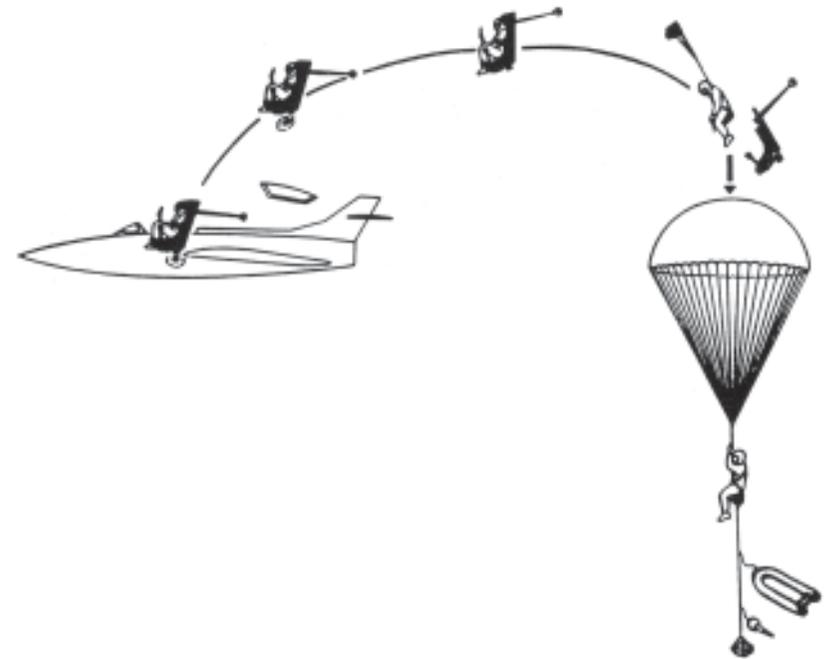


Арнольд Григорьевич АРУТЮНЯН

# Жизнь во спасение

(воспоминания 70-летнего работающего пенсионера —  
70 лет жизни и 46 лет творческой научной  
и летно-исследовательской деятельности  
авиационного инженера)



Москва  
2005



© Арутюнян Арнольд Григорьевич, 2005

### Предисловие (от автора)

В настоящей книге представлены воспоминания работающего на заводе «Звезда» (ныне ОАО «НПП Звезда») пенсионера о прожитых годах в эпоху так называемого «развитого социализма» и первые годы (13 лет) рыночной экономики, связанные с созданием и проведением летных и стендовых испытаний авиакосмических средств спасения и жизнеобеспечения экипажей боевых самолетов, вертолетов и космических кораблей, а также систем заправки самолетов топливом в полете.

Эти воспоминания посвящаются памяти моих родителей — отца и матери, — которые внесли неоценимый вклад в мое воспитание и становление как человека и гражданина своей страны. Моя мать в свои последние годы все хотела написать о своей жизни в эпоху перехода от царизма к социализму, но это ей, к сожалению, так и не удалось, хотя она прожила 82 года. Поэтому я частично попытался выполнить это ее желание. Надо сказать, что родители воспитывали меня в строгом, пуританском духе в соответствии с коммунистическими идеалами. Однако сразу могу сказать, что вся ложь и обман со стороны идеологов советской эпохи в лице членов Политбюро ЦК КПСС и проводников их идеологии, вскрывшиеся в августовские дни 1991 года с захватом власти ГКЧП, полностью перевернули все сознание мое и моей жены.

Я посвящаю эту книгу моей жене — Ольге Васильевне, — которая в течение 45 лет (с 1960 года) все совместно прожитые годы, денно и нощно помогала и до сих пор помогает мне, заботится обо мне, как и я о ней, ведет все домашнее хозяйство (хотя и я ей в чем-то все-таки помогал и помогаю), успевала и работать, и воспитывать и продолжает воспитывать наших довольно уже взрослых детей и подрастающих внуков. В первый год нашей жизни она попыталась совмещать учебу

в Московском университете им. М.В. Ломоносова на 1-м курсе вечернего отделения филологического факультета (романо-германское отделение) с работой на заводе «Звезда» (в 1-м, сборочном цехе) и семейной жизнью, но ее хватило только на 1-й семестр, так как не выдержала ежедневных вечерних поездок из Московской области (пос. Томилино), где мы снимали комнату, в Москву на вечерние занятия МГУ. Вместе мы преодолевали все трудности и невзгоды в советскую эпоху.

