

УДК 621.452.32.03:629.735.33.014.16

Ю. С. ПОДЗИРЕЙ

Институт ядерных исследований НАН Украины

## БЕЗАЭРОДРОМНАЯ ТРАНСПОРТНАЯ АВИАЦИЯ – ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Рассмотрена возможность использования последних достижений фундаментальной науки для создания летающей платформы (ЛП), предназначенной для перевозки грузов и пассажиров в диапазоне скоростей 0 - 700 км/ час. ЛП предлагается оснастить двигателем, создающим плоскую струю выхлопа. На взлёте, посадке и патрулировании ЛП используется вертикально направленное сопло, работающее на целевой эжекторный усилитель тяги (ЭУТ), на крейсерском режиме - тянущий тяжело нагруженный винт самолётного типа. Конструкция двигателя позволяет перераспределять мощность между соплом и винтом в зависимости от режима полёта.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, целевой эжекторный усилитель тяг, плоская струя выхлопа.

### Введение

Существует современная конструкторская тенденция к отходу от традиционной реактивной схемы в пользу СВВП с винтомоторной силовой установкой (СУ). Из множества схем наиболее перспективной оказалась схема, выбранная фирмой Bell Helicopter, которая совершенствуется на протяжении более 50 лет. В схеме отсутствуют специальные подъёмные двигатели. Эта схема предполагает поворот осей вращения несущих винтов, расположенных на законцовках крыла, в вертикальной плоскости. При взлёте и посадке оси располагаются вертикально, при переходном режиме плавно поворачиваются вперёд, а в крейсерском полёте располагаются горизонтально, как в обычном двухвинтовом самолёте [1, 2] (рис. 1).

Характерной особенностью двухвинтовой поперечной схемы является наличие опасных источников низкочастотных колебаний – несущих винтов

на упругом основании. Избавиться от них невозможно пока есть упругое основание. Никакие фундаментальные теоретические и экспериментальные исследования для выбора соответствующих режимов не помогут. На практике могут осуществляться режимы, которые маловероятны или вообще считаются невозможными, например, полет вдоль края оврага приводит к различным условиям под правым и левым винтом и резкому крену в условиях ограниченной высоты и времени. Другим общим недостатком СВВП с винтомоторной СУ являются компромиссные параметры винта. Условия получения высокого КПД несущего винта во время вертикального взлёта - это малый шаг, большой диаметр и малая крутка, а для тянущего винта во время горизонтального полёта наоборот - большой шаг, малый диаметр и большая крутка. Взлёт с перегрузкой, включающий пробег по взлётно-посадочной полосе, ограничен допустимым углом наклона винта.



Рис. 1. Конвертоплан Osprey V22: а – на взлёте; б – переходном; в – крейсерском режиме

Попытки выполнить винт с изменяемой геометрией за счёт деформируемой оболочки и изменяемой длины лопасти резко снижают его прочность и безопасность полёта соответственно [3]. Кроме того, если уменьшение диаметра винта позволяет получить большую крейсерскую скорость и осуществить взлёт с полосы в самолётном режиме с полновесной нагрузкой, то потерь на обдув крыла при взлёте с большим диаметром винта избежать невозможно. Как показала практика эксплуатации конвертопланов Osprey, они востребованы, но дороги и ненадёжны. Основой отмеченных выше недостатков подобной схемы является использование единого двигателя (винта) для существенно разных режимов полёта. Сопло в этом случае создаёт незначительную часть (~10%) тяги и играет вспомогательную роль. Конструктивно проще использовать сопло для создания вертикальной тяги, а горизонтальную создавать тяжело нагруженным фиксированным винтом самолётного типа.

### ГТД с плоской струёй выхлопа

Обеспечить для сопла эффективность на уровне несущего винта задача не из простых, и требует создания специального двигателя [4]. Обычная практика увеличения тяги ГТД заключается в подборе соответствующего эжекторного усилителя (ЭУТ). В рассматриваемом случае наоборот - ГТД, схемы отличной от существующей, предлагается для работы на известную конструкцию щелевого ЭУТ (коэффициент тягоусиления  $K_y$  1,8÷2). Впервые подобная последовательность действий предложена в работе [5]. Узловым моментом подобной схемы является получение плоской струи рабочего газа в самом двигателе. Двигатель должен иметь компрессор, создающий плоскую струю сжатого воздуха, плоскую камеру сгорания и плоское сопло, т.е. двигатель должен быть выполнен в линейной геометрии.

