

ЛЕТАЮЩАЯ ПЛАТФОРМА ДЛЯ МОЩНОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ЛАЗЕРА

Подзирей Ю.С.

Институт ядерных исследований НАН Украины, г.Киев

Ключевые слова: летающая платформа, CO₂ лазер с тепловой накачкой, пульсирующий детонационный двигатель, уплотнение из углеродных нанотрубок, эжекторный усилитель тяги, тепловой резонатор, оптический резонатор, абляция.

Аннотация. Рассмотрена возможность создания транспортной базы для сверхзвукового импульсного лазера с тепловой накачкой, предназначенного для ликвидации последствий крупных техногенных аварий. Силовая установка платформы (СУ), выполнена в виде комбинации подъемного пульсирующего детонационного двигателя (ПудД) и газотурбинного двигателя наддува (ГТД), создающего также горизонтальную тягу. Выхлоп ПудД используется как активная среда для оптического резонатора CO₂ лазера. СУ снабжена четырьмя дополнительными всеракурсными соплами для точного позиционирования. Летающая платформа может быть использована для дистанционной порезки металлических и железобетонных конструкций, тушения очагов возгорания на промышленных объектах и доставки специальных жидкостей для подавления процессов пылеобразования в районы радиоактивного заражения.

THE FLYING PLATFORM FOR A POWERFUL TECHNOLOGICAL LASER

Podzirey Yu.S.

Institute for Nuclear Research NAS of Ukraine, Kiev

Keywords: flying platform, heat pumped CO₂ laser, pulsating detonation engine, carbon nanotube seal, ejector thrust amplifier, thermal resonator, optical resonator, ablation.

Abstract. The possibility of creating a transport base for a supersonic pulsed laser with thermal pumping, designed to eliminate the consequences of major industrial accidents. The power plant of the platform (PP) is made as combination of a lifting pulsating detonation engine (PDE) and a gas turbine engine (GTE), which also creates a horizontal thrust. Exhaust of the PDD is used as active medium for the optical resonator of a CO₂ laser, PP is equipped with four additional all-aspect nozzles for precise positioning. The flying platform can be used for remote cutting of metal and reinforced concrete structures, extinguishing fires at industrial facilities, or delivering special fluids to suppress dust formation in areas of radioactive pollution.

*Памяти экипажа вертолета Ми-8:
капитан Владимир Воробьев,
ст. лейтенант Александр Юнгкинд,
ст. лейтенант Леонид Христинич,
ст. прапорщик Николай Ганжук*

Введение

Одной из первоочередных задач, решаемых в процессе ликвидации последствий крупных техногенных аварий является фрагментирование

обломков конструкций, а также, в случае аварий на АЭС, локализация радионуклидов на месте и последующее их удаление с помощью специальных технических средств. Для дистанционной резки при авариях на нефтяных и газовых скважинах пока единственным известным средством является мобильный лазерный технологический комплекс МЛТК-50 производства Троицкого института инновационных и термоядерных исследований, созданный по заказу Газпрома [1]. Схема комплекса приведена на рисунке 1. Транспортная база - два серийных автомобильных полуприцепа с платформами. Основой комплекса является дозвуковой импульсно - периодический электро - ионизационный CO₂ лазер, выполненный по открытой схеме. Мощность излучения 50 кВт. Авиационный турбовальный двигатель ТВД-0-100 прокачивает через рабочую камеру до 8 кг/с газовой смеси со скоростью около 50 м/с. Лазер может работать в течение 4-10 минут с интервалом между пусками около 20 минут. Система охлаждения оборудования водяная - автономная. Для функционирования МЛТК необходим подвод электропитания мощностью порядка 750 кВт. Общий вес оборудования комплекса 50 тс. Оперативность работы МЛТК ограничена временем разворачивания МЛТК и наличием подъездных путей к объекту воздействия.

