предават между тях. Заснеман е първи набор от изображения от летателното превозно средство, поддържано от GPS, и втори набор от изображения от отказания от GPS летателен апарат също е заснет.

Характеристиките на изображението от втория набор от изображения след това се съпоставят със съответните характеристики на изображението от първия набор от изображения. Текущата позиция на превозното средство с отказ от GPS се изчислява въз основа на съответстващите

характеристики на изображението от първия и втория комплект изображения.

A.2. Pilot assisting navigation system

Flying cars/boats are human-driven vehicles. In the mass case, the pilots are not professional. Therefore, they need an auxiliary navigation system for better air control and safe flying.

The know-how refers to an aided navigation system based on a remote-controlled or self-piloted aerial vehicle that can carry sensors, communication equipment or other payloads. It is designed to control and assist pilots of flying vehicles. It is usually an unmanned aerial vehicle - a UAV that moves above manned flying vehicles and has a visual connection with them. It is managed by a remote operator-head of the movement.

Typically, flying cars/boats use the Global Positioning System (GPS) to provide navigation over various terrains. Many scenarios require flying vehicles to fly in urban environments that often have an urban canyon effect. The "urban canyon" is similar to a natural canyon. The urban canyon is caused by streets in a built-up architectural environment of many tall skyscrapers. Urban canyons are known to cause problems with receiving GPS signals.

For example, GPS receivers can suffer from multipath errors, which are caused by receiving a combination of direct GPS signals and reflected GPS signals from nearby objects, such as buildings. In an urban canyon, the GPS line-of-sight (LOS) signal can be completely blocked by construction unfinished and completed objects, and a reflected signal can reach the receiver, resulting in significant position and velocity errors. Thus, when flying cars/boats fly in urban environments, access to the GPS signals necessary for drift-free navigation is often denied by the urban canyon.

Many methods have been proposed to use imagery navigation of autonomous aircraft. For example, matching or cross-referencing the current terrain image of a GPS-disabled vehicle to a satellite image of the same terrain has been proposed. However, these methods lack the temporal and spatial proximity required to use the imagery for urban canyon navigation.

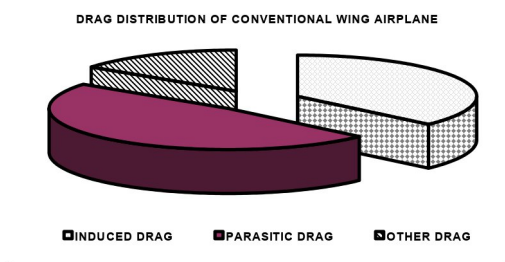
The present know-how relates to a method and system for navigating one or more aircraft in an urban environment. The method includes flying at least one Global Positioning System (GPS) aircraft at a first altitude above an urban environment and

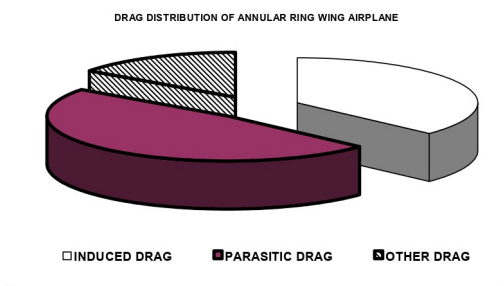
flying at least one non-GPS aircraft at a second altitude above an urban environment that is lower than the first altitude height. The aircraft are in operational communication with each other so that images can be transmitted between them. A first set of images from the GPS enabled aircraft was captured and a second set of images from the GPS disabled aircraft was also captured.

The image features from the second set of images are then matched with the corresponding image features from the first set of images. The current position of the GPS-failed vehicle is calculated based on the corresponding image features from the first and second image sets.

В.1. Иновативни решения за намаление разхода на енергия и необходимата мощност за нискоскоростни самолети с едновременен ръст на подемната сила

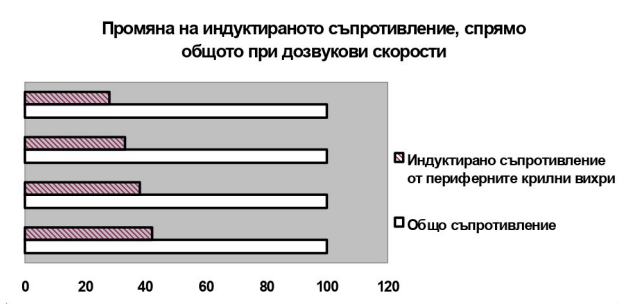
Известно е, че перифериите на конвекционалните крила на самолетите причиняват значителни енергийни загуби, защото циркуляцията на въздуха около крилата по дължината им завърта фюзелажа на самолета във вертикална посока. Самолетът не е в оптималната си хоризонтална позиция при крйсерското си летене. И това е причината за значително увеличеното му съпротивление, което се нарича индуктирано съпротивление (INDUCED DRAG), причинено от периферните крилни вихри.. Това е известно от десетилетия на авиоконструктурите.