В основу компрессора, создающего плоскую струю сжатого воздуха, может быть положен двухроторный вакуумный насос внешнего сжатия типа Рутс.

При смене вход-выход насос может работать в режиме нагнетателя. Главным недостатком подобных бесконтактных насосов считается низкая степень повышения давления за счёт обратных перетеканий через зазоры между роторами. Для этих насосов увеличение степени повышения давления достигается, как правило, за счёт увеличения числа оборотов ротора и последовательного соединения нескольких ступеней.

В работе [6] рассмотрена конструкция одноступенчатого двухроторного трёхлепесткового

нагнетателя с оригинальной формой роторов для наддува поршневого ДВС. Роторы нагнетателя имеют винтообразную форму. Оси симметрии поперечных сечений каждого ротора повернуты относительно друг друга и вокруг оси вращения этого ротора. Углы поворота осей разных роторов, лежащих в одной плоскости, равны по величине и противоположны по знаку. При синхронном вращении роторов 2 (рис. 2), относительно их осей в противоположных направлениях, происходит перенос воздуха из области всасывания в область нагнетания. При этом винтообразная форма трёхлепестковых роторов обеспечивает повышенное перекрытие фаз всасывания, переноса и нагнетания, осуществляемых каждым из роторов. Это способствует улучшению равномерности потока и уменьшению виброакустической активности в отсутствии уплотнений, при наличии заметного перепада давления между входом и выходом, возникает высокий уровень циркуляции энергии, что приводит к значительному разогреву насоса. Вращающиеся роторы расширяются больше чем корпус, что может приводить к трению ротор - корпус, ротор - ротор и заеданию роторов.

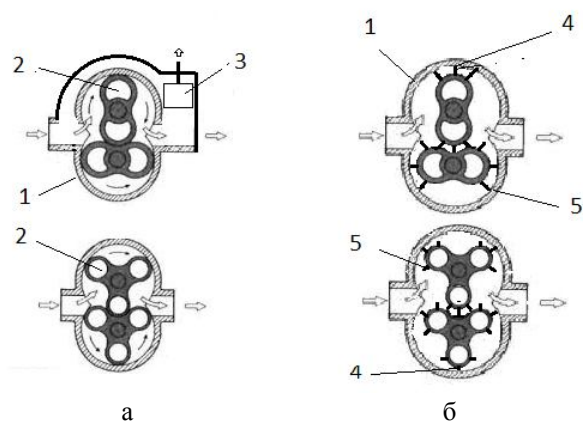


Рис. 2. Схема двухроторного вакуумного насоса типа Рутс: а) обычный б) с уплотнениями:

- 1 – корпус насоса; 2 – ротор; 3 – перепускной клапан, 4 – уплотнение ротор - ротор, 5 – уплотнение ротор - корпус

Проблема может быть решена за счёт сохранения зазора при использовании щёточных уплотнений из нанотрубок. Они допускают работу при окружных скоростях до 500 м/с, перепаде давления до 2 МПа и температурах до 1000 С. Нанотрубки (рис. 3) имеют феноменально низкий коэффициент трения – на два порядка ниже, чем любая пара обычных материалов. Если предположить, что сила нормального давления составляет 0.01 модуля сдвига, равного для многослойных трубок ~25 ГПа, то коэффициент трения ~  $10^{-5}$ . Это на два порядка меньше, чем у лучших пар трения в макроскопических твёрдых телах [7].

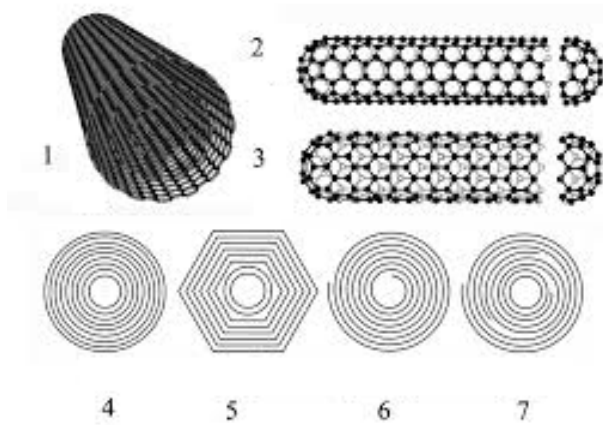


Рис. 3. Графическое изображение многослойных нанотрубок: 1- с открытым концом, 2,3 – с закрытым концом; 4-7 поперечное сечение

