



65 ЛЕТ
ВЕЛИКОЙ ПОБЕДЫ!



ИСТРЕБИТЕЛИ ЛАВОЧКИНА, ПОБЕДИВШИЕ ЛЮФТВАФФЕ



ЛАГГ - 3



ЛА - 5, ЛА - 7

1945 2010

За время войны ВВС было передано 22 тысячи самолетов-истребителей "Ла", что составило фактически треть фронтовой истребительной авиации. Вклад НПО им. С. А. Лавочкина в общее дело защиты Отечества был отмечен высшей правительственной наградой - орденом Ленина (1944 год)



Лагг - 3

Истребитель - бомбардировщик.

Первый полет состоялся 30 марта 1940г.

Экипаж:	1 чел
Крейсерская скорость:	450 км/ч
Макс. скорость у земли:	507 км/ч
Макс. скорость на высоте:	566 км/ч
Дальность полета:	900 км
Скороподъемность:	800 м/мин



Ла - 5

... Личный состав восхищен Вашим самолетом. Наши летчики, вооруженные прекрасной машиной Вашей конструкции, не раз обращали в позорное бегство хваленых фашистских пиратов.

Дважды Герой
Советского Союза
П. А. Покрышев

... Самолет обладал прекрасными тактико-техническими данными. В такую технику верилось, ее хотелось скорее освоить! Это было прекрасное творение конструктора. На Ла-7 я закончил свой боевой путь, сбив в небе над Берлином 62-й самолет противника.

Трижды Герой
Советского Союза
И. Н. Кожедуб



Ла - 7



"Я не вижу моего врага - немца - конструктора, который сидит над своими чертежами где-то в Германии, в глубоком убежище. Но, не видя его, я воюю с ним... Я знаю, что бы ни придумал немец, я обязан придумать еще лучше"

С.А. Лавочкин

Ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

Главный редактор – д.т.н., профессор **К.М. Пичхадзе**

Заместитель главного редактора – д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**

Члены редакционной коллегии

Н.В. Галич
Ю.В. Костеренко
Т.М. Коростина
 к.т.н. *М.Б. Мартынов*
 к.т.н. *А.А. Мошнеев*
 д.т.н. *А.Е. Назаров*
 к.э.н. *В.М. Романов*
А.В. Савченко
С.Н. Солодовников
Н.В. Трофимова
И.Л. Шевалев

Редакционный совет

д.т.н. *В.В.Хартов* – председатель
 чл.-корр. РАН *Э.Л. Аким*
 чл.-корр. РАН *О.М. Алифанов*
 д.ф.м.н. *В.В. Асмус*
 академик РАН *А.А. Боярчук*
 д.т.н. *Б.И. Глазов*
 академик РАН *Л.М. Зеленый*
 д.т.н. *А.А. Любомудров*
 академик РАН *М.Я. Маров*
 д.т.н. *Ю.А. Матвеев*
 д.т.н. *В.Ю. Мелешко*
 д.т.н. *Г.М. Полищук*
 академик РАН *Г.А. Попов*
 д.т.н. *В.Е. Усачев*
 д.т.н. *В.С. Финченко*
 д.т.н. *Е.Н. Хохлачев*
 чл.-корр. РАН *Б.М. Шустов*

Учредитель

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
 Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи и массовых коммуникаций.
 Свидетельство ПИ № ФС77-35385 от 18 февраля 2009 г.

Содержание

Хартов В.В., Серов Г.П. ОКБ С.А. Лавочкина в Великой Отечественной войне.....	3
Молдабеков М.М., Инчин А.С., Шпади Ю.Р., Лозбин А.Ю. Проект создания казахстанской космической системы научного назначения...	11
Поль В.Г., Симонов А.В., Суханов К.Г. О стабильности орбиты спутника малого небесного тела, возмущаемого внешним телом	17
Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Диагностика продуктов сгорания ракетных двигателей, их агрегатов и систем контактным методом	24
Аристов В.П., Телепнев П.П., Ермаков В.Ю. Применение теории цепей к построению алгоритма расчета пневмогидравлической системы двигательной установки	30
КА	
Давыдов А.Н. Повышение надежности механических конструкций за счет использования современных методов контроля исходных материалов и проведения наземных испытаний	37
Новалов А.А., Никитушкин Р.А., Болдачева Л.А. Определение параметров матрицы поворота методом Монте-Карло при обработке видеоизображений Фобоса	40
Шибалов М.В., Ананьев А.И., Финатов А.В. Повышение производительности рентгеновского контроля сборочных единиц РБ «Фрегат»	49
Бордадымов В.Е., Даниловский Н.Н. К вопросу упругой подвески КА в транспортировочном контейнере	55

Журнал является рецензируемым изданием

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
 Рукописи не возвращаются.
 При перепечатке материалов ссылка на «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» обязательна.
 Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.
 Аннотации статей журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала.

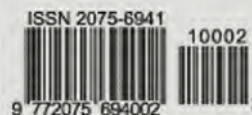
Адрес редакции: 141400 Московская обл., г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24

Телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

Факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

Адрес электронной почты: Vestnik@Laspaces.ru

Адрес в Интернете: <http://vestnik.laspaces.ru>



COSMONAUTICS and ROCKET ENGINEERING

Scientific and Technical Quarterly journal published since 2009 year

Chief Editor – **K.M. Pichkhadze** Doctor of Engineering., Professor

Deputy Chief Editor – **V.V. Efanov** Doctor of Engineering., Professor

Editorial Board

N.V. Galich

Y.V. Kosterenko

T.M. Korostina

M.B. Martynov, Candidate of Science (Engineering)

A.A. Moishev, Candidate of Science (Engineering)

A.E. Nazarov, Doctor of Engineering

V.M. Romanov, Candidate of Science (Economics)

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

N.V. Trofimova

I.L. Shevalev

Editorial Council

V.V. Khartov, Doctor of Engineering – Chairman

E.L. Akim, Corresponding Member RAN

O.M. Alifanov, Corresponding Member RAN

V.V. Asmus, Doctor of Physical and Mathematical Sciences

A.A. Boyarchuk, Academician RAN

B.I. Glazov, Doctor of Engineering

L.M. Zelenyi, Academician RAN

A.A. Lyubomudrov, Doctor of Engineering

M.Y. Marov, Academician RAN

Y.A. Matveev, Doctor of Engineering

V.Y. Meleshko Doctor of Engineering

G.M. Polishchuk, Doctor of Engineering,

G.A. Popov, Academician RAN

V.E. Usachev, Doctor of Engineering

V.S. Finchenko, Doctor of Engineering

E.N. Khokhlachev, Doctor of Engineering

B.M. Shustov, Corresponding Member RAN

Founder

FSUE "Lavochnik Association"

The journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight.

Certificate III № ФС77-35385 dated

February 18, 2009

Table of contents

Khartov V.V., Serov G.P. Lavochnik Association Research And Development Bureau During The World War II	3
Moldabekov M.M., Inchin A.S., Shpadi Y.R., Lobzin A.Y. Kazakhstan Scientific Space System Project.....	11
Pol V.G., Simonov A.V., Sukhanov K.G. On Stability Of Satellite Orbit Of A Small Celestial Body, Perturbed By The External Body ...	17
Ivanov N.N., Ivanov A.N. Contact Diagnostics Of Combustion Products Of Rocket Engines, Units And Systems	24
Aristov V.P., Telepnev P.P., Ermakov V.Y. Application Of Circuit Theory For Algorithm Of Calculation Of Air–Overpneumatic System Of Sc Propulsion System.....	30
Davydov A.N. Mechanical Structures Reliability Enhancement By Special Methods Of Raw Materials Control And Ground Tests	37
Novalov A.A., Nikitushkin R.A., Boldacheva L.A. Characterization Of Rotation Matrix By Monte Carlo Method While Phobos Images Processing	40
.....	49
Shibalov M.V., Ananiev A.I., Finatov A.V. Productivity Improvement Of "Fregat" Upper Stage Assemblies X-Raying	55
.....	
Bordadymov V.E., Danilovskiy N.N. On The Issue Of Sc Elastic Suspension In Transport Container.....	

The journal is a reviewed publication

The opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint Manuscripts are not returned.

No part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of FSUE "Lavochnik Association".

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site

<http://www.vestnik.laspace.ru>

Editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24

Phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

Fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

E-mail: Vestnik@laspace.ru

Internet: <http://vestnik.laspace.ru>

УДК 629.7(092) Лавочкин

ОКБ С.А. Лавочкина в Великой Отечественной войне

В.В. Хартов, Г.П. Серов



ХАРТОВ

Виктор Владимирович
генеральный конструктор и
генеральный директор ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
доктор технических наук



СЕРОВ

Геннадий Павлович
ведущий специалист
e-mail: serov@laspace.ru

В статье рассказывается о работе ОКБ С.А. Лавочкина в годы второй мировой войны и его вкладе в победу над врагом.

Ключевые слова: истребитель; конструктор; авиационная промышленность; серийное производство; превосходство в воздухе.

LAVOCHKIN ASSOCIATION RESEARCH AND DEVELOPMENT BUREAU DURING THE WORLD WAR II. V.V. Khartov, G.P. Serov

The article describes the Lavochkin Association Research and Development Bureau activities during the World War II and its contribution to the victory over the enemy.

Key words: fighter; Designer; aviation industry; serial production; air superiority.

Вторая половина 1930-х годов прошла для СССР под знаком нарастания военной угрозы как с востока, так и с запада. Особенно беспокоило положение в Европе, где пришедший к власти в Германии фашистский режим, отбросив Версальские ограничения, почти в открытую начал милитаризацию страны, не встречая практически никакой ответной реакции со стороны стран-победительниц в первой мировой войне. Советское руководство понимало, что очередной военный передел мира не за горами. Первоочередной задачей страны становилось всемерное развитие и укрепление своих вооруженных сил, и в первую очередь – авиации.

Первое военное столкновение советских летчиков и авиатехники с немецкими произошло во время гражданской войны в Испании (1936-1939 гг.). Если в начальный период на стороне республиканцев советские истребители И-15 и И-16 с однорядными 9-цилиндровыми моторами воздушного охлаждения М-25 довольно успешно противостояли германо-итальянской авиации, действовавшей на стороне генерала Франко, то к концу кампании это положение изменилось не в нашу пользу. Новые модификации немецкого истребителя Bf109D и E, созданного под руководством В. Мессершмитта, оснащенные новыми рядными моторами пресованный слоистый материал из березового шпона, склеенный фенольно-формальдегидной смолой ВИАМ-Б-3. По своим удельным прочностным характеристикам новый материал не уступал дефицитным тогда алюминиевым

жидкостного охлаждения, получили заметное превосходство в скорости и скороподъемности. Резервы же модернизации И-15 и И-16 были исчерпаны.

Это серьезно обеспокоило советское руководство, и оно предприняло ответные меры. В первой половине 1939 года в Кремле состоялось два расширенных совещания со всеми известными и малоизвестными конструкторами, где им была поставлена задача – как можно быстрее создать перспективные конструкции боевых самолетов с тем, чтобы ликвидировать наметившееся отставание. Лучшие из них должны были быть немедленно запущены в серийное производство.

Многие конструкторы и инженеры постарались использовать этот выпавший им шанс, представив на конкурс свои проекты. Одним из них стал проект цельнодеревянного скоростного пушечного истребителя «К» разработки начальника самолетного отдела Первого Главного Управления Народного Комиссариата авиационной промышленности (ПГУ НКАП) Владимира Петровича Горбунова и инженеров этого отдела Семена Алексеевича Лавочкина и Михаила Ивановича Гудкова. «Изыминкой» его стало использование в наиболее нагруженных силовых элементах планера так называемой «дельта-древесины», представляющей собой Самолет показал максимальную скорость 605 км/ч на высоте 4950 м, что было выше, чем у других истребителей с мотором М-105П. Как и опытные истребители И-26 А.С. Яковлева, И-200 А.И. Микояна и

сплавам и обладал высокой стойкостью к атмосферным воздействиям, а также к загоранию.

Конструкторы хорошо знали, что задача всемерной экономии алюминия в условиях значительного увеличения объемов производства была тогда приоритетной для советской авиапромышленности, благодаря чему их проект нашел поддержку тогдашнего народного комиссара авиапромышленности М.М. Кагановича. Для реализации проекта был выбран завод №301 в под-московных Химках, имевший хорошее деревянное производство, куда летом 1939 г. и переехала группа работающих над ним конструкторов.

Постановление №243 Комитета Оборона при СНК СССР от 29 июля 1939 г. обязывало НКАП в лице «конструкторов гг. Горбунова, Лавочкина и Гудкова и директора завода №301 т. Эскина спроектировать и изготовить в 2-х экземплярах одноместный цельно-деревянный скоростной истребитель» с моторами М-105 ТК-2 и М-106П и предъявить их на государственные испытания соответственно в феврале и мае 1940 года [1]. Именно эта дата фактически и является датой рождения ОКБ. Приказом НКАП от 31 августа 1939 года Горбунов, Лавочкин и Гудков были откомандированы в распоряжение директора завода №301. Самолет «К» получил в соответствии с номером завода обозначение И-301.

На нем предполагалось мощное вооружение: в развале блоков цилиндров – 23 мм мотор-пушка ПТБ-23 (МП-6), созданная в ОКБ-16 НКВ Я.Г. Таубиным и М.Н. Бабуриным, над мотором – синхронные установки двух 12,7-мм пулеметов БС М.Е. Березина и двух 7,62-мм пулеметов ШКАС Б.Г. Шпитального. Такое мощное вооружение, примененное на одномоторном истребителе, выделяло самолет И-301 среди других опытных разработок того времени: И-26 А.С. Яковлева, И-200 А.И. Микояна и М.И. Гуревича, И-21 М.М. Пашинина, И-180 Н.Н. Поликарпова и других.

Поскольку доводка турбокомпрессоров и мотора М-106 затянулась, на самолет установили рядный 12-цилиндровый мотор жидкостного охлаждения М-105П конструкции В.Я. Климова.

Постройка опытного экземпляра закончилась в феврале 1940 г., и 30 марта И-301 совершил первый вылет под управлением летчика-испытателя НИИ ВВС военинженера 1 ранга А.И. Никашина. Самолет выделялся своей темно-вишневой, хорошо отполированной поверхностью, покрытой смолой ВИАМ-БЗ, за что получил прозвище «рояль». В апреле-мае прошли заводские испытания, а с 14 июня по 10 июля 1940 г. – государственные.

для всех авиазаводов на весь 1941 г. и затем запретил вносить в него какие-либо изменения. Чем он тогда руководствовался, можно лишь гадать, но до начала войны оставалось всего полгода, а примерные сроки запуска в

М.И. Гуревича, И-301 превзошел по основным показателям немецкий серийный истребитель Bf109E-3, закупленный в Германии и испытанный в НИИ ВВС после подписания известного пакта о ненападении.

Хотя госиспытаний самолет формально не выдержал из-за непрохождения испытаний на пикирование, штопор, высший пилотаж и отстрел оружия в воздухе, в отчете по госиспытаниям отмечалось, что «целесообразно немедленно начать подготовку серийного производства» [2]. Малую войсковую серию самолетов И-301 было решено выпустить на ленинградском заводе №23.



И-301 на государственных испытаниях, 1940 г.

Однако 11 августа 1940 г. опытный экземпляр И-301 потерпел аварию из-за ослепления летчика солнцем на посадке. Кроме того, вскоре правительство потребовало увеличить дальность полета всех новых истребителей до 1000 км без подвесных баков, без чего рассчитывать на запуск в крупносерийное производство было невозможно. Потребовалось срочно модернизировать самолет. К этому времени доводка машины сосредоточилась в руках С.А. Лавочкина, что им и было выполнено.

Увеличение запаса горючего было осуществлено на втором экземпляре И-301 путем установки дополнительных баков в консолях крыла. В ноябре дублер И-301 совершил контрольный полет, подтвердивший заданную дальность 1000 км. Акт по перелету и другие материалы были доложены руководству – И.В. Сталину и курировавшему авиацию Г.М. Маленкову.

Опередив конкурентов в увеличении дальности, ОКБ получило право на запуск И-301 в большую серию. Оказалось, что это было весьма кстати. Если в предыдущие месяцы правительство часто меняло планы запуска в серию новых самолетов, то в ноябре 1940 г. настал «час X»: Сталин потребовал от нового наркома авиапромышленности А.И. Шахурина утвердить план производства

удалось провести переработку конструкции ЛаГГ-3 применительно к серийному производству, устранение выявленных основных недостатков и доводку серийного варианта вооружения. Пушка Таубина потребовала

серию новых самолетов были хорошо известны.

16 ноября правительство приняло решение о запуске в серию И-301 на втором по величине «истребительном» авиапредприятии страны – горьковском заводе №21. Тем же приказом С.А. Лавочкин был назначен главным конструктором этого завода с обязательством полностью сосредоточиться на внедрении самолета [3]. Ему передавались все конструкторские отделы с опытным производством.

Кроме завода №21 самолет был поставлен в серию еще на пяти заводах: №23 в Ленинграде, №31 в Таганроге, №153 в Новосибирске, №165 в Днепропетровске и №463 в Таллине. Правда два из них – Днепропетровский и Таллинский – находились в стадии организации, и впоследствии так и не приступили к работе.

Следом за Лавочкиным новое назначение получил и В.П. Горбунов. Приказом НКАП от 27 декабря 1940 г. его назначили главным конструктором завода №31 [4]. М.И. Гудков остался в Москве, возглавил оставшуюся часть ОКБ-301 и занялся разработкой собственных проектов.

Приказом НКАП от 9 декабря 1940 г. новым самолетам были присвоены инициалы фамилии конструктора. Первый опытный экземпляр И-301 стал именоваться ЛаГГ-1, а второй (с увеличенной дальностью) – ЛаГГ-3 [5]. За создание принятого к серийному производству самолета ЛаГГ-3 главным конструкторам С.А. Лавочкину, В.П. Горбунову и М.И. Гудкову в 1941 г. была присуждена Сталинская премия I степени.

Для обеспечения взаимозаменяемости основных агрегатов самолетов ЛаГГ-3 завод №21 приказом по НКАП от 10 февраля 1941 года был объявлен ведущим по отношению к заводам №№ 23, 31, 153, 165 и 463. Было запрещено проводить любые конструктивные изменения ЛаГГ-3 без разрешения С.А. Лавочкина [6].

Первый серийный ЛаГГ собрали на заводе №23 в Ленинграде и 29 декабря 1940 г. его облетал А.И. Никашин. 23 января 1941 г. взлетел первый серийный ЛаГГ-3 завода №21 в Горьком. В марте начал выпускать продукцию и завод №31 в Таганроге. Новосибирский завод №153 смог приступить к выпуску ЛаГГов только в июле 1941 г. По запланированному объему выпуска на этот год ЛаГГ-3 занимал второе место среди новых истребителей следом за МиГ-3.

В условиях всемерного форсирования работ и даже репрессивных мер со стороны Сталина для «подгонки нерадивых» Лавочкину в Горьком в начале 1941 года

Начавшаяся война внесла существенные коррективы в ход дальнейших работ. Опыт первого боевого применения ЛаГГ-3 показал, что серийные машины значительно потеряли в скорости и скороподъемности по сравнению с опытной. Это объяснялось увеличением полетного веса из-за дополнительного запаса горючего, доработками конструкции, повысившими лобовое сопротивление и массу

доработки, что тормозило выпуск самолетов, а время не ждало. В результате пушка МП-6 была признана «вредительской», конструктора арестовали и впоследствии расстреляли. Такие же крутые меры были применены тогда и к некоторым должностным лицам ВВС и промышленности, которые вольно или невольно тормозили внедрение новой техники: начальнику ГУ ВВС П.В. Рычагову, начальнику НИИ ВВС А.И. Филину, наркому вооружений Б.Л. Ванникову и другим. В результате вместо МП-6 на первых трех сериях ЛаГГ-3 ставили 12,7-мм пулемет БК, а с 4-й серии -20-мм пушку ШВАК конструкции Б.Г. Шпитального. Были также опробованы 23 мм пушки ВЯ (А.А. Волкова и С.А. Ярцева) и СГ (В.Н. Салищева и В.А. Галкина), но в серию они не пошли.

В то же время М.И. Гудков в Москве успешно выполнил опытную установку на ЛаГГ-3 крупнокалиберной моторной пушки калибра 37 мм конструкции Б.Г. Шпитального.

Из-за доработки вооружения и теплового режима мотора освоение частями ВВС самолета задержалось, и до 22 июня только один 24-й ИАП ВВС МВО успел получить серийные ЛаГГ-3. Поэтому в первом внезапном ударе люфтваффе по нашим приграничным аэродромам ЛаГГи не пострадали. Однако уже в июле большие потери матчасти заставили командование ВВС спешно вооружать ЛаГГами отводимые с запада и формируемые в тылу истребительные полки. Боевой дебют ЛаГГа состоялся 13 июля 1941 г., когда командир звена 24-го ИАП старший лейтенант А.В. Бондаренко в районе Дорогобужа сбил немецкий бомбардировщик До-17. В том же месяце начали боевую работу на ЛаГГ-3 19-й, 33-й и 239-й ИАП, а в августе-сентябре ЛаГГи воевали уже на всех фронтах.



Серийный ЛаГГ-3, лето 1941 г.

года были проведены работы по облегчению машины – сняты пулеметы ШКАС, оказавшиеся малоэффективными, уменьшен запас горючего в основных баках и улучшены пилотажные свойства – боевые качества ЛаГГ-3 оставались по-прежнему недостаточными. Последней надеждой ОКБ стала модернизация самолета под новый, более мощный мотор

машины, ухудшением исполнения на серийных заводах, в том числе невозможностью полировать поверхность, как у опытного экземпляра, а также неправильной эксплуатацией новых самолетов летным составом, не успевшим освоить их в должной мере.

Впрочем, в летне-осенний период 1941 года истребители ВВС КА чаще вели штурмовые действия по наземным целям, чем воздушные бои, и здесь ЛаГГи действовали достаточно успешно благодаря своему мощному вооружению. Однако наличие жидкостного мотора снижало живучесть самолета.

Тем временем трудности накапливались: на фронте отступающие части быстро теряли матчасть из-за плохого обеспечения запчастями и отсутствия реморганов, в тылу же многие заводы спешно эвакуировали в восточные части страны. Даже на тех заводах, которые оставались на месте, уходящих на фронт мужчин заменяли у станков женщины, старики и подростки, не имеющие должной квалификации. Выпуск серийной продукции с октября 1941 года стал неуклонно снижаться, а качество ее оставляло желать лучшего.

Одновременно постановлениями Государственного Комитета Обороны (ГКО) в августе 1941 года Лавочкин был обязан оснастить ЛаГГ-3 подвесными сбрасываемыми топливными баками для сопровождения штурмовиков и бомбардировщиков и лыжами для эксплуатации зимой с заснеженных аэродромов, а в сентябре – дополнительной установкой реактивных снарядов (6-8 шт.) под крыльями для повышения огневой мощи при действии по наземным целям. Эти мероприятия улучшали то или иное тактическое свойство самолета, но еще больше снижали скорость и скороподъемность. В результате по боевым качествам ЛаГГ-3 заметно уступал как основному истребителю немецких люфтваффе 1941 г. – Вf109F-2, так и отечественному Як-1. Почти единственным положительным качеством ЛаГГа оказалась его малая горючесть при поражении, чем, в отличие от него, страдали почти все советские самолеты. Однако это не могло компенсировать другие его недостатки.

Перед Лавочкиным встала задача повышения боевых свойств ЛаГГ-3. Однако проводившиеся им всё лето и осень работы по оснащению самолета новыми более мощными моторами М-105ПТ (с нагнетателем Трескина) и М-107 не привели к положительному результату из-за недоведенности силовых установок. Хотя осенью 1941

воздушного охлаждения М-82 конструкции А.Д. Швецова, работы по установке которого начались в декабре 1941 года.

Двухрядный звездообразный мотор воздушного охлаждения М-82 был создан на пермском заводе №19 и в самый канун войны – в мае 1941 года запущен в серийное производство. Но оказалось, что самолета для него нет. В течение 1941 – начала 1942 года многие авиаконструкторы (Н.Н. Поликарпов, А.И. Микоян, П.О. Сухой, С.В. Ильюшин, М.И. Гудков, А.С. Яковлев) пытались установить этот мотор на свои самолеты, но кроме Су-2, снятого с производства, все эти попытки оказались неудачными.

Тем временем, 23 декабря 1941 года Государственный Комитет Обороны с подачи замнаркома авиапромышленности А.С. Яковлева принял решение прекратить серийное производство ЛаГГов в Новосибирске на заводе №153 и внедрить вместо него Як-7 [7]. Производство на ленинградском заводе №23 было свернуто еще раньше из-за блокады города и эвакуации завода. Но и этим дело не ограничилось: 4 марта 1942 года было решено снять с производства ЛаГГ-3 и на основном заводе №21, также в пользу истребителя Як-7 [8]. Во исполнение этого приказа ОКБ Лавочкина должно было переехать в Тбилиси, куда был эвакуирован из Таганрога завод №31 и где выпуск ЛаГГ-3 пока еще сохранялся.

Хотя опытный ЛаГГ-3 с М-82 был уже построен, по приказу Яковлева ОКБ немедленно было погружено в эшелон и отправлено в Тбилиси. Сам Лавочкин с небольшой группой сотрудников получил разрешение остаться в Горьком и провести испытания.

21 марта 1942 года начались заводские испытания нового самолета. В последующие 2-3 недели опытный ЛаГГ-3 с М-82, несмотря на наличие ряда недоработок по охлаждению масла и управлению, сразу же показал летные данные, заметно превосходящие данные серийных истребителей Як и ЛаГГ-3 с М-105П. Тут же в Горьком срочно были проведены совместные испытания ЛИИ и НИИ ВВС, подтвердившие максимальную скорость – 600 км/ч, и постановлением ГКО от 19 мая 1942 года самолет был запущен в серийное производство на заводе №21 под обозначением ЛаГГ-5, прежнее постановление о переходе на выпуск Як-7 было отменено [9]. Немаловажным фактором в пользу принятия такого решения было то, что общий темп выпуска истребителей практически не снижался, поскольку переделки конструкции были минимальными.



Опытный ЛаГГ-3 с М-82, апрель 1942 г.

Так ОКБ С.А. Лавочкина, одним из последних установившее мотор М-82 на свой самолет, в результате опередило всех, тем самым в очередной раз продемонстрировав умение в короткие сроки решать сложные технические задачи.

Одновременно с запуском ЛаГГ-5 в серию последовал приказ о возвращении ОКБ Лавочкина в Горький. Так как новый самолет был создан фактически под единоличным руководством С.А. Лавочкина, в сентябре 1942 г. его название было изменено на Ла-5 [10].

К лету 1942 года советская авиапромышленность в основном преодолела кризис, связанный с эвакуацией, и вышла на уровень производства конца лета 1941 года – порядка 100 самолетов всех типов в день. Но начавшиеся тяжелые бои на южном и центральном участках советско-германского фронта показали, что немецкие люфтваффе по-прежнему превосходят ВВС Красной Армии по многим параметрам как организационного, так и технического плана. Потери матчасти были велики, и наши истребители не могли завоевать превосходства в воздухе.

В этих трудных условиях состоялся боевой дебют первых серийных Ла-5. 14 августа 1942 года (менее чем через 5 месяцев со дня первого полета опытного образца) Ла-5-е 1-й серии в составе 49-го Краснознаменного ИАП вступили в бой на Западном фронте. Опыт боев 49-го ИАП показал, что Ла-5 вполне может бороться с Vf109F-2 на равных.

Следом с 20 августа в бой на Ла-5 вступили 27-й, 240-й, 297-й, 437-й и 15-й ИАП 287-й ИАД под Сталинградом. Здесь нашим наспех подготовленным полкам пришлось сражаться с лучшими истребительными эскадрами люфтваффе, вооруженными самой лучшей матчастью. Именно тогда немцы применили на восточном фронте свой новейший истребитель Vf109G-2, развивавший на высоте максимальную скорость до 650-660 км/ч и имевший высокую скороподъемность.

Те тяжелые бои под Сталинградом показали, что летные данные первых серийных Ла-5 все же недостаточны

для успешной борьбы с Vf109G-2. Государственный Комитет Обороны даже издал постановление, «объявившее выговор» С.А. Лавочкину и руководству завода №21 за ухудшение характеристик самолета и потребовавшее введения улучшений в конструкцию самолета [11].

Тогда же ГКО были приняты решения об увеличении выпуска истребителей, даже за счет других типов самолетов. Опыт летних боев 1942 года показывал, что успеха в сражении достигает та сторона, которая оказывается в состоянии дольше поддерживать боеспособность своих частей вводом свежих резервов. Залогом побед на фронте стала максимально интенсивная и бесперебойная работа тыла. И в первую очередь это касалось авиации, чья решающая роль ни у кого уже не вызывала сомнений.

Отдельно решались вопросы совершенствования боевой работы ВВС КА, внедрения управления действиями истребителей по радио, изменения штатной численности полков, улучшения подготовки летного состава и другие.

Были приняты меры и по улучшению летных данных всех отечественных истребителей. В конце 1942 года ОКБ Лавочкина совместно с ЦАГИ, ЛИИ и пермским моторным заводом №19 быстро провело ряд работ по облегчению и совершенствованию самолета Ла-5, и в начале 1943 года создало модификации Ла-5 с моторами М-82Ф (форсированный) и затем с М-82ФН (форсированный с непосредственным впрыском), с улучшенным обзором и облегченным управлением.

Ла-5Ф восстановил «паритет» с немецкими истребителями – как уже известным Vf109G-2, так и вновь появившимся на нашем фронте FW-190A, оснащенным мотором воздушного охлаждения BMW-801, а Ла-5ФН первым из отечественных истребителей превзошел их по основным показателям на малых и средних высотах.



Ла-5Ф в полете, 1943 г.

Как видим, обе противоборствующие стороны, начав войну на истребителях исключительно с жидкостными моторами, на второй год ввели в бой новые модели с мощными двухрядными моторами воздушного охлаждения, обладавшими высокой живучестью. Хотя FW-190 кроме воздушного мотора имел еще хорошее бронирование и сильное вооружение, он оказался слишком тяжел для маневренного воздушного боя. Ла-5 же напротив успешно вел маневренные бои как с FW-190, так и с более легким Bf109G и других последующих модификаций.

