

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОНВЕРТИРОВАННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ТЕХНОЛОГИЙ

© 2009 С. Д. Медведев¹, В. Б. Балякин²

¹ООО «ГАЗПРОМ ТРАНСГАЗ САМАРА»

²Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассмотрены направления, методы и средства реконструкции компрессорных станций за счет внедрения конвертированных авиационных ГТД в качестве приводов ГПА и различных узлов и технологий из аэрокосмической отрасли.

Компрессорная станция, привод газоперекачивающего агрегата, конвертированный авиационный газотурбинный двигатель

В настоящее время широко распространена тенденция реконструкции наземных газотурбинных установок, предполагающая использование высокотехнологичных авиационных двигателей и их узлов, которые существенно снижают затраты на эксплуатацию и повышают надежность газотурбинных установок.

Первый конвертированный двигатель НК-12 СТ был изготовлен в 1971 году под руководством Н.Д. Кузнецова (рис.1).



Рис. 1. Конвертированный газотурбинный авиационный двигатель НК-12СТ

Газоперекачивающий агрегат ГПА-Ц-6,3 для него был изготовлен Казанским компрессорным заводом в 1972 году и был предъявлен на межведомственные испытания, которые были завершены в апреле 1974 года. Так началась эра использования конвертированных авиационных ГТД в газовой промышленности. К 1980 году в эксплуатации находилось уже более 300 агрегатов

ГПА-Ц-6,3, а всего их было выпущено и установлено на компрессорных станциях России, стран СНГ, Болгарии, Польши, Аргентины 860 штук [1].

Накопленный успешный опыт эксплуатации ГПА 6,3 с двигателем НК-12СТ позволил перейти к конвертации других авиационных двигателей семейства «НК».

С 1980г. были созданы и внедрены в серийное производство двигатели НК-16СТ (на базе авиационного двухконтурного двигателя НК-8-2У) мощностью 16 МВт и КПД 29%; двигатели НК-38СТ (на базе авиационного турбовентиляторного двигателя НК-93) мощностью 16 МВт и КПД 38%; двигатели НК-36 СТ (на базе авиационного двухконтурного двигателя НК-25) мощностью 25 МВт и КПД 36%.

В ОАО «СКБМ» созданы и внедрены в серийное производство в ОАО «Моторостроитель» современные приводные двигатели авиационного типа: НК-14СТ мощностью 8 МВт и КПД 32%; НК-14СТ-10 мощностью 10МВт и КПД 34,6%; НК-14СТ-12 мощностью 12 МВт и КПД 35%. В то же время и другие авиационные моторостроительные ОКБ России и Украины стали создавать газотурбинные приводные двигатели, которые успешно эксплуатируются в газовой промышленности: ГТУ-4П, ГТУ-10П, ГТУ-12П, ГТУ-16П в газоперекачивающих агрегатах типа «Урал» - ОАО «Авиадвигатель» и ОАО «Пермский моторный завод;

АЛ-31СТ (ГПА-Ц-16Л), ГГД-4РМ (ГПА-4РМ) - ОАО «НПО «Сатурн»;

Д-336-2; АИ-336-2р-8; АИ-336-1-2-10 (ГПА-Ц-6,3 А; ГПЛ-Ц -8А; ГПА-Ц-10А) - ОАО «Мотор Сич».

С применением авиационных ГТД связывают создание перспективных ГТУ и комбинированных установок различного назначения. Актуальность и важность оценки возможностей применения авиационных ГТД для создания транспортных установок обуславливается, в частности, реализацией задачи конверсии объектов авиационной техники и предприятий, занимающихся выпуском этой продукции.

Конверсия в технике является одной из важнейших задач развития экономики. В частности, очень эффективным является использование находящихся на высоком уровне развития и совершенства авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) для привода газоперекачивающих агрегатов. При этом возможно как использование элементов конструкции базовых ГТД, в том числе и после наработки на самолете, так и создание новых наземных ГТУ авиационного типа.

Общепринятым является определять любое новое использование двигателя типа ГТД для нужд, отличных от авиационных, как конвертирование авиационных газотурбинных двигателей, а сами двигатели как конвертированные АГТД.