На рис. 4 представлена схема газотурбинного двигателя (ГТД) генерирующего плоскую струю выхлопа. Двигатель имеет прямоугольный щелевой воздухозаборник 1. Картер 3 конструктивно объединяет все механизмы ГТД. Число ступеней компрессора определяется назначением двигателя и может быть от 3 и более. Вследствие сжатия воздуха каждая последующая ступень имеет меньшую пло-

щадь поперечного сечения. Трансмиссия 11, в виде шестерёнчатой передачи, вместе с редуктором 12, расположена с торца двигателя. Камера сгорания 7 имеет вытянутую плоскую форму, а газовая турбина полуоткрытого типа 9 содержит два вала. Валы расположены вдоль продольной оси двигателя симметрично относительно камеры сгорания. Двигатель имеет выходное устройство в виде реактивного сопла 10. Винт изменяемого шага (ВИШ) 14 создаёт горизонтальную тягу от нуля на взлёте-посадке до номинального значения на крейсерском режиме.

Необходимая структура материала лопаток турбины может быть создана методом безпоршневой низкотемпературной гидроэкструзии [8]. Большинство других деталей двигателя может быть также изготовлено методом обычной экструзии.

Специфической особенностью двигателя является:

- 1) работа на щелевой эжекторный усилитель тяги без гидродинамических потерь;
- 2) выбор оптимальной скорости вращения роторов для каждой ступени компрессора;
- 3) возможность охлаждения сжимаемого воздуха и контактной зоны щёточных уплотнений;
- 4) повышенная эксплуатационная технологичность и дешевизна производства.

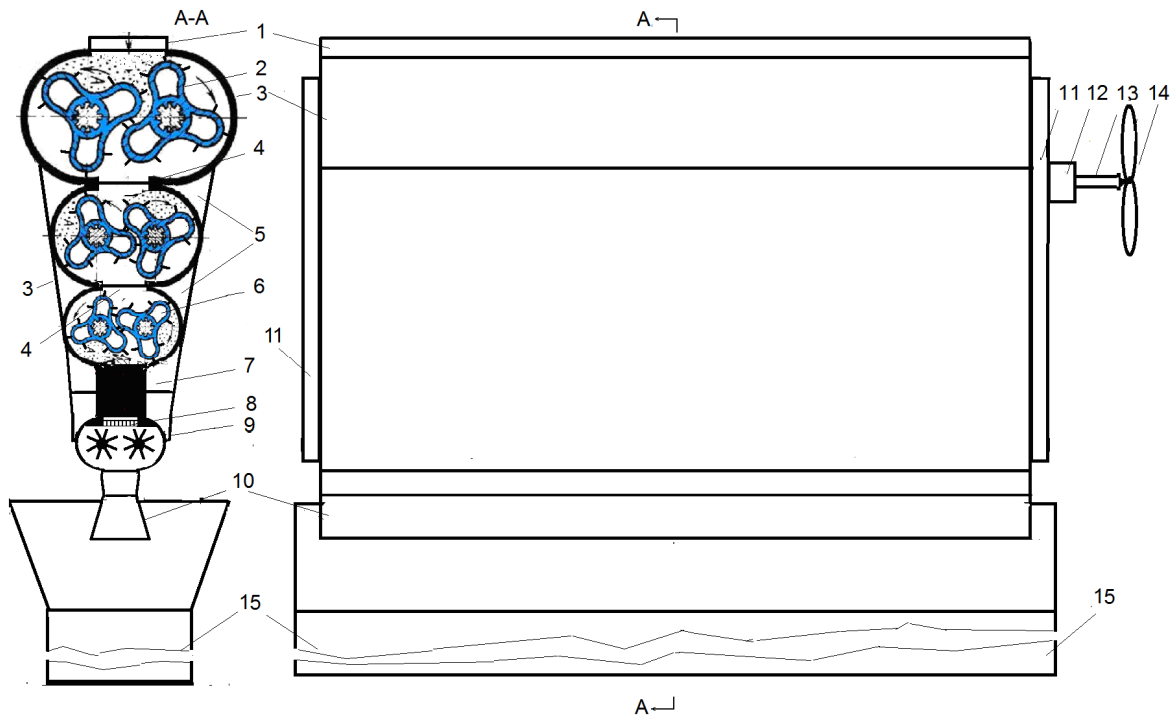


Рис. 4. Принципиальная схема ГТД с плоской струёй выхлопа: 1 –воздухозаборник, 2, 6 – роторы компрессора, 3 – картер, 4 – статорные лопатки, 5 – полости для охлаждения компрессора, 7 – камера сгорания, 8 – направляющие лопатки, 9 – газовая турбина, 10 – сопло, 11 – трансмиссия, 12 – редуктор, 13 – вал отбора мощности, 14 – винт изменяемого шага, 15 – щелевой эжекторный усилитель тяги

