ПРОЕКТ

ХИБРИДЕН ЛЕТАТЕЛЕН

АПАРАТ - СОВАЛКА

“РАЙТ - КАЛИПСО”

ХИБРИДЕН ЛЕТАТЕЛЕН АПАРАТ - СОВАЛКА "РАЙТ – КАЛИПСО" С ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ, ПРИЛОЖЕНИЕ, МЕТОД И УСТРОЙСТВО ЗА СЪЗДАВАНЕ НА ПОДЕМНА СИЛА И УПРАВЛЕНИЕТО Й

е вписан в Държавния регистър на патентите

под № 111727 от 27.03.2014 г. и има лицензна готовност

ХИБРИДЕН ЛЕТАТЕЛЕН АПАРАТ - СОВАЛКА "РАЙТ – КАЛИПСО" С ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ, ПРИЛОЖЕНИЕ, МЕТОД И УСТРОЙСТВО ЗА СЪЗДАВАНЕ НА ПОДЕМНА СИЛА И УПРАВЛЕНИЕТО Й

ОБЛАСТ НА ТЕХНИКАТА

Изобретението се отнася до хибриден летателен апарат- совалка с вертикално излитане и кацане с възможности за извършване на полет с висока маневреност чрез директно управление на вектора на подемната сила и приложение като безпилотен и пилотен летателен апарат, и използването му при промишлени аварии, спасителни мероприятия, в земеделието, мониторинг на околната среда при всякакви метеорологични условия денем и нощем.

ПРЕДШЕСТВАЩО СЪСТОЯНИЕ НА ТЕХНИКАТА

Към момента съществуват няколко типа апарати с вертикално излитане и кацане като подемната сила се създава от:

- носещи витла при вертолетите- Ми-8, СН-46, В- 12 и самолетите със завърташа се витло моторна система - самолет на ф-ма Bell, Къртис Х-19;
- реактивната струя от изгорелите газове на турбореактивни двигатели при самолетите Хариер, ЯК, Балзак- V. Характерно при тези летателни апарати е, че подемната сила се създава за сметка на голям преразход на мощност – вложена енергия и ниско к.п.д. на витло моторната система, и ниска ефективност на летателните апарати в процеса на експлоатацията им при висока себестойност на тон - километър. Носещите витла и двигателите им са силно уязвими от контакт с чужди предмети – птици, растителност, постройки, площадките за излитане и кацане – релефа на терена.

ТЕХНИЧЕСКА СЪЩНОСТ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Изобретението има за задача създаване на хибриден летателен апарат-совалка с вертикално излитане и кацане, приложение, метод и устройство за създаване на подемна сила и управлението й, с висока ефективност при експлоатация, висока - маневреност, товароподемност, якост и надеждност на

конструкцията, достъпна експлоатация и ремонтопригодност, възможност за работа при всякакви метеорологични условия денем и нощем в смесен режим – пилотен и безпилотен, излитане и кацане от всякакъв терен без предварителна подготовка. Летателният апарат притежава изразена оси симетричност по надлъжната и напречната си геометрични оси, без изразени предна-задна и лява-дясна части т.е. той е тип "Совалка",може да лети еднакво добре напред-назад и странично изпълнявайки маневрен полет по трите оси X,Y,Z с големи ъглови скорости и малки стойности на претоварване. Траекторията на полета му е силно "начупена" и е недостъпна за съществуващите в момента летателни апарати. Апарата е изграден на практика като пространствена геодезична структура- ферма, която свързва в едно цяло два задвижващи подемни модула с насрещно въртящи се носещи витла, които са конфигурирани от носещо пръстеновидно крило с изходящ ръб оформен като двуредов ирис изграден от секторни дъговидни пластини, вътре по надлъжната ос на симетрия на пръстеновидното крило се намира носещото витло задвижвано от двигател. Подемната сила се създава на базата от използване на дифузор-сопло или сопло на Лавал при протичането на флуид- въздух възниква засмукващ ежекторен ефект в случая пръстеновидното крило и двуредовият ирис в едно с обтекателите на лагеруване на носещото витло оформят проточен контур тип дифузор- сопло. При задвижване на носещото витло от двигателя се създава засмукваща сила над витлото по горната повърхността на профила на пръстеновидното крило и вътре в пръстена възниква зона с понижено налягане в пъти < 0,1 Мра, отвън- в страни на пръстеновидното крило действа атмосферното налягане при покой и то е ~ 0,1 Мра, в резултат на което пръстеновидното крило създава подемна сила която е право пропорционална на площта на крилото и разреждането, или съгласно уравнението на Бернули подемната сила на пръстеновидното крило- **Y**пр.к. е :