Сравнението между предходните две диаграми показва значителното намаление на съпротивлението на моторни и безмоторни самолети с пръстеновидни крила, спрямо такива с конвенционални крила - на най-горната диаграма. А необходимата енергия и мощност за преодоляване на съпротивлението е главният акцент, не само на тази част НОУ-ХАУ, но и на цялостното изложение в тази книга.

Намаляване на съпротивлението на самолета в полет е основната задача пред авиконструкторите. Познати са и начини да се ограничи индуктираното съпротивление, което е около 37% от общото съпротивление. То намалява с увеличение на скоростта, но при дозвукови скорости остава значително. Вижте следващата диаграма, показваща относителното намаление на индуктираното съпротивление при нарастване на скоростта до 0.5 М:



Тъй като при излитане и кацане скоростта на дозвуките и свръхзвуките самолети е най-ниска – съответно най-много енергия се разходва в тези режими, защото именно при тях индуктираното съпротивление е максимално. Още по-неблагоприятно е, че за къс разбег при излитане е нужна значително по-голяма тяга, от тази при крейсерски полет с ниска скорост.

Още по-мощни подедни двигатели са нужни за вертикално излитане. А те са неизбежно необходими за летящи коли и малки градски електро-самолети. В тези типични случаи е изгодно моторите за вертикална тяга да се ползват и за ръст на повдигащата сила при крейсерски скорости.

Технически и икономически е целесъобразно двигателите да са фиксирани към крилата и техните пропелери да се въртят в крилни дифузори отвори. Такива компактни схеми са предпочитани, не само от крилати ДРОН-овете, но от целия спектър на дозвуквата електрическа авиация, включително и за авиоколи. На челната корица е показан летящ модел с четири крилно интегрирани подедни витла в пръстеновидно делта крило със затворен външен контур. Отделно теглещо витло създава тяга за крейсерски полет.



Масовинте летящи електрически апарати, с екипаж или без, рядко превишават скорост от 0.25М. Причината е, че минимално необходимата мощност за преодоляване, само на съпротивлението им във въздуха, нараства с третата степен на скоростта. А безкрилните ДРОН, за маневрират поддържат едновременно хоризонталния полет и вертикална тяга по време на всички полетни режими. Вижте сравнението на горната диаграма. Видво е, че необходимата мощност на моторите расте, почти експоненциално, със скоростта. Но нуждата от тази мощност е много по-малка за крилатите въздушни апарати в крейсерски полет, който е около 95% от полетното време. От това следва и икономията на енергия за полет на крилатите ДРОН-ове. При тях едни и същи витла могат да работят като подедни и като крейсерски, но с много по-малък разход на енергия в крейсерски полет. Масово познатите дронове са безкрилни летателни машини, защото са евтини за масово производство с мотор-витла, а не защото са аеродинамично по-ефективни.

Радикално новите ДРОН и другите летателни апарати, разгледани на страниците на тази книга, са с пръстеновидни крила, с овална или друга форма в затворен контур. Най-често включват две крилни плоскости с квази аеродинамичен тънък профил. Това означава, че те са с двойно по-малък крилен размах за същата товароносимост.

Независимо, че може да са с леки и тънки крила, те якостно и аеродинамично значително превъзхождат конвенционалните летателни машини със съпоставими параметри. А всяко такова крило има активна крилна площ, приблизително колкото на две конвенционални крила. Но няма крилни периферии и затова няма периферни загуби при летенето.

Иновативните пространствени крилни структури са очевидно меха-нично по-яки, защото са с по-малък крилен размах при една и съща подемна крилна площ.

Главното предимство на тънките квази крила е, че са с по-малко челно съпротивление във въздуха. А то е най-важното за всички авиационни транспортни средства.