Истребитель Ла-5 находился в крупносерийной постройке в 1943-1944 годах и своими высокими боевыми качествами заслужил любовь и уважение летного состава ВВС КА.

Одновременно заводами были достигнуты значительные успехи в наращивании выпуска новой техники. Наши строевые части больше не испытывали недостатка в матчасти, что нередко случалось в предыдущие годы. Газета «Правда» 4 октября 1943 года так писала о работе Горьковского авиазавода №21:

«Во Всесоюзном социалистическом соревновании работников авиационной промышленности на одно из первых мест вышел самолетостроительный завод, где директором тов. Агаджанов. Завод в течение ряда месяцев удерживает Красное Знамя Государственного Комитета Обороны. Продукция завода – первоклассные истребители "Лавочкин-5".

Только за последний год завод более чем удвоил выпуск боевых самолетов и значительно улучшил их качество. В августе 1943 года выпуск истребителей по отношению к августу 1942 года составил 214 процентов. При этом завод не увеличил количество оборудования и даже несколько уменьшил число рабочих. В августе 1943 года рабочих на заводе было на 5 процентов меньше, чем в августе 1942 года.

За счет чего же достигнут большой рост выпуска продукции?

Только за счет роста производительности труда. За год производительность труда увеличилась на 126 процентов, то есть более чем вдвое».

Главный конструктор С.А. Лавочкин отмечал: «Большая организационно-производственная перестройка, проведенная на заводе, позволила значительно повысить количество выпускаемых машин. В то же время хорошая подготовка и организация производства, необходимые для количественного роста завода, позволили успешно внедрить и конструктивные улучшения в машину.

В день, когда Государственная комиссия произвела последний полет опытной модификации машины, этой же комиссии была предложена на испытания первая модифицированная машина серийного выпуска. Программа первого месяца по этим машинам была на 50 процентов перевыполнена. И это – при общем неуклонном росте программы завода в целом».



Сборочный цех завода №21, 1943 г.

В результате введенных усовершенствований технологического процесса в 1943 году удалось сократить общий цикл изготовления самолета (от сушки и раскроя древесины до окончания работ на аэродроме) с 34,5 до 28 суток, что в основном произошло за счет сокращения цикла сборки основных агрегатов самолета: фюзеляжа – с 8 до 6 дней, центроплана – с 9 до 6 дней, крыла – с 8 до 6 дней, окончательной сборки – с 8 до 4,5 дней [12].

Одним из составляющих этого успеха стало то, что конструкции советских самолетов были очень просты и изготовлены из самых недефицитных материалов: дерева, стали, полотна, с минимальным использованием дюралюминия и клепки и максимальным применением таких эффективных методов изготовления, как склейка и сварка. Конечно, они были менее долговечны, чем цельнометаллические немецкие и другие иностранные самолеты, но на войне этого и не требовалось – средний срок службы истребителя составлял всего 6-8 месяцев и редко превышал один год. Это позволяло быстрее замещать в частях старые типы и серии самолетов новыми, более совершенными. Поэтому конструктора и технологи постоянно работали над сокращением трудоемкости и повышением темпа выпуска продукции.

За создание модернизированного Ла-5 и удвоение его выпуска в июне 1943 г. орденами и медалями были награждены многие работники ОКБ и серийного завода, а главный конструктор С.А. Лавочкин удостоен звания Героя Социалистического Труда.

К серийному выпуску истребителей Ла-5 в 1943 г. подключились также завод №381 в Москве и завод №99 в Улан-Удэ, а на пензенском заводе №163 начался выпуск его двухместного учебного варианта.

В результате большой и напряженной работы авиапромышленности к лету 1943 г. наши истребительные части и соединения получили на вооружение достаточное количество новых модернизированных самолетов. Существенно улучшилась организация боевой работы ВВС КА,



С.А. Лавочкин на заводском аэродроме, лето 1943 г.

совершенствовалась тактика, подготовка летного состава. Все это позволило переломить ситуацию в воздухе в нашу пользу. Советские истребители стали успешнее вести боевую работу – прикрывать свои наземные войска и сопровождать штурмовую и бомбардировочную авиацию, которые наращивали удары по врагу.

Господству люфтваффе пришел конец. Сначала на Кубани, затем на Курской дуге и при форсировании Днепра в ожесточенных боях немецкие воздушные силы понесли большие потери и были вынуждены уступить воздух над полем боя советской авиации. Даже несмотря на то, что Гитлер объявил «тотальную войну» и выпуск самолетов германской авиапромышленностью рос, достигнув пика в 1944 г., соревноваться с советским авиапромом ей оказалось не под силу, тем более что теперь Германии пришлось воевать на два фронта. Начиная с 1943 г., немецкие авиаконструкторы не смогли больше преподнести ВВС КА и каких-то новых технических «сюрпризов», как это случалось ранее.

Между тем, у советских самолетов еще оставались резервы для дальнейшей модернизации. В январе 1944 г. вышел на аэродром «эталон Ла-5 1944 г.», который в марте успешно прошел госиспытания и под обозначением Ла-7 был запущен в серийное производство [13]. С тем же мотором АШ-82ФН (с февраля 1944 г. моторы стали именоваться по инициалам конструктора), за счет улучшения внешней и внутренней аэродинамики и установки металлических лонжеронов крыла вместо деревянных были заметно улучшены скоростные и маневренные характеристики самолета.

В 1944 г. наши истребители начали шире применять такой эффективный метод боевой работы, как «свободная охота», предполагавший длительные полеты за линией фронта и предъявляющий более высокие требования к живучести самолета. Ла-5 и Ла-7 с мотором воздушного охлаждения имели по этому показателю неоспоримое преимущество перед другими истребителями ВВС КА.

Сформированный в конце 1943 г. на базе 19-го Краснознаменного ИАП отдельный «маршальский» полк истребителей-охотников получил самолеты Ла-5ФН. А с 24 июня 1944 г. они первыми применили на фронте в операции «Багратион» по освобождению Белоруссии новый истребитель Ла-7. От первого вылета опытного самолета до первого боевого вылета серийных на фронте опять прошло менее пяти месяцев!

Хотя у лучших летчиков ВВС КА в 1944 г. был неплохой выбор – Як-3 с ВК-105ПФ2, Як-9У с ВК-107А или Ла-7 с АШ-82ФН, многие предпочитали последний. Следом за 19-м ИАП в июне 1944 г. переучивание на «свободную охоту» начал 9-й гвардейский ИАП, в рядах которого служили такие прославленные асы, как А.В. Алелюхин, В.Д. Лавриненков, Амет-Хан Султан и др. 9-й ГИАП по просьбе летчиков также был вооружен самолетами Ла-7.

Перейти на самолет Лавочкина хотел и А.И. Покрышкин, в апреле 1944 г. посетивший завод в Горьком, а летом 1944 г. прошедший с группой летчиков переподготовку на Ла-7 при Высшей офицерской школе воздушного боя. Но по каким-то причинам 9-я ГИАД полковника Покрышкина самолетов Лавочкина не получила.

Первым на выпуск Ла-7 в мае 1944 г. полностью перешел московский авиазавод №381. Горьковский завод №21 переходил с Ла-5 на Ла-7 постепенно с июня по ноябрь 1944 г. Несмотря на то, что Ла-7 был конструктивно сложнее Ла-5, к концу года темпы его выпуска достигли 20 машин в сутки. То есть, каждые два дня новыми самолетами вооружали полк истребителей. Это стало следствием исключительно дальнейшего роста производительности труда. Новых площадей, станков и рабочей силы заводы практически не получали. За создание истребителя Ла-7 в ноябре 1944 г. ОКБ С.А. Лавочкина было награждено орденом Ленина.



Слева направо: С.А.Лавочкин и его заместители Л.А. Закс и С.М. Алексеев обсуждают новый проект, 1944 г.



Истребители Ла-7 готовы к параду, 1945 г.

В течение 1944-1945 гг. Ла-7 в ОКБ усовершенствовали, оснастив его более мощным вооружением. Вариант с тремя пушками УБ-20 конструкции М.Е. Березина с начала 1945 г. находился в серийном производстве на заводе №381. Правда, пушка потребовала доводки, что задержало ее применение на фронте.

Ла-7 стал одним из лучших самолетов-истребителей конца Второй мировой войны. На нем заканчивали войну многие советские асы, в том числе и лучший советский ас трижды Герой Советского Союза И.Н. Кожедуб, сбивший на Ла-5 и Ла-7 62 самолета противника.

Господство советской авиации в воздухе в 1944-1945 гг. было очевидным, что стало следствием как количественного, так и качественного ее превосходства. Надежды руководства Германии в конце войны на применение новых реактивных самолетов оказались беспочвенными, так как последние были малочисленны и ненадежны, а в условиях тотальной войны все решалось массированием сил и средств на решающих направлениях.

В целом истребители С.А. Лавочкина, наряду с истребителями А.С. Яковлева, в течение всей Великой Отечественной войны составляли костяк советских ВВС и внесли большой вклад в победу СССР над Германией.

Всего за 1941-1945 гг. было построено 22435 самолетов «ЛаГГ» и «Ла» всех модификаций, что составило 37% от общего выпуска истребителей заводами НКАП.

Список литературы

- 1 ГАРФ, ф. Р-8418, оп. 28, д. 70, лл. 153-154; РГАЭ, ф. 8044, оп. 1, д. 22, лл. 240-241.
- 2 ГАРФ, ф. Р-8418, оп. 24, д. 1680, л. 5; РГВА, ф. 24708, оп. 11, д. 381, л. 60.
- 3 РГАЭ, ф. 8044, оп. 1, д. 335, л. 59.
- 4 РГАЭ, ф. 8044, оп. 1, д. 343, л. 1.
- 5 РГАЭ, ф. 8044, оп. 1, д. 338, л. 119.
- 6 РГАЭ, ф. 8328, оп. 1, д. 1434, л. 2.
- 7 РГАСПИ, ф. 644, оп. 1, д. 16, л. 142.
- 8 РГАСПИ, ф. 644, оп. 1, д. 23, л. 72.
- 9 РГАСПИ, ф. 644, оп. 1, д. 35, л. 235.
- 10 РГАСПИ, ф. 644, оп. 1, д. 55, л. 58.
- 11 РГАСПИ, ф. 644, оп. 1, д. 69, л. 74.
- 12 РГАЭ, ф. 8328, оп. 1, д. 1555, л. 46.
- 13 РГАСПИ, ф. 644, оп. 1, д. 219, л. 5.
- 14 РГАЭ, ф. 8044, оп. 1, д. 3226, лл. 3-8, 11-14, 20-25, 45-48, 94-96.

Динамика выпуска истребителей С.А. Лавочкина заводами НКАП в 1941-1945 гг. [14]

Тип самолета	1941	1942	1943	1944	1945	Итого
ЛаГГ-3	2463	2771	1065	229		6528
Ла-5		1129	5047	3826		10002
Ла-7				2236	3669	5905
Всего «Ла»	2463	3900	6112	6291	3669	22435
Всего истребителей	7081	9918	14627	17895	11136	60657
% «Ла»	34,8	39,3	41,8	35,2	32,9	37,0



МОЛДАБЕКОВ

Мейрбек Молдабекович
заместитель председателя
Национального космического
агентства Республики Казахстан,
академик Национальной академии
наук,
доктор технических наук
e-mail: moldabekov@kazcosmos.kz



ИНЧИН

Александр Сергеевич
начальник отдела космических
систем научного назначения
Института космической техники и
технологий,
кандидат технических наук, доцент
e-mail: inchinas@mail.ru



Шпади

Юрий Рейнгольдович
ведущий научный сотрудник
Института космической техники и
технологий, кандидат физико-
математических наук
e-mail: yu_shpadi@yandex.ru

УДК 629.78.001.5(574)

**Проект создания казахстанской
космической системы научного назначения**

М.М. Молдабеков, А.С. Инчин, Ю.Р. Шпади, А.Ю. Лозбин



ЛОЗБИН

Анатолий Юрьевич
старший научный сотрудник
Института космической техники и
технологий,
магистр физики
e-mail: lozbin@mail.ru

Приводится описание космической системы научного назначения, проектируемой в Казахстане, ее задачи, состав и технические характеристики научного оборудования космического аппарата, этапы реализации проекта. Дается обоснование необходимости использования системы для оценки сейсмической опасности.

Ключевые слова: проект; научный спутник; ионосфера; атмосфера; электромагнитное поле; космические лучи; землетрясения; международная кооперация.

KAZAKHSTAN SCIENTIFIC SPACE SYSTEM PROJECT. M.M. Moldabekov, A.S. Inchin, Y.R. Shpadi, A.Y. Lobzin

The description of Kazakhstan Scientific Space System, its mission, structure and technical parameters of the scientific equipment onboard spacecraft and stages of project developing is given. The basis of system use necessity for seismic danger estimation also given.

Key words: project, scientific satellite, ionosphere, atmosphere, electromagnetic field, cosmic rays, earthquakes, international cooperation.

Целью проекта является создание казахстанской космической системы научного назначения, которая включает в себя:

– космический аппарат (КА) - платформу с комплектом научной аппаратуры и системой сбора, накопления и передачи научной и служебной информации;

– наземный комплекс управления (НКУ) КА – средства обмена служебной и научной информацией НКУ с бортом КА и с наземным целевым комплексом (НЦК);

– наземный целевой комплекс, оснащенный вычислительными средствами, методиками и технологиями планирования и проведения спутниковых экспериментов, обработки, анализа и распространения спутниковой научной информации.

Задачи проекта. Основная задача космической системы научного назначения – это мониторинг околоземного космического пространства с помощью космического аппарата с целью:

– исследования физических процессов в ионосфере и атмосфере Земли и их взаимосвязи с земными процессами по данным спутниковых измерений электромагнитного поля, параметров ионосферной плазмы, нейтральных частиц, космического излучения, оптических атмосферных явлений;

– исследования, контроля и прогнозирования вариаций космической погоды и ее влияния на состояние различных геосфер, на работу космических и наземных телекоммуникационных систем;

– исследование солнечно-земных связей.

Выделен прикладной аспект КСНН – это исследование предвестников сейсмической опасности космическими средствами в комплексе с традиционными средствами наземных наблюдений.

Задачи для спутника были поставлены научными организациями Казахстана при участии зарубежных партнеров из России, Франции, Украины и Канады. Исходя из поставленных задач, были выработаны требования к выбору необходимой бортовой аппаратуры:

– обеспечение измерений всех параметров, необходимых для запланированных научных исследований;

– соответствие требованиям, предъявляемым к спутниковым приборам по массе, энергопотреблению, электромагнитной совместимости;

– наличие апробированных аналогов.

Таким требованиям отвечает следующий комплект бортового оборудования:

На основании моделирования различных орбит выработаны оптимальные параметры орбиты КАНН,

1. Измеритель параметров магнитного поля - разработчик СЕТР (Франция) или ЗАО «Геоскан» (Россия).

2. Измеритель параметров электрического поля - СЕТР (Франция) или ЗАО «Геоскан» (Россия).

3. Плазменный анализатор - СЕТР (Франция).

4. Оптический спектрометр - HR-4000 (США).

5. Спектрофотометрическая цифровая камера - CRESS (Канада).

6. Детектор параметров нейтральных частиц – ИТМ НКА (Украина).

7. Двухчастотный GPS/ГЛОНАСС – приемник - ИЗМИРАН (Россия).

8. Монитор космического излучения - НИИЯФ МГУ (Россия) или СЕТР (Франция).

В результате анализа всех поставленных задач были детализированы параметры бортовых измерений:

– по электромагнитному полю - это 3-х компонентные измерения параметров электрического и магнитного поля в различных диапазонах частот от единиц Герц до единиц Мегагерц;

– для ионосферной плазмы предполагается измерять до 10 параметров состояния плотности, температуры, скорости ионов и др.;

– при оптических измерениях на борту КА предполагается получение изображений на лимбе Земли в 2-х частотных диапазонах атомарного и молекулярного кислорода и спектрограмма вертикального профиля атмосферы в диапазоне частот от 200 до 1100 нанометров;

– для исследования инфразвуковых эффектов планируется измерять параметры нейтральных частиц ионосферы – температуру, концентрацию и давление;

– для исследования профиля электронной концентрации с помощью 2-х частотных GPS (ГЛОНАСС) приемников требуется измерять 8 параметров для каждого навигационного спутника, находящегося в радиозатменной зоне;

– по космическим лучам – это измерение гамма излучения, протонов, электронов, нейтронов и альфа частиц.

Общее количество измеряемых параметров на борту КА составит от 50 до 60 в зависимости от выбранного режима измерений.

При выборе орбиты КА были использованы следующие принципы:

– максимальное удовлетворение поставленным задачам в условиях компромисса, т.к. для различных задач требовались различные орбиты;

– обеспечение срока активного существования (не менее 5 лет).

них является использование для этих целей космических аппаратов. В начале 80-х годов

которые удовлетворяют поставленным задачам – это солнечно-синхронная орбита с высотой 500-600 км и наклоном 98 градусов.

Прикладной аспект проекта - исследование предвестников землетрясений с помощью КА.

Более 30% Земли подвержено сейсмической опасности. Только за последние 30 лет в мире погибло от землетрясений более миллиона человек, а ущерб от них составляет сотни миллиардов долларов. По данным сейсмологов в последнее время наблюдается увеличение количества ощутимых землетрясений на Земле, в том числе в Казахстане и сопредельных государствах (рисунок 1). Примером тому служат недавние катастрофические землетрясения в Индонезии (2004 г.), Китае (2008 г.), Гаити (2010 г.).

Обширные территории Южного и Восточного Казахстана также подвержены сейсмической опасности. Катастрофические землетрясения с магнитудой от 7,3 до 8,2 в районе нынешнего г. Алматы происходили в 1887, 1889, 1911 гг. Тогда город был практически полностью разрушен. По статистическим данным район г. Алматы вступил в фазу подготовки сильного землетрясения. По данным сейсмологических служб в случае землетрясения силой 9-10 баллов в южной столице Казахстана могут погибнуть более 20% населения (250-350 тыс. человек).

Прогнозирование землетрясений является старейшей и нерешенной мировой проблемой. Традиционные наземные средства измерений и оценки сейсмической опасности до сих пор не дают надежного прогноза. Требуются принципиально новые подходы. Одним из

прошлого века для исследования предвестников землетрясений использовались геофизические спутники, позже стали создаваться специализированные научные спутники – «Компас-2» (Россия), «DEMETER» (Франция), «QuakeSat» (США) и др.

Принципиальная возможность регистрации предвестников землетрясений, в том числе и в космосе в настоящее время установлена. Об этом свидетельствует множество теоретических работ и экспериментальных подтверждений, которые исчисляются сотнями научных статей, сообщений и монографий. Большинство из них посвящено исследованию различных аномальных проявлений в различных геофизических средах перед готовящимся землетрясением. В основном, такие предвестники определены постфактум. Это, тем не менее, не снижает их значимости, ибо классификация таких предвестников позволяет идентифицировать наблюдения в реальном времени с уже произошедшими событиями и по степени их адекватности давать оценку возможности повторения катастрофы. Решение прогностической задачи сводится к определению места, времени и силы события. Районы возможных землетрясений известны (по всему миру выделены сейсмоопасные зоны – это, как правило, места разломов земной коры). На параметры «время и сила» приходится наиболее ответственный этап. Время события, выдаваемое с неопределенностью в несколько лет, месяцев не имеет практического смысла. Нужен средне- и краткосрочный прогноз: недели - дни – часы.

Известно, что подготовка землетрясения - это сложный многофакторный физический процесс. Проявления

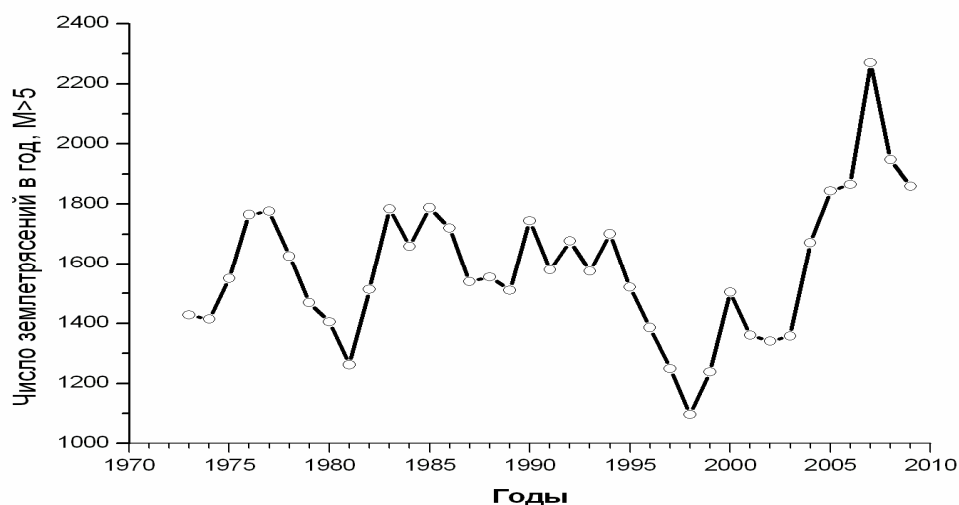


Рисунок 1. Количество сильных землетрясений на Земле (данные US Geological Survey)

готовящегося землетрясения многогранны - от незначительных деформаций в земной коре до появления аномалий в геомагнитных полях. Предвестники землетрясений существуют и естественно, их можно наблюдать и фиксировать. Главное, что перед землетрясениями возникает аномалия в геофизических полях, существенно отличающаяся от средних условий.

Более 30 лет назад по спутниковым данным (Интеркосмос-18, 19, Болгария-1300, Ореол и др.) был обнаружен эффект резкого возрастания интенсивности низкочастотных электромагнитных излучений в верхней ионосфере при пролете спутника над зоной готовящегося или произошедшего землетрясения с магнитудой $M > 5$. Обнаруженное явление стимулировало наземные наблюдения за состоянием ионосферы над областями активных сейсмических процессов. В последние годы произошло также значительное продвижение теории в понимании природы и механизма сейсмоионосферных взаимодействий. Совокупность результатов этих исследований позволяет считать, что ионосфера, в целом, и протекающие в ней процессы являются индикатором определенных процессов в литосфере, хотя механизмы наблюдаемых эффектов и нельзя считать до конца изученными.

Исследования показали, что в качестве надежного предвестника для каждого землетрясения, ни один из применяемых геофизических методов выступать не может, поскольку перед произошедшими землетрясениями за время систематических наблюдений были случаи и ложных аномалий, и "пропуска цели". Эти обстоятельства определяют особенности подхода к проблеме исследования предвестников землетрясений. Она включает в себя мониторинг сейсмоопасного региона по комплексу

геофизических параметров (наземных и спутниковых), систему обработки и анализа данных и методы принятия прогнозных решений. Поэтому в последнее время разрабатывается идея комплексирования различных методов наблюдений. Если наземная сеть измерений существует уже много лет, то спутниковые измерения только начинают привлекаться к этой проблеме

Спутниковые геофизические измерения имеют ряд неоспоримых достоинств:

- Время активной работы спутника составляет 3-5 и более лет, а это значительный срок для сбора не только регионального, но и глобального статистического материала. Реализованный проект «DEMETER» (Франция) – убедительное тому подтверждение.

- Материальные затраты на создание и эксплуатацию научного спутника предположительно меньше, чем на соответствующую наземную сеть наблюдений. Это дает КА преимущества по сравнению с наземной сетью измерений, требующей дорогостоящей инфраструктуры (помещения, аппаратура и оборудование, средства оперативной связи, обслуживающий персонал и т.п.).

- Спутниковые измерения позволяют исследовать предвестники землетрясений на глобальном уровне, накапливать значительный статистический материал над всеми сейсмоактивными районами Земли, классифицировать зафиксированные землетрясения, создавать базу данных для последующей идентификации предвестниковых параметров. Это также позволит взаимодействовать с другими странами в части обмена спутниковой информацией, научными разработками, методиками анализа и пр.

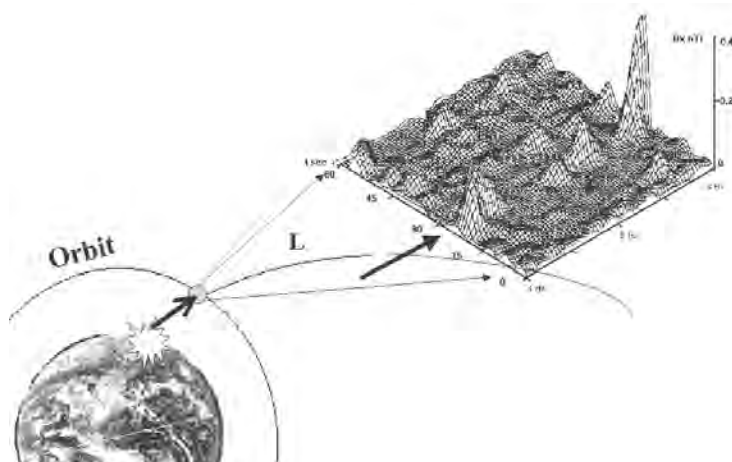


Рисунок 2. Пример аномалии в переменном магнитном поле, зафиксированной перед землетрясением на ИСЗ «Интеркосмос-Болгария-1300» за несколько часов до толчка

– Наблюдения, выполненные на различных спутниках, позволили зарегистрировать многочисленные аномалии в течение подготовительной фазы землетрясения (рисунок 2). Проведенные исследования позволили выявить ряд физических параметров, в которых наиболее существенно проявляются предвестники землетрясений.

– Таким образом, сегодня, когда стало известно, какие физические параметры следует измерять для исследования предвестников землетрясений, разумно поставленный космический эксперимент может значительно приблизить время научного предсказания землетрясения.

В Казахстане в настоящее время есть все необходимые предпосылки для создания космической системы научного назначения. Концепция ее создания, задачи, состав научного оборудования КА неоднократно обсуждалась на международных форумах ученых и конструкторов из ведущих космических компаний мира. Рабочие совещания, в которых принимали участие специалисты ведущих компаний мира: Alcatel Alenia Space (Франция), ИЗМИРАН, ИФЗ РАН, НПО им. С.А. Лавочкина, КБ «Полет», ГРЦ им. В.П. Макеева (Россия), ГKB «Южное» (Украина), НПК «Прогноз» МЧС РК, МОН РК и др. состоялись в г. Алматы в июне и октябре 2006 г., в ноябре 2007 г. и октябре 2008 г. Информация о проекте доложена на международной конференции по результатам проекта «DEMETER» Тулуза (Франция), 2006 г., на 5-м международном аэрокосмическом конгрессе в г. Москве, 2006 г., опубликована более, чем в 40 научных статьях в отечественных и зарубежных изданиях [1-5]. В результате обсуждений и дискуссий был выработан оптимальный облик космической системы научного назначения Казахстана, а заключения зарубежных специалистов говорят о том, что Казахстан имеет основательные стартовые позиции для реализации предлагаемого проекта. К настоящему времени:

– разработана концепция создания и развития казахстанской космической системы научного назначения;

– сформирован пакет задач для спутника научного назначения, отвечающий современным требованиям казахстанских ученых с учетом заинтересованности научных организаций зарубежных стран;

– сформирован состав научной бортовой аппаратуры КА;

– разработано ТЭО проекта, технические задания и технические предложения на составные части КСНН;

– с учетом поставленных задач КА разработаны методики обработки спутниковой информации, которые апробированы на реальных данных французского спутника «DEMETER», к базе

Исходя из вышесказанного, следует, что задача создания космической системы научного назначения является актуальной для Республики Казахстан. Создав космическую систему научного назначения, Казахстан станет активным участником международного научного процесса по исследованию околоземного космического пространства и позволит приблизиться к решению важной для Республики проблемы - предсказанию землетрясений в регионе.

Основные характеристики КАИИ:

– Рабочее название КА – «ОМИР» (Омир- «Жизнь» - казахский язык, **OMIR- Orbital Monitoring of Ionosphere Radiation**)

– Масса КА: платформа + полезная нагрузка, кг - до 150

– Масса полезной нагрузки из общей массы КА, кг- до 35

– Габариты (см) - 60x60x80

– Количество научных приборов (шт) - 8

– Штанги для электрических датчиков 4 шт - 4 м

– Штанги для магнитных датчиков 2 – 3 шт - 2 м

– Мощность солнечных батарей - 150 Вт

– Энергопотребление полезной нагрузки - 30 - 40 Вт

– Точность ориентации платформы - 0.1°

– Точность стабилизации платформы - 0.06°/с

– Орбита круговая, ССО, высота, км - 500-600

– Наклонение орбиты, градусов - 98

– Период обращения (мин) ~95

– Срок активного существования - не менее - 5 лет

– Двигатель для поддержания высоты орбиты - есть

– Рабочая частота для служебной информации –
(диапазон S)

– Рабочая частота для целевой информации –
(диапазон X)

– Емкость бортового ЗУ (Гб) - 5

– Скорость сброса информации (Мбит/сек) - 64

Служебная платформа. Для обеспечения работы полезной нагрузки КАИИ с учетом ее массогабаритных параметров и энергопотребления может быть использована платформа «Карат» (НПО им. С.А. Лавочкина) или SSTL-150 (EADS Astrium, Франция).

Средства выведения. Исходя из массогабаритных параметров КА, предполагаемых параметров орбиты выбраны 2 варианта вывода КА на орбиту – попутный запуск ракетой носителем «Днепр» с космодрома Байконур или «Рокот» с Плесецка.

Этапы реализации проекта.

Проект создания казахстанской космической системы научного назначения предполагается реализовать в рамках Государственной программы «Развитие космической деятельности в Республике Казахстан на 2008-2020 годы» в несколько этапов:

которого имеется оперативный доступ.

1. На первом этапе (2009-2011 гг.) создается научно-методическое обеспечение и технологии обработки космической системы научного назначения. Отработка методик и технологий будет проводиться на имитационных моделях приборов полезной нагрузки КА, которые на последующих этапах будут заменены реальными приборами. Создается база спутниковых данных для приема, обработки и накопления, анализа и распространения через глобальную сеть Интернет результатов будущих бортовых измерений.

2. На следующем этапе будет разработан эскизный проект и конструкторская документация КСНН. Будет приобретен комплект бортовой аппаратуры КА, достаточный для проведения запланированных научных исследований, подготовлена служебная платформа КА. Параллельно с этим будет разворачиваться наземная инфраструктура (НЦК, НКУ), сборочно-испытательный комплекс (СБИК) на СКТБ КТ для сборки и испытаний собственных малых КА, т.е. будет осуществляться становление собственного производства космических аппаратов. В процессе создания КСНН будет проводиться интенсивная подготовка кадров для космической отрасли Казахстана. Этап завершится запуском и опытной эксплуатацией КА.