### Использование ГТД для летающей платформы, выполненной по сопловой схеме

Попытки заменить несущий винт на сопло для ЛА в виде летающей платформы предпринимались в 60-е годы в СССР и Франции [9]. Силовая установка летающей платформы (ЛП) состояла из четырёх вертикально расположенных подъёмных ТРД RB-162 с кольцевыми эжекторными усилителями тяги ((ЭУТ), тягой 15,6 кН каждый. Подобные платформы проще вертолёт в производстве и эксплуатации, но не обладают достаточной топливной и экономической эффективностью. ЛП имеют значительные ограничения по прочности грунтов взлётных площадок и поэтому не получили дальнейшего развития.

Путь устранения отмеченных недостатков очевиден. Это равномерное распределение выхлопа ГТД вдоль корпуса платформы, максимальное снижение его скорости за счёт смешивания с атмосферным воздухом и повышение топливной эффективности. Двигатель позволяет подать продукты сгорания в камеру смешения щелевого ЭУТ 15 (см. рис. 4) равномерно по всей длине. Наличие трансмиссии, редуктора и выходного вала позволяет передать крутящий момент на винт 14 переменного шага самолётного типа для создания горизонтальной тяги. ГТД должен иметь избыток мощности, который обеспечит газодинамическую управляемость платформы по высоте, курсу, крену и тангажу [10].

На рис. 5 представлена схема ЛА, который может быть выполнен в различных вариантах - от корабельного до противопожарного, предназначенного

для эвакуации людей из высотных зданий. В последнем случае необходимо иметь на некоторых этажах здания приёмный конус для стыковочной штанги.

Конструкция ЛП предполагает три режима передвижения: режим взлёта, посадки и патрулирования, когда вертикальная тяга двигателей превышает вес платформы; режим аэродинамического поддержания за счёт подъёмной силы на крыле и экономичный режим экранного полёта, когда под днищем создаётся избыточное давление за счёт отражения выхлопа от экрана. Рассмотренная конструкция летающей платформы проста, технологична и может быть использована как транспортное средство, замещающее вертолёт средней и большой грузоподъёмности. Щелевой эжектор обеспечивает достаточную топливную эффективность СУ. Расположение двигателей и движителей по бортам платформы допускает её непосредственную стыковку с высотным объектом через шлюз в носовой части, вводимым непосредственно в оконный проём.

### Достижение больших скоростей горизонтального полета

Для повышения эффективности ЛА необходимо увеличение скорости, за счёт выделения большей мощности на винте. Требуется перераспределение тяги между винтом и соплом в пользу винта. Уменьшение вертикальной тяги в этом случае можно компенсировать аэродинамической подъёмной силой, придав корпусу вид соответствующего профиля и увеличив его ширину. На взлёте требуется выделение мощности на сопле, достаточной для