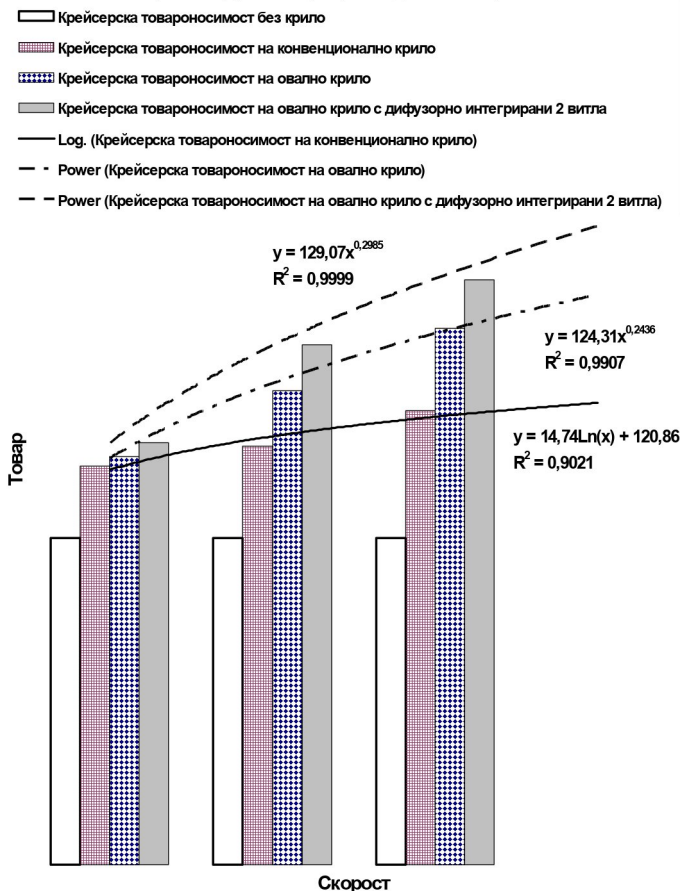
Тъй като необходимата мощност за моторните въздушни машини нараства с третата степен на скоростта им, то ако се намали дебелината на крилото 3 пъти, необходимата мощност ще е 3 пъти по-ниска, при един и същ крилен размах.

Затова разработихме тънки квази крилни профили, включително и с малки вертикални ръбове, или подобни надлъжни тръбни структури, под тях, с което едновременно се препятстват периферните загуби и индуктираното съпротивление и се увеличава въздушното налягане под крилото, с което автоматично расте и подемната му сила.

Подобен резултат се получава при тънки квази крила с гладки горни и грапави долни повърхности.

По-нататъшно увеличение на товароносимостта на крилото се постига, чрез дифузорно интегрирани витла в крилното тяло. Те се монтират, най-често, в горната част на пръстеновидно крило.

Сравнение на крейсерската нетна товароносимост на крилати ДРОнове, спрямо ДРОН без крило

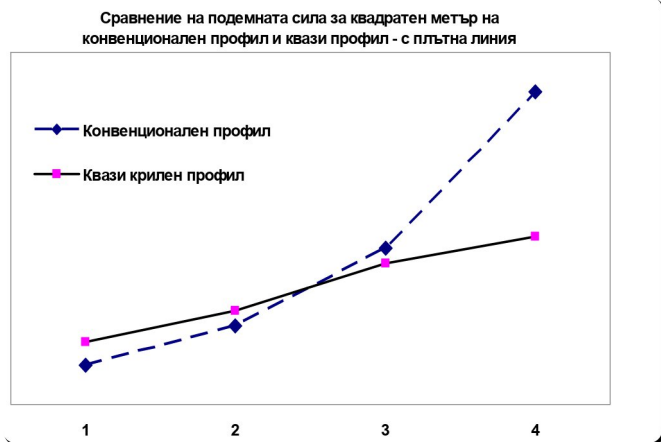


Интерпретирането и екстраполирането на резултати от някои експериментални измервания са обобщени на горната диаграма. От нея е видно, че нетната товароносимост расте с пръстеновидно крило, спрямо тази с обикновено крило. Когато симетрично пръстеновидното крило има две вградени витла, товароносимостта му пак расте, но по-малко, спрямо случая на овално пръстеновидното крило без витла. Така е при малки безпилотни крилни ДРОН-ове, защото

самите витла, заедно с моторите си, натежават в общата маса на летателните апарати, въпреки че повишават подемната сила. Затова се забавя ръста на нетната товароносимост с увеличение на хоризонталната скорост, видно от диаграмата.

Можем да заключим, че вградените витла в крилата следва да се ползват ограничено. Примерно при стеснени условия за летящи коли, които трябва да се вписват и в пътните габарити. Но когато няма такива и подобни ограничения, най-ефективното решение е олекотено пръстеновидно овално крило, без монтирани витла в него.

