

БАЛАНСИРОВКА НЕКОТОРЫХ АГРЕГАТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Г. Г. Крушенко¹, В. В. Голованова²

¹Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50
E-mail: genry@icm.krasn.ru

²Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. Ф. Фрунзе
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1-3
E-mail: vasilin-a@rambler.ru

В космических аппаратах, к которым относятся как средства выведения на орбиту и функционирования в космосе – двигатели, так и искусственные спутники различного назначения, имеются детали, узлы и агрегаты, работающие в режиме вращения, а следовательно, испытывающие воздействие центробежных сил. И в случае неуравновешенности материала, из которых они изготовлены, или комплектующих деталей относительно оси вращения, в процессе эксплуатации соответствующих объектов они могут выйти из строя в результате дисбаланса, что может нарушить рабочий режим или даже привести к выходу из строя космического аппарата. В качестве примеров предотвращения негативных последствий дисбаланса объектов космических аппаратов рассмотрены технологии балансировки: а) вращающихся деталей турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя; б) электронасосного агрегата космического аппарата, предназначенного для обеспечения регламентных температурных режимов космического аппарата. Такие объекты изучения выбраны не случайно, а в связи с тем, что ротор турбонасосного агрегата с расположенными на нем рабочими колесами работает максимум десятки секунд/минут либо непрерывно, либо в циклическом режиме при высокой частоте вращения – вплоть до 100 000 об/мин. Что касается электронасосных агрегатов, то они должны обеспечивать температурный режим искусственных спутников значительно более длительное время – вплоть до 15 лет.

Ключевые слова: космические аппараты, турбонасосные агрегаты, жидкостный ракетный двигатель, электронасосный агрегат, балансировка.

Vestnik SibGAU
2014, No. 3(55), P. 178–184

SOME UNITS SPACECRAFT BALANCING

G. G. Krushenko¹, V. V. Golovanova²

¹Institute of Computational Modeling SB RAS
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: genry@icm.krasn.ru

²Design Bureau “Arsenal” named after M. V. Frunze
1-3, Komsomol St., Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation
E-mail: vasilin-a@rambler.ru

Spacecrafts, which include, as a means of launching into orbit and functioning in space – engines, and artificial satellites for various purposes, are components, subassemblies, and assemblies operating in the mode of rotation, and, therefore, affected by the centrifugal forces. And, in the case of unbalance of the material from which they are made, or components relative to the axis of rotation, during operation of the corresponding objects they may be damaged as a result of imbalances that may disturb the working mode or even lead to failure of the spacecraft. In the present work as examples of negative consequences prevent of the imbalance of interest spacecraft, the technology considered balancing and rotating parts turbo-pump assembly of liquid-propellant rocket engine, and b) the electric pump unit of the spacecraft, designed to ensure the maintenance of the temperature modes of the spacecraft. Such objects of study chosen, and due to the fact that the turbo-pump rotor assembly located on it impellers operate a maximum of tens of seconds/minutes either continuously or cyclically at high speed – up to 100000 rpm, they must ensure that the temperature regime of artificial satellites for a much longer time – up to 15 years.

Keywords: spacecrafts, turbo-pump assembly, liquid propellant rocket engine, electro-pump unit, balancing.

Введение. В космических аппаратах (КА), к которым относятся как средства выведения на орбиту и функционирования в космосе – двигатели, так и искусственные спутники различного назначения, имеются детали, узлы и агрегаты, работающие в режиме вращения, а следовательно, испытывающие воздействие центробежных сил. И в случае неуравновешенности материала, из которых они изготовлены, или комплектующих деталей относительно оси вращения, в процессе эксплуатации соответствующих объектов они могут выйти из строя в результате дисбаланса, что может нарушить рабочий режим или даже привести к выходу из строя КА. В настоящей работе в качестве примеров предотвращения негативных последствий дисбаланса объектов КА рассмотрены технологии балансировки: а) вращающихся деталей турбонасосного агрегата (ТНА) жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) [1]; б) электронасосного агрегата (ЭНА) КА, предназначенного для обеспечения регламентных температурных режимов КА [2].

В ЖРД подача компонентов топлива – окислителя и горючего – в камеру сгорания осуществляется насосами, которые приводятся во вращение газовой турбиной. В совокупности насосы с газовой турбиной образуют единый энергетический узел – ТНА, являющийся одним из основных агрегатов ракетного двигателя [3; 4].