Yпр.к. **=Cy. S. ρ. V²/2 ,** т.е. подемната сила е в пряка зависимост от **V²** - скоростта на квадрат**,** където:

- **Cy –** коефициент на подемната сила,

- **V** - скоростта на въздушният поток създаван от носещото витло,
- **ρ** - плътност на въздуха,
- **S** - площ на пръстеновидното крило,

Подемната сила създавана от носещото витло- **T**н.в. се определя от :

Tн.в.= **α. ρ. D^4 .n$_s^2$,** където

- **α** - коефициент на тягата, зависи от броя и ъгъла на атака на лопатите на носещото витло, определя се експериментално,
- **ρ** - плътност на въздуха,
- **D** - диаметър на носещото витло,
- **n$_s$** – обороти на носещото витло в секунда.

На практика подемната сила създавана от носещото витло- т.е. Тягата зависи от **D^4** и **n$_s^2$** на носещото витло и основно при полет се влияе от промяната на оборотите- **n$_s$**, или общата подемна сила на задвижващият подемен модул- **P** з.п.м. е :

P з.п.м. = **Y**пр.к. + **T**н.в - и на практика зависи от промяната на оборотите на носещото витло- **n$_s$** и **α** - коефициент на тягата, зависи от броя и ъгъла на атака на лопатите на носещото витло, определя се експериментално.

В резултат от прилагането на ежекторният ефект на практика се реализира хибриден летателен апарат- совалка с вертикално излитане и кацане с носещо витло работещо в пръстеновидно крило което е в състояние да създаде подемна сила в статично положение на летателният апарат при нулева постъпателна скорост на полета или:

Сумарната подемна сила на задвижващият подемен модул е

P з.п.м. = **Y**пр.к. + Tн.в. – при което ,

Tн.в. – подемна сила или тягата на носещо витло при работа в пръстен нараства с 30÷50% спрямо витло без пръстен ,

На практика задвижващият подемен модула създава подемна сила - **P** з.п.м. която е до 70% по-голяма от подемна сила на носещо витло- Tн.в. при вертолет при една и съща мощност на двигателите.

При постъпателно движение на хибридният летателен апарат- совалка на практика подемната сила е до 60% по-голяма от тази при вертолет и до 25% по-голяма от тази на самолет.

Управлението на хибридният летателен апарат- совалка се осъществява чрез промяна на оборотите и ъгъла на атака- стъпката на лопатите на носещите витла- водещо до промяната на посоката на полета чрез стъпков автомат, който променя в различна степен ъгъла на атака на носещите лопати т.е. ако е необходимо хибриден летателен апарат- совалка да промени посоката на движение- на пример преместване "в ляво" стъпковият автомат променя във възходящ ред ъгъла на атака на носещите лопати за всеки оборот по окръжността от 0° до 180°. Съответно при 0° то ъгъла е = 0° до зададен максимален положителен ъгъл на срещуположната носеща лопата в градуси при 180° и от 180° до 360° т.е. до 0° наклона- ъгъла на атака на носещите лопати намалява до 0°, тази цикличност се повтаря по време докато се извършва зададената маневра при полета фиг.6 и Таблица 1. В същото време двуредовият ирис се отклонява в посока обратна на зададената маневра. По този начин се постига съвместно управление на вектора на подемна сила на носещо витло и вектора на подемна сила на пръстеновидното крило на задвижващият подемен модул, летателният апарат реагира на подадените команди в реално време без да се намаляват носещите способности на задвижващият подемен модул и общата стойност на подемната сила, апарата запазва височината на полета въпреки маневрата за разлика от другите съществуващи понастоящем летателен апарат с вертикално излитане и кацане при, които се губи реално височина и за компенсирането й се усложнява техниката на пилотиране поради частичен срив на потока на крилните профили. При хибридният летателен апарат- совалка полета и управлението в по- малка степен зависят от температурата на въздуха, и уязвимост от чужди предмети – птици, растителност, постройки, площадките за излитане и кацане – релефа на терена. Приложението на хибридният летателен апарат- совалка е като безпилотен и пилотен летателен апарат, и използване при промишлени