Эта книга также написана в помощь и назидание нашим детям и внукам, чтобы они что-то взяли полезное и хорошее из опыта моей жизни и деятельности для себя.

Я также посвящаю эту книгу моему учителю, кандидату технических наук Балкинду Якову Владимировичу, прожившему свыше 90 лет, который все годы, будучи начальником бригады аэродинамики, сначала НИО, а затем КО-1 завода «Звезда», в течение более чем 20 лет способствовал моему становлению как инженера, поручая мне иногда неразрешимые или трудно разрешимые научно-технические задачи, и порой был даже для меня строгим отцом, а также заместителю Главного конструктора, кандидату технических наук Харченко Владиславу Иосифовичу, который, будучи секретарем парткома завода, поверил в меня и не побоялся рекомендовать меня секретарем комитета ВЛКСМ завода, где числилось около 600 комсомольцев.

Я посвящаю эту книгу директору филиала ЛИО «Звезда» Левченко Валерию Павловичу, который терпеливо ждал в течение 10 лет (с 1974 года), когда же я перейду работать в ЛИО на летно-исследовательскую работу, и все-таки дождался (в июне 1984 года приказом по заводу за подписью Главного конструктора Северина Г.И. я был переведен в ЛИО). Меня всячески не отпускал начальник КО-1, кандидат технических наук Гальперин В.Г., сильно сомневающийся, что я могу справиться с руководящей работой начальника сектора летных испытаний средств аварийного покидания летательных аппаратов (САПЛА) и наладить оперативную обработку результатов испытаний, а Левченко В.П. предоставил мне полную свободу действий, особенно последние 13 лет эпохи рыночной экономики. Мне удалось не только наладить летно-исследовательскую работу сектора испытаний САПЛА, но успешно освоить и внедрить первыми на заводе хозрасчет в конце 1980-х годов с последующим безболезненным переходом к рыночным отношениям после выделения в 1992 году ЛИО из состава завода «Звезда»

в самостоятельное, обособленное подразделение — Жуковский филиал «ЛИО Звезда» со своей бухгалтерской отчетностью перед госбюджетом молодого Российского Государства в строгом соответствии с Законами России.

Эта книга родилась спонтанно за три недели до моего семидесятилетия и написана в течение двух недель без каких-либо исторически жизненных записей (в виде дневника, которого я никогда не вел, о чем мне даже в голову не приходило), т. е. все взято из моей памяти.

Из сорока шести лет моей инженерной деятельности, пройдя путь от инженера, старшего инженера, инженера-конструктора 2-й и 1-й категории, ведущего инженера по летным испытаниям, а затем руководящей деятельности в должности начальника сектора летных и стендово-трековых испытаний средств аварийного покидания летательных аппаратов (САПЛА) и, наконец, заместителя директора по экономике и финансам Жуковского филиала «ЛИО Звезда» (головного предприятия ОАО «НПП Звезда»), а именно, «Летно-исследовательского отдела Звезда» («ЛИО Звезда»), действующего на правах обособленного предприятия, 25 лет я занимался аэродинамикой катапультных кресел, в частности, динамикой плоского и пространственного движения катапультного кресла с членом экипажа для самолетов обычного типа МиГ-29, Су-24, Су-25, Су-27, Су-30, Су-34, Су-35, Су-37, Ил-102, Ту-22М, Ту-45, Ту-160 и др., а также самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП) типа Як-36, Як-38 и Як-41, Бе-14 и для МКК «Буран».