Тенденция широкого применения во всем мире в последние десятилетия конвертированных двигателей авиационного типа объясняется рядом их несомненных преимуществ перед традиционными схемами силовых установок [2]:

1. Относительно малые масса и габариты, блочная конструкция, что позволяет достаточно просто и мобильно осуществлять транспортировку, монтаж, введение в эксплуатацию, ремонт и замену двигателей, особенно в труднодоступных районах, удаленных от баз снабжения и транспортных магистралей. Подобные силовые установки эффективно применяются также для водного и наземного транспорта и относительно малых (мощностью до 40 МВт) электростанций.

2. Высокие показатели надежности и КПД базовых ГТД относительно легко обеспечивают применение их модификаций в новых специфических условиях экс-

плуатации, в различных климатических условиях, обеспечивая высокие показатели безотказности и ресурса.

3. В конвертированных ГТД широко используются детали и элементы, исчерпавшие в авиации свой ресурс. Расходы на обслуживание этих двигателей в эксплуатации сравнительно низкие.

4. Простота обслуживания, высокие эксплуатационная технологичность, ремонтпригодность, степень автоматизации систем управления, регулирования и контроля позволяют иметь минимальный состав персонала эксплуатационников. В этом случае возможен вахтовый способ обслуживания.

5. Полная автономия двигательного блока, работа двигателя на различных топливах (жидком и газообразном) и маслах. На газоперекачивающих станциях используется в качестве топлива перекачиваемый природный газ.

6. Относительно низкая стоимость двигателя, сжатые сроки и сравнительно небольшие затраты при его создании и доводке, высокая степень унификации с базовым авиационным двигателем.

В процессе конвертирования ГТД конструкция основных элементов конвертируемого двигателя зависит не только от основных параметров, определяемых техническим заданием, но и от следующих параметров [2]:

- основных требований к конвертированию,
- выбранной принципиальной схемы конвертирования,
- облика базового авиационного двигателя (конструкции его элементов и параметров цикла),
- остаточных запасов прочности деталей базового двигателя после наработки в эксплуатации,
- возможности технологического упрочнения и восстановления деталей базового двигателя после наработки в эксплуатации,
- степени конкурентности двигателя на рынке сбыта и возможного объема заказов (экономической целесообразности).

Основные требования, предъявляемые к конвертированию АГТД, связаны с новым специфическим применением, с задачами эксплуатации его в наземных условиях. Эти тре-

бования определяются следующими условиями:

1. Разработка и серийное изготовление двигателя должны быть экономически оправданы с учетом:

- уровня КПД двигателя,
- стоимости проектных и доводочных работ,
- себестоимости изготовления, включая использование деталей с предварительной наработкой в авиации,
- потребного ресурса,
- уровня показателей эксплуатационной надежности,
- вероятного объёма заказов.

2. Двигатель должен обладать высокой работоспособностью в широком диапазоне климатических условий и различных внешних возмущений и нагрузок.

3. Двигатель должен обладать умеренными габаритами и массой, а также блочностью конструкции для облегчения транспортировки, монтажа, обслуживания и ремонта.

4. Двигатель должен иметь высокие показатели надёжности.

5. Системы управления, контроля и диагностики технического состояния двигателя должны обеспечивать длительную безотказную работу без непрерывного наблюдения оператором за приборами (в отличие от авиационных условий).

6. При наземном применении двигателя камера сгорания должна обеспечивать существенно ниже, чем для АГТД, уровень выброса вредных веществ: оксидов азота и оксида углерода – как при работе на жидком топливе, так и на газообразном (природном газе).

Облик элементов конвертируемого и базового авиационного двигателей зависит как от конструктивных особенностей их элементов, так и от конструктивной схемы всего двигателя. Облик базового двигателя существенно влияет на совершенство, эффективность и стоимость создания и доводки конвертируемого двигателя. Это относится как к схемным факторам (многоступенчатость, высокие параметры цикла, многорежимность, модульность конструкции и т. п.), так и к специальным свойствам сбороч-

ных единиц и деталей (износостойкость, коррозионная стойкость, экологически чистая камера сгорания, большие запасы прочности, в том числе по циклическим и ударным нагрузкам и т. п.). К этой проблеме относится также анализ остаточного ресурса основных деталей. Вопросы экономической целесообразности также могут оказывать существенное влияние на конструктивный облик двигателя. Так, например, необходимость повышения параметров цикла (T_T и π_k) определяет количество ступеней лопаточных машин, наличие охлаждаемых лопаток и т. п.