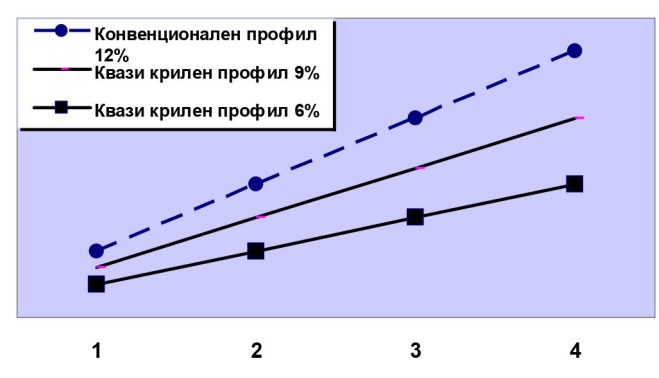
Съобразно изложените резултати за квазикрилните профили, в т. 6.5 на тази книга, на долната графика са сравнени експериментални резултати за подемната сила на пръстеновидни крила с конвенционален профил с максимална дебелина 12% и на квази крилен профил с 7.5% дебелина, в зависимост от увеличението на скоростта:



До точката на пресичане на горните две линии преимуществото в подемната сила е на квази крилният профил, а при M по-голямо от 0.25 предимството е на конвенционалният крилен профил.

Но челното съпротивление на тънък квази профил винаги е по-малко от това на конвенционалният профил, както

се виждат от линейните зависимости от скоростта на следващата графика:.

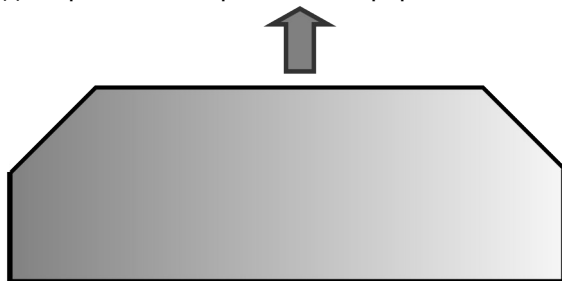


За всеки авиопроект се спазват конкретни изисквания, според конкретните условия. Например овалните крила са предпочитани широко в авиацията – в моторната и в безмоторната, при екипажните и безекипажните самолети. Но дали в крилата ще се вграждат витла е конкретно решение, според специфични ограничения за габаритите и собствената им маса. Проектирането на крилото е пряко свързано с всички останали компоненти на самолета, като фюзелаж, мотори, кargo обеми и т.н. В крайна сметка е нужна цялостна комплексна оптимизация, но крилата са от първостепенна важност.

Овалните пръстеновидни крила са различни, според конкретния проект. За ниски скорости са подходящи крила с правоъгълна план-форма, както е показано на долната план-схема:



За по-високи, но дозвукови, скорости е подходящо пръстеновидно крило с по-стремителна форма:



При скорости около $M=1$, и по-високи, пръстеновидните крила губят своите предимства, защото челното им съпротивление става голямо. При високи скорости стреловидните крила са за предпочитане. Но когато става въпрос за морска авиация, базирана на самолетоносачи, както и за други, но излитащи и кацащи на по-къси писти се предпочитат самолети със сгъваеми крила с променлива геометрия в полет. При излитане и кацане те са с разперени крила с максимален размах. Но се свиват в стреловидни форми за високи скорости и за преодоляване на звуковата бариера и скокът на уплътнение. Както и летенето с M по-голямо от 1 в конуса на вълновите смущения.

Но тези въпроси са извън обхвата на тази книга, която е предимно за аероинновации, приложими при дозвуковите роторплани.

B.2. Innovative engineering solutions to reduce energy consumption and power requirements for low-speed aircraft while simultaneously increasing lift

The radically new VARIOCOPTERS have oval ring wings, which means they have half the wingspan for the same payload. Despite the fact that they may have light and thin quasi wings, their strength and aerodynamics significantly surpass conventional flying machines with comparable parameters. And each such wing has an active wing area approximately equal to two conventional wings. But there are no wingtips and therefore no wingtip vorticities drag in flight.

At low speeds up to about 0.25M thin quasi-wings have a higher load capacity compared to conventional wings. But at speeds higher than 0.25M they lose their advantage in carrying capacity.

But the frontal drag of a thin quasi profile is always less than that of a conventional profile,

Specific requirements are observed for each low speed aircraft project, according to the specific conditions. For example, annular ring wings are widely preferred in aviation - in motorized and non-motorized, manned and unmanned helicopters. But whether propellers will be integrated into the wings is a specific decision, according to specific limitations on dimensions and their own mass.

The design of the wing (main aircraft payload component) is directly related to all other components of the aircraft, such as the fuselage, engines, cargo volumes, etc. Ultimately, overall complex optimization is needed, but the wings are of prime importance.

The annular ring wings are different, according to the project. For low speeds, wings with a rectangular plan-form are suitable. For higher, but subsonic speeds, an annular wing with a swept shape is suitable.

The innovative technical solutions in this book have proven to be fundamentally important. The results were achieved through aeromechanical computer simulations and verified with a number of flight tests. Thus, we objectified the indisputable

advantages of radically new aerodynamic structures and derived an analytical design methodology.