Я взялся за теоретическое исследование возможности покидания и спасения членов экипажей боевых вертолетов, сначала ОКБ Миля — для вертолета В-14, а затем ОКБ Камова — для объекта «800» (условное обозначение одноместного вертолета Ка-50-1 и двухместного Ка-50-2, получивших наименование «Черная акула») и двухместного вертолета Ка-52 «Аллигатор».

Если для вертолета В-14 ОКБ Миля рассматривалось применение кресла типа К-36 (разработанного к тому времени — 1970 — 72 годы — ОАО «НПП Звезда», преемника завода № 918 МАП), унифицированного катапультного кресла К-36ДМ и ряда его модификаций, то для вертолетов ОКБ Камова необходима была несколько другая конструкция из-за ограниченного объема кабины вертолета и другая схема катапультирования.

Мною как раз и рассматривались различные варианты покидания, сначала на основе анализа материалов зарубежной

информации, с предложением других схем с рассмотрением и теоретическим исследованием принципов аварийного покидания вертолета по наиболее оптимальному направлению покидания. Для этого мною была разработана методика пространственного движения оригинальной ракетно-парашютной системы катапультирования для спасения членов экипажа вертолетов, основанной на принципе вытаскивания летчика за подвесную систему с помощью буксировочного двигателя, соединенного с человеком трехметровым упругим фалом. Ведущим конструктором и душой этой системы был на заводе «Звезда» Добрынин Вячеслав Васильевич. Отдельные мои этапные работы представлены ниже.

За время работы на заводе в НИО и КО-1, а также в филиале я участвовал и руководил проведением более 500 экспериментов по лабораторным, заводским, летно-конструкторским (ЛКИ), специальным и совместным государственным летным испытаниям (ГЛИ) в ЛИИ (на летающих лабораториях Ил-28, Су-7У, Су-9У, МиГ-25, МиГ-31, Ан-12Б в диапазоне скоростей  $V = 100 - 1200$  км/ч и высот  $H = 0 - 18\ 000$  м), на наземных стендах и тренажерах по отработке на режимах  $H = 0, V = 0$ , ракетном треке (дорожке) ФКП ГкНИПАС с использованием стендов-кабин Т-6 (Су-24), 10М (Су-27 и его модификаций), 10В (Су-34 и Су-35), Ил-102, Ту-22М, Ту-160, Як-36 (38), стенда-кабины передней части МиГ-29, макета передней части вертолета Ка-50 с имитацией комля после отстрела лопастей двухроторного несущего винта, сбросами кресел с манекеном с внешней подвески вертолета Ми-8.

Мною выпускались в полет на катапультирование два парашютиста-испытателя из хвостовой экспериментальной кабины ЛА Ан-12Б при проведении ЛКИ и ГЛИ ракетно-парашютной катапультируемой системы РПС-37 для боевых вертолетов ОКБ Камова Ка-50 и Ка-52 — от МАП и ВВС: ведущий инженер филиала «ЛИО Звезда» **Переславцев С.Б.**, получивший **Почетное звание «Герой России»**, и майор **Банников М.М.**, награжденный **орденом «За личное мужество»**.

За создание РПС-37 и успешное проведение летных и трековых испытаний мне, как ведущему специалисту по теоретическим исследованиям динамики спасения экипажа вертолетов ОКБ Камова, организации и проведению испытаний, в 1991 году

присвоено звание «Заслуженный машиностроитель Российской Федерации», а всем участникам и создателям разработки вручены различные Правительственные награды.

Я счастлив, что меня окружали прекрасные люди и коллеги по общему делу на благо Отечества, будь то СССР или Россия, что я работал и продолжаю работать с замечательными людьми и специалистами как на головном предприятии «НПП Звезда», так и со многими представителями смежных предприятий и организаций — ОКБ Сухого, Микояна, Ильюшина, Мясищева, Туполева, Яковлева, Бериева, Камова, ММКБ «Искра», ВМП «АВИТЕК», НИИАУ, ЛИИ, ЦАГИ, ФКП ГкНИПАС, ГНИИКи-АМ, НИИ ВВС, ГУ и НТК ВВС, ФЭУ ВВС и др.