Такие объекты изучения выбраны не случайно, а в связи с тем, что ЖРД разных ступеней, а следовательно, и ротор с расположенными на нем рабочими колесами (РК) ТНА (рис. 1), работают максимум десятки секунд/минут либо непрерывно, либо в циклическом режиме при высокой частоте вращения, например в составе РД-0120 (рис. 1) – до 50 000 об/мин [5]. Имеются разработки ТНА с частотой вращения ротора свыше 100 000 об/мин [6], что в еще большей степени повышает требования к качеству комплектующих деталей. Что касается ЭНА, то они должны обеспечивать температурный режим искусственных спутников значительно более длительное время – вплоть до 15 лет [7].

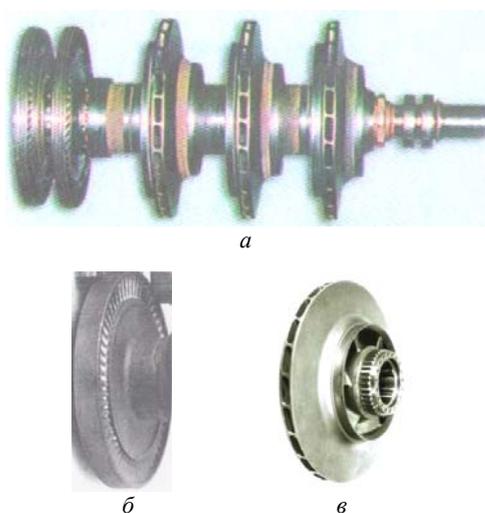


Рис. 1. Ротор турбонасосного агрегата ЖРД РД-0120 [5] (а); рабочие колеса (б, в)

Повышение качества рабочих колес. РК ТНА представляют собой цельнолитые диски с открытыми (рис. 1, б) или закрытыми (рис. 1, в) радиально расположенными лопатками сложной криволинейной формы. РК изготавливают методом литья по выплавляемым моделям [8] из жаропрочных сплавов на никелевой основе [9]. Технология изготовления РК относится к способу изготовления деталей литьем по выплавляемым моделям и укрупненно включает в себя изготовление из легкоплавких материалов (парафиново-стеариновая смесь и др.) модели будущей отливки (так называемая выплавляемая модель), изготовление по этой модели литейной керамической формы, выплавление из керамической формы модельной массы, т. е. изготовление литейной формы – оболочки, и заполнение ее сплавом. После отрезки литниковопитной системы (ЛПС) от отливки ее подвергают многоступенчатому контролю, начиная от визуального осмотра и вплоть до рентгенопросвечивания.

Ввиду того, что к качеству РК предъявляются высокие требования, происходит их значительная отбраковка на каждой контрольной операции в результате выявления целого ряда дефектов [10], и к тем, которые могут повлиять на дисбаланс детали, относятся пустоты в виде раковин газового и усадочного происхождения, а также ликвации сплава и качество поверхности оболочки. Применение «простых» технологических мероприятий не во всех случаях приводило к положительным результатам, что, по-видимому, можно объяснить незнанием всех факторов, определяющих качество отливок, в связи с чем был выполнен ряд исследований по повышению качества РК.

С целью установления причин возникновения дефектов и принятия мер по их предотвращению, было проведено исследование с применением метода экспертных оценок [11], основанного на априорном выявлении значения («веса») влияния отдельных факторов на возникновение тех или иных дефектов, что определяли на основании опыта специалистов, накопленного ими в предшествующей деятельности. В результате выполненного исследования было установлено, что на 8 выявляемых дефектов, среди которых фигурировали и дефекты типа пустот, предположительно влияет 21 фактор [12].

На основании обработки полученных данных была разработана конструкция ЛПС, характеризующаяся наличием шаровой прибыли со щелевым подводом в нее металла (рис. 2.) [13]. Такая форма прибыли обладает наибольшей эффективностью в отношении питания – подвода жидкого металла к кристаллизующимся объемам отливки [14], что объясняется ее минимальной поверхностью охлаждения, т. е. минимально возможной потерей металлом тепла. Функция вертикальной щелевой ЛПС заключается в исключении возможного разрушения оболочки в результате динамического воздействия струи металла при заливке. В нижней части стояка ЛПС было устроено ответвление для гашения удара первой порции струи заливаемого металла. Такое устройство ЛПС предотвратило возникновение таких дефектов, как недолив

лопаток, межлопаточные прорывы керамической формы (на что положительно повлияло и повышение качества оболочек [15]), усадочные рыхлоты, трещины, надрывы, газовые раковины и др.