3. На последующих этапах учеными РК будет осуществляться эксплуатация спутника в штатном режиме – мониторинг околоземного космического пространства, сбор статистического материала, проведение обработки и анализа получаемых данных для решения многих фундаментальных и прикладных научных задач.

Опыт показывает, что создание спутников научного назначения, а также методов обработки и анализа спутниковых данных необходимо разрабатывать в кооперации научных и производственных организаций различных

стран, что позволит не только минимизировать затраты, но и повысить общий уровень космических исследований стран – участников проекта. Поэтому на всех этапах планируется развитие международной кооперации для научных исследований с помощью группировки КА различных стран. Заинтересованность в объединении усилий в этом направлении проявили: Россия – проект «Ионозонд», Франция - проект «DEMETER», Украина – проект «Ионосат», Канада – проект «EPAC», Япония - «SeismoStar» и др.

Библиографический список

- 1 Inchin A., Ismailov M., Suimenbaev B. Project of creation and accompanying of Kazakhstan Scientific satellite for searching of earthquakes electromagnetic effects.// Symposium International Demeter, 14-15-16 June, 2006. Toulouse, France. 2 p.
- 2 Инчин А.С., Исмаилов М.Б., Суйменбаев Б.Т. Проект создания казахстанского спутника научного назначения.// Тезисы докладов 5 международного аэрокосмического конгресса “IAC-2006”, Москва, 2006 г. С. 2.
- 3 Inchin A.S., Ismailov M.B. Kazakhstan’s project of creation of space system of scientific purpose for earthquake precursors research.// Conference “VLF-2007”, Moscow, IZMIRAN, 2007. P.2.
- 4 Moldabekov M., Inchin A., Lozbin A. Kazakhstan’s Project of Scientific Space System. //Geophysical Research Abstracts. EGU General Assembly, Vienna, 2009. Vol. 11. 1p.
- 5 Concerning the creation of Kazakhstan scientific space system /
- 6 [M.Moldabekov et al. //60-th International Aeronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, 2009, Paper ID: 3129. 2p.



ПОЛЬ

Вадим Георгиевич

ведущий специалист Центра ФГУП
«НПО им. С. А. Лавочкина»,
кандидат технических наук,
e-mail: polvad@laspace.ru



СИМОНОВ

Александр Владимирович

математик I категории Центра ФГУП
«НПО им. С. А. Лавочкина»,
аспирант,
e-mail: alex.simonov@laspace.ru



СУХАНОВ

Константин Георгиевич

старший научный сотрудник,
заместитель руководителя ОКБ по
баллистике ФГУП «НПО им. С. А.
Лавочкина», кандидат технических
наук,
e-mail: sukhanov@laspace.ru

УДК 629.78.015

О стабильности орбиты спутника малого небесного тела, возмущаемого внешним телом

В.Г. Польш, А.В. Симонов, К.Г. Суханов

Рассматривается стабильность орбиты спутника малого небесного тела при наличии внешнего массивного возмущающего тела на основе теории ограниченной задачи трех тел. Показана зависимость орбиты спутника от фигуры малого тела и гравитационного центрального поля внешнего тела. Выводятся условия взаимодействия этих факторов, их влияние на стабильность орбиты.

Ключевые слова: стабильность орбиты; орбита искусственного спутника; малое небесное тело.

ON STABILITY OF SATELLITE ORBIT OF A SMALL CELESTIAL BODY, PERTURBED BY THE EXTERNAL BODY. V. G. Pol, A. V. Simonov, K. G. Sukhanov.

The article considers orbit stability of small celestial body satellite in the presence of external massive perturbing body in terms of the restricted three body problem theory. The satellite orbit dependence is shown on the small body figure and external body gravitational central field. Conditions of the factors interaction are derived as well as the orbit stability influence.

Key words: orbit stability; artificial satellite orbit; small celestial body.

Введение

В [1] рассматривались основные факторы, служащие базовыми при определении параметров динамики начального движения КА вблизи малого небесного тела. Однако для предварительной оценки полета КА в течение длительного времени как искусственного спутника, например, небольшого астероида, знание этих факторов необходимо, но недостаточно. Поэтому, кроме учета воздействия указанных выше факторов, потребуется

решать задачу оценки возможности временной эволюции орбиты КА.

Выход практической космонавтики за пределы околоземного пространства подтверждает необходимость решения этой задачи. Примерами могут служить экспедиции исследования и посещения астероидов и комет. В таких случаях возникает задача формирования орбиты исследования и детального наблюдения посещаемого объекта, не решив которую, трудно обеспечить безопасную посадку аппарата-разведчика на сам объект.

Аналогичную задачу приходится, например, решать при уточнении орбиты опасного астероида, угрожающего ударом по Земле. Так, в [2] предложено уточнять орбиту известного опасного астероида Апофис с помощью радиомаяка, размещенного на орбите его искусственного спутника. Такой прием существенно повышает надежность проведения операции уточнения орбиты самого астероида. Однако эффективное уточнение движения астероида требует слежения за ним в течение нескольких лет. Следовательно, выбор параметров орбиты спутника должен обеспечить стабильность работы радиомаяка именно как спутника астероида с учетом влияния тел солнечной системы на интервалах времени порядка 5-10 лет.

Проблема эволюции орбиты спутника небесного тела известна в механике космического полета как эллиптическая ограниченная задача трех тел. Исторически в классической небесной механике исследовались случаи орбит, лежащих почти в одной плоскости и являющихся почти круговыми. Такой подход был оправдан астрономическими задачами, возникавшими как следствие специфической структуры солнечной системы. Поэтому интерес исследователей к эволюции совсем иных орбит спутников – сильно наклоненных и имеющих заметный эксцентриситет – ранее не проявлялся.

После появления практической космонавтики вполне естественно возник реальный интерес к исследованиям, в которых не накладывалось никаких ограничений на форму и взаимное расположение орбит. В результате задача исследования эволюции движения спутников небесных тел, рассматриваемой в рамках ограниченной эллиптической задачи трех тел (а именно, спутник – центральное тело – внешнее возмущающее тело) приобрела актуальность.

К сожалению, общих и прикладных работ в этом направлении пока известно не так много. Отметим среди них основополагающее исследование [3], дающее общие формулы и схему расчета изменения элементов орбиты для последовательных оборотов спутника, обращающегося вокруг центрального тела. Также следует выделить работу [4], дополняющую общие результаты исследования, проведенного в [3]. Эти источники могут служить отправной точкой для анализа тех или иных конкретных случаев ограниченной задачи трех тел, представляющих определенный прикладной интерес. Некоторые результаты такого анализа и приводятся ниже в настоящей статье.

1. Система эволюционных уравнений орбиты спутника

Использование известного в классической небесной механике метода осреднения возмущающих ускорений позволило получить точные формулы для расчета изменения элементов орбиты спутника, обращающегося вокруг центрального тела в зависимости от числа последовательных оборотов

и описание изменения элементов внутри одного оборота возмущающего тела [3]. В том случае, когда изменения элементов внутри одного оборота возмущающего тела достаточно малы, можно применить независимое двукратное осреднение. Этот прием позволил в [4] получить систему уравнений, описывающих изменения элементов орбиты (приводимую ниже в системе обозначений источника)

$$\begin{aligned} \frac{da}{dn} &= 0, \quad \frac{d\varepsilon}{dn} = -(1-\varepsilon)\varepsilon^{0.5} \sin^2 i \sin 2\omega, \\ \frac{di}{dn} &= -\frac{1}{2} \frac{(1-\varepsilon)}{\varepsilon^{0.5}} \sin i \cos i \sin 2\omega + \beta \frac{\sin I \sin \Omega \cos i_{ekv}}{\varepsilon^2}, \\ \frac{d\Omega}{dn} &= -\frac{\cos i}{\varepsilon^{0.5}} \left[(1-\varepsilon) \sin^2 \omega + \frac{\varepsilon}{5} \right] + \\ &+ \beta \frac{\cos i \sin I \cos \Omega - \sin i \cos I}{\varepsilon^2 \sin i} \cos i_{ekv}, \\ \frac{d\omega}{dn} &= \frac{(\cos^2 i - \varepsilon) \sin^2 \omega + 0.4\varepsilon}{\varepsilon^{1/2}} + \\ &+ \frac{\beta}{2\varepsilon^2} \left(5 \cos^2 i_{ekv} - 1 - 2 \frac{\sin I \cos \Omega}{\sin i} \cos i_{ekv} \right), \end{aligned} \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} \cos i_{ekv} &= \cos i \sin I + \sin i \cos I \cos \Omega, \\ n &= AN, \\ A &= \frac{15}{2} \pi \frac{\mu_b}{\mu} \left(\frac{a}{a_b} \right)^3 \frac{1}{\varepsilon^{1.5}}, \\ \beta &= \frac{4}{15} \frac{\delta a_b^3 \varepsilon_b^{1.5}}{a^5} \left(\frac{\mu}{\mu_b} \right), \\ \varepsilon &= 1 - e^2, \quad \varepsilon_b = 1 - e_b^2. \end{aligned}$$

Здесь μ – гравитационный параметр центрального тела; a, e, i, Ω, ω – элементы орбиты спутника. Угловые элементы отсчитываются от плоскости орбиты возмущающего тела. Положение узла Ω отсчитывается от нисходящего узла орбиты возмущающего тела в плоскости экватора, I – наклонение плоскости экватора к плоскости орбиты возмущающего тела, N – порядковый номер оборота спутника. Предполагается, что возмущающее тело обладает гравитационным параметром μ_b и обращается по эллиптической орбите с эксцентриситетом e_b .

Принято, что центральное тело – осесимметричный сфероид, с гравитационным потенциалом V , определенным формулами

$$V = \frac{\mu}{r} - \frac{\mu \delta}{3r^3} (3 \sin^2 \psi - 1), \quad \delta = a_e^2 (\alpha - 0.5m); \quad m = \frac{a_e^2 \Omega_R}{g_{ae}}, \quad (2)$$

спутника. Получено также

где a_e^2 – экваториальный радиус центрального тела; α – сжатие этого тела; Ω_R – угловая скорость его вращения; g_{ae} – ускорение силы тяжести на экваторе; ψ – широта точки, отсчитанная от экватора. Кроме того принимается, что максимальное удаление спутника от центрального тела r_{max} много меньше величины полуоси a_b орбиты возмущающего тела, а также, что $(r_{max}/a_b) \ll 1$.

Система (1), кроме тривиального интеграла $a = \text{const}$, имеет интеграл

$$(1 - \varepsilon)(0.4 - \sin^2 \omega \sin^2 i) + 0.2\varepsilon \cos^2 i + \beta \varepsilon^{-1.5} (\cos^2 i_{ekv} - 1/3) = \text{const} \quad (3)$$

Сначала при анализе системы уравнений (1) центральное тело полагается сферическим, что соответствует значению $\delta = 0$. Тогда, как очевидно, параметр $\beta = 0$, и как уравнения системы (1), так и интеграл (3) значительно упрощаются. Полученный упрощенный вариант будет описывать эволюцию эллиптической орбиты спутника, ориентированную относительно орбиты возмущающего тела произвольно. Анализ интеграла (3) для этого случая проведен в [4], а также и в [5;6]. Показано, что почти все элементы орбиты спутника в той или иной степени всегда изменяются с течением времени.

Приведем существенные особенности такой эволюции орбиты. Прежде всего, из тривиального интеграла $a = \text{const}$ следует, что период обращения спутника остается неизменным.

При этом, однако, другие элементы орбиты спутника эволюционируют, что следует из интеграла (3) при $\beta = 0$.

Анализ эволюции элементов e и i показывает, что основное значение имеет эволюция эксцентриситета. Картина фазовых траекторий на части плоскости (i, e) представлена на рисунке 1 [5]. Эти кривые представляют собой гиперболы в координатах (i, e) , по которым перемещается точка, представляющая текущие значения переменных i и e эволюционирующей орбиты.

Перемещение точки происходит по одной какой-либо гиперболе и при ее реальном движении занимает лишь ее ограниченную дугу, определяемую начальными значениями элементов a, e, ω, i . Эта дуга на рисунке 1 отмечена жирной линией. Протяженность же дуги может быть различной.

В частности, при определенных начальных значениях величин (i, e) она может быть достаточно велика и демонстрировать эволюцию элементов орбиты в значительных пределах. Дуги гипербол в правом верхнем углу на рис. 1 соответствуют орбитам с малыми наклонами ($i \approx 0^\circ$) и эксцентриситетом ($e \approx 0$). В этом случае протяженность дуги невелика, и эволюционные колебания i, e будут малы. Соответственно, орбита оказывается устойчивой и всегда остается примерно круговой при малом наклоне (дуга 1 на рисунке 1).

Напротив, при наклонах i , значительно отклоняющихся от значения $i = 0^\circ$, даже первоначально круговая орбита (например, с координатами $i \approx 90^\circ, e \approx 0$) будет быстро эволюционировать, приближаясь к очень сильно вытянутому эллипсу (дуга 2 на рисунке 1).

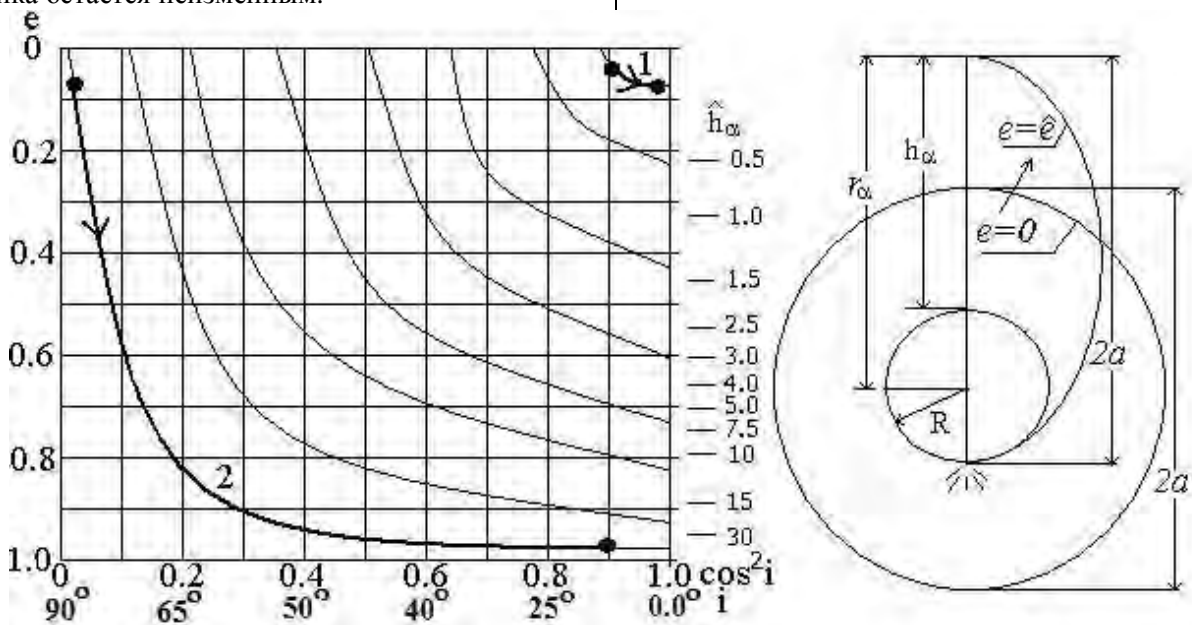


Рисунок 1. Характер эволюции орбиты при параметре $\beta = 0$

Поскольку большая полуось орбиты спутника остается неизменной, то его орбита сильно сжимается. Кроме того, наклонение орбиты спутника также уменьшается и стремится совпасть с плоскостью орбиты возмущающего тела.

Поэтому с течением времени наступит момент, когда орбита спутника пройдет через поверхность центрального тела. На рисунке 1 справа показан характер эволюции орбиты и предельное значение эксцентриситета \hat{e} , при котором существование спутника прекращается. В практических целях это значение \hat{e} можно выразить через величину радиус-вектора спутника в апогее r_α , или высоту спутника над поверхностью центрального тела h_α . Из элементарных соображений следуют очевидные соотношения,

$$\hat{e} = 1 - \frac{R}{a} = \frac{r_\alpha - R}{r_\alpha + R} = \frac{h_\alpha}{h_\alpha + 2R} = \frac{\hat{h}_\alpha}{\hat{h}_\alpha + 2}$$

позволяющие наглядно отметить на фазовой плоскости i, e относительные значения различных предельных начальных высот $\hat{h}_\alpha = h_\alpha/R$.

Отсюда, кстати, можно видеть, что для малых относительных высот полета спутника (составляющих несколько единиц) предельные значения эксцентриситета \hat{e} довольно невелики, а время существования спутника заметно сокращается.

Исследование фазовых траекторий на плоскости изменения остальных элементов орбиты спутника (наклонения орбиты i , долготы перигея ω и линии узлов Ω), проведенное в [5; 6], показывает, что аргумент перигея изменяется, стремясь к одному из двух определенных устойчивых значений. При этом, в конечном счете, эксцентриситет e также возрастает, а наклонение стремится к значению $i=90^\circ$.

Исключение составляют лишь два особых сочетания определенных начальных значений элементов i_0 и ω_0 , при которых в дальнейшем постоянно изменяется лишь один элемента именно, ω или Ω . Впрочем, эти орбиты неустойчивы, и поэтому их значение имеет лишь теоретический интерес. В работах [4; 6] приводятся расчетные формулы, позволяющие найти количество витков орбиты центрального тела, предшествующие его падению для предельных случаев, когда $i=90^\circ$ (кривая 2 на рисунке 1).

Таким образом, оказывается, что формирование орбит долгоживущих спутников (естественных, а тем более искусственных), плоскости орбит которых заметно не совпадают с плоскостью орбиты возмущающего тела, фактически запрещено. Однако этот вывод получен для случая представления тел гравитирующими точками, и лишь при этом условии его нужно считать справедливым для любой ограниченной системы трех тел.

Естественно предположить, что указанное представление тел точками может оказаться чрезмерной идеализацией. Поэтому в общем случае необходимо рассматривать следствия, возникающие при значении параметра $\beta \neq 0$. Однако ясно, что это требует исследования полного вида интеграла (3).

В универсальности полученных выше выводов о неминуемом падении спутника на центральное поле при параметре $\beta=0$ есть причины сомневаться. Основанием для этого служит пример существующих спутников Урана, имеющих наклонение $i \approx 98^\circ$ к плоскости орбиты возмущающего тела – Солнца, приводимый в [4]. Там же показано, что параметр β для Урана весьма велик и составляет $\beta \approx 91$, а долгопериодические пределы изменения эксцентриситета исчезающе малы. Как видно, здесь ситуация существенно отличается от той, которая следует, например, из фазовых кривых при $\beta=0$ (рисунок 1). Следовательно, эволюция орбиты при больших значениях β может иметь иной характер, и падение спутника на центральное тело может быть предотвращено.

Однако в целом картина эволюции при изменении величины β , начиная с нуля и выше, в литературе остается выясненной недостаточно. Равным образом, остаются неизвестными граничные условия для параметра β , соблюдение которых указывает на относительную стабильность орбиты спутника и ее эволюцию не выше заданных пределов. Строго говоря, необходим обстоятельный анализ интеграла (3) и построение фазовых портретов для всех элементов орбиты спутника точно так же, как это сделано для случая $\beta=0$. Однако решение такой задачи выходит за рамки настоящей статьи. Поэтому ниже мы выясним физический смысл параметра β , что поможет сделать некоторые общие выводы.

2. Параметр β как критерий устойчивости орбиты спутника

Физическая причина эволюций орбиты спутника заключается во взаимодействии возмущений, создаваемых как центральным телом, так и возмущающим внешним телом. Очевидно, в том случае, когда центральное тело представлено гравитирующей точкой (то есть при $\beta=0$), все возмущения обусловлены лишь внешним телом. Поэтому, переходя к случаю влияния возмущений от обоих тел (то есть при $\beta \neq 0$), целесообразно сначала рассмотреть в явном виде, что представляют эти возмущения сами собой. Для этого обратимся к их явному описанию как функций времени.

Отправляясь от подхода, предложенного в [7], можно получить описание возмущающих ускорений от обоих тел в виде функций времени [1]. Тогда спектр этих функций может быть представлен набором гармоник в обычной орбитальной системе координат STW.

Теперь хорошо видно, что параметр β представляет

Для случая, соответствующего принятому виду центрального тела (2) нормированные функции

возмущений, создаваемых им, имеют вид

$$\begin{aligned}\frac{S}{g_r} &= -\frac{3}{4} \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 \alpha [\sin^2 i \cos 2\varphi + \left(\frac{2}{3} - \sin^2 i \right)], \\ \frac{T}{g_r} &= -\frac{1}{2} \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 \alpha \sin^2 i \sin 2\varphi, \\ \frac{W}{g_r} &= -\frac{1}{2} \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 \alpha \sin 2i \sin \varphi.\end{aligned}\quad (4)$$

где g_r – ускорение, создаваемое гравитационным параметром центрального тела на расстоянии r ;
 $\varphi = 2\pi t/P$ – угловое положение спутника на орбите;
 P – период обращения спутника; t – время,
а остальные величины соответствуют указанным в выражении (2).

Для случая, соответствующего принятому описанию возмущающего тела, система уравнений для составляющих возмущений приобретает вид

$$\begin{aligned}\frac{S}{g_r} &= \frac{3}{2} \left(\frac{r}{r_b} \right)^3 \frac{\mu_b}{\mu} [\cos^2 \gamma \cos 2(\varphi - \alpha) + (\cos^2 \gamma - \frac{2}{3})], \\ \frac{T}{g_r} &= -\frac{3}{2} \left(\frac{r}{r_b} \right)^3 \frac{\mu_b}{\mu} [\cos^2 \gamma \sin 2(\varphi - \alpha)], \\ \frac{W}{g_r} &= \frac{3}{2} \left(\frac{r}{r_b} \right)^3 \frac{\mu_b}{\mu} [\sin 2\gamma \cos(\varphi - \alpha)].\end{aligned}\quad (5)$$

где γ – угол между направлением от центрального тела на возмущающее тело и плоскостью спутника;
 r_b – текущее удаление возмущающего тела от спутника.
Сравнение выражений (4) и (5) показывает, что структура возмущающих ускорений имеет один и тот же вид, отличаясь лишь амплитудами тех или иных гармоник.

Далее, можно показать, что для центральных тел со сжатием $\alpha > 200^{-1}$ всегда можно пренебречь величиной $m/2$ в выражении для δ в (1). Поэтому можем положить $\delta \approx \alpha$. Наконец, примем, что орбиты центрального и возмущающего тел близки к круговым, имеют радиусы r , r_b , и лежат в одной плоскости (то есть угол $\gamma \approx 0$). Тогда можно считать, что $a \approx r$ и $a_b \approx r_b$, и это позволит дать более наглядную интерпретацию параметра β .

Заменив в соответствии с этим обозначения в (1), запишем выражение для параметра β в виде

$$\beta = \frac{4}{15} \left[\left(\frac{a_e}{r} \right)^2 \alpha / \left(\frac{r}{r_b} \right)^3 \frac{\mu_b}{\mu} \right] \approx \frac{1}{4} \frac{G}{G_b}.\quad (6)$$

собой просто отношение ускорения, возмущающего спутник и создаваемого центральным телом к такому же ускорению, обусловленным внешним телом, но скорректированное на некоторый постоянный коэффициент. Также наглядно показано, что эффект влияния двух тел (центрального и внешнего) на третье (спутник) представляет собой комбинированное действие двух эффектов, вызывающих различные следствия.

Случай $\beta \approx 0$, очевидно, является приближением к ситуации преобладающего влияния внешнего тела со всеми последствиями, подробно рассмотренными в [4]. Этот случай имеет место, если центральное тело является сферой и, следовательно, обладает центральным гравитационным полем. Именно тогда преобладающее влияние внешнего тела оказывается фактически единственным и вызывает обнаруженный выше эффект падения спутника на центральное тело, если спутник выходит из плоскости орбиты в данном случае тела, определяющего ситуацию со спутником в целом.

Напротив, ситуация, в которой $\beta \neq 0$, представляет собой случай, когда теперь центральное тело является хозяином положения, полностью определяющим движение своего спутника. Теперь проблема падения спутника отпадает сама собой (разумеется, при отсутствии сопротивления атмосферы или еще какого-либо аналогично действующего фактора). Действительно, это подтверждено всей практикой космонавтики. Между этими крайними ситуациями находится пограничный случай одновременно двух влияний на спутник, вызывающих различные следствия.

В таком случае, разумно поставить вопрос об определении границы или хотя бы некоторой зоны значений параметра β , разделяющей эти две качественно различные ситуации. Это позволит перейти от качественных объяснений стабилизации спутников, приводимых в [4], к количественным критериям долгосрочного существования спутника, удобным практически.

Отправляясь от выражений (4) и (5), найдем значение параметра $\beta_{=}$, соответствующее равенству возмущений создаваемых центральным и возмущающим телами. Если приравнять амплитуды гармоник возмущений и подставить их в выражение (6), то получим значение $\beta_{=} = (0.5 \div 0.75)$, где разница значений в скобках определяется выбором конкретного коэффициента гармоник (4) (то есть 3/4 или 1/2). Тогда полученное значение $\beta_{=}$ можно принять граничным, разделяющим преимущественное влияние центрального или возмущающего тела. Дополнительно определим радиус $r_{=}$ орбиты спутника, соответствующего величине $\beta_{=}$. Написав выражение для $\beta_{=}$ в явном виде

по формуле (6), и приравняв его среднему значению параметра β_* , получим оценку значения граничного значения радиуса r_*

$$r_* \approx \sqrt[5]{0.4a_e^2 \alpha r_T^3 \frac{\mu}{\mu_T}}. \quad (7)$$

Таким образом, определив конкретное значение β для тех или иных случаев, можно выбирать элементы орбиты с учетом оценки возможного характера эволюции спутника и/или граничного значения радиуса орбиты. Например, для значений $\beta \ll \beta_*$ и $r > r_*$ следует считать влияние возмущающего тела определяющим. Следовательно, нужно выбирать орбиту спутника, лежащую в плоскости этого тела. Напротив, при величине $\beta \gg \beta_*$ можно использовать и орбиты с наклоном, соблюдая условие $r < r_*$. Разумеется, рекомендации данного качественного критерия следует в дальнейшем проверять численным интегрированием.

Полученные оценки могут дополнять частные рекомендации по выбору орбит, неявно следующие из [4].

3. Примеры выбора орбит спутников малых небесных тел.

3.1. Возможные орбиты спутника астероида Апофис.

Здесь центральное тело – Апофис, а возмущающее – Солнце. Оценим граничное значение радиуса орбиты ИС и стабильность возможных орбит. Необходимые данные для оценок заимствуем из [1]. Имеем

$$a_e = 0.175 \text{ км}, \quad \alpha \approx 0.2, \quad \mu \approx 3.1 \cdot 10^{-9} \text{ км}^3/\text{с}^2, \\ r_T = 1.5 \cdot 10^8 \text{ км}, \quad \mu_T \approx 1.327 \cdot 10^{11} \text{ км}^3/\text{с}^2.$$

Тогда по (7) получаем значение $r_* = 2.90 \text{ км}$ и $\beta_* = 0.64$.

Следовательно, возможен выбор орбит с радиусом 1-2 км, что должно дать стабильную орбиту ИС, причем она не обязательно должна лежать в плоскости эклиптики. Проверка орбиты математическим моделированием подтверждает это (рисунок 2).