Целью моей жизни было служение Отечеству и людям, особенно в последние 13 лет, уже в должности заместителя директора филиала «ЛИО Звезда» по экономике и финансам, по материальному поддержанию работников своего предприятия (филиала) и обеспечению им достойного уровня жизни, без поддержки выплат достойной зарплаты, с переводом в госбюджет всех положенных отчислений в строгом соответствии с Законодательством РФ.

Жуковский филиал ОАО «Научно-производственное предприятие (НПП) Звезда» — «Летно-исследовательский отдел (ЛИО) Звезда» по доверенности Генерального директора — Генерального конструктора ОАО «НПП Звезда» — проводит работы, как указывалось выше, по летным и трековым испытаниям средств аварийного покидания летательных аппаратов (ЛА), систем дозаправки самолетов топливом в полете, производит и осуществляет поставки по госзаказам Минобороны РФ комплектов для унифицированных агрегатов заправки УПАЗ и УПАЗ-1, выполняет необходимый комплекс работ по продлению ресурса и сроков службы унифицированных катапультирных кресел типа К-36 и унифицированных агрегатов заправки УПАЗ и УПАЗ-1.

Базовое катапультиное кресло К-36Д и его модификации с 1972 года устанавливаются на всех современных отечественных самолетах ОКБ Сухого, Микояна, Туполева, Яковлева, Мясищева и др. и спасли жизни многих летчиков авиации ВВС и ВМФ России в различных аварийных ситуациях, обладают самым высоким в мире уровнем спасаемости. В настоящее время проводятся испытания кресел нового поколения, как для боевых, так и для учебно-боевых и спортивных самолетов.

Применение унифицированных агрегатов заправки самолетов топливом в полете позволяет обеспечить надежную охрану и защиту рубежей страны, а также осуществлять длительные и межконтинентальные перелеты с дозаправкой в полете, демонстрируя надежность и лучшие качества отечественной авиационной техники.

Проводятся разработка, изготовление и испытания людских спасательных парашютных систем и парашютов специального назначения, в том числе нового поколения.

Наше предприятие работает по принципу: «Высокое качество и профессионализм проведения летных и трековых испытаний средств аварийного покидания летательных аппаратов и систем заправки самолетов топливом в полете». Нашими достижениями являются — самый высокий в мире уровень надежности средств аварийного покидания и спасаемости экипажей самолетов обычного типа России (97 %), а также самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП) — 100 %.

Я приношу благодарность и признательность всем, кого знаю и знал.

## 1. Детство и юность

Я, Арутюнян Арнольд Григорьевич, по национальности армянин, родился в г. Тбилиси (Грузия) 15 февраля 1935 года в семье военнослужащего. Своему воспитанию я обязан моим родителям — отцу и матери, прежде всего, конечно, матери.

Отец — Арутюнян Григорий Аветисович, 1904 года рождения, из города Ахалцихе Грузии, сын сапожника, вступил в ряды Красной Армии в возрасте 18 лет и прошел путь от солдата до офицера Советской Армии, в 1953 году вышел в отставку в возрасте 46 лет в звании подполковника. До 1941 года служил в Закавказье на авиалетной базе в Вазиани. В годы Великой Отечественной войны 1941 — 45 годов, находясь в действующей армии, оборонял город Грозный, затем был переведен сначала в штаб Закавказского Военного округа (ЗакВО) в г. Кировабад (сейчас г. Гянджа, Азербайджан). В 1944 году он был направлен на фронт и участвовал в боях за освобождение Белоруссии, а затем, после освобождения столицы Белоруссии Минска, — в Белорусский Военный округ (БелВО) (с июля 1944 года находился в г. Минске при штабе округа, затем — в г. Бобруйске (БССР) после переезда штаба округа туда). В декабре 1949 года, после перевода отца\* в ЗакВО, всей семьей вернулись в Тбилиси.