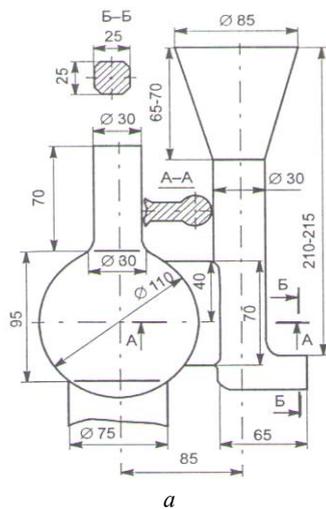


Рис. 2. Чертеж разработанной ЛПС (а), отливка ПК с ЛПС по рис. 2, а (б)

Повышение качества литейной формы (оболочки). Качество поверхности металлических деталей, включая и отливки, отвечает за целый ряд рабочих характеристик механизмов, в состав которых они входят. Что касается РК, то качество, чистота их поверхности определяет массовую производительность ТНА. При этом качество поверхности дисков зависит от состава модельной массы, применяющейся для изготовления выплавляемых моделей – прототипов будущей отливки. В настоящей работе с применением указанного выше метода математического планирования эксперимента [16], при реализации которого в качестве параметра оптимизации были приняты прочностные показатели, проведено исследование по разработке нового состава модельной массы. Это связано с тем, что содержащийся в ее стандартном составе стеарин (стеарин + парафин в соотношении 50/50), взаимодействует со связующим (гидролизированный раствор этилсиликата), образуя на поверхности модели

неровности, шероховатости и другие дефекты, которые передаются поверхностям отливок. Кроме того, стандартный состав обладает низкой теплопроводностью, что приводит к деформации моделей при нарушении температурного режима их хранения и, как следствие, к нарушению геометрии отливок, что может привести к их дисбалансу в процессе работы. Разработанная модельная масса [15; 17] (60 % парафина, 17 % буроугольного воска и 23 % пчелиного воска) характеризуется повышенными свойствами (первая цифра – стандартная масса, вторая – разработанная: временное сопротивление на изгиб $\sigma_{изг}$ – 50/100 МПа; временное сопротивление разрушению $\sigma_{в}$ – 10/28 МПа; температура каплепадения – 47,0/79,5 °С; содержание золы – 0,04/0 %; теплостойкость до 35–40 °С), которые обеспечивают получение отливок с чистотой поверхности требуемого качества.

Разработанные мероприятия в виде применения измененной ЛПС и новой модельной массы обеспечили 100%-ную годность отливок по рентгеновскому контролю и уменьшили в 2,5–3 раза отсев на других контрольных операциях при одновременном уменьшении расхода дорогостоящего сплава до 3-х кг на одну отливку. При этом была использована технология электрошлакового переплава отделенного от отливок диска ЛПС, что позволило получать металл повышенного качества, предоставляя возможность его использования взамен первичной шихты, что также дает экономический эффект.

Балансировка вращающихся деталей ТНА. В связи с тем, что ТНА играет определяющую роль в обеспечении безаварийной работы ЖРД, а следовательно, и КА, балансировке вращающихся деталей и узлов этого агрегата придается первостепенное значение. Устройство для балансировки и технология подробно описаны, например, в совместной публикации [18] специалистов ракетно-космической отрасли – российского ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики В. С. Рачука» (Rachuk V. S. – генеральный директор, генеральный конструктор ОАО «КБХА») и американской фирмы Pratt-Whitney Rocketdyne (Buser M. и Minick A.). Существует достаточно большое количество патентов для проведения балансировки роторов ТНА ЖРД. К ним относится, например, патент РФ № 2204739 [19], ценность которого заключается в том, что его авторы являются специалистами ОАО «КБХА».