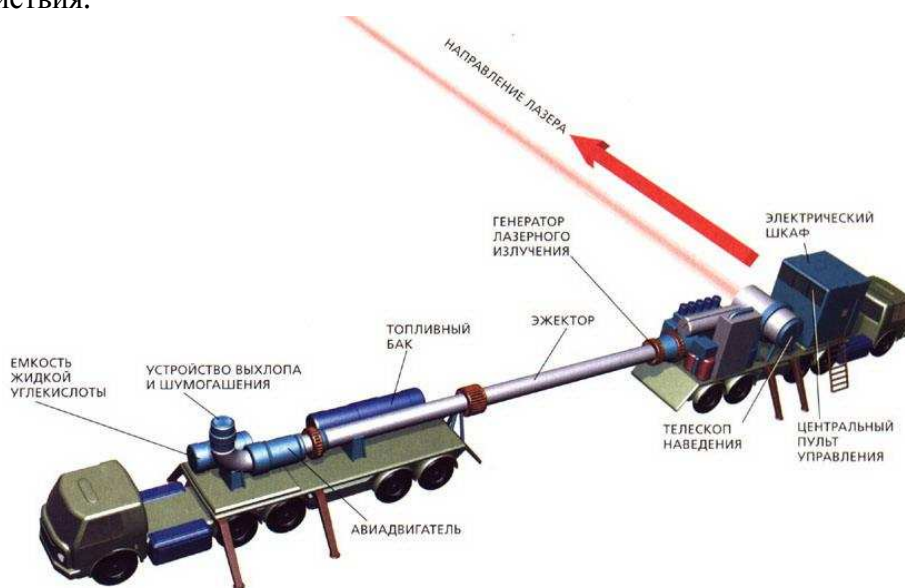


Рис. 1. Мобильный технологический комплекс МЛТ

Очевидно, что для проведения экстренных работ необходимы иные транспортные средства, имеющие равные с вертолетом возможности по перемещению в пространстве, более дешевые в производстве и эксплуатации и лишенные его недостатков, имеющие возможность работать на малых и предельно малых высотах при наличии препятствий на местности. Поскольку вес и объем являются основными параметрами, определяющими существование летательного аппарата (ЛА) необходимо создать положение

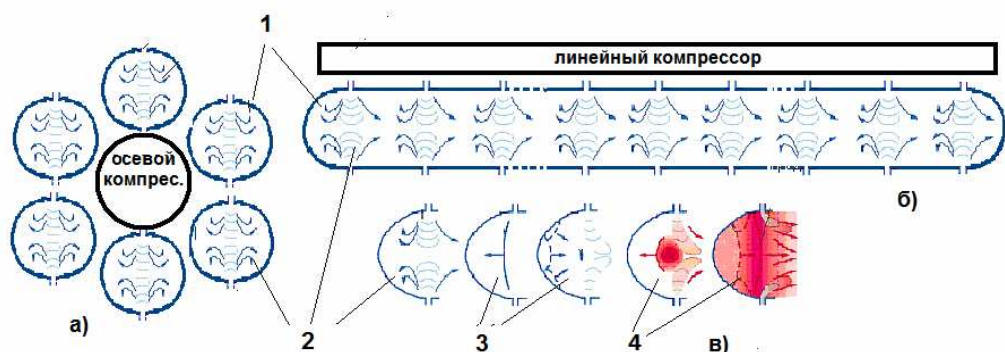
при котором отдельные детали лазера, платформы и механизмы силовой установки ЛА являются общими и взаимодополняющими.

Силовая установка 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 [2]. Силовая установка летающей платформы (ЛП) состояла из четырех вертикально расположенных подъемных ТРД RB-162 с кольцевыми эжекторными усилителями тяги (ЭУТ) тягой 15,6 кН каждый. Подобные платформы были проще вертолета в производстве и эксплуатации, но не обладали достаточной топливной и экономической эффективностью и поэтому не получили дальнейшего развития. Обеспечить для сопла эффективность на уровне несущего винта задача не из простых и требует создания специального двигателя, интегрированного с ЭУТ. Подобная силовая установка (СУ) для транспортного самолета вертикального взлета и посадки была предложена в работе [3]. Для СУ был выбран щелевой ЭУТ, как имеющий наибольший коэффициент усиления (K_y), и поршневой двигатель с блоком цилиндров в виде трубы, создающий пульсирующий выхлоп по всей длине эжектора. Однако работа поршневого ДВС в коротко ходовом варианте на выхлоп находится на грани возможностей современного материаловедения, а сам двигатель имеет избыточный вес.