3.2 Оценка возможности создания спутника Фобоса

В этом случае центральное тело – Фобос, а возмущающее – Марс. Оценим возможность существования стабильного спутника Фобоса, и заимствуем исходные данные для оценок из [8]. Имеем

$$a_e \approx 11 \text{ км}, \quad \alpha \approx 0.2, \quad r = 15 \text{ км}, \quad \mu \approx 7.112 \cdot 10^{-4} \text{ км}^3/\text{с}^2, \\ r_T = 9376 \text{ км}, \quad \mu_T \approx 4.29 \cdot 10^4 \text{ км}^3/\text{с}^2.$$

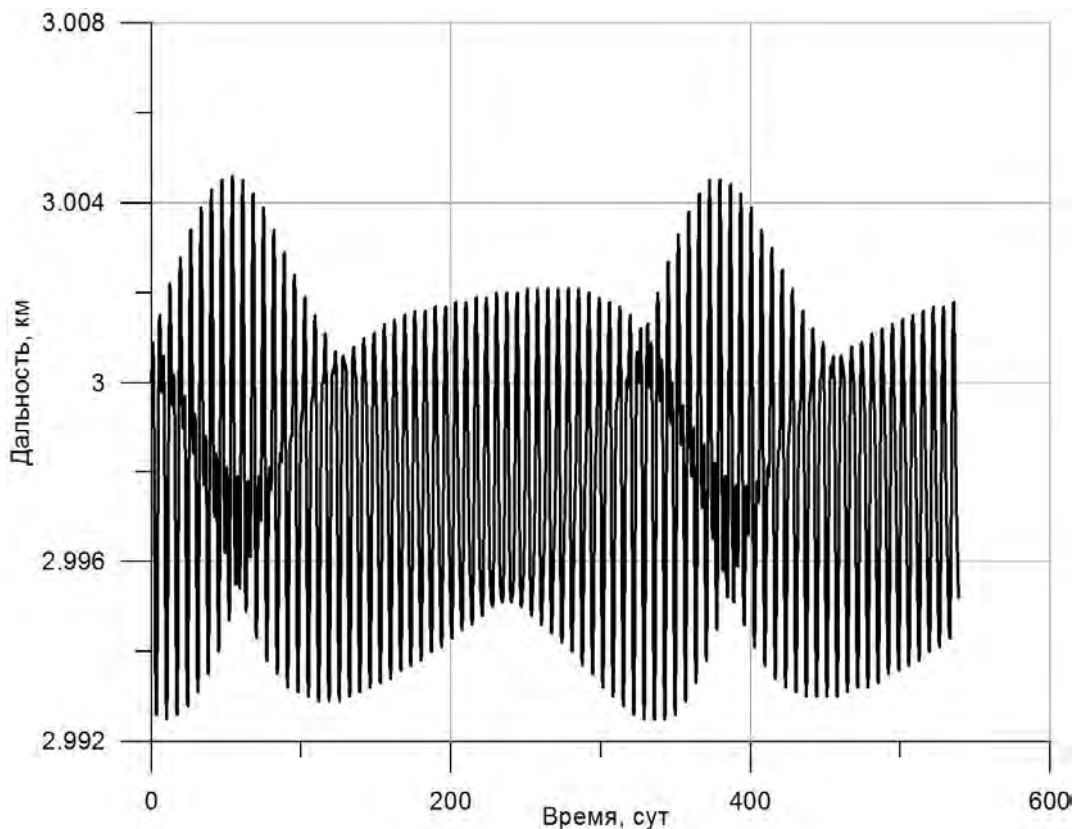


Рисунок 2. Дальность КА – астероид при $r_0 = 3 \text{ км}$

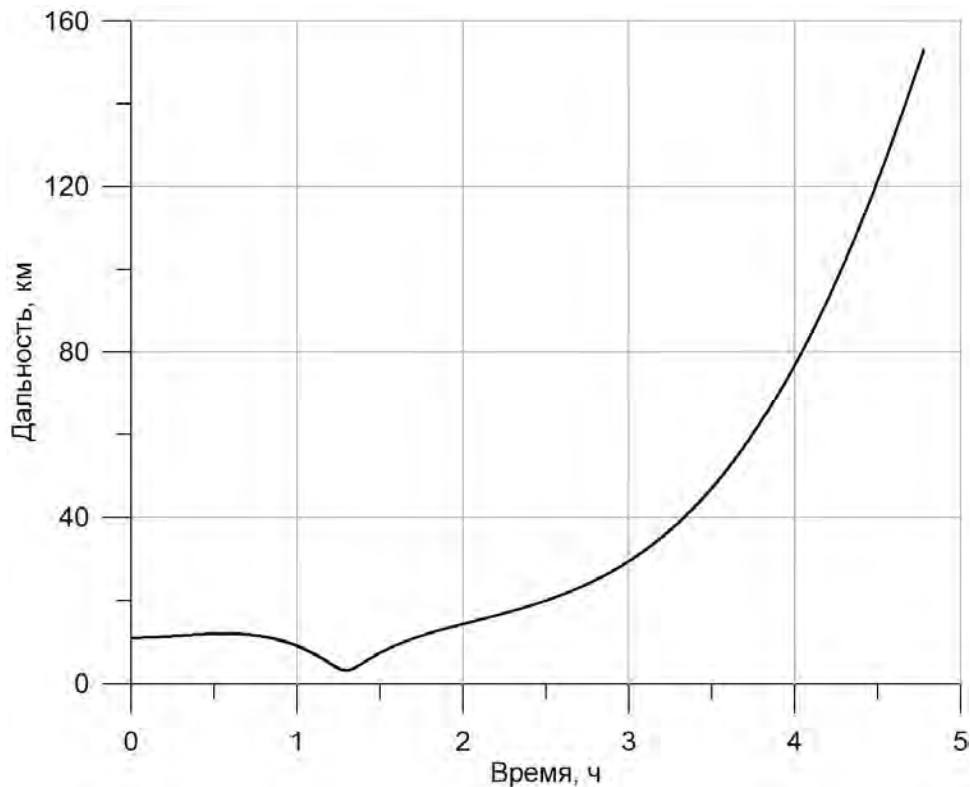


Рисунок 3. Дальность КА – Фобос при $r_0=11$ км

По (6) определяем значение параметра $\beta=0.115$. Оно показывает, что в данном случае внешнее тело (Марс) будет в основном определять движение КА в окрестности Фобоса. Следовательно, стабильное существование спутника Фобоса, если оно вообще возможно, должно реализовываться только в экваториальной плоскости Марса. Расчет радиуса $r_*=10.60$ км показывает, что сфера действия Фобоса вследствие близости Марса практически отсутствует. В конечном счете, приходится сделать вывод о том, что существование спутника Фобоса нереально. Проверка орбиты математическим моделированием показывает, что спутник быстро уходит от Фобоса на орбиту вокруг Марса (всего лишь за $\approx 1/7$ долю периода обращения Фобоса) (рисунок 3).

Выводы

Предлагаемая интерпретация системы эволюционных уравнений дает возможность быстрой и наглядной оценки возможности длительного существования спутника малого небесного тела. Проведенное математическое моделирование показало, что такие оценки можно использовать на предварительных этапах проектных баллистических расчетов для экспедиций к малым телам Солнечной системы.

Библиографический список

- 1 Польш В.Г. Оценка параметров динамики движения КА вблизи малого небесного тела. // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2009. №2. С. 53-62.
- 2 Астероидная опасность, реальные проблемы и практические действия / И.В. Ломакин [и др.] // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2009. №1. С. 49-58.
- 3 Лидов М.Л. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних сил. //Сборник Искусственные спутники Земли. М.: Изд-во АН СССР, 1961. вып. 8. С. 5-45.
- 4 Лидов М.Л. О приближенном анализе эволюции орбит искусственных спутников Земли. //Сборник Проблемы движения искусственных небесных тел. М.: Изд-во АН СССР, 1963. С. 119-134.
- 5 Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. М.: ГР ФМЛ, 1977. 430 с.
- 6 Охотимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: ГР ФМЛ, 1990. 445 с.
- 7 Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
- 8 Астрономический ежегодник на 2010 год. Постоянная часть. СПб.: ИПА РАН, 2010. 698 с.

Диагностика продуктов сгорания ракетных двигателей, их агрегатов и систем контактным методом

Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов



ИВАНОВ

Николай Николаевич
ведущий специалист
Центра ФГУП «НПО им.
С.А. Лавочкина», кандидат
физико-математических
наук, член Союзов
журналистов Москвы и
России
e-mail:ivanov_n_n@laspace.ru



ИВАНОВ

Алексей Николаевич
научный сотрудник
компании Дэнэкс,
кандидат физико-
математических наук
e-mail: ANI24@yandex.ru

Настоящая работа посвящена новому блочно-модульному устройству, использованному при диагностике конденсированных продуктов сгорания ракетных двигателей во время проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ с ЖРД (НПО «Энергомаш» им. В.П. Глушко, двигатели РД-171, РД-180, РД-191) и РДТТ.

С помощью данного устройства впервые в практике эксплуатации закрытых выхлопных трактов выполнены отборы сажи из сверхзвуковой, высокотемпературной струи ЖРД большой мощности.

Большое количество значимых результатов получено также при исследовании процессов горения смесевых твердых топлив в РДТТ.

Ключевые слова: контактная диагностика; ракетные двигатели ЖРД, РДТТ; конденсированные продукты сгорания; сажа; прямоточное устройство.

CONTACT DIAGNOSTICS OF COMBUSTION PRODUCTS OF ROCKET ENGINES, UNITS AND SYSTEMS. N.N. Ivanov, A.N. Ivanov.

The article is devoted to new block-module device used for diagnostics of condensed combustion products of rocket engines during research and developmental work with liquid-propellant engines and solid-propellant engines (NPO "Energomash" named after V.P. Glushko, engines RD-171, RD-180, RD-191).

For the first time in operation of closed exhaust circuits by means of the device soot selection was performed from supersonic high-temperature jet of high-power liquid-propellant engine.

Extensive amount of important results was gain during study of burning processes of mixed solid propellants in solid-propellant engines.

Key words: contact diagnostics; liquid-propellant rocket engines, solid-propellant rocket engines; condensed combustion products; soot; direct-flow device.

В настоящее время для исследования конденсированных продуктов сгорания ракетных двигателей, их агрегатов и систем используются контактные и бесконтактные (в частности, оптические) методы диагностики. Известно, что у этих методов имеются как достоинства, так и недостатки [1]. Заметим, что к настоящему времени наиболее значимые результаты измерений в исследовании высокотемпературных

продуктов сгорания ракетных двигателей (ЖРД, РДТТ) были получены с помощью контактных методов. Однако, несмотря на определенные успехи, достигнутые с помощью контактных методов в отечественном ракетном двигателестроении, представляется технически правильным и грамотным использовать для диагностики высокотемпературных, до и сверхзвуковых двухфазных потоков комбинации контактных и бесконтактных

методов измерения, взаимодополняющих, а не конкурирующих друг с другом. Примеры использования комбинации контактных и бесконтактных методов измерения в ракетно – космической технике известны, например [2].

Исходные данные по конденсированным продуктам сгорания (саже, жидким и/или твердым конденсированным частицам) представляют собой основную исходную информацию для решения ряда важных прикладных задач, таких как:

- определение номинальных значений удельного импульса тяги;
- расчет светимости и маскировки выхлопного факела РДТТ отечественных ракет;
- обнаружение запусков ракет потенциального противника;
- возникновение остаточной тяги вследствие пиролиза теплозащитных материалов в камере двигательной установки;
- величина массы остатков в камере двигателя;
- определение техногенного влияния продуктов сгорания на окружающую среду;
- оптическая деградация оптических элементов приборов, защитных пластин и т.д.

В данной работе представлены описание и принцип действия пневмо-управляемого прямооточного устройства, выполненного по блочно – модульной схеме, для отбора дисперсной фазы в высокотемпературных и высокоскоростных двухфазных потоках [3]. Это устройство позволяет отбирать дисперсную фазу в высокотемпературных до и сверхзвуковых двухфазных потоках в различные моменты работы ракетного двигателя (при выходе двигателя на режим, на стационарном участке работы, на спаде давления и т.д.). Представлены также схемы установок с использованием прямооточного устройства, реализованные в экспериментах с натурными ЖРД и модельными РДТТ, приведены некоторые результаты экспериментов.

Область исследования

Известно, что любая двухфазная система состоит из непрерывной (сплошной) среды и дисперсной фазы. В ракетных двигателях - это соответственно газообразные продукты сгорания и жидкие капли (камера сгорания) и жидкие и твердые частицы (сопло).

Основная характеристика любой полидисперсной системы - интегральная функция распределения $\Phi_y(d_s)$

- показывает долю какого-либо параметра системы, приходящуюся на частицы с размером меньшим, чем данный размер, относительно величины этого же параметра для всей системы. В качестве такого параметра может быть выбрано число частиц, их объем, удельная поверхность, масса и т.д. Интегральную функцию распределения массы конденсированных частиц по размерам часто обозначают $G_s(d_s) = \Phi_y(d_s)$.

Наряду с интегральной функцией распределения используется и дифференциальная функция распределения или плотность распределения вероятностей. Эта функция имеет вид

$$F_y(d_s) = d\Phi_y(d_s) / dd_s.$$

Обычно функцию $F_y(d_s)$ нормируют на единицу.

Отсюда любую среднюю величину \bar{a}_y можно получить следующим образом

$$\bar{a}_y = \int_{d_{smin}}^{d_{smax}} a_y(d_s) F_y(d_s) dd_s.$$

На практике обычно принимают

$$F_y(d_s) = f(d_s) / N,$$

где $f(d_s)$ - обчислительное число частиц в интервале диаметров от $(d_s)_i$ до $(d_s)_{i+1}$;

N - суммарное число обчислительных частиц в пробе.

В отечественной и зарубежной литературе для анализа и сравнения интегральных импульсно-энергетических характеристик полидисперсных двухфазных течений в соплах и камерах сгорания ракетных двигателей часто используются средние диаметры частиц $(d_s)_{mn}$, рассчитанные по эмпирическим распределениям $f(d_s)$: среднеарифметический $(d_s)_{10}$, среднеквадратичный $(d_s)_{20}$, среднекубический $(d_s)_{30}$, средний объемно-поверхностный $(d_s)_{32}$, среднемассовый $(d_s)_{43}$, средний $(d_s)_{53}$ и т.д. Вычисляются все эти диаметры по формуле

$$(d_s)_{mn} = \left[\frac{\int_{d_{smin}}^{d_{smax}} d_s^m f(d_s) dd_s}{\int_{d_{smin}}^{d_{smax}} d_s^n f(d_s) dd_s} \right]^{1/m-n}.$$

Здесь $m > n$, $f(d_s)$ - эмпирическое распределение конденсированных продуктов сгорания по размерам;

d_{smin} и d_{smax} - минимальный и максимальный диаметр конденсированных продуктов сгорания в эмпирической пробе.

Рассмотрим пневмоуправляемое прямооточное устройство для отбора дисперсной фазы в двухфазных потоках, представленное на рисунке 1, более подробно.

Основными функционально связанными между собой узлами прямооточного устройства являются заборный аэродинамической формы насадок 1 с принудительным охлаждением продуктов сгорания, автоматически управляемый клапан - прерыватель 2, узел фильтрации 3, силовой корпус 4, наружная тепловая защита 5, опорно-крепёжная платформа 6. Автоматически управляемый клапан - прерыватель 2 включает корпус 7 со штуцером 8 для подвода воздуха, перемещающийся в корпусе клапана -

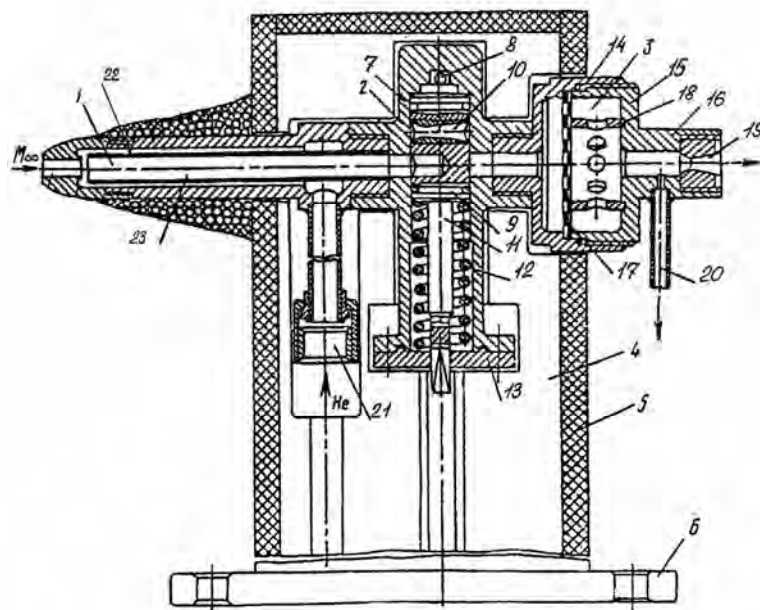


Рисунок 1

прерывателя 2 поршень 9 со сверхзвуковым микросоплом 10 и штоком 11, возвратную пружину 12 и крышку 13. Узел фильтрации 3, в свою очередь, содержит корпус 14, съемную крышку 15 с выходным патрубком 16, дисковый пористый фильтр 17, опорное перфорированное кольцо 18. В выходном патрубке 16 узла фильтрации 3 закреплены неподвижное сверхзвуковое микросопло 19 и штуцер 20, служащий для отбора газообразных продуктов сгорания в вакуумированный сосуд – баллон (на рисунке 1 не показан).

Работа устройства осуществляется в автоматическом режиме в соответствии с заданной циклограммой.

За несколько секунд до начала работы ракетного двигателя через входной штуцер 21 в кольцевой щелевой охлаждающий канал 22 заборного насадка 1 начинает подаваться инертный хладагент. Хладагент в прямоточном устройстве в первые секунды работы ракетного двигателя играет роль газодинамического затвора, а далее используется для охлаждения конструкции и для замораживания отбираемых конденсируемых продуктов сгорания. Далее прямоточное устройство с помощью пневмо или гидропривода выставляется в заданную точку сечения выхлопного факела. После этого согласно циклограмме в воздушную полость клапана – прерывателя 2 подается сжатый воздух. Под действием сжатого воздуха поршень 9, в котором смонтировано сменное сверхзвуковое микро 10, начинает перемещаться, сжимает возвратную пружину 12 и устанавливается соосно заборному каналу 1 и узлу фильтрации 3. В результате этих взаимодействий сквозной прямоточный канал 23 оказывается разделенным на два участка: первый участок – до сверхзвукового микросопла 10, второй – за сверхзвуковым микросоплом 10.

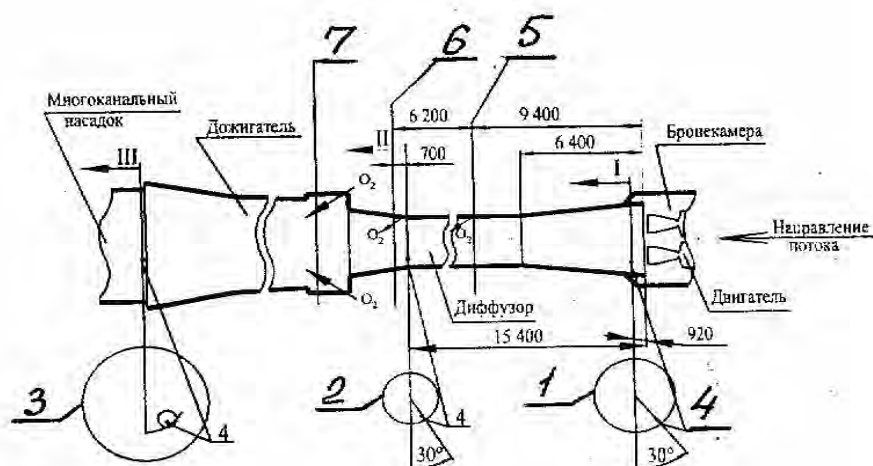
После сверхзвукового микросопла 10 замороженная двухфазная смесь втекает в узел фильтрации 3, в котором конденсированные частицы (например, сажа, оксиды алюминия, магния и т.д.) задерживаются пористым фильтром 17, а отфильтрованная газовая смесь поступает в полость за пористым фильтром 17 и далее через сверхзвуковое микросопло 19 истекает в выхлопную систему стенда. При необходимости часть отфильтрованной газовой смеси по штуцеру 20 и соответствующим агрегатам автоматики (на рисунке 1 агрегаты автоматики не показаны) можно отобрать в вакуумированный сосуд – баллон.

По окончании отбора конденсированных продуктов сгорания прямоточное устройство снимается с установки и демонтируется. Отобранные конденсированные продукты сгорания извлекаются из узла фильтрации и отправляются на анализ, например, дисперсионный, химический, рентгенофазовый и т.д.

После дефектации и промывки прямоточное устройство, заправленное новым пористым фильтром, готово к последующим экспериментам. Следует отметить, что устройство может работать и не в высокотемпературных двухфазных потоках.

Данное прямоточное устройство было использовано в ответственных и сложных работах по отбору дисперсной фазы в выхлопном факеле натурного ЖРД РД – 180 конструкции НПО Энергомаш им. В.П. Глушко, тяга 400 тс, топливо «кислород + керосин» [4], а также в камере и выхлопном факеле модельного РДТТ.

Известно, что огневые испытания кислородно - керосиновых ЖРД сопровождаются интенсивным образованием и выбросом с продуктами сгорания большого количества сажи, не догорающей в дожигателе выхлопных



1, 2, 3 – сечения, в которых проводился отбор дисперсной фазы - сажи; 4 - пробоотборник; 5, 6, 7 - пояса ввода жидкого кислорода.

Рисунок 2

газов. По этой причине понимание и управление процессами сажеобразования, знание параметров сажевых потоков и сажевых частиц являются актуальной задачей. Следует отметить, что использование воздуха для дожигания продуктов сгорания кислородно – керосиновых ЖРД с позиций экологии и термодинамики является неприемлемым, ибо дожигание упомянутых выше продуктов сгорания ЖРД воздухом сопровождается активным окислением атмосферного азота в высокотемпературной зоне и выбросом сверхнормативного количества окислов азота NO_x (до 10 г/м^2) при $k_m = (G_{ок} / G_2)_d \leq 2,5$, где k_m – действительное соотношение массового расхода окислителя $G_{ок}$ к массовому расходу горючего G_2 .

Фрагмент схемы газодинамического стенда закрытого типа (без выброса продуктов сгорания в атмосферу) с вводом жидкого кислорода в дожегатель и диффузор, на котором были проведены эксперименты по отбору сажи с осреднением массы пробы за весь цикл огневого испытания ЖРД РД – 180, показан на рисунке 2. Заметим, что в

экспериментах НПО Энергомаш использовалось прямоточное устройство с заборным каналом диаметром 6 мм.

Размеры, показанные на рисунке 2, даны в миллиметрах.

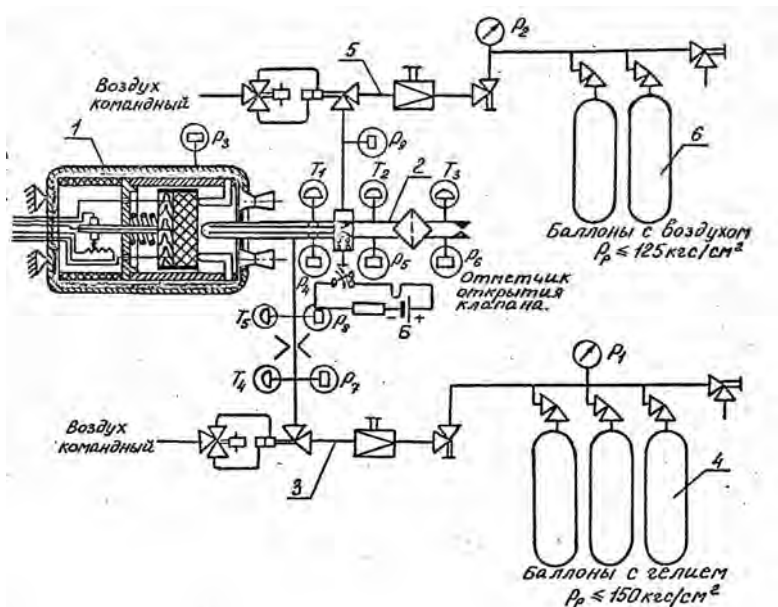
В таблице 1 представлены количественные результаты по отбору дисперсной фазы – сажи, полученные при огневых испытаниях ЖРД РД – 180 на газодинамическом стенде закрытого типа.

В выводах [4], в частности, отмечено, что впервые в практике эксплуатации закрытых выхлопных трактов выполнены отборы сажи из сверхзвуковой высокотемпературной выхлопной струи ЖРД большой мощности (РД – 171, РД – 180, РД – 191) в характерных зонах выхлопного тракта, в том числе в непосредственной близости от среза сопла, а также получены аналитические данные дисперсного состава и формы (морфологии) уловленных сажевых частиц, характеризующих условия и места их образования в системе «ЖРД – выхлопной тракт».

Схема экспериментальной установки для изокINETического отбора агломератов, конденсированных продуктов сгорания, сажи вблизи и вниз по потоку от горящей

Таблица 1

№ Пробы	Масса сажи, г	Сечение в диффузоре или дожегателе	Тип двигателя, пояс подачи кислорода
1	0,3	1–1, диффузор	РД – 180, пояс 6
2	0,2	2–2, – * –	– * –
3	0,28	2–2, – * –	– * –
4	0,27	2–2, – * –	– * –
5	0,21	2–2, – * –	– * –
6	0,2	2–2, – * –	– * –
7	0,016	2–2, – * –	РД – 180, пояс 5 и 6
8	0,011	2–2, – * –	– * –
9	0,01	3–3, дожегатель	– * –



1 - модельный РДТТ; 2 - прямооточное устройство для отбора конденсированных продуктов сгорания; 3 - система подвода хладоагента для охлаждения отбираемых продуктов сгорания и заборного насадка прямооточного устройства; 4 - рампа хладоагента; 5 - система подвода командного воздуха для управления клапаном прерывателем; 6 - баллоны с воздухом. $P_1 - P_8$ - замеры давления; $T_1 - T_5$ - замеры температуры.

Рисунок 3

поверхности смесового твердого топлива (СТТ) из камеры сгорания модельного РДТТ показана на рисунке 3. Напомним, что изокINETический отбор происходит в случае, когда скорость натекания потока, например, в камере сгорания ракетного двигателя равна скорости втекания струйки тока в отборник, т.е. $w_\infty = w_{вт.}$, а векторы этих скоростей параллельны друг другу.

Работа этой установки осуществляется следующим образом. Вначале за несколько секунд до запуска двигателя в заборный насадок прямооточного устройства (далее устройства) начинал и далее подавался в течение всего эксперимента хладоагент. При этом клапан – прерыватель устройства согласно временной циклограмме закрыт. Запускается модельный РДТТ. В соответствии с временной циклограммой на требуемой секунде работы двигателя открывался клапан – прерыватель. Струйка продуктов сгорания, содержащая конденсированные продукты сгорания, начинала втекать в заборный насадок устройства, при

этом отбор продуктов сгорания по времени длится столько, сколько требуют условия эксперимента. Пройдя заборный насадок и промежуточное сверхзвуковое сопло, отобранные продукты сгорания попадали в узел фильтрации, где конденсированная фаза задерживалась и осаждалась на фильтре, а газообразные продукты сгорания вместе с хладоагентом преодолевали этот фильтр и истекали в выхлопную систему стенда. По окончании работы модельного РДТТ устройство снималось с соплового днища двигателя и демонтировалось, из узла фильтрации извлекалась отобранная конденсированная проба и передавалась на анализ: химический, дисперсионный, рентгенофазовый и т.д.

Численные результаты отбора конденсированных продуктов сгорания из камеры модельного РДТТ, когда заборное отверстие прямооточного устройства отстояло от поверхности СТТ на расстоянии $L = 310$ мм, представлены в таблице 2.

Таблица 2

СТТ, 18% Al, L = 310 мм	Фракция частиц, мкм	Массовая доля частиц во фракции	Средние диаметры частиц во фракции, мкм				
			$(d_s)_{10}$	$(d_s)_{20}$	$(d_s)_{30}$	$(d_s)_{32}$	$(d_s)_{43}$
	0 ... 4	0,32	0,76	0,84	0,92	1,11	1,32
	4 ... 40	0,12	11,4	13,6	15,7	21,1	25,5
	40 ... 400	0,56	82	90	99	123	155

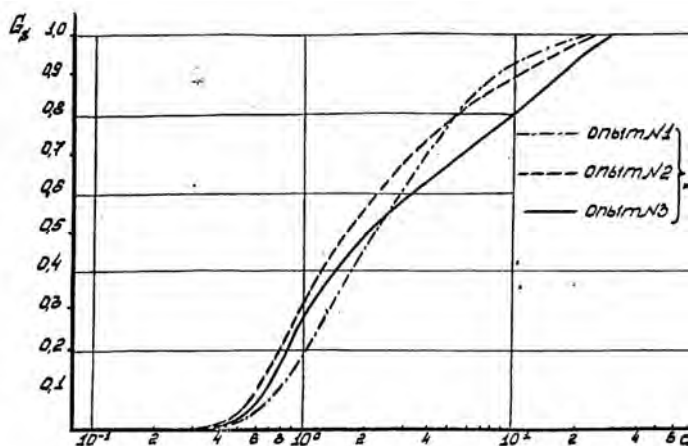


Рисунок 4

На рисунке 4 показаны, как пример, интегральные кривые $G_s = f(d_s)$ распределения массы конденсированных продуктов сгорания (КПС) по размерам, отобранных данным устройством в камере модельного РДТТ в трех однотипных опытах, смесевое твердое топливо которого содержало 18 % Al.

На рисунке 5 показана микрофотография частиц оксида алюминия ($d_s \leq 4$ мкм), отобранных из камеры сгорания модельного РДТТ при давлении $P_k \approx 4,0$ МПа, снаряженного СТТ с 18 % Al. Увеличение $3500\times$.



Рисунок 5

Библиографический список

- 1 Иванов Н.Н., Иванов А.Н. Приборы и установки контактной диагностики и их использование в исследовании высокотемпературных двухфазных потоках. Физика горения и взрыва. 1991. № 6. С.87 – 101.
- 2 Strand L.D., Bowyer J.M., Varsi G. et al. Characterization of particulates in the exhaust plume of large solid – propellant rockets // J. Spacecraft and Rockets. 1981. 19, №2.
- 3 Иванов Н.Н., Иванов А.Н., Худяков В.Н. и др. Прямочное устройство для отбора дисперсной фазы в высокотемпературных и высокоскоростных двухфазных потоках // Патент РФ № 2108559. 1995.
- 4 Худяков В. Н. Снижение выброса сажи при огневых испытаниях ЖРД на стендах закрытого типа // Труды НПО Энергомаш им. В.П. Глушко. М., 2002. № 20. С.259 –275.



АРИСТОВ

Валерий Павлович

ведущий специалист ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина», кандидат физико-математических наук
e-mail: dep103180@laspace.ru



ТЕЛЕПНЕВ

Пётр Павлович

начальник отдела
ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»
e-mail: dep103180@laspace.ru



ЕРМАКОВ

Владимир Юрьевич

заместитель начальника отдела ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина», кандидат технических наук
e-mail: dep103180@laspace.ru

УДК 629.78.03

Применение теории цепей к построению алгоритма расчета пневмогидравлической системы двигательной установки КА

В.П. Аристов, П.П. Теленев, В.Ю.Ермаков

Используются методы теории цепей для построения математической модели разветвленной пневмогидравлической системы (ПГС) двигательной установки космического аппарата (КА), состоящей из агрегатов, рассматриваемых как элементы с сосредоточенными параметрами. Определяются принципы построения модели. Описывается методология разработки математической модели ПГС.

Ключевые слова: пневмогидравлическая цепь; идеализированные элементы; структурный граф; перепад давления; расход рабочей среды.

APPLICATION OF CIRCUIT THEORY FOR ALGORITHM OF CALCULATION OF AIR-OVERPNEUMATIC SYSTEM OF SC PROPULSION SYSTEM. V.P.Aristov, P.P.Telepnev, V.Y.Ermakov

The article presents application of circuit theory methods for mathematical modeling algorithm for branched air-overpneumatic system of SC propulsion system, consisting of units, which are considered lumped parameter elements. Modeling principles are defined. Mathematical modeling methods for branched air-overpneumatic system of SC propulsion system are described.

Key words: air-overpneumatic circuit; idealized components; structural graph; pressure fall; working medium consumption.

Задача расчета пневмогидравлической системы (ПГС) в общем виде состоит в том, чтобы решить систему дифференциальных уравнений и алгебраических уравнений, в которую входят уравнения, описывающие различные устройства, составляющие ПГС, а также алгебраические уравнения, отображающие законы сохранения для ПГС. Искомыми параметрами являются перепады давления Δp_i и расходы G_i рабочей среды в i -ой ветви на различных участках системы (ПГС) и вариаций расходов δG_i , описывающие процессы, происходящие в ПГС.