They refer to generally applicable aviation innovations by solving hitherto insurmountable problems of passenger and cargo air transport in the civil and military spheres. For example, the quasi-airfoil of annular oval wings has been developed, in variants, for a wide variety of aircraft wing structures.

Regardless of whether they are motorized or non-motorized. Traditional civil and military aviation, for nearly a century, has been progressing, but in the opposite direction. Mainly with highly polluting and noisy jet engines. And they are fundamentally incompatible, neither with environmentally friendly aviation for short and medium-long routes, nor with courier logistics needs, including for "last mile" deliveries to the customer.

That's why we developed thin quasi airfoils, including small vertical ribs under them, which simultaneously prevents wingtip losses and increases the air pressure under the wing, which automatically increases its lift. A similar result is obtained for thin quasi-wings with smooth upper and rough lower surfaces.

A further increase in the payload capacity of the wing is achieved by diffuser-integrated propellers in the wing body.

At speeds around $M=1$ and higher, annular wings lose their advantages because their front drag becomes high. At high speeds swept wings are preferable.

But when it comes to naval aviation based on aircraft carriers, as well as others, but taking off and landing on shorter runways, folding-wing aircraft with variable geometry in flight are preferred. When taking off and landing, they have spread wings with maximum span. But they collapse into arrow-shaped shapes for high speeds and to overcome the sound barrier and the jump in compression. But these questions are beyond the scope of this book, which is primarily about aero innovation applicable to subsonic rotorcraft.

С.1. Контра-въртящи се витла

Тук, разглеждаме случаите на витла, чиито периферии се въртят с дозвукова скорост. Само двулопатни витла с големи диаметри, при максимални обороти, превишават скоростта на звука с перифериите си. Но големите диаметри създават голямо въздушно съпротивление и затова те не са масови за крейсерски тягови витла. Вариокоптерите са многовитлови роторплани, чиито витла са с неголеми диаметри, както и повечето безкрили ДРОН-ове.

Когато въздушната скорост е ниска витлото, причинява значително количество тангенциален или ротационен вихров въздушен поток, който се създава от въртящите се лопати. Енергията на този тангенциален въздушен поток се губи с единично витло. Второ витло зад първото се възползва от вече нарушения въздушен поток.

Ако е добре проектирано, обратно въртящото се витло (задното витло) не създава въртящ се въздушен поток. Затова то изтласква максимално количество въздух равномерно през диска на витлото — което води до висока тяга и ниска индуцирана загуба на енергия. Задното витло също така, служи за противодействие на ефекта на асиметричния въртящ момент, причиняван от конвенционалното витло. Някои противоположно въртящи се системи са проектирани за излитане с максимална мощност и ефективност, позволявайки едно от двете витла да бъде деактивирано по време на крейсерски полет за енергоикономия. Едно предно стационарно витло може да служи и за направляващ апарат на въртящото се задно витло.

Ефективността на противоположно въртящата се витло, обаче донякъде се компенсира от механичната сложност на предавките, необходими за второто витло.

Независимо от това противоположно въртящите се витла и ротори са умерено разпространени, както във военната индустрия, така и във военноморските въоръжения като торпеда, където допълнителната поддръжка не е проблем за държавните бюджети.

Контра-въртящите се витла са широко използвани за военни цели поради следните три причини:

1. Когато технологията за противоположно въртящи се витла се разработваше, реактивният двигател беше въведен. С реактивните двигатели самолетите летят по-високо и по-бързо от скоростта на звука

2. Търговската необходимост да се лети високо надделя над ползите от контра-въртящите се пропелери.

3. Понастоящем военни системи с електрически витла, поради нисък шум и по-трудно радарно /топлинно засичане са отново предпочитани. Включително и контравъртящите се в кръгови пръстени или без такива. Контра-въртящите се витла елиминират (балансира) асиметричните жirosкопични ефекти, които нежелано завъртат едновитловите самолети. Контра-въртящи се витла елиминират ефектите на Р-фактора, които са склонни да наклоняват самолета, когато линията на тягата не съвпада с траекторията на полета на самолета. Този ефект се обръща, когато самолетът лети обрнат.

Системите за задвижване с противоположно въртящи се 2 витла осигуряват повече от два пъти по-голяма спирачна мощност от системата с единично витло. Това значително облекчава забавянето и спирането. Тъй като противоположно въртящите се задвижващи системи имат витла, които се въртят в противоположни посоки, всяко витло генерира еднакъв, но противоположен спирачен въртящ момент. Така се избягва тримирането с елерони и задкрилки, което е нужно при моторното спиране на едновитлов самолет.