Согласно работе [6], написанной специалистами ракетно-космической отрасли, в производстве ТНА применяется два вида балансировки вращающихся деталей и узлов этого агрегата. Статистическая – для центробежных и осевых колес, импеллеров, дисков турбин, зубчатых колес и других составных частей ротора в качестве предварительной. И заключается она в использовании комплекса технологических операций по определению места и установки балансировочных грузов с целью уменьшения главного вектора дисбалансов невращающегося ротора с определением массы балансировочного груза как методом подбора без пробных масс, так и с пробной массой. После

статической проводится динамическая балансировка. Статическую балансировку ротора ТНА в сборе не проводят, так как при этом не выявляется моментная неуравновешенность ротора с деталями, распределенными в осевом направлении. Окончательная, динамическая, балансировка основана на установлении взаимосвязи реакций в опорах вращающегося ротора с дисбалансом масс и включает целый ряд операций, конечная цель которых заключается в определении положения и массы балансировочных грузов, в их установке (или удалении) на ротор с целью уменьшения дисбаланса до регламентируемого технической документацией. Для выполнения операций динамической балансировки применяются балансировочные станки, описание которых приведено в этой же монографии [6].

Балансировка электронасосных агрегатов. Для успешного выполнения задач, поставленных перед КА, требуется высокоточная информация по определению и прогнозированию параметров их орбит с целью корректировки в случае необходимости. Следует при этом отметить, что современные знания о гравитационном поле нашей планеты и о движении планет Солнечной системы позволяют с высокой точностью учитывать влияние гравитационных сил, действующих на КА [20]. Однако ошибки определения и прогнозирования параметров движения КА возникают, как правило, из-за неадекватного учета других возмущающих факторов, обусловленных работой бортовых систем КА, что связано с их конструктивными и функциональными особенностями [21].

К таким бортовым системам относятся и ЭНА, которые предназначены для обеспечения регламентных температурных режимов КА [2; 22; 23]. К этим агрегатам предъявляются достаточно жесткие требования по минимизации габаритов, а следовательно, и связанных с ними масс, а также по увеличению ресурса и КПД. В настоящее время в космическом машиностроении применяются высокоскоростные малорасходные ЭНА, которые характеризуются относительно низкими величинами подачи рабочей жидкости [24]. В частности, к таким агрегатам относится и агрегат, описанный в патенте РФ № 2290540 [25]. Причем, что отмечалось еще в 90-е гг. прошлого века в диссертационной работе одного из авторов указанного патента В. В. Двирного [26] и что оказалось актуальным и в наше время, основным фактором, влияющим на длительную непрерывную работу высокоскоростных малорасходных нагнетателей, является балансировка.

ЭНА представляют собой электрические двигатели постоянного тока с бесщеточным коллектором в блоке с насосом и частотой вращения от 400 до 1000 рад/с. При низкой мощности и высоком ресурсе работы системы такой привод единственно приемлемый. Турбинный привод используется в системах с низким ресурсом работы. Рабочим телом турбины служит жидкость (гидротурбина) или воздух или продукты сгорания топлива (газовая турбина). Турбина с малой массой конструкции обеспечивает высокую мощность и угловую скорость при непосредственном

соединении с ротором лопаточного насоса. При специальных компонентах топлива масса системы определяется временем ее работы. Турбины имеют высокую скорость вращения и подлежат тщательной балансировке. Так как малорасходные нагнетатели балансируют по виброскорости на частоте вращения, то этот параметр играет решающую роль при балансировке [20; 27].

Для балансировки малорасходных нагнетателей по виброскорости (виброскорость показывает максимальную скорость перемещения контролируемой точки оборудования в процессе ее прецессии, измеряется в мм/с) на частоте вращения определяются места установки вибродатчиков или люлек балансировочного станка. На рис. 3 [25] представлен разрез полукомплекта ЭНА, который содержит электродвигатель 2, при этом ротор электродвигателя 7 находится в гильзе, которая через биметаллическую вставку 12 герметично соединена сваркой 11 с корпусом 2. Балансировку проводят до нанесения сварочного шва 3. Металл в тяжелом месте снимают высверливанием с одновременным отсосом стружки пылесосом. Съем металла производится со специального пояска рабочего колеса 4, который образует разгрузочную от осевых усилий камеру. Полукомплект ЭНА устанавливают на люльки балансировочного станка напротив переднего и заднего шарикоподшипника 5, находящихся между статорной обмоткой 10 и датчиком положения ротора 6, 8. Места установки отмечают краской. На эти же отметки устанавливают электродвигатель без крыльчатки для определения его виброскорости на частоте вращения.