К настоящему времени определены три основных принципиальных схемы конвертирования АГТД с точки зрения конструкции и циклов тепловых машин: блочно-модульный транспортабельный привод, использование двигателя в качестве силовой установки, использование двигателя в качестве генератора сжатого газа. При выборе конструктивного варианта учитываются кроме технических аспектов также экономические факторы, связанные с КПД двигателя, его ресурсом, объёмом конструктивных переделок. Кроме постановки дополнительных ступеней турбины и создания диффузорного выходного устройства могут быть подвергнуты конструктивной доработке отдельные узлы и системы базового двигателя, включая системы регулирования, контроля, топливопитания. Относительно большая величина отбора воздуха от компрессора (более 5%) может вызвать необходимость в подробном исследовании и последующей доводке: 1) лопаток компрессора с целью снижения в них динамических напряжений; 2) камеры сгорания для стабилизации процесса горения, улучшения теплового состояния стенок и снижения неравномерности температуры газа на входе в турбину.

В газовой отрасли широко применяется первая схема: блочно-модульный транспортабельный привод газоперекачивающих агрегатов. Особенностью этой схемы является то, что часть располагаемой энергии на участке расширения газа в цикле тепловой машины используется для получения полезной работы привода, снимаемой со специально создаваемой свободной (силовой) турбины.

Процесс создания конвертированных ГТД является сложной многофакторной проблемой, требующей решения на системной

основе комплекса разнородных и взаимосвязанных задач.

На этапе исследовательских и доводочных работ необходимо определить влияние новых факторов, отличных от авиационного применения, на термогазодинамические и прочностные характеристики двигателей, на работоспособность и долговечность основных деталей, узлов, сборочных единиц и систем.

Принципиально новым для ГТД является требование достижения очень большого ресурса, необычного для авиационного применения ГТД и доходящего до 30...50 тысяч часов, а иногда и до 100 тысяч часов. Для решения этой проблемы необходимо более глубокое изучение свойств жаропрочных и легких материалов и сплавов в условиях очень длительной наработки и многочисленных низко- и высокочастотных циклических нагрузок.

Необходимы также тщательное изучение остаточных свойств деталей, имеющих предварительную наработку в авиационных условиях, и отработка эффективных технологических методов восстановления механических и антиэрозионных свойств, а также жаростойкости этих деталей. Важным фактором для достижения очень большого ресурса ГТУ является выбор температуры газа перед турбиной, максимальное значение которой приходится понижать относительно уровня в двигателе-прототипе.

При работе двигателя в наземных условиях большое значение придается защите двигателя от пыли и песка, взвешенных в воздухе, а также визуальному и параметрическому контролю над эрозионным изнашиванием лопаток компрессора. При попадании масла в проточную часть компрессора процесс усугубляется интенсивным налипанием грязи на масляную основу на лопатках компрессора и, вследствие этого, резким ухудшением термогазодинамических характеристик двигателя.

Выше перечислены только некоторые проблемы, часто встречающиеся в практике доводки и эксплуатации конвертированных ГТД. Задача обеспечения необходимых термогазодинамических и прочностных характеристик двигателя в процессе конвертирования, требующая одновремен-

но сжатых сроков экспериментальной доводки и относительно небольших материальных затрат, определяет необходимость применения при стендовых испытаниях конвертированных ГТД методов моделирования физических процессов, характерных для новых условий работы этих двигателей. Такое моделирование позволяет относительно быстро и надежно выявлять «узкие» места в конструкции при имитации внешних воздействий на основные физические процессы в двигателе. Внешние воздействия при этом должны соответствовать предельным и неблагоприятным сочетаниям, что, как правило, трудно воспроизвести в процессе обычных натурных испытаний двигателей. Последнее обстоятельство повышает эффективность экспериментальных исследований.

Моделирование физических процессов в новых условиях эксплуатации при исследовании и испытании на стендах позволяет быстро и эффективно проводить экспериментальную доводку конвертированного двигателя по термогазодинамическим и прочностным характеристикам.