В отличие от поршневого двигателя, ПуДД создает высокочастотный выхлоп (до 30 кГц) и имеет повышенную экономичность, что обеспечивается высокой степенью сжатия топливной смеси (150-200 ед.). Сжатие осуществляется в резонансном режиме [4]. Высокая частота выхлопа возможна вследствие отсутствия впускных и выпускных клапанов и предварительного разложения топлива на компоненты имеющие взрывной характер горения. В ПуДД реализуется наиболее экономичный топливный цикл близкий к циклу при постоянном объеме (V_{const}). Сверхзвуковая скорость истечения продуктов обеспечивается без применения сопла Лаваля. В результате глубокого расширения выхлопа значительно снижается его температура и количество тепла выбрасываемого в атмосферу. За счет этого обеспечивается высокий термический КПД цикла. В двигателе отсутствуют какие-либо массивные детали.

Такты ПуДД показаны на рисунке 2в. Соударение радиальных сверхзвуковых струй еще холодной смеси, поступающей в топливный резонатор, вызывает образование ударной волны, которая движется к донной полости резонатора, отражается от нее и фокусируется в центре резонатора. В этой области вследствие эффекта Гартмана - Шпренгера происходит местное повышение температуры и давления, достаточное для самовоспламенения топливо-воздушной смеси (ТВС). Возникает детонационное горение. Из-за выгорания топлива резко повышаются давление и температура продуктов сгорания, а детонационная волна сгорания трансформируется в отраженную ударную волну.



1 –тепловой резонатор; 2 – впрыск топливной смеси; 3 – образование ударной волны;
4 – сгорание и выброс

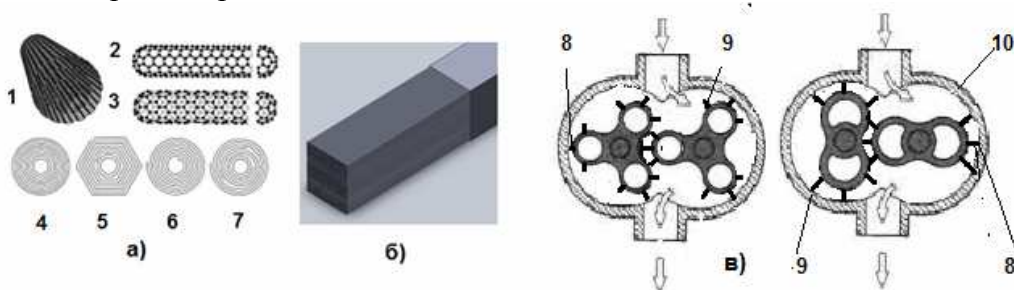
Рис. 2. Схема интеграции теплового резонатора с компрессором: а) осевой; б) линейный; в) такты детонационного сгорания топливной смеси

С огромной скоростью она устремляется в сопловое устройство, увлекая за собой продукты сгорания и создавая в тепловом резонаторе разрежение необходимое для последующего такта. Частота пульсаций определяется геометрическими параметрами теплового резонатора (диаметр 70-120мм), который обычно выполняется в виде полусферы. Для его наддува используется минимизированный по тяге вспомогательный газотурбинный двигатель (ГТД) с осевым компрессором, работающий в основном как генератор сжатого воздуха (давление порядка 4-6 атм). Основным требованием является поддержание постоянного давления на всех режимах полета. Большая часть воздуха отбирается для тепловых резонаторов. Они располагаются по окружности вокруг осевого компрессора ГТД, (рис.2а). Расположить эти сопла в ряд не представляется возможным, поскольку осевой компрессор вспомогательного ГТД, выполненный по обычной схеме, создает кольцевую струю сжатого воздуха. При развёртке такого выхлопа для щелевого ЭУТ неизбежно теряется тяга, вследствие повышения гидродинамического сопротивления.

Очевидно, что для реализации большего K_y щелевого ЭУТ необходимо иметь плоскую струю выхлопа, которую может обеспечить тепловой резонатор линейной, полуцилиндрической формы (рис.2б). Для него понятие фокуса должно быть заменено понятием «фокусной линии». Подобная форма теплового резонатора была предложена в работе [5]. Соответственно, все остальные механизмы, работающие на него, такие как компрессор, камера сгорания, сопло, химический реактор разложения топлива, каналы подвода топливно-воздушной смеси, также должны быть выполнены в линейном виде.