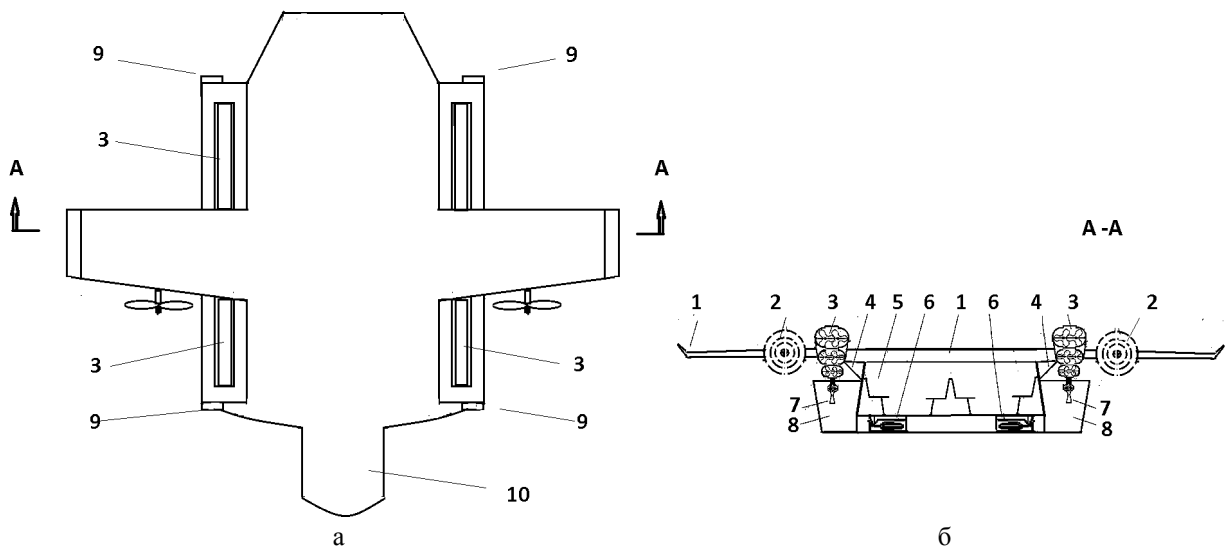


Рис. 5. Схема аварийной летающей платформы для эвакуации людей из высотных объектов:  
 а) – вид сверху; б) – поперечное сечение; 1 – крыло малого удлинения; 2 – воздушный винт изменяемого шага; 3- двигатель; 4 – кронштейн крепления двигателя; 5 -пассажирский салон; 6 -шасси; 7- сопло; 8 – щелевой эжекторный усилитель тяги; 9 – сопла газодинамического управления; 10 – ограждение транспортера загрузки

подъёма. На переходном режиме - увеличение мощности, выделяемой на винте при сохранении мощности на сопле, что может быть достигнуто за счёт изменения шага винта. После набора скорости, достаточной для аэродинамического поддержания ЛА - снижение мощности, выделяемой на сопле в пользу винта.

Предложенная выше на рис. 4 схема ГТД позволяет перейти к схеме, допускающей перераспределение мощности между соплом и винтом в зависимости от режима полёта, т.е. конвертировать ТРД в ТВД. Для конвертации необходимо осуществить синхронное перемещение валов газовой турбины 9. При их сближении большая часть мощности выделяется на ВИШ, а при удалении – на сопле. Часть мощности двигателя в любом случае выделяется на газодинамическое управление ЛА, которое должно работать на всех режимах.

На рис. 6 представлен один из возможных механизмов синхронного перемещения обеих валов газовой турбины с электромеханическим приводом. Механизм закреплён на торцевой крышке картера двигателя 2. Мотор-редуктор 9 имеет кинематическую связь с правым и левым валами турбины. Крутящий момент, создаваемый мотор-редуктором, через шестерню 11 передаётся на вращающуюся гайку 10. Свободная шестерня 8 предназначена для

предотвращения боковых нагрузок на вал мотора 9. Вращение гайки 10 и поступательное движение червяков 7 и 12 внутри её приводит к повороту рычагов 13 вокруг осей 14. Оба вала турбины смещаются в направляющих прорезях в крышках картера 4. При этом сохраняется жёсткая кинематическая связь валов газовой турбины с трансмиссией. Прорезь 3 со стороны камеры сгорания закрыта подвижной заслонкой (на рис. 6 не показана). Механизм смещения должен быть выполнен с достаточным запасом прочности. Возникающие на нём усилия будут порядка нескольких десятков тонн.

Конструкция воздухозаборника также должна иметь изменяемую геометрию. В данной статье она не рассматривается. Для создания достаточной аэродинамической подъёмной силы на скорости более 150 км/час корпус платформы должен иметь соответствующую форму и крыло малого удлинения.

### Заключение

Безаэродромная транспортная авиация возможна только на основе последних достижений фундаментальной науки. Уплотнения между двумя средами и движущимися деталями всегда были одним из ключевых моментов в развитии техники.