Основное направление конверсии авиационного двигателестроения должно заключаться в максимальном использовании оборудования, передовой технологии и конструкторского опыта персонала конструкторских бюро авиационных заводов. Поэтому для развития стационарных, транспортных ГТД и совершенствования их проектирования необходимо знакомство с материальной частью, а также анализ основ методов проектирования авиационных двигателей и их элементов.

За пятьдесят лет использования авиационные ГТД достигли высокой степени совершенства. Этому в немалой степени способствовало большое внимание, которое уделялось развитию авиации. Важную роль при этом сыграло и то обстоятельство, что по ряду важных показателей, особенно по массогабаритным характеристикам, ГТД оказался идеальным двигателем для летательных аппаратов (самолётов и вертолёт-ов).

Можно выделить три основных направления проектно-конструкторских и технологических работ при создании стацио-

нарной ГТУ или транспортного ГТД на базе авиационного двигателя:

- применение в качестве исходного объекта всего авиационного ГТД;

- применение отдельных узлов (модулей) исходного авиационного ГТД;

- использование научного, инженерного и производственного опыта авиационного двигателестроения и производственных возможностей предприятий этой отрасли.

Эти три возможных направления определяют и три различных уровня конверсии.

Первое направление не всегда оказывается целесообразным, прежде всего потому, что специфические условия наземного применения делают излишними, а порой и вредными особенности схемы, конструкции и параметров, определяемых летными условиями. Кроме того, в этом случае все равно не обойтись без некоторой доработки исходного двигателя. Так, используемые в ООО «Самаратрансгаз» газотурбинные приводы ПС-90СТ и НК-36СТ имеют некоторые конструктивные отличия от авиационных аналогов.

Третье направление представляется в последнее время целесообразным, так как позволяет получить газотурбинную часть новой установки или двигателя, полностью соответствующую условиям конкретного применения, при использовании опыта и возможностей специализированного авиационного производства. Примером этого направления является внедрение в ООО «Самаратрансгаз» технологии термопластического упрочнения лопаток и дисков стационарных турбин, разработанной для авиационных двигателей.

Второе направление может рассматриваться как промежуточное, и, по видимому, является наиболее перспективным. Примерами служат применение гидродинамических демпферов в опорах свободной турбины двигателя НК-12СТ, магнитных опор в нагнетателях НЦ-16, газодинамических уплотнений в нагнетателях Н-370 и др.

Однако в полной мере ни одно из направлений не реализуется, и подобное де-

ление пригодно лишь для исходной систематизации.

Наличие различных возможностей в использовании авиационных ГТД, как и многообразие схем и конструкций самих ГТД, обуславливают необходимость рассмотрения возможных вариантов преобразования исходных ГТД в стационарные.

Наиболее простым для использования в качестве энергетической ГТУ или транспортного ГТД представляется турбовинтовой (турбовальный) авиационный (вертолётный) двигатель, у которого механическая энергия выводится на внешний вал и может непосредственно использоваться. Мощность таких установок получается небольшой, поскольку она невелика и у исходного двигателя.

В одноконтурных турбореактивных двигателях (ТРД) и двухконтурных турбореактивных двигателях (ТРДД) свободная энергия реализуется в виде кинетической энергии выхлопной струи газов, поэтому необходимы специальные конструкторские мероприятия и изготовление новых (а иногда удаление лишних) устройств для преобразования этой энергии в механическую энергию на вращающемся валу. Единичные мощности, которые получают в подобных энергоустановках, могут быть большими (несколько десятков мегаватт), а соединение нескольких преобразованных двигателей в одну установку многократно увеличивает эту мощность.

В период 1975-1990 гг. выявились некоторые негативные тенденции отечественного машиностроения, поставившего оборудование для газотранспортной отрасли:

- технический уровень производства начал отставать от мирового уровня, прежде всего в части надёжности оборудования;

- авиационные приводы ГПА базировались на материальной части, используемой после лётной эксплуатации, и поэтому не могли обеспечить прогрессивные требования при его наземной эксплуатации;

- технические характеристики отечественного оборудования для транспортировки газа, выпускаемого серийно, уже не могли обеспечить решение ряда ключевых проблем отрасли – реконструкцию и перевооружение, улучшение экологии, развитие комплекса

ПХГ. При этом наиболее развитое производство осталось на Украине;

Для преодоления этих негативных тенденций в последние годы выполнен большой комплекс работ:

– на базе авиадвигательных предприятий ВПК созданы новые центры производства газоперекачивающей техники нового поколения, а также параметрический ряд модификаций центробежных нагнетателей.