Конструкция линейного компрессора для получения плоской струи сжатого воздуха рассмотрена в работе [6]. Компрессор предлагается выполнить на основе удлинённого вакуумного насоса Рутса с двух или трех лепестковым ротором. Его основной недостаток- малый зазор между роторами и наличие обратных перетеканий воздуха, устраняется вставкой щеточных уплотнений из вертикально выращенных углеродных нанотрубок

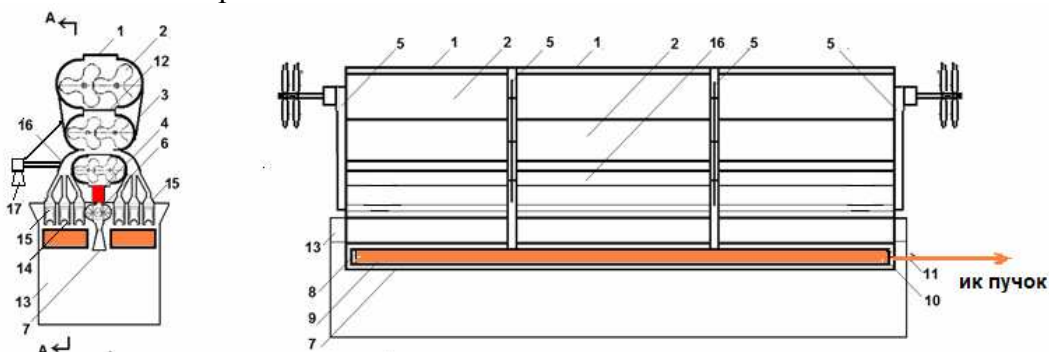
[7] (рис. 3). Коэффициент трения для УНТ на два порядка ниже, чем для любой пары материалов.



1 – УНТ с открытым концом; 2,3 – УНТ с закрытым концом; 4-7 – поперечное сечение УНТ; 8 – уплотнение ротор-корпус; 9 – уплотнение ротор-ротор

Рис. 3. Графическое изображение: а) многослойных нанотрубок; б) 3D модель щеточного уплотнения; в) ступени компрессора

На рисунке 4 представлена схема силовой установки платформы состоящей из подъемного пульсирующего детонационного двигателя (ПудД), интегрированного с щелевым ЭУТ и оптическим резонатором импульсного лазера 9 с тепловой накачкой за счет выхлопа ПудД. Вспомогательный ГТД (позиции 6,7) используется для привода компрессора наддува тепловых резонаторов и вращения винта изменяемого шага. Число ступеней компрессора определяется назначением двигателя и может быть от 3 и более. Трансмиссия 5, в виде шестеренчатой передачи, вместе с редуктором, расположена с торца двигателя.



1 – воздухозаборник; 2 – ротор компрессора; 3 – картер; 4 – камера сгорания; 5 – трансмиссия; 6 – газовая турбина; 7 – сопло вспомогательного ГТД; 8 – глухое зеркало; 9 – оптический резонатор; 10 – полупрозрачное зеркало; 11 – инфракрасный пучок; 12 – статорные лопатки; 13 – щелевой эжекторный усилитель тяги; 14 – тепловые резонаторы; 15 – реактор разложения топлива; 16 – воздухопровод; 17 – сопло двигателя позиционирования

Рис. 4. Схема силовой установки летающей платформы

Воздух после второй ступени компрессора разделяется на две части. Одна поступает в резонаторы 14 и далее в щелевой эжекторный усилитель тяги 13, а вторая – в третью ступень и плоскую камеру сгорания 4 вспомогательного ГТД. Камера сгорания имеет вытянутую плоскую форму, а

радиальная газовая турбина полуоткрытого типа 6 содержит два вала. Валы расположены вдоль продольной оси двигателя симметрично относительно камеры сгорания 4. ПудД имеет шесть линейных тепловых резонаторов расположенных симметрично относительно продольной оси. Каждый из тепловых резонаторов создает постоянную тягу. Их включение в режиме 6,4,2 компенсирует вес поднимаемого груза, а избыточная подъемная сила создается соплом 7. Через шестеренчатую трансмиссию 5 ГТД обеспечивает вращение роторов компрессора 2, а также горизонтальную тягу винта самолетного типа тяни-толкай. Самовоспламенение топливной смеси в тепловых резонаторах 14 происходит за счет эффекта аналогичного эффекту Гартмана-Шпренгера. Высокая частота пульсаций в процессе бесклапанного детонационного топливного цикла значительно увеличивает массу присоединенного атмосферного воздуха и повышение коэффициента тягоусиления щелевого эжектора (K_y) до 2,2-2,5 вместо обычных 1,5-1,8 (открытие №314 от **02.07.1951г.**). Газодинамическое управление и точное позиционирование платформы предлагается с использованием отбора сжатого воздуха от третьей ступени компрессора для двигателей 17. Двигатели имеют поворотные всеракурсные сопла. Позиционирование только за счет сжатого воздуха, обычно используемое для самолетов вертикального взлета и посадки, приводит к падению тяги двигателя, энергозатратно и рассчитано на кратковременную работу.