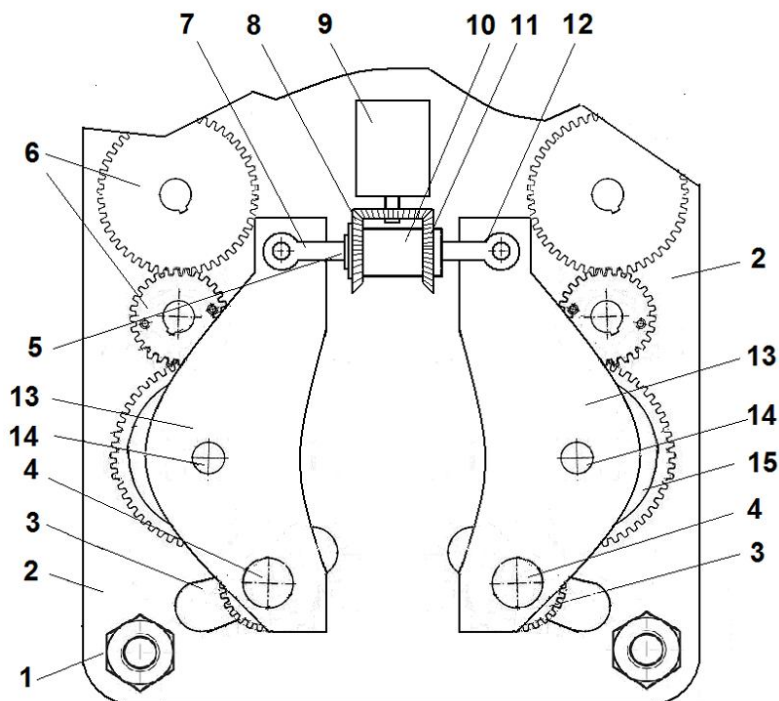


Рис. 6. Механизм синхронного перемещения валов газовой турбины:

- 1 – крепление торцевой крышки картера, 2 – крышка картера, 3 – направляющая прорезь,
- 4 – вал газовой турбины, 5 – радиально-упорный подшипник, 6 – шестерни трансмиссии,
- 7 – левый червяк, 8 – свободная шестерня, 9 – мотор редуктор, 10 – гайка,
- 11 – шестерня привода смещения валов газовой турбины, 12 – правый червяк,
- 13 – рычаг смещения валов ГТ, 14 – ось поворота рычага, 15 – промежуточная шестерня



1. Создание уплотнений из углеродных нанотрубок вполне возможно с использованием технологий, имеющихся в области современной микроэлектроники. Уплотнения могут быть использованы и для существующих конструкций ГТД.

2. Метод безпоршневой низкотемпературной гидроэктрузии [8] применим к сплавам на основе никеля, и позволяет существенно упростить одну из наиболее трудоёмких операций – производство валов и радиальных лопаток турбины полуткрытого типа.

3. Дальнейшее развитие безаэродромной авиации возможно за счёт предварительной подготовки топлива и использования в рассмотренной выше конструкции детонационного пульсирующего топливного цикла [11, 12]. Это позволит дополнительно повысить коэффициент тягоусиления ЭУТ и топливную эффективность ЛА.

### Литература

1. V 22 Osprey Demonstration – Farnborough 2012 [Electronic resource]. – Access mode: <http://www.mp3ebiz/video/vglHpvck-Jk/V22-osprey-demonstration-farnborough-2012-Monday/html>. – 15.07.2017.

2. Многоцелевая скопа. Проекты на базе V-22 Osprey [Electronic resource]. – Access mode: <http://youroker.livejournal.com/53325.html>. – 15.07.2017.

3. Application of a variable diameter rotor system to advanced VTOL aircraft. Evan A. Fradenburgh. Sikorsky Aircraft division of United Technologies Corporation [Electronic resource] // Presented at the 31st Annual National Forum of the American Helicopter Society, May 13, 1975. Washington D.C. – Access mode: <https://vtol.org/store/product/application-of-a-variable-diameter-rotor-system-to-advanced-vtol-aircraft-2641.cfm>. – 15.07.2017.

4. Подзирей, Ю. С. Подъемный ГТД с плоской струей выхлопа [Текст] / Ю. С. Подзирей // *Авиация общего назначения*. – 2017. – № 1. – С. 47-52.

5. Подзирей, Ю. С. Силовая установка для транспортного самолета вертикального взлета и посадки [Текст] / Ю. С. Подзирей // *Полет*. – 2003. – № 10. – С. 133-136.

6. Патент РФ F04C18/00, F04C18/18. Двухроторный компрессор [Электронный ресурс] / Попырин, О. И. ; заявитель и патентообладатель Попырин, О. И. – № 2001129315/06 ; заявлена 31.10.2001 ; опубликована 10.01.2003. – Режим доступа: <http://bd.patent.su/2196000-2196999/pat/servl/servletb10a.html>. – 15.07.2017.