– проблема сокращения выбросов вредных веществ с продуктами сгорания решалась путем внедрения новых методов, используемых в авиадвигателестроении, при модернизации эксплуатируемых ГТУ и создания малоэмиссионных ГТУ с этапным улучшением показателя.

– на базе «космических технологий» созданы и находятся в промышленной эксплуатации научно-технические достижения отечественного авиакомпрессоростроения обеспечивают возможность проектирования аэродинамически совершенных сменных проточных частей газовых компрессоров и их производство;

– разработаны и серийно освоены унифицированные агрегатные системы

управления (САУ) мирового уровня для использования на всех типах ГПА.

Библиографический список

1. Николаев, В.В. Наземное применение газотурбинных двигателей авиационного типа / В.В. Николаев, И.Н. Рыжинский // «Газотурбинная энергетика под маркой «НК»» Сб. статей.- Самара, 2005.- С.12-16.

2. Гриценко, Е.А. Некоторые вопросы конвертирования авиационных ГТД / Е.А. Гриценко, А.М. Идельсон // Новые технологические процессы и надежность ГТД: Сб. ЦИАМ. М.: 1992. – С.42-51.

Referens

1. Nicolaev, V.V., Ryzhinskiy, I. N., Land application of aviation type gas-turbine engines // « Gas-turbine power under «NK» mark» Collection of scientific articles. – Samara, 2005.- p.12-16.

2. Gritsenko, Y. A., Idelson, A.M. Some questions of converting aviation GTE// New technological processes and reliability of GTE: Collection CIAM. Moscow, 1992. – p.42-51.

USING CONVERTED AVIATION GAS-TURBINE ENGINE AND TECHNOLOGYS

© 2009 S. D. Medvedev¹, V. B. Balyakin²

¹GAZPROM TRANSGAZ SAMARA

²Samara State Aerospace University

Were examined directions, methods and means of reconstruction compressor stations at the expense of application of the converted aviation in the capacity of gear and different and technologies from aerospace sector.

Compressor station, compressor package gas turbine drive, converted aviation gas-turbine engine

Информация об авторах

Медведев Станислав Данилович, кандидат технических наук, заместитель генерального директора ООО «ГАЗПРОМ ТРАНСГАЗ САМАРА», докторант Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел.: 917-110-70-68. Область научных интересов: проектирование и модернизация газотурбинных установок.

Балякин Валерий Борисович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой основ конструирования машин Самарского государственного аэрокосмического уни-

верситета. E – mail: balykin@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование авиационных газотурбинных двигателей.

Medvedev Stanislav Danilovich, Candidate of Technical Science, deputy general director ООО «Gazprom transgaz Samara», doctoral candidate of the Samara State Aerospace University. Phone: 917 – 110-70-68. Area of research: designing and modernization of gas-turbine installations.

Balykin Valery Borisovich, Doctor of Engineering Science, head of department of Basis of Designing of Machines of the Samara State Aerospace University. E-mail: balykin@ssau.ru. Area of research: designing aviation gas-turbine engine.

ВЕСТНИК
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА
имени академика С. П. КОРОЛЁВА

№ 3 (19)

Часть 3

2009

Корректор **Паровой Ф. В.**
Компьютерная вёрстка **Паровой Ф. В., Холодкова Г. В.**

Каталожная цена: 1000 руб.

Формат 60×84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная.

Объём 46,97 усл. печ. л. Тираж 200 экз. Заказ № 1689.

Отпечатано в типографии ООО “Офорт”
443080, г. Самара, ул. Революционная, 70, литера П.
Тел.: (846) 372-00-56, (846) 372-00-57

**Правила оформления статей для журнала
«Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета
имени академика С. П. Королёва»**

1. Статья представляется в двух экземплярах, распечатанных на лазерном принтере на одной стороне бумаги в режиме качественной печати, а также в электронном виде на отдельном носителе ответственному секретарю редакционной коллегии журнала Прохорову Александру Георгиевичу по адресу: 443086, Самара, Московское шоссе, 34, 212а – 3А, тел.: (846) 267 48 41, электронная почта: vest@ssau.ru.