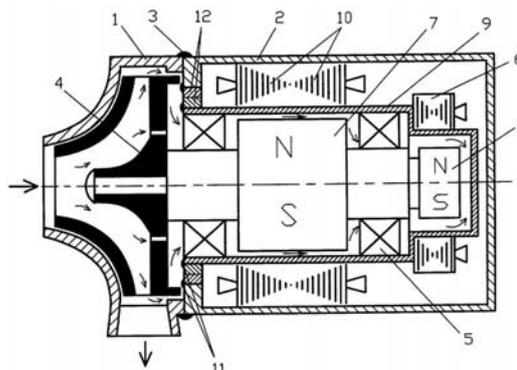


Рис. 3. Полукомплект ЭНА [25]

Контроль виброскорости электродвигателей по результатам измерений вибраций на невращающихся частотах проводят по ГОСТ ИСО 108-16-1-97. Вибросостояние электродвигателей определяется в двух взаимно перпендикулярных направлениях относительно продольной оси по двум значительным составляющим вибрации, определяющим виброскорости между максимальным и минимальным значениями с последующим определением среднеквадратического значения вибрации. Среднеквадратичные значения вибраций на партии выбранных электродвигателей по вышеуказанной методике составили от 0,45 до 1,12 мм/с.

Норма для балансировки ЭНА назначена таким образом, чтобы нагрузка на валу по виброскорости не превышала виброскорости самого электродвигателя на частоте вращения более чем на 10 %. Основное требование к ЭНА – получение длительного срока непрерывной работы (СНР) в орбитальных условиях, поэтому кроме воздействия на ЭНА несбалансированных масс необходимо учитывать и воздействие других факторов. В космосе, в условиях невесомости, радиальные нагрузки уменьшаются на массу ротора (порядка 200 г), при этом ресурс подшипников, подсчитанный по вышеуказанной методике, увеличивается примерно в два раза. Согласно принципам ускорения ресурсных испытаний не должны изменяться физические условия работы в режимах ускорений. Для ЭНА такая опасность имеется, поскольку при высоких скоростях вращения в поле сил тяжести шарики шарикоподшипников выходят на режим глассирования. Для получения устойчивого движения шариков в невесомости в конструкциях электродвигателя, опоры смещают относительно цилиндрического магнитопровода в радиальном направлении на величину, равную 0,1–0,9 величины среднего воздушного зазора между статором и ротором, благодаря чему возникает сила одностороннего магнитного притяжения (меньше веса ротора), обеспечивающая устойчивую и надежную работу при отсутствии сил тяжести на орбите и вертикальном положении.

Заключение. При балансировке ЭНА по виброскорости на частоте вращения электродвигатель с рабочим колесом помещают на две люльки по тем же меткам, что и при измерении виброскорости электродвигателя без рабочего колеса, и прижимают к люльке резиновыми бандажами. Люльки соединены ступенчатыми цилиндрическими тягами с индукционными датчиками, сигнал с которых поступает на усилитель и решающее устройство, которое на стрелочный прибор или монитор компьютера выводит значение виброскорости на частоте вращения. По метке на рабочем колесе с помощью стробоскопа определяют тяжелое место, которое оказывается внизу, и в этом месте с помощью боринструмента удаляют металл с отсосом стружки пылесосом. Такая методика хорошо зарекомендовала себя и подтверждена, например, успешной эксплуатацией телекоммуникационного космического аппарата SESAT – первого спутника, созданного ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» для зарубежного оператора совместно с Thales Alenia Space [28] и запущенного в 2010 году, и прилема для балансировки других КА.

Библиографические ссылки

1. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Изд-во МГУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 488 с.
2. Бобков А. В. Центробежные насосы систем терморегулирования космических аппаратов. Владивосток : Дальнаука, 2003. 217 с.