Будем использовать методы теории цепей для построения математической модели разветвленной пневмогидравлической системы (ПГС), состоящей

Проблема заключается в том, что имеющимися физико-математическими и экспериментальными методами провести достаточно точный расчет нестационарных процессов, происходящих при функционировании сколько-нибудь сложных пневмогидравлических систем (ПГС) даже в самом тривиальном их представлении, оказывается невозможным.

В данной работе рассматриваются линейризованные уравнения для вариаций перепадов давления $\delta \Delta p_i$

Общая последовательность построения математической модели (ММ) пневмогидравлической системы (ПГС) следующая:

- Составление перечня «агрегатов» по схеме ПГС.
- Выделение эквивалентной схемы ПГС. Выбор

из агрегатов, рассматриваемых как элементы с **сосредоточенными** параметрами [1, с.15].

Сопоставляя приближенные уравнения, моделирующие процесс в том или ином агрегате, и уравнения простейших элементов, можно сформировать эквивалентную **схему замещения** этого агрегата. При разработке эквивалентных схем для агрегатов, узлов, входящих в ПГС, удается всё разнообразие процессов, конструктивных особенностей узлов, агрегатов свести к отличию в составе и структуре эквивалентных схем, собранных из простейших элементов (звеньев).

Математической модели каждого агрегата соответствует определенная структура эквивалентной схемы, составленной из элементов, а всей ПГС – схема, объединяющая эквивалентные схемы всех агрегатов системы. Эта эквивалентная схема системы называется **эквивалентной пневмогидравлической цепью (ПГЦ)**, описывающей с оговоренными при построении модели условиями и ограничениями характеристики процессов в анализируемой ПГС.

Для использования теории цепей удобно иметь **циклическую** схему цепи, т.е. схему без тупиков.

В этом случае оказывается продуктивным использовать аппарат теории **структурных графов** и правила **измерения переменных**. Подобный подход удобен также тем, что дает простой метод формального построения эквивалентной цепи и ее математической модели.

Теория структурных графов помогает составить циклическую схему цепи. Для построения структурного графа физической системы, состоящей из разнородных элементов, используется понятие об операциях измерений, которые определяют связи между переменными, характеризующими состояние системы.

Измерение любого параметра связано с сопоставлением двух точек или двух областей, в которых производится измерение. Измерение давления манометром производится путем сопоставления давления в двух точках – точке отсчета и **во внешней среде** (атмосфере, вакууме).

За счет включения в цепь узла, соответствующего внешней среде, цепь превращается в **циклическую**, в которой нет «висячих» ветвей.

Использование процедуры измерений параметров (достаточно и «теоретически», мысленно; важно принципиальное наличие такого физического состояния) **позволяет установить** структуру как графа, так и цепи, эквивалентной рассматриваемой ПГС.

ветвей и узлов. Определение тупиковых ветвей (ветвей, «выходящих» во внешнюю среду) и «0»-го узла. Задание порядка нумерации ветвей.

- «Замыкание» тупиковых ветвей на «0»-ой узел (на внешнюю среду). Построение эквивалентной пневмогидравлической цепи (ПГЦ), её структурного графа или заменяющей их структурной схемы (иногда достаточно и «мысленно», если простота исследуемой ПГС позволяет таким образом составить систему уравнений и установить их связи).

- Разработка алгоритма выбора уравнений элементов и определение их взаимосвязи. Описание параметров уравнений и начальных данных (НД).

Перечень элементов составляется по чертежу типа «Схема пневмогидравлическая принципиальная» и, при необходимости, по другим чертежам для рассматриваемой системы.

Далее формируется эквивалентная схема ПГС в упрощенном варианте и последовательно упрощается дальше до получения наиболее простой эквивалентной схемы, позволяющей в то же время учесть все основные структурные элементы для построения ММ рассматриваемой системы.

При построении эквивалентной схемы ПГС по отношению к чертежам ПГС **игнорируются** некоторые «второстепенные» элементы конструкции, которые слабо влияют на динамические процессы в системе, но в то же время **учитываются** (добавляются к схеме как конструктивные элементы) такие особенности конструкции, которые существенно сказываются на динамике процессов.

Эквивалентная схема ПГС составляется «в объеме», необходимом для решения поставленной задачи с определенной степенью точности.

Пример выбранной таким образом простой эквивалентной схемы ПГС приведен на рисунке 1. Эта эквивалентная схема ПГС получена из более сложной схемы, представленной на рисунке 2а (приведенном ниже), в которой предполагается, что работают только несколько «основных» (выбранных) ветвей системы, что режим работы установившийся, при соответствующем «штатном» состоянии клапанов.

Перечень агрегатов ПГС для эквивалентной схемы ПГС на рисунке 1 с указанием «0-го» узла (внешней среды) и некоторыми условными обозначениями (формируем «0»-ой узел для внешней среды с целью замыкания системы; сокращенные обозначения приведены в скобках, где также показаны стрелками условные соединения элементов):

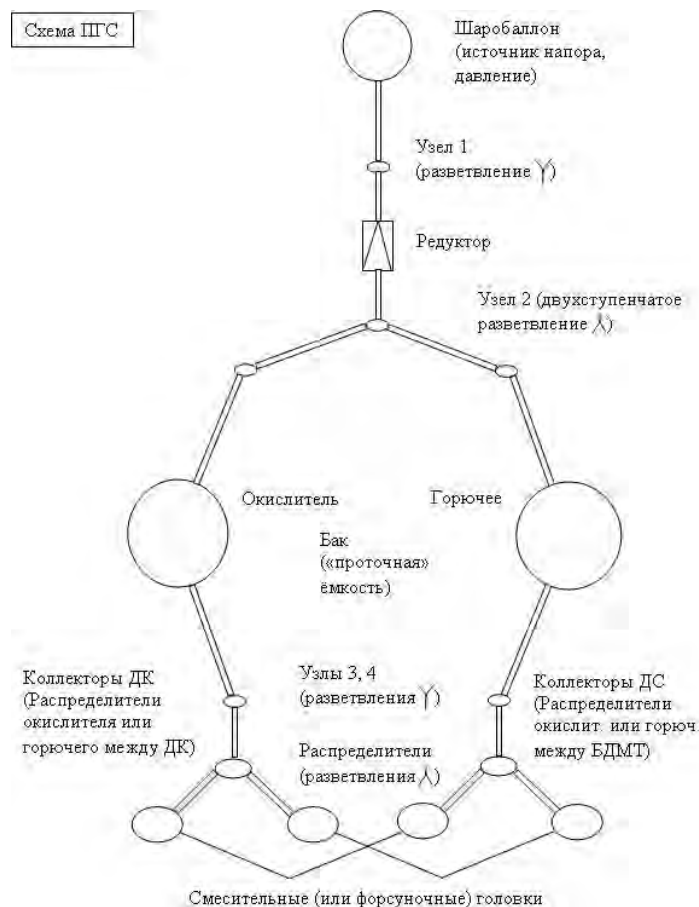


Рисунок 1. Эквивалентная схема ПГС

Внешняя среда (BC) ↔
 ↔ Газовый аккумулятор давления (АкД;
 АкД = Шаробаллон + Трубопровод + Редуктор)
 Трубопровод 1 (Т1; АкД → P1)
 Разветвление 1 (P1; разветвление 1 → 2, то есть «одна ветвь → две ветви»)
 Ответвление 1.1 от P1:
 Трубопровод 2 (Т2; P1 → C1)
 Сопротивление 1 (C1; не задействованное разветвление 1 → 2 на два БО, когда один из БО не рассматривается)
 Трубопровод 3 (Т3; C1 → БО)
 Бак окислителя (БО)
 Трубопровод 4 (Т4; БО → C2)
 Сопротивление 2 (C2; не задействованное разветвление 2 → 1)
 Трубопровод 5 (Т5; C2 → P2)
 Разветвление 2 (P2; 1 → 2)
 Ответвление 2.1 от P2:
 Трубопровод БО-ДК (ТОДК; P2 → КДК)
 Ответвление 2.2 от P2:
 Трубопровод БО-ДС (ТОДС; P2 → КДС)

Ответвление 1.2 от P1:
 Трубопровод 6 (Т6; P1 → C3)
 Сопротивление 3 (C3; не задействованное разветвление 1 → 2)
 Трубопровод 7 (Т7; C3 → БГ)
 Бак горючего (БГ)
 Трубопровод 8 (Т8; БГ → C4)
 Сопротивление 4 (C4; не задействованное разветвление 2 → 1)
 Трубопровод 9 (Т9; C4 → P3)
 Разветвление 3 (P3; 1 → 2)
 Ответвление 3.1 от P3:
 Трубопровод БГ-ДК (ТГДК; P3 → КДК)
 Ответвление 3.2 от P3:
 Трубопровод БГ-ДС (ТГДС; P3 → КДС)
 Коллектор ДК (КДК; распределитель между ДК) ↔
 Коллектор ДС (КДС; распределитель между БДМТ) ↔
 ↔ Внешняя среда (BC)
 Здесь приняты обозначения (помимо уже расшифрованных): ДК – двигатели коррекции; ДС – двигатели стабилизации; БДМТ – блоки двигателей малой тяги (двигателей стабилизации – ДС).

По приведенному «Перечню» с использованием схемы ПГС на рисунке 1 выделяем ветви системы. При этом нумеруем ветви в соответствии с выбранными

Ветвь 3: P1 → Т6 ⊕ C3 ⊕ Т7 ⊕ БГ ⊕ Т8 ⊕ C4
 ⊕ Т9 ⊕ P3 (узлы I → III)
 Ветвь 4: P2 → ТОДК ⊕ КДК (узлы II → {0})

правилами, а также нумеруем узлы параллельно с нумерацией ветвей.

Тупиковые («висячие») ветви замыкаем на «0»-ой узел (на внешнюю среду), т.е. тем самым организуем циклическую цепь, фактически формируем структурный граф системы.

Также по «Перечню» и схеме на рисунке 1 определяем **последовательность составляющих ветви системы «агрегатов»**.

Таким образом, для рассматриваемой структуры получаем схему, которую для простоты восприятия представим через структурную схему в уже использованных условных обозначениях с выделением и нумерацией ветвей и составляющими ветви элементами.

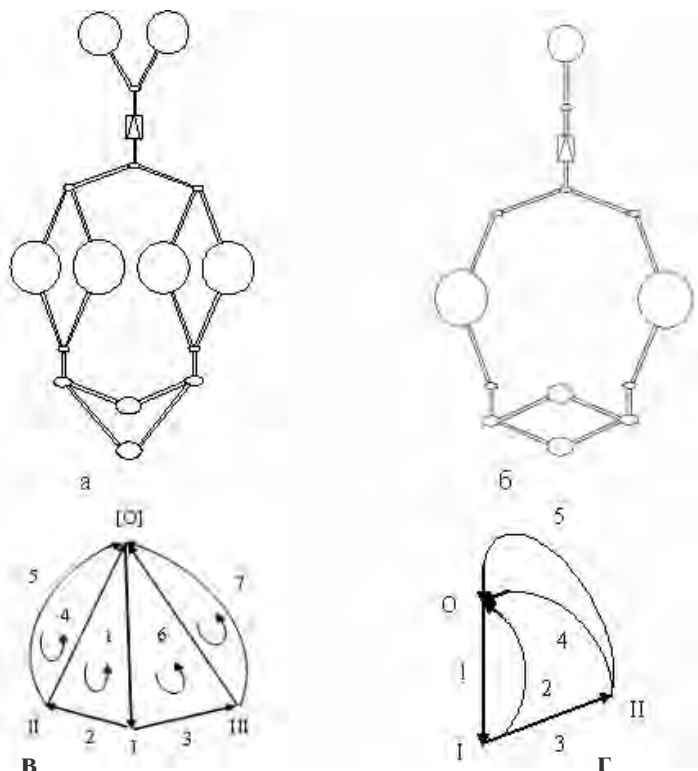
Структурная схема ПГС (см. эквивалентную схему ПГС и структурный граф на рисунках 2б и 2в соответственно, которые приведены ниже):

- Ветвь 1: BC → АкД ⊕ T1 ⊕ P1 (узлы [0] → I)
- Ветвь 2: P1 → T2 ⊕ C1 ⊕ T3 ⊕ БО ⊕ T4 ⊕ C2 ⊕ T5 ⊕ P2 (узлы I → II)

- Ветвь 5: P2 → ТОДС ⊕ КДС (узлы II → [0])
- Ветвь 6: P3 → ТГДК ⊕ КДК (узлы III → [0])
- Ветвь 7: P3 → ТГДС ⊕ КДС (узлы III → [0])
- КДК → ВС (узел [0])
- КДС → ВС (узел [0])

На рисунке 2б приводится вариант эквивалентной схемы ПГС, представленной на рисунке 1, а на рисунке 2в – соответствующий **структурный граф** с указанными направлениями обхода контуров.

Замечание. Вообще говоря, емкость (проточную; тупиковую; емкость, частично заполненную газом) в эквивалентной ПГЦ нужно замыкать на внешнюю среду (или трактовать емкость с наддувом как источник напора). В структурном графе на рисунке 2в это обстоятельство для простоты демонстрации метода не учтено. Для каждой из симметричных частей с баками на рисунке 2б, например, нужно было бы построить граф, показанный на рисунке 2г.



а- эквивалентная схема ПГС; б- упрощенная эквивалентная схема ПГС, вариант эквивалентной схемы, представленной на рисунке 1; в- соответствующий структурный граф для схемы б, с указанием направлений обхода контуров; г- уточненный граф для одной из симметричных частей схемы б.

Рисунок 2.

Для получения эквивалентной цепи (ПГЦ) в эквивалентной схеме исследуемой ПГС каждое устройство, агрегат представляется некоторыми моделями, схемами замещения, состоящими из отдельных идеализированных элементов (ИдЭ): инерционностей, сопротивлений, ёмкостей и т.д.

Проведем **замещение** указанных в структурной схеме элементов на **идеализированные элементы** (ИдЭ) в соответствии со следующими приближенными сопоставлениями, указывая приближенные характеристики находящейся в элементах рабочей среды, соотнося эти элементы с предположительно соответствующими им ИдЭ – с целью приближенного математического описания для проведения численных расчетов:

Газовый аккумулятор давления (АКД) –

идеальный источник напора, активный двухполюсник (поддерживает в баках заданное давление наддува).

Трубопроводы (Тi) –

- 1) **инерционность** (магистраль с идеальным газом, идеальной сжимаемой жидкостью);
- 2) **инерционность и сопротивление** (трубопровод с местным сопротивлением; магистраль с вязкой несжимаемой жидкостью).

Баки (БО или БГ) –

- 1) **ёмкость** с газом и жидкостью;
- 2) **ёмкость**, из которой под постоянным давлением подаётся жидкость.

Разветвления (Pi) –

учитываются уравнениями законов сохранения (обобщенных законов Кирхгофа).

Сопротивления (Ci; не задействованные разветвления; потенциальные узлы) –

в частном случае опускаем, имея в виду объединение или соединение двух магистралей.

В частности, упомянутые выше пассивные идеализированные элементы могут представлять следующие процессы:

инерционность – нестационарное течение несжимаемой идеальной жидкости в канале цилиндрической формы;

сопротивление – нестационарное одномерное течение несжимаемой вязкой жидкости в тракте, где пренебрегается инерцией жидкости;

ёмкость – участок тракта, где сжимаемая жидкость течет с относительно малой скоростью, при которой можно пренебречь как потерями давления на трение, так и инерцией столба жидкости, а также массовыми силами.

Проведя такую замену, мы превращаем пневмогидравлическую систему (ПГС) в пневмогидравлическую цепь (ПГЦ), эквивалентную этой системе. Для

каждого идеализированного элемента (ИдЭ) существует определенное уравнение. Каждая ветвь цепи состоит из таких последовательно соединенных элементов.

Каждому ИдЭ соответствует свой номер (индекс) $i_{эл}$. Всего задается пять ИдЭ – три пассивных и два активных.

Для расчетного алгоритма **индексы** ИдЭ фактически **определяют** соответствующие **уравнения** ИдЭ (или, в более общем случае, варианты уравнений). Индексы задаются в начальных данных при формировании каждой ветви системы.

Индексация вводится следующим образом:

- $i_{эл}=1$ – Инерционность (трубопроводы, ...)
- =2 – Сопротивление (изгиб, сужение трубопроводов, ...)
- =3 – Ёмкость (проточная, тупиковая и т.д.)
- =4 – Идеальный источник напора
- =5 – Идеальный источник расхода

Считаем, что порядок следования элементов в ветвях цепи (ПГЦ) соответствует направлению от «начала» к «окончанию» пути движения среды в системе (ПГС). И соответственно задаются файлы начальных данных.

Нумерация ветвей проводится в соответствии с выбранными правилами нумерации в зависимости от состава ветвей (т.е. от типа входящих в ветви ИдЭ).

Практически под «нумерацией» подразумевается то, какими идентификаторами и в каком порядке описываются рассматриваемые объекты в программном комплексе и каким образом будут формироваться и вводиться соответствующие файлы исходных данных (ИД) и файлы начальных данных (НД), определяющие структуру ПГЦ и тип ИдЭ, составляющих ветви ПГЦ.

Исходные данные (ИД) вводятся в файлы ИД или прямо **по чертежу** «Схема пневмогидравлическая принципиальная» и, при необходимости, по другим чертежам, или ввод данных осуществляется **по эквивалентной схеме** ПГС, подготовленной на основании чертежей ПГС.

«Эквивалентная схема» должна быть предварительно подготовлена пользователем **в виде:**

или «перечня элементов» ПГС,

или эквивалентной схемы ПГС (типа схемы на рисунке 1),

или **в виде** графа (например, как на рисунке 2в, если таковой граф будет «сконструирован» пользователем) в совокупности с эквивалентной схемой,

или **в виде** «структурной схемы» (с учетом типа составляющих ветви «агрегатов»).

Как формируются перечисленные «структуры», – было продемонстрировано выше.

В алгоритмической программе на основе вводимых данных формируются структурные уравнения ПГЦ (уравнения законов сохранения) и уравнения ИдЭ, составляющих ветви ПГЦ.

К структурным уравнениям относятся уравнения баланса расходов для узлов (**уравнения узлов**), уравнения баланса перепадов давлений для контуров (**уравнения контуров**) и уравнения связей между расходом и падением давления для каждой из ветвей цепи (**уравнения ветвей**).

Если обозначить через n_b – количество ветвей, n_y – количество узлов, то будем иметь $n_y - 1$ независимых уравнений для узлов, $n_k = n_b - n_y + 1$ уравнений для n_k независимых контуров и n_b уравнений ветвей.

Эти уравнения в **линеаризованном** виде относительно размерных отклонений (вариаций) параметров в векторной форме запишутся следующим образом:

$$\mathbf{A} \cdot \delta \mathbf{G} = 0, \quad \mathbf{B} \cdot \delta \Delta p = 0, \\ \delta \Delta p + \delta \Delta H = \mathbf{Z}_G \cdot \delta \mathbf{G}.$$

Приведенная система структурных уравнений цепи линейна и содержит в сумме $2n_b$ независимых уравнений относительно $2n_b$ переменных, являющихся компонентами векторов $\delta \Delta p$ и $\delta \mathbf{G}$: вариаций перепадов давления $\delta \Delta p_i$ и вариаций расходов δG_i в i -ой ветви системы, где $1 \leq i \leq n_b$.

Символ « δ » обозначает отклонение (вариацию) от среднего значения.

Задаваемые величины:

\mathbf{A} – матрица узлов (без одной строки, зависимой от других строк) с элементами:

$a_{ij} = 0$, если j -я ветвь не соединяется с i -м узлом;
 $= 1$, если поток подходит к i -му узлу по j -й ветви;
 $= -1$, если поток выходит из i -го узла по j -й ветви;
 при этом $1 \leq i \leq n_y - 1$, $1 \leq j \leq n_b$;

\mathbf{B} – контурная матрица (для независимых контуров), показывающая, какие ветви входят в каждый из независимых контуров, с элементами:

$b_{ij} = 0$, если j -я ветвь не входит в i -й контур;
 $= 1$, если j -я ветвь входит в i -й контур и направление обхода контура совпадает с направлением перепада давления на ветви;
 $= -1$, если j -я ветвь входит в i -й контур, но направление обхода контура противоположно направлению перепада давления на ветви;

при этом $1 \leq i \leq n_k = n_b - n_y + 1$, $1 \leq j \leq n_b$;

\mathbf{Z}_G – диагональная матрица размерных сопротивлений ветвей;

$\delta \Delta H$ – вектор амплитуд размерных отклонений напора источников.

Искомые величины:

$\delta \Delta p$ – вектор амплитуд размерных вариаций перепадов давлений на ветвях;

$\delta \mathbf{G}$ – вектор амплитуд размерных вариаций расходов в ветвях.

Например, для одной из симметричных частей схемы на рисунке 2б по структурному графу на рисунке 2г последнее из приведенных выше уравнений в матричном виде запишется так:

$$\begin{pmatrix} \delta \Delta p_1 \\ \delta \Delta p_2 \\ \delta \Delta p_3 \\ \delta \Delta p_4 \\ \delta \Delta p_5 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta \Delta H_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Z_{G1} \\ Z_{G2} \\ Z_{G3} \\ Z_{G4} \\ Z_{G5} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \delta G_1 \\ \delta G_2 \\ \delta G_3 \\ \delta G_4 \\ \delta G_5 \end{pmatrix};$$

индексы расходов совпадают с номерами ветвей, индексы перепадов давлений также совпадают с номерами ветвей графа.

Структурный граф эквивалентной ПГЦ отражает только топологию цепи, и не имеет значения, из каких соединенных последовательно идеализированных элементов (ИдЭ) состоит его ветви. Соответственно в приведенную систему уравнений, которая составлена по структурному графу с целью учета законов сохранения (обобщенных законов Кирхгофа), не входят уравнения ИдЭ в ветвях. Для расчета ПГЦ с учетом описанных с различной степенью приближения идеализированных элементов (агрегатов) ветвей ПГЦ приведенную систему уравнений необходимо дополнить уравнениями ИдЭ в ветвях.

Запишем линеаризованные уравнения названных выше пяти типов ИдЭ, соответствующих индексам $i_{эл} = 1, \dots, 5$.

Для каждого типа ИдЭ может существовать несколько вариантов уравнений. Различные варианты соответствуют определенным условиям протекания процессов в ИдЭ и определенной степени необходимого приближения. Эти варианты уравнений с соответствующими параметрами должны быть описаны в **информационном файле**, чтобы пользователь расчетной алгоритмической программы мог выбрать нужный вариант и задать соответствующий файл с ИД.

Для краткости изложения **линеаризованные** уравнения пяти типов ИдЭ при определенных допущениях запишем в общем виде (в последовательности введенных выше номеров-индексов $i_{эл}$):

$$\frac{d\delta G}{dt} = f_u(\delta \Delta p; a_u), \quad \delta \Delta p = f_c(\delta G; a_c)$$

$$\frac{d\delta p}{dt} = f_e(\delta \Delta G; a_e), \quad \delta \Delta H(t) = f_H(t),$$

$$\delta Q(t) = f_Q(t),$$

где f – задаваемые функции, a – задаваемые параметры, соответствующие выбранным вариантам.

В приведенных уравнениях параметры подразумеваются с индексами, обозначающими номер ветви и номер элемента в ветви, то есть переменными (неизвестными) являются вариации перепадов давления $\delta\Delta p_{ij}$ и вариации расходов δG_{ij} для элементов ветвей (в отличие от переменных $\delta\Delta p_i, \delta G_i$ для ветвей). Для каждого ИдЭ каждой ветви задается своё уравнение (одного из пяти приведенных выше типов).

Имеющиеся уравнения следует дополнить выражениями переменных $\delta\Delta p_i, \delta G_i$ для ветвей (искомые в конечном итоге величины) через переменные $\delta\Delta p_{ij}, \delta G_{ij}$ для элементов ветвей.

Если i -ая ветвь состоит из k последовательно соединенных двухполюсных элементов (двухполюсников), то отклонения (вариации) расходов для всех элементов одинаковы, а отклонения перепада давления для последовательно соединенных элементов суммируются:

$$\delta G_i = \delta G_{ij}, \quad \delta\Delta p_i = \sum_{j=1}^k \delta\Delta p_{ij},$$

где $\delta\Delta p_i$ – вариация перепада давления для всей i -ой ветви цепи.

При вводе НД и далее в процессе интегрирования вариации расходов для всех элементов одной ветви должны быть одинаковы. Вариации перепада давления для разных элементов ветви между собой независимы, но «связаны» приведенным соотношением (точнее, в сумме дают вариацию перепада давления для всей ветви).

Выводы

В настоящей работе показан подход к решению задачи практического расчета ПГС двигательной установки КА.

Приводится процедура описания ПГС с целью использования теории цепей при разработке алгоритма и расчетной программы для исследования нестационарных процессов, происходящих при функционировании ПГС.

Библиографический список

- 1 Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. 386 с.

УДК 629.78.017.1

Повышение надежности механических конструкций за счет использования современных методов контроля исходных материалов и проведения наземных испытаний

А.Н. Давыдов



ДАВЫДОВ

Александр Николаевич
помощник руководителя ОКБ по
техническим вопросам, ФГУП «НПО
им. С.А.Лавочкина»,
доктор технических наук
e-mail: davydov@laspace.ru

Надежность механических конструкций при действии на них внешних нагрузок во многом зависит от способности конструкции выдерживать эксплуатационные нагрузки. Использование исходного материала при изготовлении конструкции с несущей способностью, равной нижнему допуску, но выдерживающему при этом максимальные внешние нагрузки, значительно повышает вероятность её неразрушения, чему и посвящена настоящая статья.

Ключевые слова: нагрузка; несущая способность; плотность распределения; математическое ожидание; среднее квадратическое отклонение; нормальное распределение.

MECHANICAL STRUCTURES RELIABILITY ENCHANCEMENT BY SPECIAL METHODS OF RAW MATERIALS CONTROL AND GROUND TESTS. A.N.Davydov.

Reliability of mechanical structures being under external loads depends to a large extent on structure capacity to withstand operational loads. Usage of raw material for manufacturing of a structure with load-carrying capacity equal to the lowest tolerance, but withstanding maximal external loads, increases considerably probability of survival, that is this article devoted to.

Key words: load; load-carrying capacity; density of distribution; mathematical expectation; mean-square deviation; normal distribution.

Современный уровень развития космической техники предъявляет значительные, с точки зрения работоспособности, требования к конструкции космических аппаратов (КА) и ее составным агрегатам, узлам и элементам.

Особенно актуальными эти требования звучат в наше время, когда отечественная космическая техника переходит на несущие конструкции КА негерметичного исполнения и длительного (до 10 – 15 лет) использования их в космических условиях.

Как правило, все вышеназванные элементы конструкции в процессе космического полета подвергаются различным возмущающим воздействиям, как внешним по отношению к КА факторам космического пространства (механические нагружения, тепловые воздействия, радиационные воздействия), так

и внутренним в составе КА факторам (силы и моменты сопротивления в исполнительных механизмах и торсионах, вибрации и механические воздействия элементов конструкции, в том числе и друг на друга, тепловые нагрузки различного характера и т.д.).

Когда изделие уходит в полет, то поздно рассуждать о том, какая судьба его ждет и правильно ли завершен наземный жизненный цикл вновь созданной конструкции. Ответы на эти вопросы конструктор должен получить для себя заранее на этапе проектных работ, когда он выбирает обоснованные коэффициенты безопасности конструкции и определяет запасы работоспособности по всем вышеуказанным воздействиям, подтверждая их затем испытаниями в процессе наземной экспериментальной отработки.

Общий подход к проектированию элементов конструкции строится на основе анализа свойств применяемых в конструкции материалов, определяющих несущую способность конструкции, и на учете каждого из воздействующих факторов, определяющих эксплуатационную нагрузку на конструкцию.

Согласно многочисленным учебным пособиям, справочникам и монографиям, параметры, определяющие несущую способность конструкции и эксплуатационную нагрузку на нее, характеризуются нормальным законом распределения, имеющим математическое ожидание параметра (MO_H – математическое ожидание несущей способности конструкции, $MO_Э$ – математическое ожидание эксплуатационной нагрузки на конструкцию) и среднеквадратическое отклонение параметра (σ_H – среднеквадратическое отклонение несущей способности конструкции и $\sigma_Э$ – среднеквадратическое отклонение нагрузки на конструкцию).

В процессе проведения расчетов работоспособности конструкции математическое ожидание эксплуатационной нагрузки принимается для варианта максимально возможной эксплуатационной нагрузки.

Уровень безотказности механических изделий, не содержащих подвижных соединений, определяется напряженно-деформированным состоянием конструкции под действием эксплуатационных нагрузок, т.е. коэффициентом запаса прочности. Чем больше запас прочности, тем выше вероятность безотказной работы изделия. В качестве критерия надежности конструкций обычно принимают условие достижения максимальным напряжением, возникающим в какой-либо точке конструкции, предела текучести или предела прочности (предела устойчивости, предела усталости).

При этом нагрузка и несущая способность рассматриваются как случайные функции.

Применение нормального закона оправдано тем, что в случае совместного действия достаточно большого числа случайных воздействий, подчиняющихся различным законам распределения, если среди них нет преобладающего, или при статистической обработке одного и того же параметра, согласно центральной предельной теореме теории вероятностей, распределение близко к нормальному.

При этом вероятность пересечения реализаций нагрузки $N(t)$ и несущей способности $R(t)$ или вероятность безотказной работы (ВБР) механической конструкции определяется как

$$P = \text{вер.} [R(t) > N(t)],$$

где $R(t)$ – несущая способность (предельная нагрузка, которую может вынести данная механическая конструкция без нарушения своих геометрических размеров и пластичности);

$N(t)$ – эксплуатационная нагрузка.

Или, согласно [4, с.97]

$$P = \int_{-\infty}^{\infty} f(N) \left[\int_N^{\infty} f(R) dR \right] dN,$$

где $f(N)$ и $f(R)$ – функции плотности распределения эксплуатационной нагрузки и несущей способности конструкции, соответственно.