Транспорт и работа лазера авиационного базирования

На рисунке 5 представлен сравнительный ход температуры и давления по оси камеры сгорания обычного ГТД и теплового резонатора ПудД. Для ПудД характерен более резкий перепад температур, т.е. система в данном случае является более неравновесной.

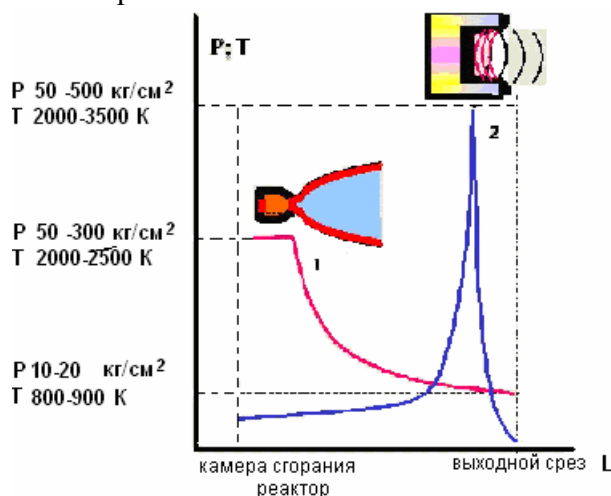


Рис. 5. Давление и температура камеры сгорания ГТД (1) и резонатора пульсирующего детонационного усилителя тяги (2) (данные НТЦ Имплаз)

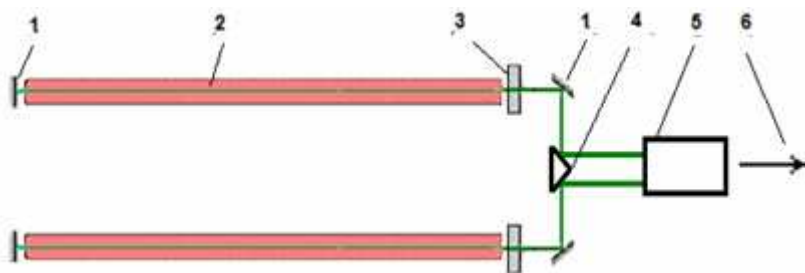
Температура сгорания в топливном резонаторе 14 (рис. 4), вследствие эффекта Гартмана-Шпренгера, более высокая, чем в камере сгорания

обычного ГТД, что приводит к большей заселенности верхних квантовых уровней. Однако температура на срезе резонатора, вследствие большего расширения рабочего газа, ниже и близка к той, которая необходима для создания малой заселенности нижнего квантового уровня. Это обстоятельство позволяет разместить оптический резонатор 9 в непосредственной близости от среза, что повышает его эффективность и сокращает объем занимаемый лазером.

Сверхзвуковая скорость истечения продуктов горения для ПудД обеспечивается без применения сопла Лавала. Сажа и другие различные соединения в таком выхлопе отсутствуют. Кроме того, на время работы лазера, возможна подача вместо авиационного керосина бензола C_6H_6 в смеси с закисью азота NO_2 . Это позволит получить состав активной среды лазера близким к оптимальному [8]. Сама закись азота удобна для хранения в баллонах, так как при давлении 50 атм. переходит в жидкое состояние. Реально, в газовых лазерах на продуктах сгорания энергия, излучаемая на единицу массы сжигаемой смеси (уд. энергия излучения) - 20 кДж/кг. Подобный лазер недостаточно эффективен. Только 7-10% от энергии сгорания идёт на возбуждение колебательных уровней молекулы CO_2 . Рассматривая возможные параметры высокотемпературных газодинамических лазеров третьего поколения с начальной температурой до 3000К, Андерс в своей фундаментальной работе [9] указал на возможность достижения значения запасенной энергии ~ 120 кДж/кг и на возникающие при этом проблемы термостойкости ряда узлов лазера. Для ПудД температура 3000К в такте «рабочий ход» является ординарной. При этом появляется возможность значительного сокращения длины оптического резонатора и размещения лазерного комплекса, с достаточной для утилизации конструкций средней и пиковой мощностью, на стандартной (авиационной) транспортной базе.