3. Чванов В. К., [и др.]. Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО «Энергомаш» // Конверсия в машиностроении. 2006. № 1. С. 15–21.
4. Seong Min Jeon [et al.]. Rotordynamic analysis of a high thrust liquid rocket engine fuel (Kerosene) turbopump // Aerospace Science and Technology. 2013. Vol. 26, Iss. 1. P. 169–175.
5. Прочность и ресурс ЖРД / Н. А. Махутов [др.]. М. : Наука, 2011. 525 с.
6. Технология производства жидкостных ракетных двигателей / Моисеев В. А. [др.]. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 381 с.
7. Пат. 2402464 Российская Федерация, МПК С1 В64G1/50. Способ испытаний на ресурс центробежно-электронасосного агрегата системы терморегулирования космического аппарата / Халиманович В. И., Загар О. В., Леканов А. В. и др. Заяв. № 2009122164/11 от 09.06.2009. Бюл. № 30. 2010.
8. Оборин Л. А. Научно-технологические основы производства литых деталей по выплавляемым моделям для силовых установок летательных аппаратов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. 238 с.
9. Крушенко Г. Г., Решетникова С. Н. Применение жаропрочных сплавов для получения литых деталей двигателей летательных аппаратов // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической и авиационной техники : материалы VI Всерос. науч.-техн. конф. Омск : Изд-во ОмГТУ, 2011. С. 119–121.
10. Кокшаров И. И. [и др.]. Анализ отливок методом экспертных оценок // Заводская лаборатория. 2000. Т. 66, № 5. С. 64–66.
11. Naase T., Termath W., Martsch M. How to Save Expert Knowledge for the Organization: Methods for Collecting and Documenting Expert Knowledge Using Virtual Reality based Learning Environments // Procedia Computer Science. 2013. Vol. 25. P. 236–246.
12. Резанова М. В., Крушенко Г. Г. Некоторые технологии повышения качества литых деталей двигателей // Наука. Промышленность. Оборона «НПО-2013» : XIV Всерос. науч.-техн. конф. для студентов, аспирантов и молодых ученых. Новосибирск : Новосибир. гос. техн. ун-т, 2013. С. 536–540.
13. Крушенко Г. Г., Буров А. Е. Влияние литниковопитающих систем на механические свойства литых деталей транспортных средств // Технология машиностроения. 2007. № 12. С. 12–15.
14. Василевский П. Ф. Технология стального литья. М. : Машиностроение, 1974. 408 с.
15. Крушенко Г. Г. [и др.]. Модельная масса для получения отливок из жаропрочных сплавов // Литейное производство. 2002. № 4. С. 18.
16. Gunasegaram D. R., Farnsworth D. J., Nguyen T. T. Identification of critical factors affecting shrinkage porosity in permanent mold casting using numerical simulations based on design of experiments // J. of Materials Processing Technology. 2009. Vol. 209, Iss. 3. P. 1209–1219.
17. Крушенко Г. Г. [и др.]. Совершенствование технологии изготовления цельнолитого ротора из жа-

ропрочных сплавов // Технология машиностроения. 2002. № 3. С. 39–40.

18. Rachuk V. S. [et al.]. Single Shaft Turbopump Expands Capabilities of Upper Stage Liquid Propulsion // 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (21–23 July 2008). Hartford, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 15 p. URL: <http://www.lprc.de/resources/articles/AIAA-2008-4946.pdf> (дата обращения: 10.08.2014).

19. Пат. 2204739 Российская Федерация, С2 МПК⁷ F04D29/66. Устройство для балансировки ротора высокооборотной турбомшины / Гадаскин Л. А., Дмитренко А. И., Попов В. Н. Заяв. № 2000112283/06 от 17.05.2000; опубл. 20.05.2003.

20. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

21. Захваткин М. В. Определение и прогнозирование параметров движения космического аппарата с учетом возмущений, вызванных работой бортовых систем // Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша. 2014. № 45. 30 с.

22. Вейнберг Д. М. [и др.]. Уникальные электро-механические бортовые системы орбитальной космической станции «Мир». М. : Наука, 2001. 55 с.

23. Бобков А. В., Каталажнова И. Н. Сравнительный анализ методик расчёта центробежных насосов в приложении к малоразмерным конструкциям авиакосмического назначения // Изв. Самарского научного центра Российской академии наук. 2010. Т. 12, № 1. С. 307–309.

24. Двирный В. В., Пискулина М. А., Плотников К. О. Инновации в области агрегатов систем терморегулирования космических аппаратов // Интеллект и наука : Тр. XIV Всерос. конф. Железнодорожск, 2014. С. 8–10.

25. Пат. 2290540 Российская Федерация, РФ С1 F04D 13/06 F04D 29/02. Электронасосный агрегат / Двирный В. В., Леканов А. В., Халиманович В. И. и др. Заяв. № 2005114553/06 от 13.05.2005. Бюл. № 36. 2006.