2. Текст статьи представляется в формате Microsoft Word на дискетах, CD или DVD. Объём статьи - до 10 страниц формата А4. Имя файла определяется по фамилии первого автора: фамилия.doc. Поля - по 2 см с каждой стороны, текст - кегль 12, одинарный междустрочный интервал. Выравнивание: по ширине страницы. Шрифты - Times New Roman, Symbol. Отступ первой строки абзаца - 1 см. Страницы должны быть пронумерованы.

Замена буквы «ё» на букву «е» недопустима. Написание в тексте буквы «ё» является обязательным.

3. Допускается наличие рисунков, формул и таблиц по тексту.

Рисунки могут быть созданы средствами Microsoft Word/Excel или в форматах JPEG, GIF, TIFF, PNG. Подпись к рисунку начинается со слова «Рис.» и номера по порядку, подпись располагается снизу, выравнивание – по центру. Для ссылки по тексту статьи на рисунок 1 следует использовать сокращение: рис. 1.

Для математических выражений и формул следует использовать Microsoft Equation 3.0 и буквы латинского (*Times New Roman, курсив, размер 12*) и греческого (*Symbol, курсив, размер 12*) алфавитов. Формулы, на которые в статье делаются ссылки, следует печатать с новой строки, при этом формулы нумеруются в порядке следования по тексту статьи. Номер формулы и ссылка на неё в тексте обозначается числом в круглых скобках: (1), (2), (3). Длина формулы на строке строго ограничена – до 80 мм (допускается перенос на следующие строки).

Заголовок таблицы начинается со слова «Таблица» и её номера по порядку, заголовок размещается сверху, выравнивание – по левому краю. Для ссылки по тексту статьи на таблицу 1 следует использовать сокращение: табл. 1.

4. Библиографический список оформляется отдельным разделом в конце статьи, при этом литературные источники располагаются в порядке их использования по тексту статьи в виде нумерованного списка, и оформляется в соответствии с действующим ГОСТ.

5. К тексту статьи прилагается направление организации (если авторы не являются сотрудниками СГАУ), рецензия специалиста по научному направлению статьи (не являющегося сотрудником подразделения, где работают авторы), акт экспертизы, информация об авторах для опубликования в журнале. На отдельной странице указываются сведения об авторах для служебного пользования: фамилия, имя, отчество, должность, учёная степень, учёное звание, место работы, служебный и домашний адреса, телефон, электронная почта. Статья должна быть подписана всеми авторами.

6. Статьи, не отвечающие перечисленным требованиям, к рассмотрению не принимаются. Рукописи и сопроводительные документы не возвращаются. Датой поступления рукописи считается день получения редакцией окончательного текста.

7. Плата с аспирантов за публикацию рукописей не взимается.

Образец оформления

УДК 536.04

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ПОЛЕЙ СЛОЖНОЙ ЗАМКНУТОЙ СТРУКТУРЫ НА БОРТУ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ

© 2006 Г. П. Аншаков¹, В. В. Бирюк², В. В. Васильев², В. В. Никонов², В. В. Салмин²

¹ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

²Самарский государственный аэрокосмический университет

(аннотация статьи объёмом 50...150 слов, кегль: 10)

(ключевые слова объёмом 8-12 слов, кегль: 10, начертание: курсив)

(текст статьи)

(библиографический список)

(информация об авторах для опубликования: фамилия, имя, отчество, учёная степень, учёное звание, должность, место работы, электронная почта, область научных интересов - до 10 слов)

THERMAL FIELDS SIMULATING OF COMPLEX CLOSED STRUCTURE ABOARD RESEARCH SPACE LABORATORY

© 2006 G. P. Anshakov¹, V. V. Biruk², V. V. Vasiliev², V. V. Nikonov², V. V. Salmin²

¹«Progress» Design Bureau

²Samara State Aerospace University

(аннотация статьи - на английском языке)

(ключевые слова - на английском языке)

(библиографический список - на английском языке)

(информация об авторах - на английском языке)