Вследствие релаксационных потерь энергии в потоке, невысокого отношения энергии кванта лазерного излучения к энергии кванта, необходимого для возбуждения асимметричного колебания молекулы CO_2 (квантового КПД), и относительно небольшой эффективности оптического резонатора, не весь энергозапас может быть трансформирован в лазерное излучение. Оставшиеся 90% могут быть направлены на создание подъемной силы.

Необходимая средняя мощность (по предварительной оценке 70-100кВт) пучка может быть достигнута за счет увеличения длины оптического резонатора (рис. 6) до полной длины платформы, 4-5 м. Не мало важным обстоятельством для повышения мощности лазера является разряжение, создаваемое в эжекторе соплом вспомогательного двигателя 7 (рис. 4), которое увеличивает скорость прокачки активной среды. В стационарных лазерах для этой цели практикуют выхлоп в емкости, откачиваемые специальными форвакуумными насосами.



1 – глухое зеркало; 2 – оптический резонатор 3 – полупрозрачное зеркало; 4 – поворотная призма, 5 – фокусирующая система

Рис. 6. Оптическая схема сверхзвукового газодинамического СО₂ лазера с параллельным включением оптических резонаторов

Подобные высокочастотные лазерные системы с большой средней мощностью, длительностью от единиц до сотен наносекунд, **позволяют реализовать принципиально другой механизм взаимодействия излучения с веществом** – возгонку (абляцию), обеспечивающую локальность выделения энергии не только в пространстве, но и во времени. При этом происходит взрывное локальное испарение вещества без промежуточной жидкой фазы [10]. В случае ликвидации последствий аварии на АЭС для окисления графита, возможно применение расфокусированного пучка. Это позволяет существенно, в 50-90 раз, снизить объем материала и отделить от графитовой матрицы радионуклиды [11].

Одной из первоочередных задач, решаемых в процессе ликвидации последствий катастрофы на АЭС, является локализация радионуклидов на местах и последующее их удаление с помощью специальных технических средств. Объект "Укрытие" на Чернобыльской АЭС фактически является сосредоточением, в форме произвольных скоплений, радиоактивных и ядерно-опасных делящихся материалов, находящихся в смеси с конструкционными, строительными и примененными при ликвидации аварии материалами.

В процессе проведения работ по преобразованию объекта "Укрытие" возникла задача, ранее не встречавшаяся в отечественной и мировой практике – компактирование и удаление лавинообразных топливо содержащих масс, а также необходимость при этом, свести к минимуму процесс пыления. Обе задачи решались как за счет инженерных мероприятий, так и за счет специальных механизмов и устройств.

Нанесение пенообразующих составов (ПОС) на труднодоступные для других технических средств пылящие объекты, особенно в первый период аварии, проводилось посредством вертолетов через профилированные отверстия распыляющих устройств Ми 26 [12]. При этом ширина обрабатываемой полосы составляла 10÷15м за один пролет вертолета. Для нанесения ПОС на пылящие территории 30-ти км зоны ЧАЭС использовали, преимущественно: авторазливочные станции типа АРС-14,15,12Д, установки УМП-1 на шасси БелАЗ-543А, поливомоечные машины. Группировка

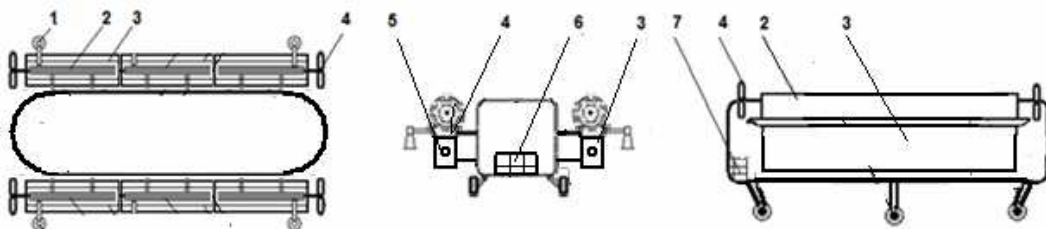
вертолетов, предназначенная для сброса материалов в активную зону реактора, в отдельные дни достигала 80 единиц. Использовались самые большие в мире вертолеты Ми-26 способные брать на внешней подвеске до 20тс. Экипажи получали значительные дозы облучения – по 5-6 рентген за вылет. Не обошлось без аварий. Причиной падения вертолета Ми-8 в Чернобыле осенью 86 года было разрушение несущего винта при его ударе о стрелу крана.