26. Двирный В. В. Технологические особенности агрегатов автоматики систем терморегулирования космических аппаратов с длительным сроком активного существования : дис. ... канд. техн. наук // САА. Красноярск, 1993.

27. Агрегаты автономных энергетических систем : учеб. пособие / Е. Н. Головёнкин [и др.]. Красноярск : КрПИ, 1986. 89 с.

28. Спутниковые телекоммуникации. Информационные спутниковые системы. 2010. № 10. С. 8–10.

References

1. Dobrovol'skij M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya: Uchebnik dlja vuzov. 2-e izd., pererab. i dop.* [Liquid-propellant rocket engines. Design basis: Textbook for universities. 2nd ed., Rev. and supplementary]. Moscow, Izd-vo MGU im. N. Je. Bauman, 2005, 488 p.

2. Bobkov A. V. *Centrobezhnye nasosy sistem termoregulirovanija kosmicheskikh apparatov* [Centrifugal pumps systems of spacecraft thermal control]. Vladivostok, Dal'nauka Publ., 2003, 217 p.

3. Chvanov V. K., Kashkarov A. M., Romasenko E. N. et al. [Turbopump units LRE design NPO Energomash]. *Konversija v mashinostroenii*, 2006, no. 1, p. 15–21.

4. Seong Min Jeon et al. Rotordynamic analysis of a high thrust liquid rocket engine fuel (Kerosene) turbopump. *Aerospace Science and Technology*, April–May 2013, Vol. 26, Issue 1, P. 169–175.

5. Mahutov N. A., Rachuk V. S., Gadenin M. M. et al. *Prochnost' i resurs ZhRD*. [Strength and resource LRE]. Moscow, Nauka Publ., 2011, 525 p.

6. Moiseev V. A., Tarasov V. A., Kolmykov V. A. et al. *Tehnologija proizvodstva zhidkostnyh raketnyh dvigatelej* [Production technology of liquid rocket engines]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N. Je. Bauman, 2008, 381 p.

7. Halimanovich V. I., Zagar O. V., Lekanov A. V. i dr. *Sposob ispytanij na resurs centrobezhnogo jelektronasosnogo agregata sistemy termoregulirovanija kosmicheskogo apparata* [Method of testing resource centrifugal electric pump unit of the thermal control system of the spacecraft]. Patent RF, no. 2402464, 2010.

8. Oborin L. A. *Nauchno-tehnologicheskie osnovy proizvodstva lityh detalej po vyplavljaemym modeljam dlja silovyh ustanovok letatel'nyh apparatov* [Scientific and technological basis of production of cast parts casting for power plants of aircraft]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2013, 238 p.

9. Krushenko G. G., Reshetnikova S. N. The use of heat-resistant alloys to obtain castings of aircraft engines. [Primenenie zharoprochnykh splavov dlja poluchenija lityh detalej dvigatelej letatel'nyh apparatov]. *Problemy razrabotki, izgotovlenija i jekspluatacii raketno-kosmicheskoi i aviacionnoj tehniki Materialy VI Vseros. nauchno-tehnicheskoi konferencii* [Problems of design, manufacture and operation of aerospace and aeronautical engineering]. Omsk, Publishing house of Omsk state technical University, 2011, p. 119–121.

10. Koksharov I. I., Krushenko G. G., Torshilova S. I. i dr. [Analysis of the castings, the method of expert estimates]. *Zavodskaja laboratorija*, 2000, vol. 66, no. 5, p. 64–66. (In Russ.)

11. Haase T., Termath W., Martsch M. How to Save Expert Knowledge for the Organization: Methods for Collecting and Documenting Expert Knowledge Using Virtual Reality based Learning Environments. *Procedia Computer Science*, 2013, vol. 25. p. 236–246.

12. Rezanova M. V., Krushenko G. G. Some technologies of the improvement of the quality of cast parts engines [Nekotorye tehnologii povyshenija kachestva lityh detalej dvigatelej]. *XIV Vseros. nauchno-tehnich. konf. dlja studentov, aspirantov i molodyh uchenykh "Nauka. Promyshlennost'. Oborona «NPO-2013»* [XIV the age of three. scientific-technical. proc. for students, postgraduates and young scientists "Science. Industry. Defence NGO-2013". Novosibirsk, Novosibirsk

state technical University Publ., 2013, p. 536–540. (In Russ.)