аварии, спасителни мероприятия, в земеделието, мониторинг на околната среда при всякакви метеорологични условия- денем и нощем.

ПОЯСНЕНИЕ НА ПРИЛОЖЕНИТЕ ФИГУРИ

Фигура 1 изглед на хибридният летателен апарат- совалка отстрани и разрез по В- В на задвижващият подемен модул “2” от фиг.2 ;

фигура 2 изглед на хибридният летателен апарат- совалка от горе ;

фигура 3 на задвижващият подемен модул “1” на хибридният летателен апарат- совалка с разрез по А- А от фиг.2 ;

фигура 4 страничен изглед на задвижващият подемен модул с частичен разрез ;

фигура 5 изглед на задвижващият подемен модул от горе ;

фигура 6 схема на изменение на ъгъла на атака на носещите лопати и при изпълнение на странична маневра- “в ляво”.

ПРИМЕРИ ЗА ИЗПЪЛНЕНИЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Изобретението хибриден летателен апарат- совалка с вертикално излитане и кацане, приложение, метод и устройство за създаване на подемна сила и управлението й се пояснява със следните примери без да го ограничават:

Пример 1 – устройство на хибриден летателен апарат- совалка с вертикално излитане и кацане, приложение, показан на фигура 1,2,3 и 4.

Състой се от два задвижващи подемни модула “1” и “2” съединени с две успоредни пространствени геодезични структури - ферми 14 и 19, който контактува с опорната повърхност чрез опорни пети 1 и подкоси 2, и една съединяваща ги централна пространствена геодезична структура- ферма 20 към която е закрепен двигателя 15 на летателният апарат и полезният товар, подемната сила се създава от насрещно въртящи се носещи витла 7 и 18 с посоки на въртене 33, и лагеруват чрез носещите главини 6 и 25 в горните обтекатели 5 и 21, които чрез челните носещи профили 11 и вътрешните носещи профили 13 са свързани с пръстеновидните крила 4 и 17, долните

обтекатели- стъпковите автомат редуктори- на носещите витла 9 и 26 приемат въртеливото движението от двигателя 15 чрез задвижващите валове 12 и 16 и го предават на носещите главини 6 и 25 на витлата, управлението на вектора на подемната сила става чрез серво- мотори 28 за управление на двуредовите ириси 3 и 27, които променят кривината на крилният профил и преразпределят наляганията респективно подемната сила- големината и посоката на вектора й по периметъра си и крилото става с адаптивен профил което способства за високо маневрено управлението на апарата, носещите витла- лопати 7 и 18 в краищата си те са оформени като вентилаторни лопатки 8 и турболизатори 22- които разделят въздушните потоци създавани от носещите лопати от тези на вентилаторните лопатки, ирисите 3 и 27 са съставени от два реда секторни дъговидни пластини съединени с шарнирни връзки 10, от вътрешната страната на носещите витла в областта на шарнирните връзки на ирисите са монтирани коригиращи- турболизатори 24 за управление- на въздушният поток на профила на пръстеновидните крила 4 и 17, дадени с напречният разрез 23, дол-ни носещи профили 29, посока на полета 34 и посока на маневрата-“в ляво” 35, посока на подемната сила 36 създавана от задвижващият подемен модул.