При нормальном распределении $R(t)$ и $N(t)$ и отсутствии корреляционной зависимости ВБР конструкции вычисляется по формуле [1, с.304]

$$P = \Phi \left(\frac{m_R - m_N}{\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_N^2}} \right), \quad (1)$$

где $\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt$ – интегральная

функция стандартного нормального распределения – берется из справочника;

m_R – математическое ожидание несущей способности конструкции;

m_N – математическое ожидание эксплуатационной нагрузки.

Чем больше аргумент функции (1), тем выше значение самой функции, т.е. тем выше значение ВБР механической конструкции (см. таблицу 1).

Таблица 1

№ пп	Значение аргумента функции нормального распределения (X)	Значение функции нормального распределения (Φ(X))
1	0	0.500000000
2	0.5	0.691462461
3	1.0	0.841344746
4	2.0	0.977249868
5	3.0	0.998650101
6	4.0	0.999968328
7	5.0	0.999999713
8	5.9	0.999999998
9	6.0	0.999999999

На рисунке 1 представлен график плотности вероятности нормального распределения для несущей способности конструкции (прочности) и для эксплуатационной нагрузки.

Основная концепция повышения надежности механических конструкций, предлагаемая в данной статье, состоит в том, что путем введения дополнительного контроля качества исходных материалов конструкции

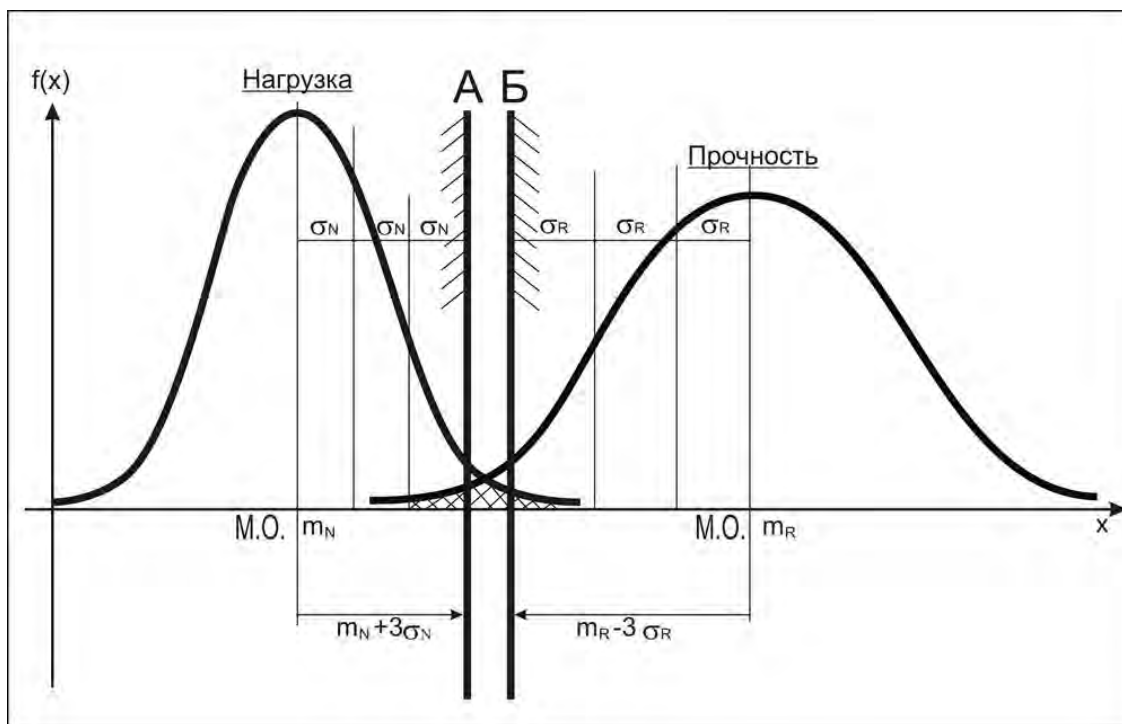


Рисунок 1. График плотности вероятности нагрузки и несущей способности конструкции

для изготовления летных образцов изделий отбираются такие материалы, которые при сниженных в пределах поля допуска показателях прочности до допустимого уровня по ТУ (нижний предел допуска) выдерживают увеличенную до верхней границы поля допуска эксплуатационную нагрузку. Это суждение должно быть подтверждено результатами испытаний при входном контроле материалов и при проведении всего комплекса наземных отработочных испытаний конструкции.

Обозначим через «А» максимальный уровень эксплуатационной нагрузки, а через «Б» минимальный уровень несущей способности конструкции.

Примем для определенности расчетов, что среднеквадратические отклонения нагрузки и прочности равны 0.1 от их математических ожиданий.

Тогда

$$A = m_N + 3\sigma_N = m_N (1 + 0.3) = 1.3 m_N,$$

$$B = m_R - 3\sigma_R = m_R (1 - 0.3) = 0.7 m_R,$$

$$\Phi(x) = \frac{1.3 m_N - 0.7 m_R}{\sqrt{(\sigma_N^2 + \sigma_R^2)}}.$$

При этом значение $\Phi(x)$ значительно больше, чем значение $\Phi(x)$, рассчитанное по формуле (1), а значит (см. таблицу 1) и ВБР конструкции значительно выше.

Повышение ВБР предлагается достигать за счет введения дополнительных методов и средств контроля исходных материалов, позволяющих вести отбор из общей массы исходных материалов наиболее подходящих по несущей способности конструкции, с обязательным подтверждением в дальнейшем потребной работоспособности конструкции и всех ее элементов по результатам наземной экспериментальной отработки.

Библиографический список

- 1 Ллойд Д., Липов М. Надежность. М.: Советское радио, 1964. 685с.
- 2 Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 296с.
- 3 Гмурман В.Е. Введение в теорию вероятности и математическую статистику. М.: Высшая школа, 1966. 379с.
- 4 Александровская Л.Н., Афанасьев А.П., Лисов А.А. Современные методы обеспечения безотказности сложных технических систем. – М.: Логос, 2001. 206с.



НОВАЛОВ

Алексей Артемович

начальник отдела Филиала «НПО им. С.А.Лавочкина», г. Калуга, кандидат физико-математических наук, член-корреспондент Российской академии космонавтики имени К.Э.Циолковского, e-mail: akim@rambler.ru



НИКИТУШКИН

Роман Анатольевич

инженер – программист Филиала «НПО им. С.А.Лавочкина», г. Калуга e-mail: inizi jazij@rambler.ru,



БОЛДАЧЕВА

Лариса Аркадьевна

ведущий программист Филиала «НПО им. С.А.Лавочкина», г. Калуга e-mail: boldacheva@kaluga.ru

УДК 629.78.054:629.788:523.43(470) Фобос

Определение параметров матрицы поворота методом Монте-Карло при обработке видеоизображений Фобоса

А.А. Новалов, Р.А. Никитушкин, Л.А. Болдачева

В работе приводится описание математической модели метода обработки видеокадров. Основой модели является матрица поворота систем координат, представляющая собой направляющие косинусы одной системы координат относительно другой. Описывается метод определения направляющих косинусов методом Монте-Карло. Описывается экспериментальный метод получения величин параметров матрицы поворота и ошибки их определения.

Ключевые слова: Монте-Карло; матрица; ПЗС-матрица; Фобос-Грунт; система координат; стереобаза.

CHARACTERIZATION OF ROTATION MATRIX BY MONTE CARLO METHOD WHILE PHOBOS IMAGES PROCESSING. A.A. Novalov, R.A. Nikitushkin, L.A. Boldacheva.

The article presents description of mathematical model of video frame processing method. The basis of the model is the coordinate system rotation matrix, composed of one coordinate system relative to another. Description of directional cosines estimation by Monte Carlo method is given. Experimental method of rotation matrix parameters definition and definition errors are described.

Key words: Monte Carlo; matrix; CCD matrix; Phobos-Grunt; coordinate system; stereo base.

Введение

Автоматическая межпланетная станция "Фобос-Грунт" предназначена для доставки образцов грунта Фобоса на Землю, а также для исследования Фобоса (картирование поверхности, внутренняя структура, уточнение размеров, формы, массы и плотности); исследования реголита Фобоса в месте посадки; мониторинга Марса. Выбор Фобоса в качестве объекта

исследований для межпланетной миссии связан с возможностью решить, либо приблизиться к решению широкого спектра научных задач физики Солнечной системы [1].

1. Видеокамеры и обработка изображений [2]

После посадки на Фобос и выполнения предварительных операций производится фотографирование поверхности Фобоса видеокамерами (рисунки 1,2).

Далее производится обработка видеокadra специализированными пакетами программ, на предмет выделения контуров объектов и получения координат центров объектов, которые затем передаются в блок управления манипулятором. По окончании анализа видеокadra и получения координат точек забора грунта бортовой вычислительный комплекс (БВК) вырабатывает команду, по которой манипуляторы начинают отбор образцов грунта [1].

2. Системы координат перелетного модуля

В процессе передачи координат центров объектов в БВК возникает необходимость перевода координат точек поверхности из одной системы координат (СК) в другую. Определим эти системы координат.

СК XYZ связанная с космическим аппаратом (КА). Оси YZ лежат в плоскости нижней кромки каркаса КА, ось X направлена вертикально вверх, точка O - центр СК XYZ (рисунок 1). Эта СК считается базовой.

Следующая система координат $X_1Y_1Z_1$ связана с видеокамерами (рисунок 2). Оси Y_1Z_1 лежат в плоскости

параллельной плоскости ПЗС-матриц левой и правой камеры и отстоят от нее на величину фокусного расстояния F, точка $O_1(x_{10} y_{10} z_{10})$, центр СК $X_1Y_1Z_1$, совпадает с центром стереосистемы. Оптические центры линз левой $O_{1л}$ и правой камеры $O_{1п}$ смещены относительно центра стереосистемы на половину расстояния b, где b – стереобаза [3].

Поверхность Фобоса считаем плоской (рисунок 3) и с этой плоскостью Q свяжем СК $X_2Y_2Z_2$. Начало координат этой системы точка O_2 имеет в СК КА координаты $O_2(-200,0,0)$.

Объективы стереокамеры, установленной на КА, направлены под определенным углом к поверхности Фобоса. Следовательно, оси заданных систем координат повернуты друг относительно друга на определенные углы (рисунок 4).

Для перехода из одной СК в другую необходимо совершить ряд последовательных поворотов вокруг осей СК КА и подвижной СК.

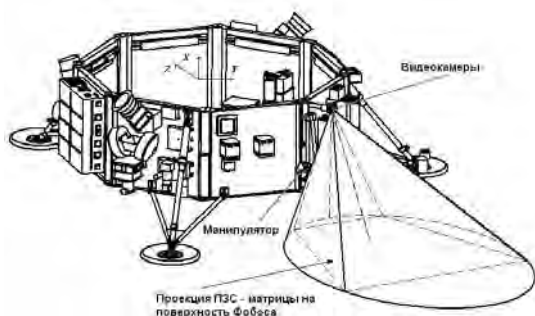


Рисунок 1. Система координат, связанная с космическим аппаратом

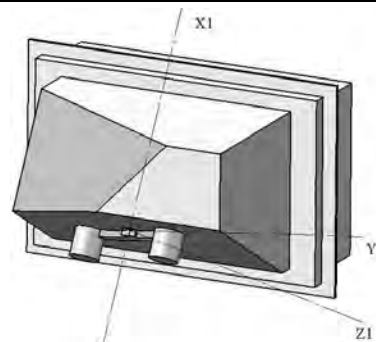


Рисунок 2. Система координат, связанная с видеокамерами

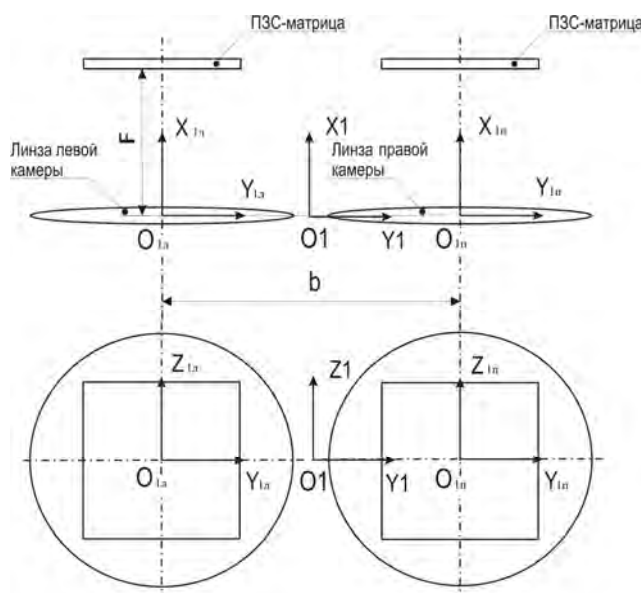
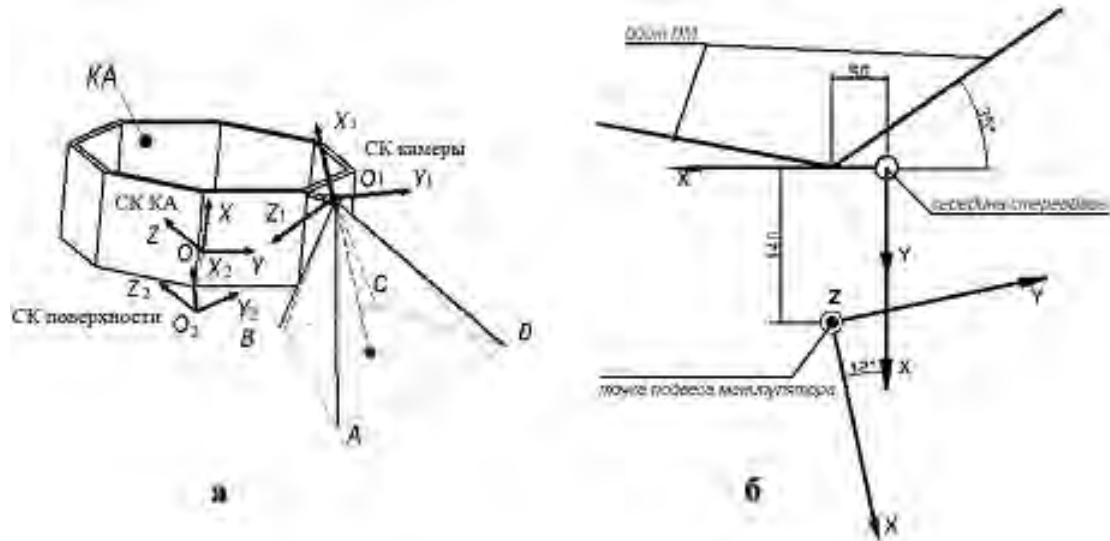


Рисунок 3. Системы координат, связанные с видеокамерами



а - СК КА, видеокамер, и поверхности; б- СК манипулятора.
Рисунок 4. Системы координат ПМ и поле зрения видеокамеры

3. Преобразование координат и повороты

Результирующая матрица поворота одной системы относительно другой получается путем перемножения матриц элементарных поворотов. Для стереокамеры, установленной на КА, последовательность поворотов следующая: вокруг оси OX на угол $\alpha = -45^\circ$, вокруг оси OY на угол $\beta = 30^\circ$, вокруг оси OX_1 на угол $\gamma = 25^\circ$. Результирующая матрица поворота A – произведение матриц поворотов вокруг осей имеет вид

$$A = \begin{pmatrix} \cos \beta & \sin \beta \sin \gamma & -\sin \beta \cos \gamma \\ \sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma & \cos \alpha \sin \gamma + \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma \\ \cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \cos \gamma - \cos \alpha \cos \beta \sin \gamma & -\sin \alpha \sin \gamma + \cos \alpha \cos \beta \cos \gamma \end{pmatrix}$$

Обозначим

$$\begin{aligned} \cos \beta &= a_1, & \sin \beta \sin \gamma &= a_2, & -\sin \beta \cos \gamma &= a_3, \\ \sin \alpha \sin \beta &= b_1, & \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma &= b_2, \\ \cos \alpha \sin \gamma + \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma &= b_3, \\ \cos \alpha \sin \beta &= c_1, \\ -\sin \alpha \cos \gamma - \cos \alpha \cos \beta \sin \gamma &= c_2, \\ -\sin \alpha \sin \gamma + \cos \alpha \cos \beta \cos \gamma &= c_3. \end{aligned}$$

Тогда матрица направляющих косинусов будет

$$A = \begin{pmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

4. Преобразование координат

Зная положение одной СК относительно СК КА, запишем матрицы преобразования координат произвольной точки из одной СК в другую. Матрицы направляющих косинусов одной системы координат относительно другой вычисляются, и переходы из одной системы координат в другую будут иметь следующий вид

Из СК камеры в СК КА

$$\begin{vmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} a_1 & a_2 & a_3 & x_{10} \\ b_1 & b_2 & b_3 & y_{10} \\ c_1 & c_2 & c_3 & z_{10} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \\ 1 \end{vmatrix}. \quad (2)$$

Из СК КА в СК камеры

$$\begin{vmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \\ 1 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} a_1 & b_1 & c_1 & 0 \\ a_2 & b_2 & c_2 & 0 \\ a_3 & b_3 & c_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} x_0 - x_{10} \\ y_0 - y_{10} \\ z_0 - z_{10} \\ 1 \end{vmatrix}.$$

Из СК поверхности в СК КА

$$\begin{vmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} a'_1 & a'_2 & a'_3 & x_{20} \\ b'_1 & b'_2 & b'_3 & y_{20} \\ c'_1 & c'_2 & c'_3 & z_{20} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{vmatrix}$$

Из СК КА в СК манипулятора

лярного плоскости Q , на оси системы координат XYZ , связанной с КА (направление единичного вектора совпадает с осью O_2X_2 , направляющие косинусы известны). Зная координаты центра $O_2(-200,0,0)$, определим параметр D .

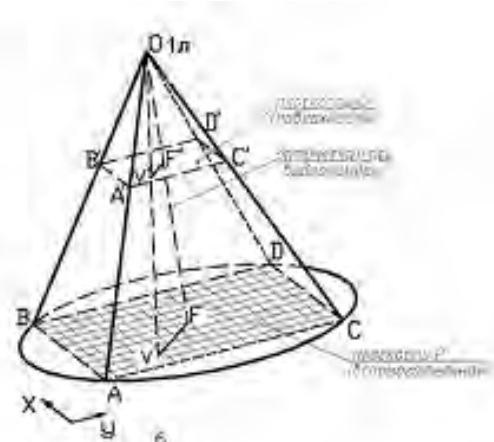
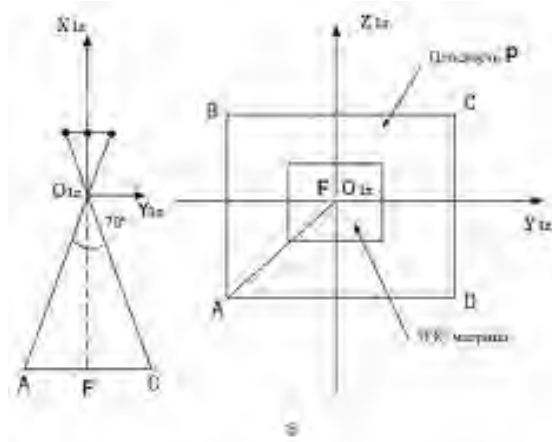
$$\begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_1'' & b_1'' & c_1'' & 0 \\ a_2'' & b_2'' & c_2'' & 0 \\ a_3'' & b_3'' & c_3'' & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x - x_{30} \\ y - y_{30} \\ z - z_{30} \\ 1 \end{pmatrix}. \quad (3)$$

5. Переход из СК видеокамер в СК поверхности Фобоса

Запишем уравнение плоскости Q (рисунок 5б) поверхности Фобоса, проходящей через точку O₂(-200,0,0) (координаты точки заданы в СК КА) в виде

$$Ax + By + Cz + D = 0,$$

где A,B,C - проекции единичного вектора, перпендику -



а - определение координат ABCD; б - определение координат пикселя ПЗС - матрицы.
Рисунок 5. Проекция изображения на плоскость P и Q

Координаты точки A в системе X₁Y₁Z₁ (СК видеокамер)

$$\begin{aligned} X_{1A} &= -\theta_{1л} P - L, \\ Y_{1A} &= -\sqrt{\frac{AF^2}{2} + \frac{b}{2}} - \sqrt{\frac{(O_{1л}F \cdot \text{tg} 35^\circ)^2}{2} + \frac{b}{2}}, \\ Z_{1A} &= -\sqrt{\frac{AF^2}{2}} - \sqrt{\frac{(O_{1л}F \cdot \text{tg} 35^\circ)^2}{2}}. \end{aligned}$$

Координаты точек B,C,D определяются аналогично.

Переведем координаты точки A из СК видеокамер в СК КА

$$\begin{pmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_1 & a_2 & a_3 & x_{10} \\ b_1 & b_2 & b_3 & y_{10} \\ c_1 & c_2 & c_3 & z_{10} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{1A} \\ y_{1A} \\ z_{1A} \\ 1 \end{pmatrix}.$$

Через точки A(x_A,y_A,z_A) и O_{1л}(x_{ол},y_{ол},z_{ол}) проведем прямую и найдем точку пересечения прямой с плоскостью Q. Для этого запишем каноническое уравнение прямой AO_{1л}.

$$D = 200 \cdot a_1'$$

Спроектируем ПЗС матрицу левой камеры на поверхность Фобоса Q (рисунок 5б). Для этого введем вспомогательную плоскость P, параллельную плоскости Y₁O₁Z₁ системы координат X₁Y₁Z₁, отстоящей от центра этой системы на L=O_{1л}F. Зная угол зрения камеры 70° и расстояние L, найдем координаты вершин квадрата ABCD в СК X₁Y₁Z₁ – проекция ПЗС матрицы левой камеры на плоскость P (рисунок 5а).

$$\frac{x - x_{O_{1л}}}{x_A - x_{O_{1л}}} = \frac{y - y_{O_{1л}}}{y_A - y_{O_{1л}}} = \frac{z - z_{O_{1л}}}{z_A - z_{O_{1л}}} = t.$$

С другой стороны параметрическое уравнение прямой имеет вид

$$\begin{aligned} x &= (x_A - x_{O_{1л}}) \cdot t + x_{O_{1л}}, \\ y &= (y_A - y_{O_{1л}}) \cdot t + y_{O_{1л}}, \\ z &= (z_A - z_{O_{1л}}) \cdot t + z_{O_{1л}}. \end{aligned}$$

Подставляя x,y,z в уравнение плоскости, найдем значение параметра t.

$$\begin{aligned} (x_A - x_{O_{1л}}) \cdot t \cdot A + x_{O_{1л}} \cdot A + (y_A - y_{O_{1л}}) \cdot t \cdot B + \\ + y_{O_{1л}} \cdot B + (z_A - z_{O_{1л}}) \cdot t \cdot C + z_{O_{1л}} \cdot C + D = 0, \\ t = \frac{-x_{O_{1л}} \cdot A - y_{O_{1л}} \cdot B - z_{O_{1л}} \cdot C - D}{(x_A - x_{O_{1л}}) \cdot A + (y_A - y_{O_{1л}}) \cdot B + (z_A - z_{O_{1л}}) \cdot C}. \end{aligned}$$

Подставив значение параметра t в уравнение прямой, найдем координаты точки (A₂) пересечения прямой и плоскости Q. Аналогично находим координаты точек B₂,C₂,D₂. Полученная фигура A₂B₂C₂D₂ есть проекция

ПЗС матрицы левой камеры на плоскость Q. Аналогично строится область зрения правой камеры.

6. Определение координат произвольной точки V в СК КА

Найдем координаты точки V (рисунок 5б) в СК видеокамер.

Координаты точки в системе КА XYZ будут

$$\begin{pmatrix} x_V \\ y_V \\ z_V \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a'_1 & a'_2 & a'_3 & x_{20} \\ b'_1 & b'_2 & b'_3 & y_{20} \\ c'_1 & c'_2 & c'_3 & z_{20} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{2V} \\ y_{2V} \\ z_{2V} \\ 1 \end{pmatrix},$$

где $O_2(x_{20}, y_{20}, z_{20})$ - центр системы координат $X_2Y_2Z_2$ (поверхность).

Определим координаты точки в системе $X_1Y_1Z_1$ (видеокамера)

$$\begin{pmatrix} x_{1V} \\ y_{1V} \\ z_{1V} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_1 & b_1 & c_1 \\ a_2 & b_2 & c_2 \\ a_3 & b_3 & c_3 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_V - x_{0.л} \\ y_V - y_{0.л} \\ z_V - z_{0.л} \end{pmatrix},$$

где $O_{1л}(x_{0.л}, y_{0.л}, z_{0.л})$ - центр оптической системы левой камеры (координаты центра заданы в СК КА).

Запишем параметрические уравнения прямой проходящей через точку $O_{1л}(x_{0.л}, y_{0.л}, z_{0.л})$ и $V(x_{1V}, y_{1V}, z_{1V})$ (координаты центра заданы в СК камеры):

$$\begin{aligned} x_1 &= (x_{1V} - x_{0.л}) \cdot t + x_{0.л}, \\ y_1 &= (y_{1V} - y_{0.л}) \cdot t + y_{0.л}, \\ z_1 &= (z_{1V} - z_{0.л}) \cdot t + z_{0.л}. \end{aligned}$$

Подставляя x в уравнение плоскости P, найдем значение параметра t

$$\begin{aligned} (x_{1V} - x_{0.л}) \cdot t \cdot 1 + x_{0.л} \cdot 1 + D &= 0, \\ t &= \frac{-x_{0.л} \cdot 1 - D}{(x_{1V} - x_{0.л})}. \end{aligned}$$

Зная значение параметра t, найдем координаты точки пересечения прямой с плоскостью P точка $V(x_1, y_1, z_1)$ в СК камеры.

$$\begin{aligned} x_1 &= (x_{1V} - x_{0.л}) \cdot \frac{-x_{0.л} \cdot 1 - D}{(x_{1V} - x_{0.л})} + x_{0.л}, \\ y_1 &= (y_{1V} - y_{0.л}) \cdot \frac{-y_{0.л} \cdot 1 - D}{(y_{1V} - y_{0.л})} + y_{0.л}, \\ z_1 &= (z_{1V} - z_{0.л}) \cdot \frac{-z_{0.л} \cdot 1 - D}{(z_{1V} - z_{0.л})} + z_{0.л}. \end{aligned}$$

строится на основе матриц Собеля

Длины отрезков

$$AB = AD = 2 \cdot \sqrt{\frac{(O_{1л}P \cdot \text{tg } 35^0)^2}{2}}.$$

Число пикселей ПЗС – матрицы по горизонтали и вертикали $i=j=1000$. Отсюда длины сторон пикселя на плоскости P равны

$$\Delta a = \frac{AB}{j} = \frac{AD}{i}.$$

Зная размеры проекций пикселей на плоскость P, определяем координаты их краев в системе координат $X_1Y_1Z_1$. Найдем номер столбца i_v и строки j_v , в которые попала точка V из условия

$$y_{\text{левое}} \leq y_V < y_{\text{правое}}, \quad z_{\text{нижнее}} \leq z_V < z_{\text{верхнее}}.$$

Аналогично определяются номера пикселей, в которые попали все интересующие нас точки.

Определим координаты точки $V(x_V, y_V, z_V)$ в системе координат, связанной с КА.

$$\begin{pmatrix} x_V \\ y_V \\ z_V \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_1 & a_2 & a_3 & x_{0.л} \\ b_1 & b_2 & b_3 & y_{0.л} \\ c_1 & c_2 & c_3 & z_{0.л} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{1V} \\ y_{1V} \\ z_{1V} \\ 1 \end{pmatrix}.$$

Затем переведем координаты точки V из СК КА в СК манипулятора, используя формулу (3).

7. Получение пиксельных координат точек поверхности

Обработка изображения проводится с использованием алгоритма Санпу.

Вначале проводим линейную фильтрацию видеокadra. Следующим этапом является выделение краев, которые представляют собой границу между двумя областями с примерно одинаковой яркостью. Выделение краев нами производится градиентным методом. Далее будет приведено подробное описание метода выделения краев и получения координат центров объектов.

Программой обрабатывается стереоснимок поверхности Фобоса. Яркости пикселей изображения A обозначим $A(x,y)$. На начальном этапе обработки проводится линейное сглаживание изображения

$$\tilde{y}_0 = (5y_0 + 2y_1 - y_2)/6, \quad i = 0,$$

$$\tilde{y}_i = (y_{i-1} + y_i + y_{i+1})/3, \quad i \geq 1, i \neq N,$$

$$\tilde{y}_N = (5y_N + 2y_{N-1} - y_{N-2})/6, \quad i = N,$$

где y – яркость пикселей.

Далее производится выделение контуров объектов и определение координат центров фрагментов. В центральной точке маски размером 3×3 $B(i, j)$ произведем детектирование перепадов яркостей. Детектор яркостей

$$D = \sqrt{a^2 + b^2},$$

где a и b – стороны полученного прямоугольника.

$$H_1 = \begin{pmatrix} 1 & 2 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & -2 & -1 \end{pmatrix},$$

$$H_2 = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -2 & 0 & 2 \\ -1 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$$Y = \begin{pmatrix} y_{i-1,j-1} & y_{i-1,j} & y_{i-1,j+1} \\ y_{i,j-1} & y_{i,j} & y_{i,j+1} \\ y_{i+1,j-1} & y_{i+1,j} & y_{i+1,j+1} \end{pmatrix}.$$

Далее вычисляются дискретные свертки текущего окна изображения с масками H_1, H_2

$$S_1 = H_1 * Y = (y_{i-1,j} + 2y_{i,j} + y_{i+1,j}) - (y_{i-1,j-1} + 2y_{i,j-1} + y_{i+1,j-1}),$$

$$S_2 = H_2 * Y = (y_{i+1,j+1} + 2y_{i+1,j} + y_{i+1,j-1}) - (y_{i-1,j+1} + 2y_{i-1,j} + y_{i-1,j-1}).$$

Величина градиента $g_{i,j}(y)$ функции y в центре пикселя (i,j) , будет

$$g_{i,j} = \frac{1}{8\Delta x} \sqrt{S_1^2 + S_2^2},$$

где Δx - расстояние между центрами пикселей
 Направление вектора градиента в центр пикселя (i,j) -
 $\alpha_{i,j} = \arctan(S_1 / S_2)$.