13. Krushenko G. G., Burov A. E. [The influence of feeding gate systems on the mechanical properties of cast parts vehicles]. *Tehnologija mashinostroenija*, 2007, no. 12, p. 12–15. (In Russ.)

14. Vasilevskij P. F. *Tehnologija stal'nogo lit'ja* [The technology of steel castings]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 408 p.

15. Krushenko G. G., Mishin A. S., Bonchenkov A. A. et al. [Model material for castings made of heat-resistant alloys]. *Litejnoe proizvodstvo*, 2002, no. 4, p. 18. (In Russ.)

16. Gunasegaram D. R., Farnsworth D. J., Nguyen T. T. Identification of critical factors affecting shrinkage porosity in permanent mold casting using numerical simulations based on design of experiments. *Journal of Materials Processing Technology*, 1 February 2009, Vol. 209, Issue 3, P. 1209–1219.

17. Krushenko G. G., Mishin A. S., Bonchenkov A. A. et al. [The technology of solid rotor of heat-resistant alloys]. *Tehnologija mashinostroenija*. 2002, no. 3, p. 39–40. (In Russ.)

18. Rachuk V. S., Dmitrenko A. I., Buser M. et al. Single Shaft Turbopump Expands Capabilities of Upper Stage Liquid Propulsion. 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 21-23 July 2008, Hartford, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 15 p. Available at: <http://www.lpre.de/resources/articles/AIAA-2008-4946.pdf>. (accessed 10.08.2014).

19. Gadaskin L. A., Dmitrenko A. I., Popov V. N. *Ustrojstvo dlja balansirovki rotora vysokooborotnoj turbomashiny* [Device for balancing of high-speed rotor of a turbomachine]. Patent RF, no. 2204739, 2003.

20. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovanija kosmicheskikh apparatov informacionnogo obespechenija: ucheb. posobie*. [Principles of design of spacecraft information support: textbook. manual], Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p.

21. Zahvatkin M. V. [Determination and prediction of motion parameters of the spacecraft taking into account the perturbations caused by the operation of onboard systems]. *Preprint IPM im. M.V. Keldysha*, 2014, no. 45, 30 p. (In Russ.)

22. Vejnberg D. M., Vereshhagin V. P., Miroshnik O. M. et al. *Unikal'nye jelektromehaniicheskie bortovye sistemy orbital'noj kosmicheskoy stancii "Mir"*. [Unique electro-mechanical on-Board system orbital space station "Mir"]. Moscow, Nauka Publ., 2001, 55 p.

23. Bobkov A. V., Katalazhnova I. N. [Comparative analysis of methods of calculation of centrifugal pumps in application to small-size structures aerospace]. *Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk*, 2010, vol. 12, no. 1, p. 307–309. (In Russ.)

24. Dvirnyj V. V., Piskulina M. A., Plotnikov K. O. [Innovation units systems thermoregulatory spacecraft]. *Intellect i nauka: trudy XIV Vserossijskoj konferenci* [Intellect and science: proceedings of the XIV all-Russian conference]. Zheleznogorsk, 2014, p. 8–10. (In Russ.)

25. Dvirnyj V. V., Lekanov A. V., Halimanovich V. I. et al. *Jelektronasosnyj agregat* [Electropump unit]. Patent RF, no. 2290540, 2006.

26. Dvirnyj V. V. *Tehnologicheskie osobennosti agregatov avtomatiki sistem termoregulirovanija kosmicheskikh apparatov s dlitel'nyim srokom aktivnogo sushhestvovanija. Dis. kand. tekhn. nauk*. [Technological features of aggregates automation systems thermal control of spacecraft with a long lifetime]. Diss. Cand. techn. Sci. CAA, 1993.

27. Golovjonkin E. N., Dvirnyj V. V., Kovaljov N. A. i dr. *Agregaty avtonomnyh jenergeticheskikh sistem. Ucheb. Posobie*. [The units stand-alone power systems. The textbook. manual]. Krasnoyarsk, KrPI Publ., 1986, 89 p.

28. [Satellite telecommunications] *Informacionnye sputnikovye sistemy*, 2010, no. 10, p. 8–10. (In Russ.)