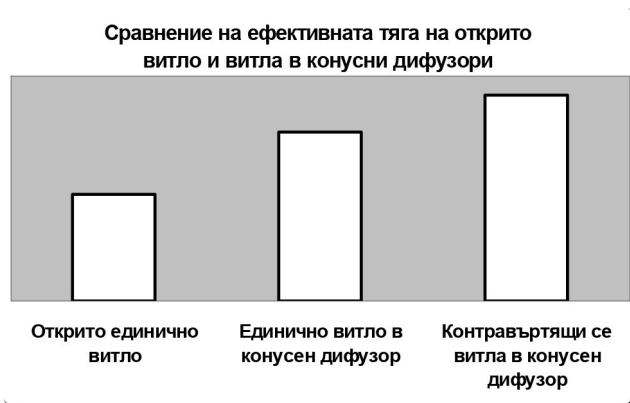


Контра въртящи се витла са с до 15-20% по-енергийно ефективни от едно витло. Това е така, защото въздухът, преминаващ през лопатите на витлата, се ускорява

двукратно, вместо еднократно, както е при системата с едно оторено витло. Вижте графично сравнение на ефективността на различни витла по-горе.

Предходната графика се отнася за сравнително къси цилиндрични пръстени. Тяхната дължина по оста на витлото е около една шеста от диаметъра на витлата. Главната им роля е да намалят и нулират периферните загуби на витлата.

Ако пръстените се заменят с конусни дифузорни кръгови тръби с намаляващ диаметър след витлото, а дължината им се увеличи 5 и повече пъти от тази на цилиндричните пръстени ефективната тяга на витлата се удвоява. Това е синергичен резултат от нулирането на периферните загуби на витлата и ускорението на въздушния поток в конусната тръба. Сравнението е илюстрирано на долната графика:



Естествено възниква въпросът: Защо като са толкова ефективни конусните дифузори не се ползват масово при ДРОН-овете и подобни роторплани? Отговорът е дълъг. Краткият отговор е, че дългите конусни тръби, най-често 4, са напречно на летежа и създават голямо челно съпротивление в крейсерски полет. А безкрилият ДРОН, и без това, е неефективен само с подемните си ротори в хоризонтален полет.

Елиминирането на периферните загуби на витлата става и без пръстени, а чрез свързването на перифериите им, както е представено в трета глава на книгата.

C.2. Contra-rotating propellers

If it is well-designed, a contra-rotating propeller will have no rotational air flow, pushing a maximum amount of air uniformly through the propeller disk — resulting in high performance and low induced energy loss. It also serves to counter the asymmetrical torque effect felt from a conventional propeller. Some contra-rotating systems were designed to be used at take off, for maximum power and efficiency, allowing one of the twin propellers to be disabled during cruise to extend flight patrol time.

The efficiency of a contra-rotating prop is somewhat offset by the mechanical complexity that comes with its design however.

Nonetheless, contra-rotating propellers and rotors are moderately common in both the military aerospace industry and in naval armaments such as torpedoes, where the added maintenance is not a concern to government budgets.

Contra-Rotating propellers are widely in use for military purposes for the following two reason:

1. When Contra-Rotating Propeller Technology was being developed the jet engine was also being introduced, and while Contra-Rotating Propeller Systems had efficiency advantages over jet engines, jet engines held out the promise of more performance, and airplanes that could fly higher and faster than the speed of sound
2. In the commercial airline industry the ability to fly jets at great heights, and with less cabin noise, also won out over the efficiency benefits of Contra-Rotating Systems
3. Currently, propeller-driven unmanned military systems, due to low noise and more difficult radar and IR detection. Again they are preferred. Including counter-rotating propellers.

Contra-Rotating Propellers eliminate the gyroscopic effects that exist when flying with a single propeller. Gyroscopic effects cause an airplane to yaw whenever the elevator is applied. The more elevator that is applied, the greater this yawing effect. Contra-Rotating systems eliminate this, so there is no yawing of

the airplane whenever the elevator is applied, and consequently, no radio mixing is required to remove it.

Contra-Rotating Propeller Systems eliminate the P-Factor effects that tend to yaw an airplane when the thrust line doesn't coincide with the flight path of the airplane. This effect reverses when the airplane is flying inverted, so while right thrust in the motor can compensate somewhat when the airplane is flying right side up, rudder to throttle mixing is needed to compensate when the airplane is flying inverted

Contra-Rotating Propeller Drive Systems have two propellers that provide more than twice the braking power that a single propeller system. Also, since Contra-Rotating Drive Systems have propellers that spin in opposite directions, each propeller generates an equal, but opposite braking torque, which eliminates the aileron trim effect that is seen on downlines when ESC motor braking is used with single propeller setups

Contra-Rotating Propeller systems are 15% to 20% more energy efficient than equivalent single propeller systems. This is because the air passing through the blades of the propellers is accelerated twice in order to generate thrust, instead of a single time as it is with single propeller system

Increasing the efficiency of open propellers is done with conical diffusers around them, which can double their effective thrust.