Среднее значение градиента \bar{g} по всему выбранному полю

$$\bar{g} = \frac{\sum_{i,j} g_{i,j}}{(M_1 \times M_2)}$$

и из множества всех точек $(i=1,2,\dots,M_1, j=1,2,\dots,M_2)$ выбираем те, в которых

$$g_{i,j} > \bar{g}.$$

(то есть, выбираем те пиксели, в которых градиент яркости превышает среднее значение градиента по полю). Далее создаются массивы координат пикселей этого множества. Для получения координат центра фрагмента в массивах с координатами пикселей, определяются максимальные и минимальные значения координат по осям X и Y. По полученным значениям координат строится прямоугольник и определяется длина диагонали – которая принимается за размер объекта.

Если центр фрагмента лежит внутри выбранного интервала, то его координаты определяются по формуле

$$X'_c = X'_{\min} + (X'_{\max} - X'_{\min})/2,$$

$$Y'_c = Y'_{\min} + (Y'_{\max} - Y'_{\min})/2,$$

где X'_c и Y'_c - координаты центра объекта;

X' и Y' - координаты пикселей границ объектов.

8. Описание эксперимента

Как было видно из предыдущих рассуждений, в автоматическом режиме управления манипулятором производится последовательный перевод координат центров объектов из СК видеокамер в СК КА (2) с последующим переводом из СК КА в СК манипулятора (3).

При установке видеокамер на КА возникает неопределенность в значениях, направляющих косинусов (1). Константы матрицы A (1) можно определить экспериментально, во время предполетной подготовки КА.

Нами был проведен эксперимент по округлению параметров матрицы (1).

В соответствии с рисунком 6 мы фотографировали тестовые изображения (набор кругов $d=3\text{мм}$), затем методом Монте-Карло [5] подбирали значения параметров матрицы (1), после чего по формулам (2,3) определяем значения координат центров реальных объектов (камней).

В компьютерном эксперименте разыгрывались [6] следующие параметры:

$10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$, где α - угол поворота вокруг оси Y (СК КА).

$55^\circ \leq \beta \leq 80^\circ$, где β - угол поворота вокруг оси Z (СК КА).

$100^\circ \leq \gamma \leq 180^\circ$, где γ - угол поворота вокруг оси X (СК КА).

$50^\circ \leq \theta \leq 70^\circ$, где θ - угол обзора видеокамеры.

$765 \leq x \leq 785$, где x смещение относительно оптического центра камеры по оси X.

$65 \leq y_l \leq 85$, где y_l - смещение оптического центра левой камеры относительно центра СК.

$145 \leq y_r \leq 165$, где y_r - смещение оптического центра правой камеры относительно центра СК.

$-800 \leq z \leq -750$, где z смещение относительно оптического центра камеры по оси Z.

Полученные результаты приведены в таблице 4.

Фотографирование тестовых и реальных объектов проводилось следующим образом (моделировались условия съемки на перелетном модуле):

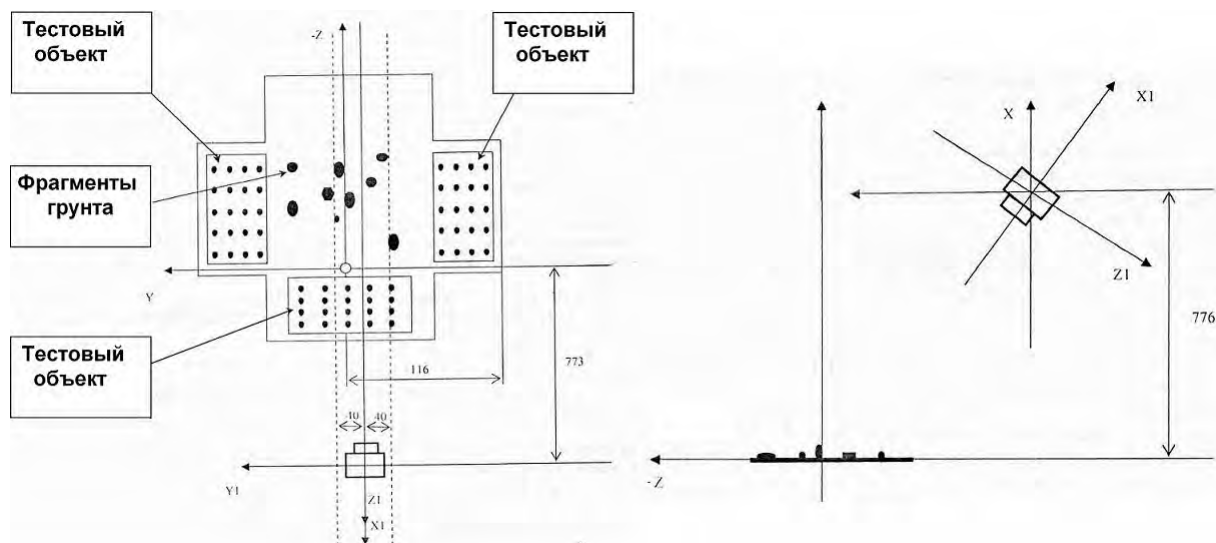


Рисунок 6. Схема эксперимента

1. На высоте 776 мм от пола была установлена фотокамера PLEOMAX. Фокусное расстояние 6,3 мм, разрешение матрицы 1280x1024 пикселей. На полу была размещена подложка с прикрепленными к ней произвольно размещенными 15 фрагментами – аналогами грунта Фобоса и тремя листами бумаги с нанесенными на них искусственными объектами-кругами (рисунок 6).

2. На подложке были отмечены оси СК, связанные с поверхностью XYZ (ось X направлена вверх) и измерены координаты всех 18 кругов с помощью линейки (таблица 1).

3. Из 3.000.000 разыгранных вариантов отобраны 100 наборов данных с минимальными ошибками.

4. По полученным наборам данных построены распределения следующих величин (рисунки 7-9).

5. Рассчитывались следующие параметры [2,3,4,5]: среднее арифметическое каждого из трех углов поворота камеры, угол обзора камеры и смещения относительно центра оптической оси (таблица 4). Полученные значения параметров сведены в таблицу 4.

6. Данные пункта 5 (параметры матрицы поворота) вводились в программу, и производилась обработка видеок кадров для определения координат реальных объектов.

Заключение

Проведенный эксперимент показал возможность определения координат фрагментов на поверхности Фобоса в автоматическом режиме с необходимой для практики точностью.

Таблица 1- Измеренные координаты искусственных объектов (круги)

	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Y(мм)	-280	-230	-280	-230	-280	-230	212	262	212
Z(мм)	180	180	130	130	80	80	200	200	150
	10	11	12	13	14	15	16	17	18
Y(мм)	262	212	262	212	262	-50	0	-50	0
Z(мм)	150	100	100	-80	-80	-80	-130	-130	-130

Таблица 2- Измеренные координаты реальных объектов (камни)

	1	2	3	4	5	6	7	8
Y(мм)	-29	58	-86	-38	145	68	36	-150
Z(мм)	258	237	230	210	203	192	180	164
	9	10	11	12	13	14	15	
Y(мм)	93	34	-90	37	-65	-20	68	
Z(мм)	148	123	88	74	47	46	54	

Таблица 3 - Рассчитанные и измеренные координаты тестовых объектов. Результаты одного розыгрыша

№	Измеренные координаты		Расчетные координаты		$\Delta Y(\text{мм})$	$\Delta Z(\text{мм})$
	Y(мм)	Z(мм)	Y(мм)	Z(мм)		
1	2	3	4	5	6	7
1	-280	180	-284.571	178.152	4.57103	1.84847
2	-230	180	-229.265	164.593	0.73549	15.4073
3	-280	130	-283.184	127.673	3.18381	2.32727
4	-230	130	-241.633	152.183	11.6326	22.1831
5	-280	80	-285.868	85.1668	5.86829	5.16684
6	-230	80	-231.517	74.8264	1.51686	5.17361
7	212	200	216.31	191.781	4.31015	8.21887
8	262	200	266.077	193.224	4.07706	6.77588
9	212	150	214.032	133.519	2.03178	16.4813
10	262	150	265.742	150.295	3.74187	0.294557
11	212	100	214.103	98.0624	2.10275	1.93763
12	262	100	264.019	102.192	2.01918	2.19236
13	-50	-80	-48.0134	-87.3963	1.98662	7.39634
14	0	-80	0.844941	-82.9777	0.844941	2.97768
15	50	-80	50.3909	-83.192	0.390857	3.19204
16	-50	-130	-51.3012	-121.986	1.30124	8.01391
17	0	-130	0.044124	-130.082	0.044124	0.081581
18	50	-130	48.9705	-125.633	1.02948	4.36723
					$\Delta \bar{Y} = 2.85$	$\Delta \bar{Z} = 6.3$

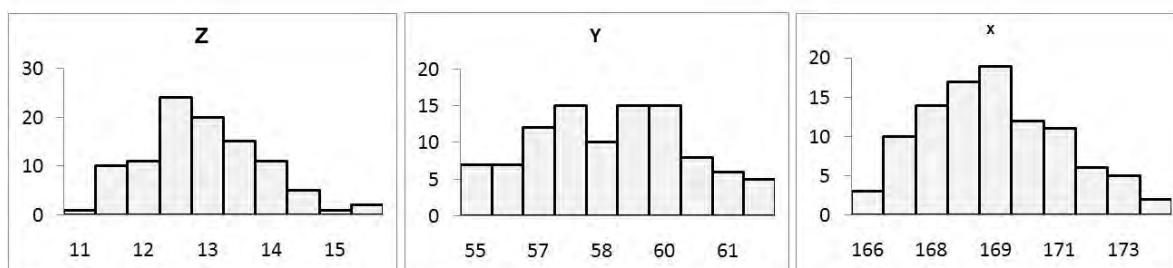


Рисунок 7. Распределения углов поворота оптической оси камеры вокруг осей X, Y, Z

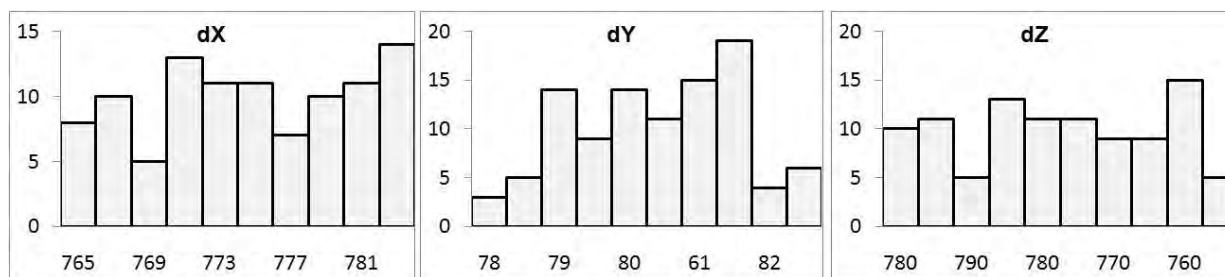


Рисунок 8. Распределения смещений оптического центра камеры по осям X, Y, Z

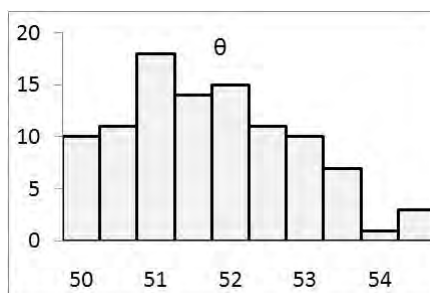


Рисунок 9. Распределение по углу обзора камеры ϑ

Таблица 4- Полученные параметры матрицы поворота камеры

α	β	γ	ϑ	dx, мм	dy, мм	dz, мм
14.4665	60.4992	170.786	51.0013	781.43	77.8174	-778.837

α – угол поворота камеры относительно оси Z в градусах;
 β – угол поворота камеры относительно оси Y в градусах;
 γ – угол поворота камеры относительно оси X в градусах;
 ϑ – угол обзора камеры в градусах;

dx – смещение центра оптической оси по оси X;
dy – смещение центра оптической оси по оси Y;
dz – смещение центра оптической оси по оси Z.

Таблица 5. Рассчитанные координаты реальных объектов

№	Измеренные координаты		Расчетные координаты		ΔY (мм)	ΔZ (мм)
	Y(мм)	Z(мм)	Y(мм)	Z(мм)		
1	2	3	4	5	6	7
1	-29	258	-27.544	252.009	1.45598	5.99116
2	58	237	62.2473	238.65	4.24731	1.6497
3	-86	230	-83.2323	221.135	2.76768	8.86499
4	-38	210	-38.3859	208.271	0.385939	1.72892
5	145	203	148.518	198.963	3.51763	4.03745
6	68	192	75.1873	194.961	7.18733	2.96074
7	36	180	37.2228	182.737	1.22275	2.73667
8	-150	164	-152.117	165.707	2.11697	1.70745
9	93	148	97.9533	163.163	4.95331	15.1629
10	34	123	38.5367	119.923	4.53667	3.07662
11	-90	88	-92.5535	107.052	2.55354	19.0524
12	37	74	39.9953	70.3027	2.99526	3.69734
13	-65	47	-64.7791	76.4818	0.220942	29.4818
14	-20	46	-14.3821	49.6132	5.61787	3.61321
15	68	54	74.8468	53.796	6.84678	0.20397

Библиографический список

- 1 Компьютерный анализ телевизионных изображений поверхности Фобоса./Л.А.Болдачева [и др.] //Сборник трудов. Ротапринт ИКИ РАН, 2009.С. 329-342.
- 2 Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с КА «Фобос-Грунт»./ Г.А. Аванесов [и др.]//Препринт ИКИ РАН № 2128.
- 3 Хорн Б.К.Зрение роботов. М.: Мир, 1989.С. 299-309.
- 4 Тейлор Дж. Введение в теорию ошибок: пер. с англ. М.: Мир, 1985. 272с., ил.
- 5 Соболев И.М. Численные методы Монте-Карло. М.: Наука, 1973. 313 с.
- 6 Гришин В.К., Живописцев Ф.А., Иванов В.А. Математическая обработка и интерпретация физического эксперимента. Изд-во МГУ, 1988. 316 с.
- 7 Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников: пер. с англ. М.: Наука, 1984. С.76-96.
- 8 Оценка методом Монте - Карло параметров математической модели забора грунта. / Л.А.Болдачева [и др.]// Вестник Калужского университета. КГПУ, 2007. № 4. С. 34-41.



ШИБАЛОВ

Михаил Васильевич

начальник лаборатории ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», кандидат технических наук
e-mail: bonch38@mail.ru



АНАНЬЕВ

Анатолий Иванович

главный металлург ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», кандидат технических наук



ФИНАТОВ

Александр Владимирович

начальник отдела ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»
e-mail: FinatovAV@mail.ru

УДК 621.386.12:629.78 РБ Фрегат

Повышение производительности рентгеновского контроля сборочных единиц РБ «Фрегат»

М.В. Шибалов, А.И. Ананьев, А.В. Финатов

Влияние нового оборудования и технологии рентгеновского просвечивания на повышение производительности контроля качества сборочных единиц. Замечания по технологичности конструкции сварных соединений.

Ключевые слова: рентген; оснащение; технология; производительность; машинное время; цифровая радиография.

PRODUCTIVITY IMPROVEMENT OF “FREGAT” UPPER STAGE ASSEMBLIES X-RAYING.

M. V. Shibalov, A.I. Ananiev, A.V. Finatov

The article refers to influence of new X-ray technology and equipment on productivity improvement of assembly units quality control. Comments on welded joints workability are presented.

Key words: x-ray; equipment; technology; productivity; machine time; digital radiography.

Проблема повышения производительности труда постоянно присутствует в производстве. Разные обстоятельства периодически обостряют данный вопрос и требуют изыскания новых подходов. Производительность рентгеноконтроля зависит от множества факторов, касающихся типа оборудования, средств механизации, доступности объекта контроля (ОК) для просвечивания (дефектоскопическая технологичность), технических требований к минимальному размеру допустимых дефектов, программы производства и др. Влияние указанных факторов особенно проявляется в опытном производстве, где многое зависит от наличия переналаживаемого оборудования и оснастки, сноровки

оператора, его умения комбинировать для просвечивания за одну экспозицию нескольких ОК и др. Особенностью опытного производства НПО является многообразие ОК по весу, форме и габаритам, типу сварного соединения, химическому составу материалов и др. Операции рентгеновского контроля в зависимости от сложности объекта могут включать от одного до нескольких десятков переходов. Имеющиеся в литературе сведения о производительности контроля малочисленны и носят достаточно общий характер даже для сварных конструкций простой конфигурации [1, с.9].

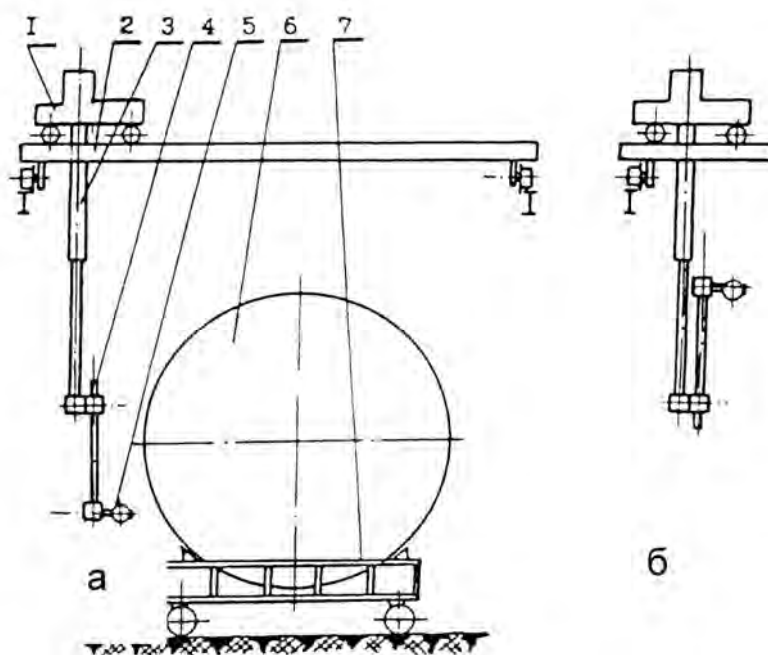
Рассмотрены варианты организации и технологии контроля, направленные на сокращение продолжительности операций и повышение производительности.

Перспективным организационным мероприятием является **оснащение лабораторий рентгеновскими аппаратами одного модельного ряда**. На предприятии несколько рентгеновских лабораторий. Они были оснащены рентгеновскими аппаратами, обеспечивающими необходимый энергетический диапазон, но не совместимыми между собой в части коммуникаций и взаимозаменяемости: РУП120, РУМ7, ТРАКИС, МИРА2Д, ЛИЛЛИПУТ, РУП150-10 и др. Отказ в работе какого-либо аппарата приводит к длительному ремонтному простоя. Замена вышедшего из строя аппарата другим невозможна из-за различий в конструкции кабелей и разъемов. Для преодоления указанного недостатка решили, по мере выхода из строя устаревшего оборудования, комплектовать аппаратный парк лабораторий моноблоками одного модельного ряда, например, серии РАП: РАП90-5, РАП100-10, РАПЮОП-10, РАП160-5, РАП190П-5, РАП220-5. Преимуществом такого подхода является возможность подмены рентгеновских аппаратов, находящихся в разных заводских корпусах, поскольку кабели управления (протянутые сквозь стену между пультовой комнатой и аппаратным залом) у них взаимозаменяемы. Благодаря использованию элементов микроэлектроники пульты управления моноблочных аппаратов серии РАП миниатюрны и свободно размещаются на письменном столе. Оперативная замена рентгеновских аппаратов не только

обеспечивает практически бесперебойную работу лабораторий, но и повышает их технические возможности, за счет простоты расширения энергетического диапазона. Например, в случае производственной необходимости несложно заменить рентгеновский аппарат с ускоряющим напряжением 100 кВ на аппарат с ускоряющим напряжением 220 кВ. Процесс переоснащения рентгеновских лабораторий аппаратами одного модельного ряда успешно реализуется.

Ввиду разнообразия конфигураций ОК при рентгеновском просвечивании широко используется ручной труд. Помимо ручных приспособлений, подставок, зажимов, эффективная механизация процесса достигается за счет манипуляторов, обеспечивающих перемещение в пространстве источника ионизирующего излучения. От быстродействия манипулятора зависит продолжительность вспомогательных переходов и общее время контрольной операции. Отсюда видно, какое значение имеет **совершенствование манипуляторов**. В рентгеновских лабораториях используют передвижные манипуляторы потолочного и напольного типов. Базовый потолочный манипулятор показан на рисунке 1.

Каретка 1 с телескопическим подъемником 3 размещена на тележке 2, см. рисунок 1а. С подъемником 3 шарнирно соединена цилиндрическая консоль 4 с укрепленным на ней рентгеновским аппаратом 5. Контролируемое изделие 6 размещено на транспортной ферме 7. Консоль 4 с источником излучения 5 имеет возможность поворота на 180° , см. рисунок 1б.



а – нижнее положение источника; б – верхнее положение источника.

Рисунок 1. Потолочный манипулятор

Для увеличения диапазона вертикального перемещения источника произведена доработка консоли базового манипулятора. За счет применения дополнительного звена - штока, вставляемого в цилиндрическую консоль, получили второе телескопическое соединение регулируемой длины. Фиксация штока в консоли производится с помощью штифта. Перемещение штока с укрепленным на нем рентгеновским аппаратом осуществляют вручную. Кроме того, тяжелую стальную консоль заменили легкоъемной алюминиевой. И изготовили набор консолей разной длины. Таким образом, полностью снята проблема диапазона вертикального перемещения источника. Для расширения диапазона горизонтального перемещения источника на поворотном кронштейне шарнира манипулятора укрепили вторую консоль с дополнительным рентгеновским аппаратом. Получили сбалансированное коромысло с двумя источниками, которое легко поворачивать вокруг горизонтальной оси на любой угол (рисунок 2).

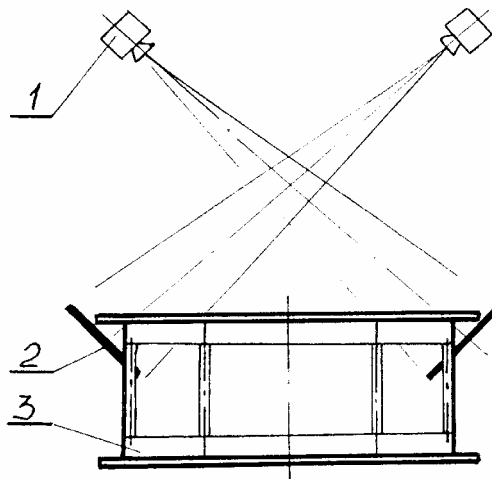


Рисунок 2. Коромысло с двумя аппаратами РАП 160-5

Включение двух аппаратов одновременно позволяет удвоить продолжительность машинного времени, повысить оперативность рентгеновского контроля при работе с крупногабаритным изделием.

Просвечивание перекрестными лучами. При просвечивании крупногабаритных (ОК) повышение производительности может быть достигнуто за счет перекрестного просвечивания двумя рентгеновскими аппаратами одновременно. Например, на рисунке 3 представлена схема просвечивания многогранной фермы, у которой горизонтальный набор звеньев выполнен из уголкового профиля. Сварные швы обеих

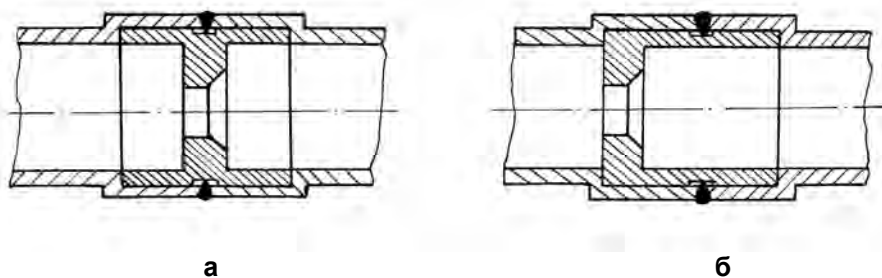
полок уголка светили под углом 45° перекрестными лучами двух рентгеновских аппаратов. При перекрестном просвечивании необходимо соблюдать условие, чтобы каждая кассета облучалась только одним аппаратом.



1 – источник; 2 – детектор; 3 – ферма.
Рисунок 3. Перекрестное просвечивание

Круговое излучение. Весомый вклад в повышение производительности рентгеновского контроля получен от внедрения аппарата кругового излучения РАП100П-10. Использование этого аппарата позволяет, помимо кольцевых сварных швов, за одну экспозицию просвечивать несколько ОК, в том числе, отличных по толщине. Объекты одинаковой радиационной толщины размещают по окружности радиуса R_1 равного фокусному расстоянию. Одновременно объекты другой толщины размещают по окружности радиуса R_2 , равного соответствующему фокусному расстоянию. Применение кругового излучения позволило в разы увеличить производительность при контроле мелких и средних объектов.

Максимально широкое сотрудничество конструктора и технолога на стадии проектирования, например, в форме визирования, способствует повышению технологичности конструкции и сокращению времени ее изготовления. Зачастую упущения в таком общении обнаруживаются слишком поздно. Приведем два примера несоблюдения в рабочих чертежах требования ГОСТ 7512-92 к конструкции сварного соединения, подвергаемого рентгеновскому контролю. В топливной системе двигателя РБ «Фрегат» имеются монтажные стыки с кольцевой вставкой, служащей для обеспечения проливочных характеристик. Плоскость кольцевой вставки совпадает с плоскостью монтажного сварного шва (рисунок 4а).



а - неправильно; б – правильно.

Рисунок 4. Монтажный стык трубопроводов с калибровочной вставкой

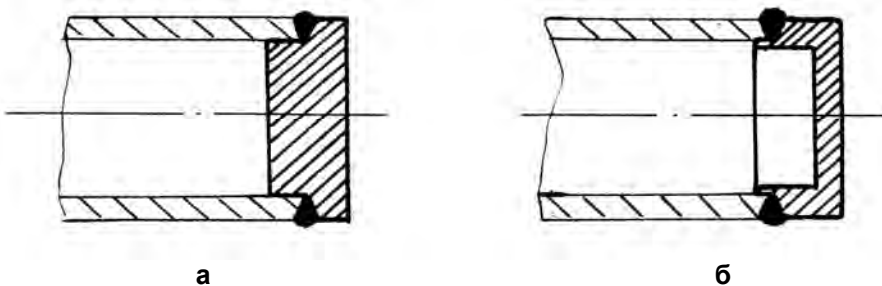
При этом не выполняется требование ГОСТ 7512-92 о том, чтобы толщина сварного шва была не менее 20% радиационной толщины (суммарной толщины металла, сквозь которую проходит рентгеновский луч). Для соблюдения требования стандарта технологами предложено разнести плоскости сварного шва и кольцевой вставки, как показано на рисунке 4б. При этом размер сварного шва не изменился, а его относительная доля в радиационной толщине возросла до удовлетворительного уровня. Другой пример не технологичной конструкторской документации - сварная заглушка трубопровода (рисунок 5а).

Видно, что относительная толщина сварного шва меньше 20% радиационной толщины. Технологами предложена более технологичная конструкция заглушки (рисунок 5б), которая удовлетворяет требованию стандарта. Примеры можно продолжить. Разбор подобных нарушений сопряжен с непроизводительными затратами времени.

Беспленочная технология рентгеновского контроля [2,с.457]. Традиционное применение рентгеновской пленки в промышленной радиографии предполагает сбор, хранение и утилизацию снимков и отработанного фиксажа. Это время распределяется дополнительной нагрузкой на производительность операций просвечивания. Анализ затрат времени на выполнение операций, составляющих цикл контроля, показывает, что работа рентгеновского аппарата, собственно машинное время, составляет небольшую часть рабочего дня, порядка 15%. Остальное

время расходуется на разметку и маркировку участков, раскрой пленки, приготовление кассет, прицеливание, проявление, сушку снимков, расшифровку полученных результатов, составление отчетности и др. Уменьшение каким-либо способом количества и трудоемкости сопутствующих операций ведет к соответствующему увеличению доли машинного времени, т.е. к повышению производительности.

Известные способы просвечивания на специально подготовленную пластину с селеновым покрытием (ксерорентгенография) не получили широкого распространения из-за нестабильности результатов, связанной с самопроизвольным неравномерным снижением поверхностного потенциала заряженной пластины, коагуляции тонера жесткости пластины и др. Представляет интерес метод цифровой радиографии с использованием вместо рентгеновской пленки гибкой фосфорной пластины. Оборудование, расходные материалы и технология цифровой радиографии под торговой маркой ФОСФОМАТИК разработаны в ЗАО ТЕСТРОН. В отличие от других способов беспленочной радиографии, ксерорадиографии, флюорографии, ФОСФОМАТИК обеспечивает более высокое качество изображения, больший рабочий ресурс гибкой фосфорной пластины многократного использования, оперативность и высокую чувствительность ФОСФОМАТИКА к внутренним макродефектам, соответствующую первому классу чувствительности по ГОСТ 7512-82.