Платформа особо большой грузоподъемности

Сейчас есть возможность решения задачи на другой основе, которое существенно обезопасит полет на низкой высоте при наличии препятствий на местности. Это рассмотренная выше конструкция бесклапанного пульсирующего двигателя, использующего высокочастотный детонационный топливный цикл, (ПудД) [4] и применение открытия №314 от **02.07.1951г.**, О.И. Кудрина, А.В. Квасникова и В.Н. Челомея «Явление аномально высокого прироста тяги в газовом эжекционном процессе с пульсирующей активной струей» к щелевому усилителю тяги.

Это явление необычного аномально высокого прироста реактивной силы при эжектировании атмосферного воздуха пульсирующей активной струей (до 120-140% к исходной тяге). Обусловлено оно возникновением в эжекционном канале разделенных структур с преимущественным увеличением дополнительной массы в волнах разрежения с малой диссипацией энергии. Дата регистрации открытия: **20.03.1986г.** Обе разработки органически дополняют друг друга и могут быть использованы для создания летательного аппарата [13].

На рисунке 7 представлены проекции летающей платформы. Горизонтальное перемещение осуществляется винтами (тяги-толкай) 6 самолетного типа, а вертикальное - выхлопом тепловых резонаторов 14 (рис. 4) и сопел 7. Расположение осей ЭУТ под прямым углом к направлению полета сохраняет K_y при скоростях до 200 км/час. Точное позиционирование производится трех секционными всеракурсными соплами 1 (рис.7).



1 – сопла точного позиционирования; 2 – ПудД; 3 – щелевой ЭУТ; 4 – винт изменяемого шага самолетного типа; 5 – выходное окно лазера; 6 – кабина управления; 7 – шасси

Рис. 7. Проекция ЛП для аварийных работ

Если тяга одной секции ПудД 10 тс и K_y щелевого эжекторного усилителя 2,2, то суммарная тяга СУ из шести секций порядка 130 тс. При собственном весе платформы и топлива 50 т, имеется возможность поднятия груза до 80т. Отсутствие несущего винта и автомата перекоса устраняет

вибрационные нагрузки на конструкцию, экипаж и допускает его катапультирование, что является необходимым условием при работе на предельно малых высотах.

Заключение

Рассмотренная конструкция платформы, и в частности его силовой установки, проста, технологична и может быть использована одновременно как источник мощного импульсного ИК излучения и как более безопасное транспортное средство, замещающее вертолеты большой грузоподъемности при выполнении аварийных и транспортных работ.