7. Harris, P. Carbon nanotubes and related structures [Text] / P. Harris // *New Materials for the Twenty-first century*. – WILEY-VCH Verlag GmbH, Weinheim, Fed. Rep. of Germany, 2002. – 336 p.

8. Хаймович, П. А. Криодеформация металлов при всестороннем сжатии [Текст] / П. А. Хаймович

// *Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика радиационных повреждений и радиационное материаловедение*. – 2006. – № 4(89). – С. 28–34.

9. Bertin, J. Les trampes appliques an vol vertical vers aile-trampe [Text] / J. Bertin // *Technique of science III-VI*. – 1960. – № 2. – P. 31-36.

10. Мишин, В. П. Об одном из направлений дальнейшего совершенствования авиации [Электронный ресурс] / В. П. Мишин // *Вестник МАИ*. – 1994. – т. 11, № 1. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/publications/index.php?ID=33512>. – 15.07.2017.

11. Подзирей, Ю. С. Одно из возможных направлений применения пульсирующего детонационного двигателя [Электронный ресурс] / Ю. С. Подзирей // *Двигатель*. – 2010. – № 3(69). – С. 22-24. – Режим доступа: <http://www.engine.aviaport.ru/issues/69/page22.htm>. – 15.07.2017.

12. Podzirey, Yu. S. Peculiarities of properties of the pulse plasma jet. Book of abstract [Electronic resource] / Yu. S. Podzirey, P. V. Porytsky // *International Conference & School on Plasma Physics and Controlled Fusion 2016*. – P. 178. – Access mode: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/115458>. – 15.07.2017.

### References

1. V 22 Osprey Demonstration – Farnborough 2012. Available at: <http://www.mp3ebiz/video/vglHpvck-Jk/V22-osprey-demonstration-farnborough-2012-Monday/html> (accessed 15.07.2017).

2. *Mnogoceljevaja skopa. Proekty na baze V-22 Osprey* [Multipurpose osprey. Projects based on V-22 Osprey]. Available at: <http://youroker.livejournal.com/53325.html> (accessed 15.07.2017).

3. Application of a variable diameter rotor system to advanced VTOL aircraft. Evan A. Fradenburgh. Sikorsky Aircraft division of United Technologies Corporation. Presented at the 31st Annual National Forum of the American Helicopter Society, May 1975, Washington D.C. Available at: <https://vtol.org/store/product/application-of-a-variable-diameter-rotor-system-to-advanced-vtol-aircraft-2641.cfm> (accessed 15.07.2017).

4. Podzirej, Ju. S. Pod#emnyj GTD s ploskoj struej vyhlopa [Lifting GTE with a flat exhaust stream]. *Aviacija obshhego naznachenija – General aviation*, 2017, no. 1, pp. 47-52.

5. Podzirej, Ju. S. Silovaja ustanovka dlja transportnogo samoleta vertikal'nogo vzleta i posadki [Power plant for transport aircraft vertical take-off and landing]. *Polet – Flight*, 2003, no. 10, pp. 133-136.

6. Popyrin, O. I. *Dvuhrotornyj kompressor* [Two-rotor compressor]. Patent RF, no. 2001129315/06. Available at: <http://bd.patent.su/2196000-2196999/pat/servl/servletb10a.html> (accessed 15.07.2017).

7. Harris, P. Carbon nanotubes and related New. *Materials for the Twenty-first century*, WILEY-VCH Verlag GmbH, Weinheim, Fed. Rep. of Germany, 2002. 336 p.

8. Hajmovich, P. A. Kriodeformacija metallov pri vsestoronnem szhatii [Cryodeformation of Metals under Comprehensive Compression]. *Voprosy atomnoj nauki i tehniki. Serija: Fizika radiacionnyh povrezhdenij i radiacionnoe materialovedenie* – *Questions of atomic science and technology. Series: Physics of Radiation Damage and Radiation Material Science*, 2006, no. 4(89), pp. 28–34.

9. Bertin, J. Les trampes appliques an vol vertical vers aile-trampe. *Technique of science III-VI*, 1960, no. 2, pp. 31-36.

10. Mishin, V. P. Ob odnom iz napravlenij dal'nejshego sovershenstvovaniija aviacii [About one of the directions of further improvement of aviation]. *Vestnik MAI – Bulletin of the MAI*, 1994, vol. 11, no. 1.