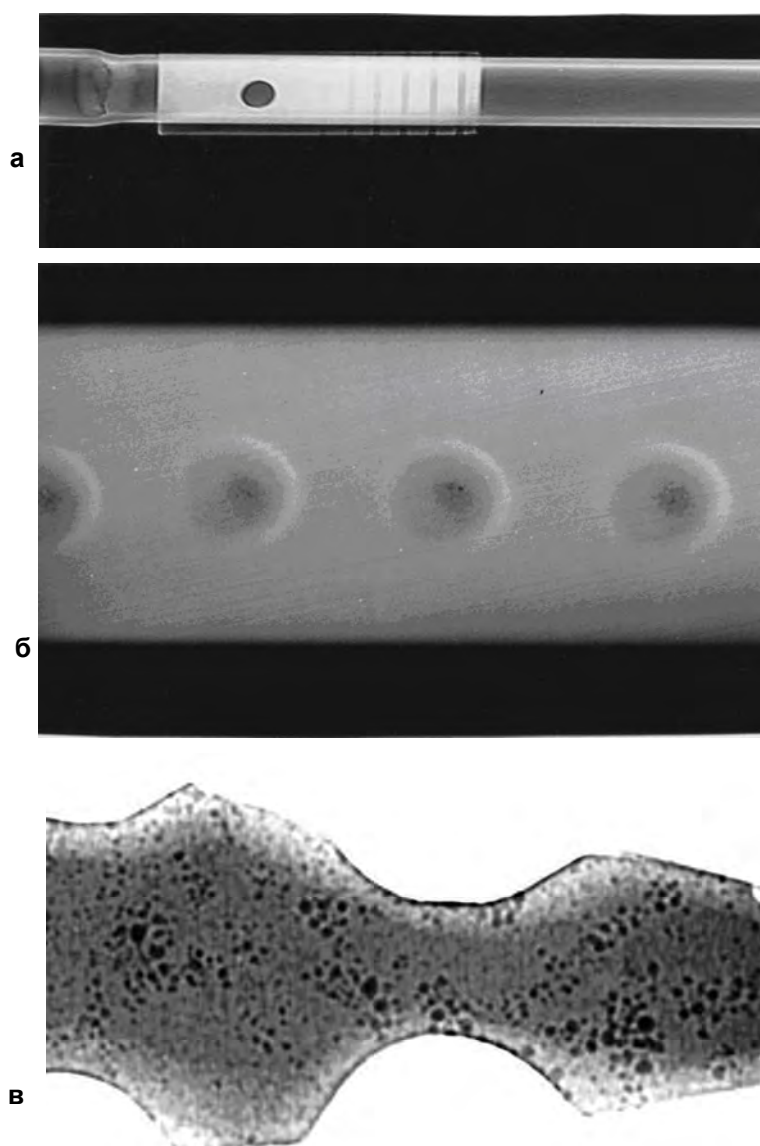


а – неправильно; б – правильно.

Рисунок 5. Сварная заглушка

Гибкая пластина ФОСФОМАТИКА не требует темного помещения для проявления скрытого изображения, обработка производится всухую. Отпадает необходимость в сборе расходных материалов для регенерации серебра. Необходимая площадь для размещения комплекса цифровой радиографии меньше, чем площадь фотолаборатории. Ряд других заявленных преимуществ делает этот метод привлекательным не только в смысле производительности, но и по соображениям экономии расходных материалов. В цифровой радиографии не применяется дорогостоящая серебрясодержащая рентгеновская пленка. Совместно с ЗАО ТЕСТРОН было проведено сравнительное тестирование рентгеновских снимков

сварных швов алюминиевых сплавов и стали, полученных на мелкозернистой рентгеновской пленке AGFA STRUCTURYX D5 и гибкой фосфорной пластине. Расшифровка металлургических дефектов в сварных швах и отливках, анализ чувствительности к дефектам показал, что изображения объектов контроля, полученные с помощью ФОСФОМАТИКА, не уступают по качеству снимкам на рентгеновской пленке, а при демонстрации широты динамического диапазона (допустимого перепада толщин) превосходит их. Радиографические изображения в цифровом виде представлены на рисунке 6.



а – цифровая рентгенограмма сварного шва стального трубопровода;
б – точечная электросварка сплава АМг6; в – пористость в отливке.

Рисунок 6. Цифровые рентгенограммы

На рисунке 6а показан снимок сварного шва трубопровода из нержавеющей стали, видны канавки эталона чувствительности №11 по ГОСТ 7512-82, свидетельствующие о высоком разрешении снимка. Сварной шов алюминиевого сплава АМгб, выполненный точечной электросваркой, показан на рисунке 6б. Видны усадочные дефекты в центре ядра. Пористость в отливке из алюминиевого сплава показана на рисунке 6в. В настоящее время рентгеновская лаборатория оснащена комплексом ФОСФОМАТИК. Метод цифровой радиографии займет свое место в номенклатуре контролируемых ОК. Прежде всего, это объекты со значительными контролируемыми площадями, где используют крупные кассеты, порядка 30х40 см (заполненные жидкостью емкости, на предмет обнаружения воздушных полостей, литые рамы, кронштейны, рулевые машинки, сварные биметаллические переходники и др.).

Реализация изложенных соображений позволила удвоить производительность рентгеновского контроля сборочных единиц РБ «Фрегат» без увеличения производственной площади и при неизменной численности персонала.

Библиографический список

- 1 Румянцев С.В., Добромислов В.А., Борисов О.И. Типовые методики радиационной дефектоскопии и защиты. М.: Атомиздат, 1979, С.9.
- 2 Соснин Ф.Р. Неразрушающий контроль: справочник/ под ред. В.В.Клюева. М.: Машиностроение, 2003. Т.1

К вопросу упругой подвески КА в транспортировочном контейнере

В.Е. Бордадымов, Н.Н. Даниловский



**БОРДАДЫМОВ
Виктор Евгеньевич**
начальник сектора отдела
прочности ФГУП «НПО
им. С.А. Лавочкина»
e-mail: bve@laspace.ru



**ДАНИЛОВСКИЙ
Николай Николаевич**
инженер-конструктор
отдела прочности ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
аспирант
e-mail: k-5.chevy@rambler.ru

Анализ внешнего нагружения на конструкцию КА при его транспортировании и определение основных проектных параметров упругой системы подвески.

Ключевые слова: ударный спектр нагружения КА; жесткие опоры; упругие опоры.

*ON THE ISSUE OF SC ELASTIC SUSPENSION in transport container. V.E. Bordadymov, N.N. Danilovskiy
Analysis of SC external loading during the transportation; definition of main design parameters of elastic suspension system.*

Key words: shock spectrum of SC loading; rigid supports; elastic supports.

Введение

В данной статье будут отражены некоторые результаты предварительного анализа по подбору амортизации и рационального способа закрепления КА в транспортировочном контейнере. Численный анализ проводился на примере использования транспортировочной схемы для КА "Спектр УФ".

Схема крепления данного аппарата в транспортном контейнере является достаточно традиционной для транспортирования различных КА разработки НПО-Л.

Основными критериями "рационального" закрепления изделия в транспортном контейнере будем считать следующие:

- минимизация в процессе транспортирования динамических и вибрационных воздействий на основную силовую конструкцию КА и особенно, на основные элементы оптической системы телескопа Т170, определяющие точностные характеристики всего комплекса научной аппаратуры (узел главного зеркала, узел вторичного зеркала и др.);

- конструктивная реализация узлов крепления КА в контейнере, позволяющая использовать материальную часть имеющегося транспортного контейнера с минимальными доработками.

Расчетные работы проводились в три этапа:

1. Работы по конечно-элементному моделированию отдельных составных частей и КА "Спектр УФ" в целом. Моделирование штатного транспортного контейнера и сборки транспортного контейнера с КА "Спектр-УФ";
2. Работы по определению основных расчетных случаев вибродинамического нагружения транспортного контейнера на основе статистических данных натурального транспортирования изделий – аналогов;
3. Расчетные работы по анализу нагружения основных элементов оптического тракта телескопа Т170 в зависимости от вариантов крепления КА в транспортном контейнере, а также, в зависимости от жесткостных и демпфирующих характеристик предполагаемых упругих амортизирующих опорных узлов.

Ниже будут кратко рассмотрены перечисленные этапы работ и сделаны некоторые выводы по результатам проведенного численного моделирования по нагружению элементов оптического тракта телескопа Т170 при транспортировании КА "Спектр УФ" в контейнере.

1. Конечно-элементное моделирование объекта

Целью данной работы являлось создание работоспособной конечно-элементной модели общей сборки, позволяющей проводить статические и многовариантные динамические расчеты [2;3].

Модель общей сборки состоит из следующих основных конструктивных частей:

- транспортный контейнер;
- КА Спектр-УФ, состоящий из комплекса научной аппаратуры (КНА) с телескопом Т170;
- служебный модуль (СМ) "Навигатор".

На первом этапе работ для каждой конструктивной части общей сборки были созданы достаточно подробные конечно-элементные модели, корректно отражающие их жесткостные и инерционно-массовые характеристики. Так как суммарная конечно-элементная модель объединенной сборки получилась очень большой размерности, что создало определенные трудности при проведении динамических расчетов, для некоторых конструктивных элементов сборки была применена процедура редуцирования.

Для нашего динамического анализа основной конструктивной частью модели общей сборки является модель КНА с телескопом Т170. Эту модель оставили конечно-элементной (не конденсированной). К моделям СМ "Навигатор" и "Транспортный контейнер" была применена статическая конденсация, которая уменьшила размерность этих частей математической модели до размерности, определяемой количеством интерфейсных и необходимого количества дополнительных внутренних узлов (рисунок 1).

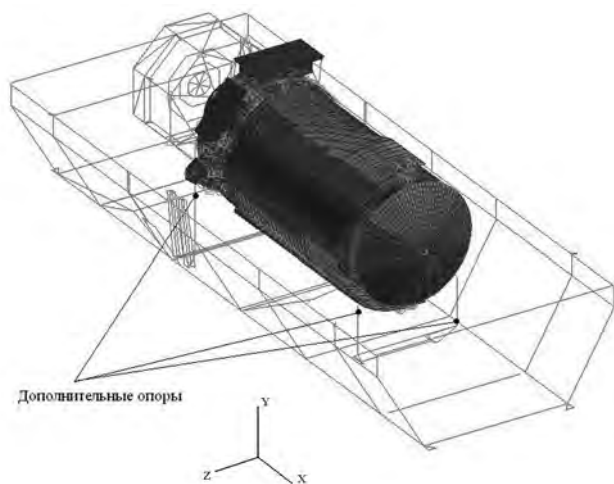


Рисунок 1. Общий вид объединенной модели

В модели общей сборки предусмотрены следующие три варианта крепления КА в транспортном контейнере:

- консольное крепление КА по заднему стыку;
- крепление КА по заднему стыку с дополнительной средней опорой;
- крепление КА по заднему стыку с дополнительными средней и передней опорами.

В различных вариантах расчетов опоры рассматривались либо как жесткие, либо как упругие, с различными вариантами жесткости и демпфирования (линейного и нелинейного).

Динамический анализ вибронагружения конструкции КА при транспортировании проводился по сравнительным уровням виброускорений в некоторых наиболее важных (реперных) узлах телескопа Т170. В качестве реперных узлов телескопа рассматривались наиболее показательные узлы, характеризующие оптический тракт:

- три узла крепления "Главного зеркала" к раме УГЗ, находящиеся в районе предполагаемой установки средних опор крепления КА в контейнере;
- два узла "Вторичного зеркала", находящиеся в районе предполагаемой установки передних опор крепления КА в контейнере.

2. Вибродинамические нагрузки транспортного контейнера. Входные воздействия

При транспортировании всех изделий ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина" на полигон установлена штатная процедура контроля перегрузок, которая заключается в следующем.

На транспортном контейнере стандартно устанавливается некоторое количество контрольных вибродатчиков (не менее 3-х по осям транспортирования X,Y,Z). Основная функция этих вибродатчиков – "полицейская". То есть, зафиксировать максимально реализованные в процессе транспортирования перегрузки на контейнер и сравнить их с допустимыми, тем самым подтвердив сохранность штатного изделия, находящегося в контейнере. Данная система устроена таким образом, что при достижении значительного уровня виброперегрузок, действующих на контейнер, прописываются и сохраняются в памяти временные процессы ускорений длительностью 4 сек - 6 сек.

Таким образом, для формирования расчетных входных воздействий на контейнер при автомобильном и авиационном транспортировании были приняты временные функции ускорений, записанные при натурном транспортировании изделий, близких по суммарным инерционно-массовым характеристикам, типам автотранспортеров, типам самолетов.

В частотном диапазоне до 100Гц динамические нагрузки на аппаратуру КА при транспортировании близки (могут и превышать) к нагрузкам, которые реализуются на участке выведения РН, при значительно большем времени действия. Поэтому вопросы снижения транспортных нагрузок являются достаточно важными.

Процессы транспортирования характеризуются большим разнообразием временных реализаций, которые зависят от различных статистических факторов: качества дорожного полотна (взлетно-посадочной полосы), кон-

кретного времени года, скоростного режима при прохождении мелких препятствий и неровностей дороги, технического состояния подвижного состава, опыта водителя и др. Вследствие неровностей дорожного полотна, максимальные процессы часто носят очень не стационарный характер ударных переходных процессов. Из сказанного можно сделать вывод, что для проведения расчетов по анализу максимальных откликов конструкции нельзя напрямую пользоваться ни конкретными временными процессами (даже с максимальной по абсолютной величине перегрузкой), ни спектральной обработкой процессов в виде спектров Фурье или спектральной плотности мощности, которые характеризуют только усредненные параметры временных функций.

Для проведения расчетных работ на основе временных процессов натурального транспортирования будем использовать их спектральную обработку в виде ударных спектров [5]. Использование для расчетных работ по оценке динамического отклика конструкции входных воздействий в виде ударных спектров представляет значительные удобства, заключающиеся в следующем:

- в отличие от амплитудного спектра и спектральной плотности мощности, оценка отклика модели на ударный спектр является максимальной независимо от вида исходной временной функции (стационарная или быстро меняющаяся);
- построить единую временную функцию, являющуюся максимальной по амплитуде на всех частотах и сохраняющую основные спектральные характеристики входных воздействий, практически невозможно. В то же время, можно построить огибающий ударный спектр, характеризующий ожидаемый максимальный

отклик на всех частотах по полной статистике имеющихся временных процессов;

- расчет конечно-элементной модели по оценке максимального отклика конструкции на ударный спектр является более экономичным с точки зрения временных затрат расчета.

На основе обработки статистических данных по результатам натурального автомобильного и авиационного транспортирования, на рисунке 2 в диапазоне частот до 100 Гц в двойных логарифмических шкалах приведены огибающие ударные спектры для вертикального направления, построенные при добротности $Q = 10$.

На рисунке 2 для автомобильного транспортирования приведены две кривые: для контейнеров с изделиями более легкими (AVTO_L) и более тяжелыми (AVTO_T). Для авиационного транспортирования приведены два режима: взлет (VZLET) и посадка (POSADKA) для контейнеров тяжелого класса. Также на рисунке приведен суммарный огибающий ударный спектр (OGIB) по всем указанным случаям транспортирования.

Как видно из рисунка 2, для вертикального направления особенно проявляются два диапазона частот с максимальным возбуждением:

- диапазон 20 Гц ÷ 40 Гц при авиационном транспортировании. Этот диапазон частот важен для нагружения вторичной конструкции КА (основное навесное оборудование и агрегаты);
- диапазон 3 Гц ÷ 4 Гц при авиационном и автотранспортировании, который является квазистатическим для контейнера и сборки в целом.

На рисунке 3 приведены огибающие ударные спектры по осям X, Y, Z транспортирования.

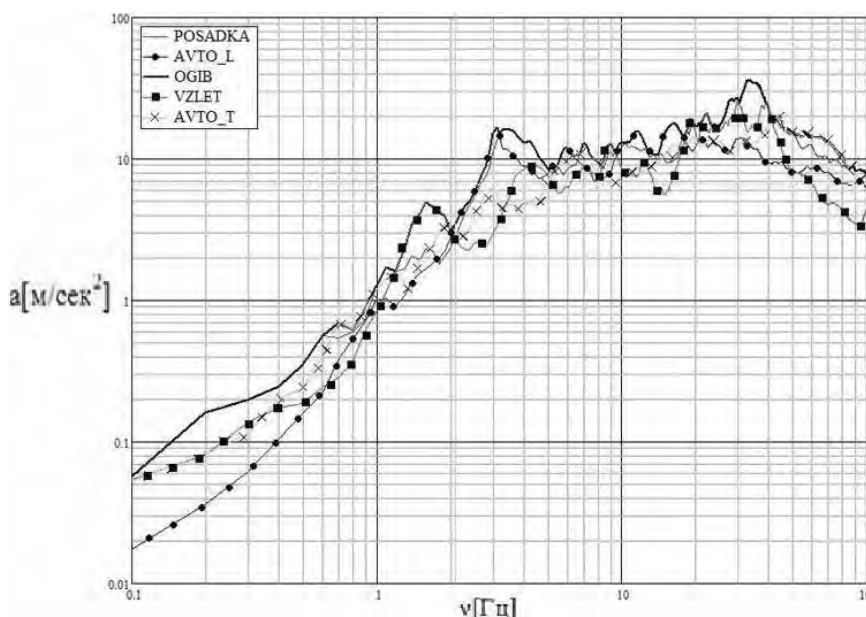
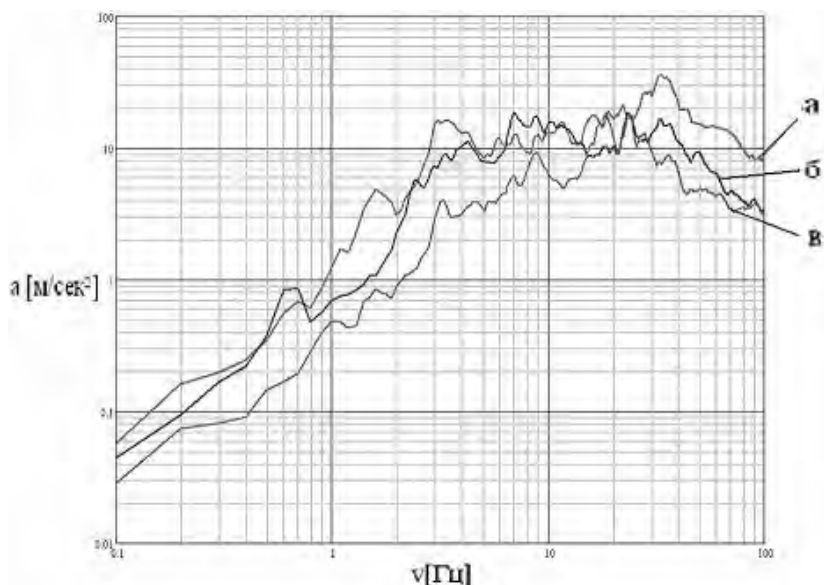


Рисунок 2. Ударные спектры



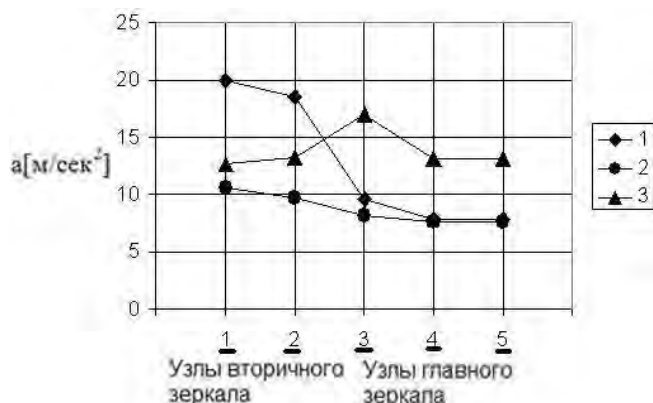
а - ударный спектр по оси Y; б - ударный спектр по оси Z; в - ударный спектр по оси X.

Рисунок 3

3. Анализ нагружения основных элементов оптического тракта телескопа

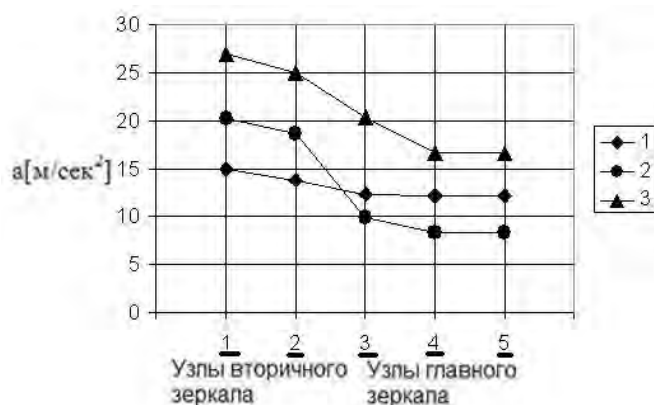
3.1 Сравнительный анализ отклика конструкции при закреплении КА на жестких опорах

На рисунках 4 и 5 для автомобильного и авиационного транспортирования (возбуждение в вертикальном направлении) приведены результаты расчета отклика конструкции по реперным точкам на вторичном и главном зеркале при различных вариантах закреплении КА в контейнере на жестких опорах.



1 - консольное закрепление на задней опоре;
2 - закрепление КА в двух сечениях: на задней и средней опорах; 3 - закрепление КА в трех сечениях: на задней, средней и передней опорах.

Рисунок 4. Автомобильное транспортирование



1 - консольное закрепление на задней опоре;
2 - закрепление КА в двух сечениях: на задней и средней опорах; 3 - закрепление КА в трех сечениях: на задней, средней и передней опорах.

Рисунок 5. Авиационное транспортирование

3.2 Сравнительный анализ отклика конструкции при различных вариантах закреплении КА

Для анализа отклика конструкции с использованием моделей упруго-вязких опор крепления КА к контейнеру не представляется возможным использование входных воздействий в форме ударных спектров.

Для данного анализа, на основе записей ускорений реальных процессов авиационного транспортирования, были выбраны три конкретные временные функции по осям X, Y, Z, имеющие ударные спектры, близкие к максимальным, приведенным на рисунке 3.

Для сравнительного анализа отклика по реперным точкам при различных условиях закреплении КА в контейнере эти три временные функции прикладывались одновременно. Результаты анализа приведены на рисунке 6.

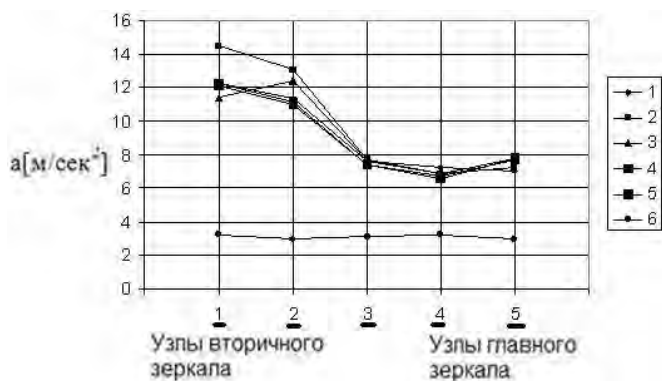


Рисунок 6. Максимальные ускорения в реперных узлах для различных случаев закрепления КА в транспортном контейнере

- 1 - жесткое консольное закрепление КА по заднему стыку;
- 2 - жесткое закрепление КА по заднему стыку и опирание на жесткую среднюю опору;
- 3 - жесткое закрепление КА по заднему стыку и опирание на жесткие средние и передние опоры;
- 4 - жесткое закрепление КА по заднему стыку и опирание на упруго-вязкую опору в среднем сечении; Опора рассчитана на частоту колебаний $\nu = 1.5$ Гц и демпфирование $\gamma = 30\%$;
- 5 - жесткое закрепление КА по заднему стыку и опирание на упруго-вязкие опоры в среднем и переднем

сечениях. Опоры рассчитаны на частоту колебаний $\nu = 1.5$ Гц и демпфирование $\gamma = 30\%$;

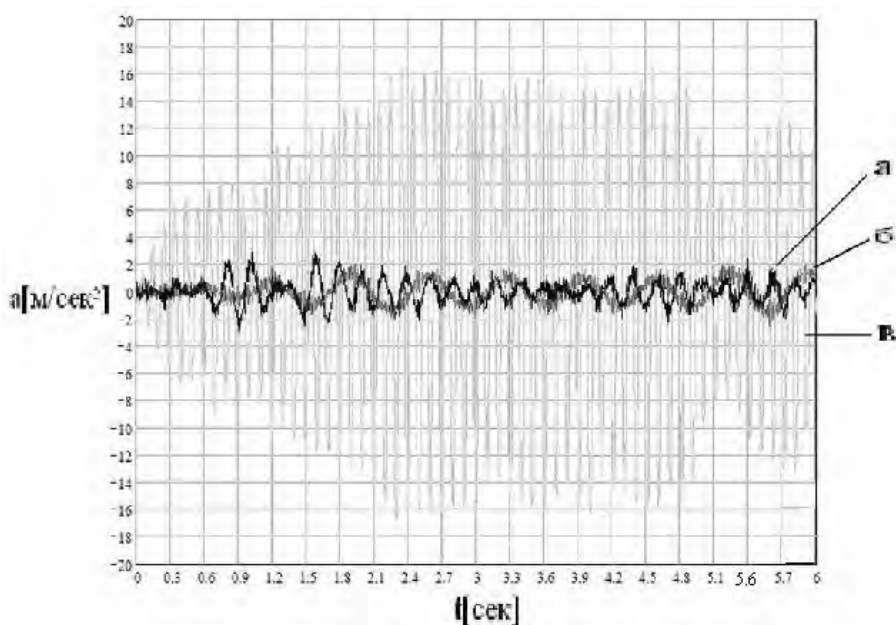
6 - закрепление КА на упруго-вязкие опоры в среднем сечении, переднем сечении и заднему стыку. Опоры рассчитаны на частоту колебаний $\nu = 1.5$ Гц и демпфирование $\gamma = 30\%$.

3.3 Сравнительный анализ отклика конструкции при различных вариантах жесткостных характеристик подвески КА в контейнере

Для оценки влияния частотных характеристик подвески КА в транспортном контейнере на уровень виброперегрузок при реальном входном процессе были проведены работы по нагружению одномассового осциллятора массой 750 кг (соответствует массе, приходящейся на одну из средних опор КА) 6-и секундным временным процессом, соответствующим случаю авиационной посадки в вертикальном направлении[1;4].

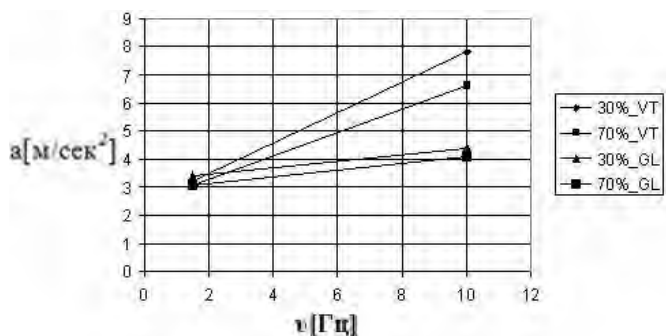
Рассматривались жесткости подвески с частотами: $\nu = 1.5$ Гц; $\nu = 5$ Гц; $\nu = 10$ Гц без демпфирования. Отклики системы представлены на рисунке 7.

На рисунке 8 приведены четыре графика, отражающие максимальные узловые ускорения в реперных узлах телескопа с двумя комбинациями собственных частот подвески КА и двумя уровнями демпфирования при той же временной функции входного воздействия. Собственные частоты $\nu = 1.5$ Гц и $\nu = 10$ Гц, демпфирование $\gamma = 30\%$ и $\gamma = 70\%$.



а- $\nu = 1.5$ Гц; б- $\nu = 5$ Гц; в- $\nu = 10$ Гц.

Рисунок 7



GL – один из узлов крепления главного зеркала; VT – один из узлов крепления вторичного зеркала.

Рисунок 8

Выводы

На основе результатов расчетов, представленных на графиках рисунков 3 - 8, можно сделать следующие основные выводы:

- увеличение количества опорных сечений при жестком закреплении КА в транспортном контейнере (с целью уменьшения квазистатических нагрузок на основную силовую конструкцию КА), может приводить к значительному увеличению вибродинамических нагрузок на аппаратуру и оборудование КА в процессе транспортирования. Динамическое воздействие на прямую через жесткие опоры воздействует на оптические элементы КА (рисунки 4 и 5);
- случай использования упругих дополнительных опор при жестком закреплении КА по заднему стыку в транспортном контейнере не приводит к существенному снижению динамического отклика в конструкции. Входное динамическое воздействие возбуждает целевую аппаратуру, воздействуя на конструкцию КА по заднему стыку, а не по упругим опорам (кривая 5 на рисунке 6);

- реальные входные воздействия для случаев автомобильного и авиационного транспортирования характеризуются ударными спектрами, приведенными на рисунке 3. При данных воздействиях применение упругих опор для низкочастотной подвески КА в целом, позволяет снизить уровни вибродинамических нагрузок по разным элементам целевой аппаратуры КА в 2-4 раза (кривая 6 на рисунке 6). Для получения указанного уровня ускорений частота упругой подвески изделия в транспортном контейнере должна быть ниже 5 Гц.

Библиографический список

- 1 Вибрация в технике: Справочник в 6-ти томах / Ред. В.Н. Челомей. М.: Машиностроение, 1985. Том 3. Колебания машин, конструкций и их элементов./ Под. ред. Ф.М. Диментберга и К.С. Колесникова: Изд. 2-ое испр. – 544 с., ил.
- 2 Зенкевич О.К., Ченг Ю.К. Метод конечных элементов в задачах строительной и непрерывной механики. ГОНТИ №1, 1971. 358 с.
- 3 Хечумов Р.А., Кепплер Х., Прокопьев В.И. Применение метода конечных элементов к расчету конструкций. М.: Изд-во Ассоциации строительных вузов, 1994. 351 с.
- 4 Бабаков И.М. Теория колебаний. М.: Государственное изд-во технико-теоретической литературы, 1958. 628 с.
Брох Энс Трампе. Применение измерительных систем фирмы “Брюль и Кьер” для измерения механических колебаний и ударов. 1973. 308 с.

Издатель

Ордена Ленина, дважды орденов Трудового Красного Знамени
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

Редактор *Ефанов В.В.*

Технический редактор *Шевалев И.Л.*

Корректоры *Качанова Р.А., Пригородова Н.В.*

Разработка дизайна обложки журнала: *Илингин В.М., Меркулов И.Б., Бедердинов Р.Ю.*

Подписано в печать 24.02.10. Формат 60x84 /8.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Объем 7,5 печ.л.

Тираж 500 экз. Зак. 1899

Отпечатано с готового оригинал-макета

в типографии ООО «Полиграф-Информ»,

ПЛД № 42-17 от 16.09.98.

248021, г. Калуга, ул. Московская, 247. Тел. 55-99-31.

Помним. Гордимся. Чтим и развиваем традиции!



"Президиум Верховного Совета Союза Советских Социалистических Республик за выдающиеся работы по созданию за время Отечественной войны новых типов истребительных самолетов, Указом от 2-го ноября 1944 года, наградили Опытное-конструкторское бюро Героя Социалистического Труда тов. Лавочкина С.А. Орденом Ленина".

Председатель Президиума
Верховного Совета Союза ССР - М.Калинин.
Москва-Кремль 12-го ноября 1944 г.

45 лет музею ФНО им. С.А. Лавочкина



Ивановский О.Г. - директор
музея с 1983 г.



25 июня 1965 года совместное решение народного и
профессионального предприятий позволило начать создание
постоянно действующей выставки по истории
предприятия.