Пример 2 – устройство на задвижващ подемен модул за създаване на подемна сила и управлението й са показани на фигура 4, 5, 6 и Таблица 1.

Устройството на задвижващият подемен модул за създаване на подемна сила се състой от пръстеновидно крило 4, горен обтекател с лагеруване 5 на носеща главина 6 на носещо витло- лопата 7, долен обтекател- стъпков автомат редуктор 9 на носещото витло, чрез долните носещи профили 29 - 4 на брой се съединява с пръстеновидно крило 4, шарнирните връзки 10 свързват двата реда секторни дъговидни пластини на двуредовият ирис 27, който се управлява от серво мотор 28, от вътрешната страната на носещите витла в областта на шарнирните връзки на ирисите е монтиран коригиращ- турболизатор 24 за управление- на въздушният поток на профила на пръстеновидното крило 4, челните носещи профили 11 и вътрешните носещи профили 13 съединяват пръстеновидно крило с горният обтекател с лагеруване 5, въртеливото

движението от двигателя чрез задвижващият вал 12 се предава чрез стъпковият автомат редуктор на главината 6 на носещото витло- лопата 7, краищата на които са оформени като вентилаторни лопатки 8 и турболизатори 22, които разделят въздушните потоци създавани от носещите лопати от тези на вентилаторните лопатки, напречно сечение на профила 23 на пръстеновидно крило, атакуващите ръбове 30 и изходящите ръбове 32 на лопатите на носещото витло са с предна V – образност при което осите на въртене 31 на лопатите на носещото витло са А - симетрично разположени спрямо геометричната оста на въртене на носещото витло, което намалява натоварването на лопатите в периферията т.е. в зоната на вентилаторните лопатки 8, посока на полета 34 и посока на маневрата 35, посока на подемната сила 36 създавана от задвижващият подемен модул.

Управлението на задвижващият подемен модул се осъществява чрез промяна на оборотите и ъгъла на атака на лопатите на носещото витло водещо до промяната на посоката на полета чрез стъпков автомат, който променя в различна степен ъгъла на атака на носещите лопати т.е. ако е необходимо да промени посоката на движение 34- на пример с посока на преместване 35- "в ляво" стъпковият автомат променя във възходящ ред ъгъла на атака на носещите лопати за всеки оборот по окръжността от 0° до 180°. Съответно при 0°(от ляво- посоката на преместване) то ъгъла е = 0° до зададен максимален положителен ъгъл на срещуположната носеща лопата в градуси при 180°(в дясно) и от 180° до 360° т.е. 0° наклона- ъгъла на атака на носещите лопати намалява до 0° тази цикличност се повтаря по време докато се извършва зададената маневра при полета фиг.6 и Таблица 1. В същото време двуредовият ирис се отклонява в посока обратна на зададената маневра. По този начин се постига съвместно управление на вектора на подемна сила на носещо витло и вектора на подемна сила на пръстеновидното крило на задвижващият подемен модул, при което той реагира на подадените команди в реално време без да се намаляват носещите му способности и общата стойност на подемната сила, при което се запазва височината на полета въпреки

маневрата. При тази схема на управление летателният апарат конфигуриран от два задвижващи подемни модула не се нуждае от въздушни кормила за управление или допълнителни агрегати за компенсиране на реактивният момент на двигателя. Посоката – векторите на подемната сила на двата задвижващи подемни модула може да се променя в широк диапазон при полет и маневриране без да се влошават носещите характеристики на летателният апарат при което апарата може да променя посоката си на движение дори и на 180° без да е необходимо извършване на маневрата – завой-вираж, при заобикаляне на препятствия по посока на полета на летателният апарат той извършва странично плъзгане без завой. При изпълнение на маневра-завъртане на място летателният апарат се завърта около вертикалната си ос на симетрия без да променя страничният си наклон.