Available at: <http://www.mai.ru/publications/index.php?ID=33512> (accessed 15.07.2017).

11. Podzirej, Ju. S. Odno iz vozmozhnyh napravlenij primenenija pul'sirujushhego detonacionnogo dvigatelja [One of the possible applications of the pulsating detonation engine]. *Dvigatel' – Engine*, 2010, no. 3(69), pp. 22-24. Available at: <http://www.engine.aviaport.ru/issues/69/page22.htm> (accessed 15.07.2017).

12. Podzirey, Yu. S., Porytsky, P. V. Peculiarities of properties of the pulse plasma jet. *Book of abstract. International Conference & School on Plasma Physics and Controlled Fusion 2016*, pp. 178. Available at: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/115458> (accessed 15.07.2017).

*Поступила в редакцию 05.10.2017, рассмотрена на редколлегии 23.11.2017*

## БЕЗЛЕТОВИЩНА ТРАНСПОРТНА АВІАЦІЯ – ПРОБЛЕМИ ТА ПЕРСПЕКТИВИ

*Ю. С. Подзирей*

Розглянуто можливість використання останніх досягнень фундаментальної науки для створення літаючої платформи (ЛП), що призначено для перевезення вантажів і пасажирів в діапазоні швидкостей 0 -700 км / год. ЛП пропонується оснастити двигуном, що створює плаский струмінь вихлопу. На зльоті, посадці і патрулюванні ЛП використовується вертикально спрямоване сопло, яке працює на щілинний ежекторний підсилювач тяги (ЕУТ), на крейсерському режимі - тягне важко навантажений гвинт літакового типу. Конструкція двигуна дозволяє перерозподіляти потужність між соплом і гвинтом в залежності від режиму польоту.

**Ключові слова:** вертикальний зліт і посадка, лінійний компресор, газотурбінний двигун, ежекторний підсилювач тяги.

## NON - AIRFIELD AIRCRAFT – PROBLEMS AND PROSPECT

*Yu. S. Podzirey*

The possibility used of the last achievements of fundamental science for creation of the engine for vertical take-off and landing flying platform (FP) are discussed. FP intended for transportation goods and passengers in speed range of 0 - 700 km/hour. It is offered to equip with engine creating flat stream of exhaust. At take-off, landing and patrol FP used the vertical direction nozzle working on the slot-hole ejector amplifier of thrust, on the cruiser mode - the pulling propeller variable pitch airplane type. The design of the engine allows redistributed power between a nozzle and the propeller by means change of gas turbine rotor position.

On take-off mode FP the power release on nozzle are needed to be enough for lifting. On transient mode the increasing of the power release is needed to be on propeller at conservation the power release on nozzle. It can be reached by means off the change of propellers pitch. In this case the reduction of vertical thrust it can be compensated by an aerodynamic lift force which arising on wing and hull FP. The engine has a compressor, creating the flat stream of the compressed air, flat combustion chamber and flat nozzle, that is the engine must be executed in linear geometry. The linear compressor made as a twin-rotor Ruts vacuum pump. The brush seals from nanocarbon tube used for preservation of axial clearance between rotors. The shape of helical trilobal rotor provides increased overlap of phases of suck up, carried and injection. The material of gas turbine blades can be made by the method of nonpiston low temperature extrusion. The method allows to simplify substantially one of the most difficult operations the production of shafts and radial blades of turbine of half-open type. Other most details of engine can be made by method of ordinary extrusion also. The seals from nanocarbon may be used for the existing constructions of GTE also. The specific features of engine are the following: work on the slot amplifier of thrust without hydrodynamic losses; choice of optimal speed of rotation of rotors for every stage of compressor; possibility cooling of compressive air and pin zone of brush seals; enhanceable operating manufacturability and cheapness of production.

**Keywords:** vertical takeoff and landing, linear compressor, gas turbine engine, ejector thrust amplifier.

**Подзирей Юрий Степанович** – канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр., Институт ядерных исследований НАН Украины, e-mail: [yuri.podzirey@gmail.com](mailto:yuri.podzirey@gmail.com).

**Podzirey Yuri Stepanovith** – Candidate of Physical Mathematic Science, Senior Scientific of Dept. of plasma physics and plasma technology Academy of Sciences of Ukraine, Kiev, e-mail: [yuri.podzirey@gmail.com](mailto:yuri.podzirey@gmail.com).