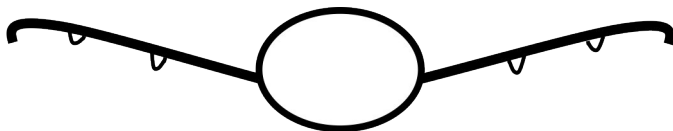
Naturally, the question arises: Why, being so effective, cone diffusers are not widely used in drones and similar rotorcrafts? It needed long answer. The short is that the long cone tubes are transverse to the horizontal flying trajectory and create a lot of drag on the drone in cruising flight. And the wingless UAV is ineffective anyway with only its lifting rotors in horizontal flight.

D.1. Логистика с безекипажна електроавиация

През последните години се наблюдава процъфтяващ интерес към използването на дрон технология за доставка на пакети. 60% от потребителите подкрепят доставката с дронове. Като цяло, всички търсят скоростта и удобството, което дроновете постигат. Все още остават аеродинамични проблеми, които трябва да бъдат решени.

Необходим е ръст на товарния капацитет на крилата при запазване на компактни размери. Това може да се постигне с ВАРИОКОПТЕРИ с тънки квази крила, които без да увеличават ъгъла на атака повишават подемна сила. Това ноу-хау е иновация, която синергично обединява два едновременни ефекта:

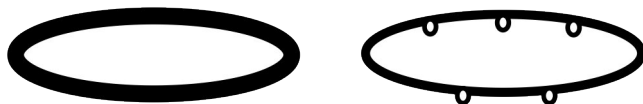
1. Запазване ламинарното обтичане на горната повърхност на крилото, за да не се откъсва граничния въздушен слой, който срива подемната сила. Този ефект се постига с гладка неизпъкнала горна повърхност на крилото.
2. Ръст на въздушното налягане под крилото, без да се увеличава ъгълът му на атака, от което рязко нараства и челното му съпротивление. Този ефект се постига с турбулизиране на въздушния поток под крилото, чрез успоредни полуцилиндрични тръби, напречно на размаха му, както е показан погледа отпред на долната схема:



Допълнителни ефекти от т.2 са:

- Препречват потока на нежелената въздушна циркулация под крилото, предизвикваща от периферните крилни вихри, което в крайна сметка увеличава индуцираното въздушно съпротивление на ВАРИОКОПТЕРА.
- По-къс разбег за излитане на ВАРИОКОПТЕРА, когато той не е с подеumni ротори за вертикално излитане.

Полуцилиндрични подкрилни канали са подходящи и за тънки овални или бокс крила с квази аеродинамични профили, както е показано на дясната схема на фигурата:



Увеличение на подемната сила, едновременно с възможности за вертикално излитане и кацане, се постига с вградени витла в цилиндрични пръстени в крилата, както е показанна схема на преден поглед към бокс-крило:



Камионите са неизбежни за доставка, но дроновете пътуват „по права линия“ и избягват пътния трафика. Скоростта на дроновете е главното им предимство.

Средната доставка на пакет с камион създава около 1 кг емисии на парникови газове. Използването на малки дронове вместо камиони за доставка, работещи с дизел, може да помогне за справяне с изменението на климата, чрез намаляване на потреблението на енергия, както и на отделянето на парникови газове.

Обикновено най-скъпият етап от пътуването на доставката е за последната миля, което съставлява приблизително 50% от общите разходи. Потребителите предпочитат доставка с дрон, комбинирана с приложения за мобилни телефони за осигуряване на проследимост и планиране на доставките. Затова UPS предлагат да инсталират мини хеликоптерни площадки в горната част на техните камиони. Според оценките им - премахването на само една миля от маршрутите на всеки от 66 000 шофьори на камиони в компанията може да спести до 50 милиона долара.

D.2. Delivery DRONE

Initially drones were primarily associated with the military and aviation sectors, however, they are now being increasingly used for various activities within the non-profit and commercial spheres.

Recent years have seen a flourishing interest in the use of drone technology to deliver packages. McKinsey estimates that autonomous vehicles including drones will deliver 80% of all items in the future. This is fuelling investment and innovation in the area, which in turn is creating a sizeable market.

For example, in the US alone drone delivery has grown from a \$40 million to a \$1 billion industry in the five years between 2012 to 2017. This is expected to grow further with NASA projecting that there will be commercial drones 2.6 million drones operating per day in US skies by the year 2020.

60% of consumers indicate that they are in favour of or at least indifferent to drone delivery. Generally, consumers are all in favour of the speed and convenience that drones would bring to the delivery process. However, there are still numerous issues that will need to be addressed before consumers fully embrace this technology.