ПРИЛОЖЕНИЕ НА ИЗОБРЕТЕНИЕТО

Тези характеристики на Изобретението хибриден летателен апарат-совалка с вертикално излитане и кацане, приложение, метод и устройство за създаване на подемна сила и управлението й дават възможност за приложението му при безпилотни и пилотирани летателният апарат при промишлени аварии, спасителни мероприятия, земеделието, мониторинг на околната среда при всякакви метеорологични условия денем и нощем в смесен режим- пилотен и безпилотен, излитане и кацане от всякакъв терен без предварителна подготовка на площадката за излитане и кацане.

Цялата носеща конструкция и задвижващите подемни модули на летателният апарат са изработени на основата на въглеродни армирани композити, задвижващите валове от титаниеви сплави, скрепителните възли от титаниеви и алуминиеви сплави.

Таблица 1

Сектор / ъгъл атака	Развивка на един оборот на носещото витло от 0° до 360°				
	1 - 0°	2- 2´- 90°	3-3´- 180°	4-4´- 270°	5 - 360°
нарастване α в %	0%	50%	100%	50%	0%

ТЕХНИЧЕСКИ ХАРАКТЕРИСТИКИ на совалка “РАЙТ – КАЛИПСО” изпълнена като:

1. Безпилотен летателен апарат Прототип- Аналог- “Дрон”	2. Многофункционален ЛА АГРО- или SOS- Совалка
- Дължина на ЛА - 2,70 m,	- 10,8 m,
- Широчина - 1,18 m,	- 4,7 m,
- Височина - 0,70 m,	- 1,8 m,
- Диаметър на витлото - 0,80 m,	- 4,1 m,
- Мощност на двигателя - 16 kW,	- 2×185 kW,
- Тегло на ЛА зареден - 36 kg,	- 880 kg,
- Полезен товар - 38 kg,	- 1300 kg,
- Време на полет - 1÷3 h,	- 2÷5 h,
- Максимална скорост - 120 km/h,	- 200 km/h,
-Таван на полета - 4000 m	- 4500 m

Литература

1. История на авиацията, Вертолеты- Миль М. Л.;
2. Вихревая теория гребного винта- Жуковский Н. Е.;
3. Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой- Курочкин Ф. П.;
4. Вертолеты- Некрасов А.В.;
5. Эксперментальная аэродинамика- Мартынов А. К.;
6. Howard R. W. «Autokontrol for Jet- and Fan- Lift VTOL».

РЕФЕРАТ

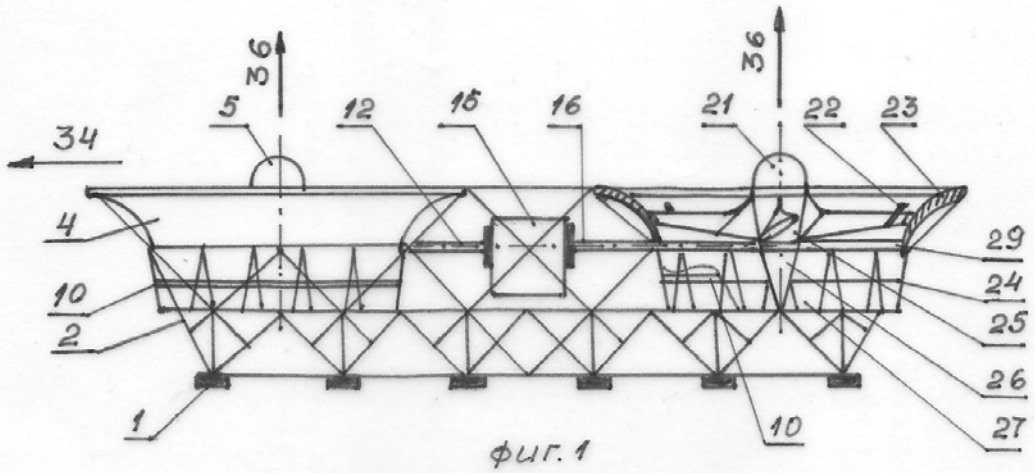
ХИБРИДЕН ЛЕТАТЕЛЕН АПАРАТ - СОВАЛКА “РАЙТ – КАЛИПСО” С ВЕРТИКАЛНО ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ, ПРИЛОЖЕНИЕ, МЕТОД И УСТРОЙСТВО ЗА СЪЗДАВАНЕ НА ПОДЕМНА СИЛА И УПРАВЛЕНИЕТО Й