Список литературы

1. Мобильный лазерный технологический комплекс "МЛТК-50" [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.triniti.ru/MLtc50.html>.
2. Bertin J. Les trampes appliques an vol vertical vers aile-trampe // "Technique of science" III-VI [Электронный ресурс] www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a098621.pdf
3. Подзирей Ю.С. Силовая установка для транспортного самолета вертикального взлета и посадки // Полет. – 2003. – №10. – С. 133-136.
4. Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И. Пульсирующий детонационный двигатель – новый тип двигателя для авиации // Полет. –1999. – №4. – С. 13-18.
5. Подзирей Ю.С. Одно из возможных направлений применения пульсирующего детонационного двигателя // Двигатель. – 2010. – №3(69). – С. 22-24.
6. Подзирей Ю.С. Безаэродромная транспортная авиация проблемы и перспективы // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – №6. – С. 45-51.
7. Патент №2567283 РФ. Способ и устройство для получения вертикально ориентированных углеродных нанотрубок / Григорянц А.Г., Шупенев А.Е. – Опубл. 10.11.2015.
8. Аблеков В.К., Денисов Ю.Н., Любченко Ф.Н. Справочник по газодинамическим лазерам. – М.: Машиностроение, 1982. – 168с.
9. Андерсон Дж. Газодинамические лазеры: введение. – М.: Мир, 1979. – 202с.
10. Аполлонов В.В., Кийко В.В., Кислов В.И., Суздальцев А.Г., Егоров А.Б. Высокочастотный импульсно-периодический режим генерации в мощных широкоапертурных лазерах // Квантовая электроника. – 2003. – № 33 (9). – С. 753-757.
11. Гринько А.М. Технологические основы переработки радиоактивных графитосодержащих материалов [Электронный ресурс] / А.М. Гринько, В.В. Токаревский // 5-я Международная конференция «Сотрудничество для решения проблемы отходов». 2-3 апреля 2008г., Харьков, Украина. – Режим доступа: <http://waste.ua/cooperation/2008/theses/grinko.html>.
12. Научно-техническое обеспечение эксплуатационных работ по дезактивации и пылеподавлению в помещениях объекта "Укрытие". Разработка технологии использования осаждающихся (дезактивирующих) пен для пылеподавления и предотвращения выбросов радиоактивной пыли и зольей / Токаревский В.В., Степанов И.К., Макаров В.И. и др. – отчет МНТЦ "Укрытие", арх. №3227. – Чернобыль, 1994. – 127 с.
13. Подзирей Ю.С. Летающий кран для строительно-монтажных работ // Русский инженер. – 2020. – №4(2).

References

1. Mobile laser technological complex "MLTK-50" [Electronic resource] <http://www.triniti.ru/MLtc50.html>.
2. Bertin J. Les trampes appliques an vol vertical vers aile-trampe // "Technique of science" III-VI [Electronic resource] www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a098621.pdf
3. Podzirey Yu.S. Power plant for a vertical take-off and landing transport aircraft. // Flight. – 2003. – No. 10. – P. 133-136.

4. Nechaev Yu.N., Tarasov A.I. Pulsating detonation engine - a new type of engine for aviation // Flight. – 1999. – №4. – P. 13-18.
5. Podzirey Yu.S. One of the possible directions of application of a pulsating detonation engine // Engine. – 2010. – No. 3(69). –P. 22-24.
6. Podzirey Yu.S. Non-aerodrome transport aviation problems and prospects // Aviation and space engineering and technology. – 2017. – №6. – P. 45-51.
7. Patent 2567283 RU Method and device for producing vertically oriented carbon nanotubes / Grigoryants A.G., Shupenev A.E. – Publ. 2015-11-10.
8. Ablekov V.K., Denisov Yu.N., Lyubchenko F.N. Handbook on gas-dynamic lasers. – M.: Mechanical Engineering, 1982. – 168 p.
9. Anderson J. Gas-dynamic lasers: an introduction. – M.: Mir, 1979. – 202 p.
10. Apollonov V.V., Kiiko V.V., Kislov V.I., Suzdaltsev A.G., Egorov A.B. High-frequency repetitively pulsed lasing in high-power wide-aperture lasers. // Quantum electronics. – 2003. – No. 33 (9). – P. 753–757.
11. Grinko A.M. Technological basis for the processing of radioactive graphite-containing materials [Electronic resource] / A.M. Grinko, V.V. Tokarevsky // 5th International Conference "Cooperation to Solve the Waste Problem". April 2-3, 2008, Kharkiv, Ukraine. – <http://waste.ua/cooperation/2008/theses/grinko.html>
12. Technical support of operational work on deactivation and dust suppression in the premises of the Shelter. Development of technology for the use of settling (decontaminating foams for dust suppression and prevention of radioactive dust and ash emissions [Text]: research report / ISTC Shelter; Tokarevsky V.V., Stepanov I.K., Makarov V.I. [and others.] - Chernobyl, 1994. - 127 p. - architect No. 3227.
13. Podzirey Yu.S. Flying crane for construction and installation work // Russian engineer. – 2020. – №4 (2).

Сведения об авторах:

Подзирей Юрий Степанович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт ядерных исследований НАН Украины, Киев, yuri.podzirey@gmail.com

Information about authors:

Podzirey Yuri Stepanovitch – candidate of technical sciences, senior researcher, Institute for Nuclear Research of National Academy of Science, Kiev, Ukraine, yuri.podzirey@gmail.com

Получена 06.12.2020