Unlike delivery trucks, drones can travel “as the crow flies” and this allows them to avoid traffic and complex navigation paths. The speed of drones is a major selling point for customers.

What’s more, faster delivery times could potentially reduce shipping costs for customers, and this, in turn, may result in a sales boost for retailers. Advocates for delivery drones posit that this technology could work in tandem with existing transportation methods to facilitate faster and cheaper fulfillment of goods.

The average truck delivery of a package creates about 1kg of greenhouse gas emissions. The use of small drones instead of diesel-burning delivery trucks could help tackle climate change by reducing energy consumption as well as the release of greenhouse gases. Businesses could lower their transportation emissions by supplementing traditional road haulage with electric-powered drones.

Заключение

Навлизането на електрически въздушни превозни средства е изключително необходимо в светлината на нарастващите глобални нива на парникови газове. Както е показано на страниците на тази книга, ползите от електроавиацията далеч надхвърлят разходите. Казаното не се отнася само за преките разходи, но и за всички останали. Електроавиацията не изисква бързо разрастване на уличната инфраструктура, която е свързана със скъпи отчуждения в градовете. А и там вече няма и достатъчно свободно място за разширяване на улици. Резултатите за натоварването на 4-5 местните градски коли показват, че в тях, по статистическите изчисления, се возят само 1.2 човека. Казаното е очевидно разхищение на материали от автомобилните конструкции. Но стремежът е колите да са по-универсални и по-продаваеми. Тази тенденция може да продължи и при електроавиацията.

Пречка пред широкото навлизане на ел-въздушни транспортни средства е свързана с разходите, защото бензинът, и превозните средства, които се движат с него, са лесно достъпни сега. Но глобалното затопляне налага не само нормативни, но и финасови санкции за неекологичния транспорт. И обратно - нормативни преференции и икономически стимули за електрическата мобилност.

Промените в политиката през следващото десетилетие ще спомогнат за улесняване на прехода от традиционни въздушни превозни средства, задвижвани с гориво. Най-напред това ще засегне транспорта в градовете, където замърсяването с отпадни въглеродни газове е най-силно.

Освен това, реализацията и успехът на електроавиацията разчита в голяма степен на световното население и се надяваме, че чрез масов маркетинг и програми за екологично образование хората ще бъдат стимулирани да управляват електрическо въздушно превозно средство, вместо да пълзят в градския трафик. Както и да ползват аеротаксита, управлявани от пилоти, подпомагани от навигационни системи, като описаната в т. А в частта НОУ-ХАУ.

Conclusion

An obstacle to widespread adoption of electric air transportation, not just for airmobiles, is cost, because gasoline and the vehicles that run on it are readily available, convenient, and inexpensive now. But global warming imposes not only regulatory, but also financial sanctions for non-environmental transport. And vice versa - regulatory preferences and economic incentives for electric mobility.

The innovative technical solutions in this book have proven to be fundamentally important. The results have been achieved through aeromechanical computer simulations verified with a number of flight tests. We analyzed the indisputable advantages of radically new aerodynamic structures and derived a methodology for their design. For example, the invented quasi-airfoil of annular wings has been developed, in variants, including vertical takeoff DRONES. The traditional aero innovations of the last century have evolved in the opposite direction. Mainly with highly polluting and noisy jet engines. And they are fundamentally incompatible, neither with environmentally friendly aviation for short and medium-long routes, nor with courier logistics needs, including for "last mile" deliveries to the customer.

The expansion of urban traffic and parking capacities is clearly lagging behind for many reasons. In short, street traffic will rapidly increase, with which the average speed of street movement in cities will decrease.

Small electric aviation has an obvious advantage in busy city traffic. Including flying cars that can function both as road vehicles and as air transport. They are familiar, but not yet mainstream. The statistics for city cars (regardless of electric or non-electric) clearly show that they are mostly driven only by their drivers. The average passenger load of all types of cars in the city is at least 1.2 people, with 4-5 passenger seats in them.

The important thing for small electric aviation is to fit into electric mobility and not to use any polluting fuels.

Many prototypes were built from the beginning of the 20th century until now, using various flight technologies. Most of them are designed to take off and land on a runway. Although projects

are rapidly increasing, none have yet been built in more than a few numbers.

Electric aviation is efficient and, accordingly, economically competitive, if it relies more on the lifting power of wing structures instead of lifting rotors. The latter are indisputably necessary for vertical take-off, but are poorly effective in all other flight modes.

Furthermore, the realization and success of electric aviation relies heavily on the world's population, and we hope that through mass marketing and environmental education programs, people will feel encouraged to fly an electric air vehicle.

Every person can make a difference !

Other books by the same author:

"E-Aero Cars"

"New Energy"

"E-Mobility Revolution"

"The Green Transition"

"Hydrokinetic Pontoon Power Plants"