Един от основните проблемите пред който е изправено Човечеството е бързо реагиране и справяне с последствията предизвикани от климатичните промени и влиянието което оказват при отглеждане на земеделски култури, мониторинг на околната среда, откриване и работа по тежки пътни и промишлени аварии, спасителни операции за спасяване живота и здравето на бедстващи хора на суша и вода - денем и нощем, в труднодостъпни местности и райони на Планетата ни в реално време без да се съобразяваме с условията на работа.

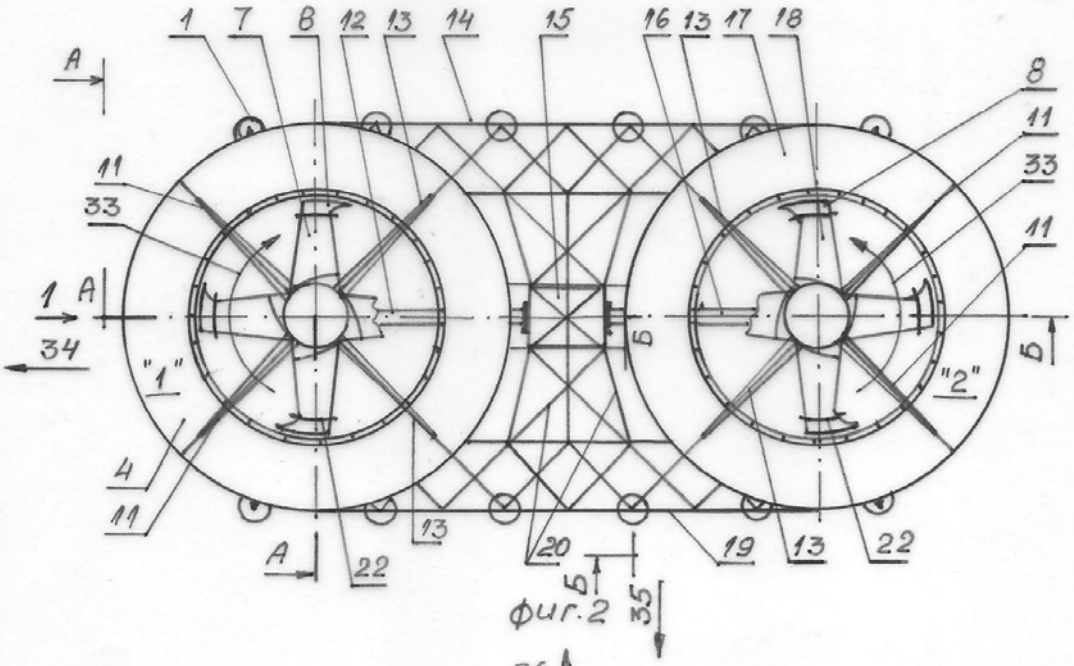
Изобретението се явява на практика липсващото звено- летателен апарат обединяващ летателните характеристики и качества на самолет, вертолет и апарат на въздушна възглавница, с високи летателни и експлоатационни характеристики - маневреност, товароподемност, безпилотен и пилотен режим на работа в опасни зони и терени недостъпни за друга летателна, плавателна и на земна техника.

…Ако се позовем на митовете и легендите…- нимфата Калипсо е спасила Одисей след като корабът му потъва и решава да го направи безсмъртен с вълшебната си златна Совалка, вплитайки с нея в едно – минало, настояще и бъдеще!...

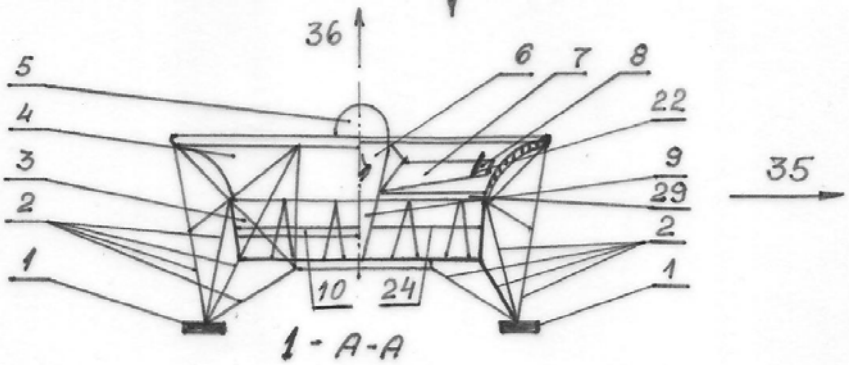
С реализацията на совалка “РАЙТ – КАЛИПСО” се размива границата между мит и реалност, защото спасяването на човешки живот е равносилно на безсмъртие в реално време!



фиг. 1

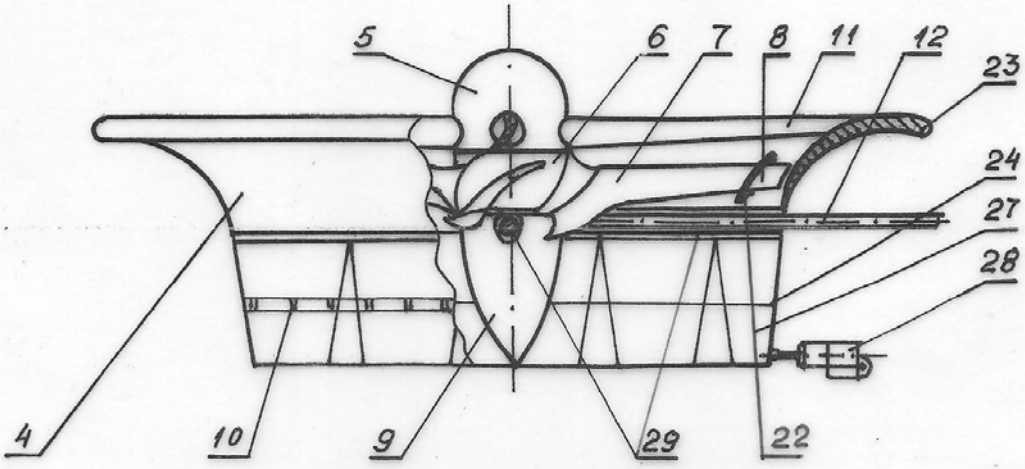


фиг. 2

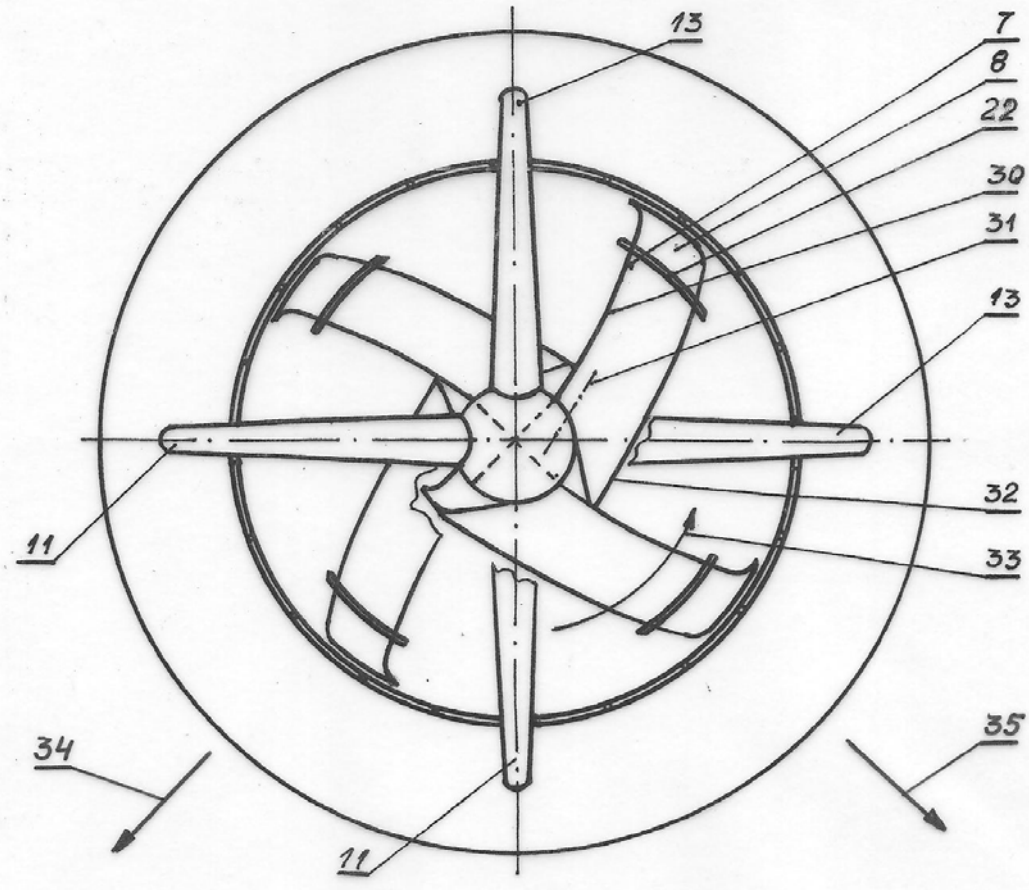


1 - А-А

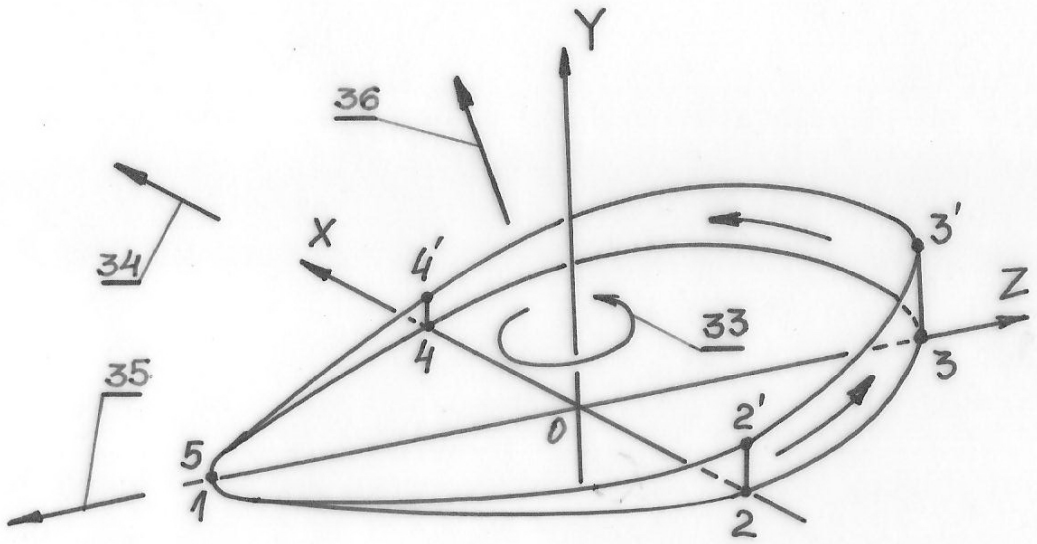
фиг. 3



фиг.4



фиг.5



Фиг. 6