Мать — Арутюнян Араксия Авраамовна (девичья фамилия — Шавердова, армянка), 1905 года рождения, дочь известного тбилисского портного-закройщика, обшивавшего до советизации, т. е. до установления Советской власти в Грузии

Отец был награжден орденами и медалями СССР: орденами Ленина, Боевого Красного Знамени, Красной звезды, медалями «За оборону Кавказа», «За боевые заслуги», «10 лет победы над Германией» и другими наградами, которые я уже не помню. К сожалению, после смерти отца в 1981 году мама сдала в Ялтинский горвоенкомат, где он числился на учете как ветеран войны, все его награды.



*1901 год. Мои бабушка и дедушка по материнской линии со своим первенцем — дочкой Маргаритой (старшей сестрой моей мамы)*



*1934 год. Мои родители*



*1937 год. Мои родители (отец и мать) с двухлетним сыном  
(то есть со мной)*



*1941 год. В детском санатории (грязелечебнице)  
в г. Саки (Крым)*



1953 год. Мне 18 лет (вверху); на выпускном экзамене по математике (внизу)

(в 1922 году), генералов и офицеров царской армии в Закавказье: училась сначала в гимназии, а затем после советизации — в обычной школе. В семье матери было шестеро детей — еще четыре сестры (Сусанна, Маргарита, Екатерина, Тамара) и один брат Георгий. Такая многодетная семья жила в большом двухэтажном доме с большим садом на одной из центральных улиц г. Тбилиси — проспекте Плеханова (бывшей Елизаветинской, названной в честь российской царицы-правительницы Елизаветы). После советизации Грузии семья матери не подверглась репрессиям, при этом дом и сад остались не тронутыми. Причина заключалась в том, что у отца матери был мандат Реввоенсовета Грузии о неприкосновенности, выданный в связи тем, что семья в дореволюционный период у себя в доме скрывала от преследования царских властей известного грузинского революционера-подпольщика. После смерти отца матери (моего деда) в 1924 году, моей бабушке пришлось продать дом и начать выдавать дочерей замуж, обеспечив их в обязательном порядке приданым. Моя мать вышла замуж за моего отца одной из последних — в 1933 году. В 1927 году она после окончания курсов машинописи и стенографии устроилась работать в Военную прокуратуру Закавказского Военного округа, где проработала 13 лет, вплоть до 1941 года. Являясь секретарем-машинисткой в приемной Главного военного прокурора, она, кроме всего прочего, печатала различные приказы и постановления, в том числе о расстрелах так называемых «врагов народа». До последних дней своей жизни (до 1987 года) моя мать практически ничего не рассказывала о своей работе. Иногда, когда мне было 4–5 лет, мама была вынуждена приводить меня на работу из-за карантина в детском саду, где я в основном занимался рисованием танков со снарядами и пулеметами. Время все же было предвоенное.

В 1939 году, за два года до начала Великой Отечественной войны, мама, как и многие молодые женщины того периода, окончила курсы старших медсестер-запаса, так как страна исподволь готовилась к возможному вражескому нашествию. (Я предполагаю, что она готовилась к отправке в Республиканскую Испанию, но что-то ей помешало).

Начало моей жизни после рождения сопровождалось несколькими трагическими событиями, некоторые из которых отложились в моей восприимчивой детской памяти. Мы жили на улице Феликса Дзержинского, дом 7, на которой располагались

грузинский НКВД и Совмин Грузии. В этом доме мы сначала занимали на первом этаже две небольшие темные комнатки площадью по 6 кв. метров, а потом — одну большую комнату в 30 кв. метров с большой открытой верандой площадью 20 кв. метров с каменным полом. Во дворе перед нашей верандой располагался небольшой сад с кустами ароматной сирени, а также высокими (так мне запомнилось) деревьями — южной акацией с очень приятно пахнущими цветками в виде гроздей винограда. Под одной из этих акаций, рядом с красивой елкой, располагался пост солдата-охранника.

Однажды, когда мне было не более трех лет (по всей видимости это был 1937 год), в наш двор въехала черная легковая автомашинка «эмка» с группой людей, что мне было хорошо видно из нашей комнаты через большие стеклянные входные двери и через открытую веранду, и забрала одного из наших соседей. Через некоторое время во дворе раздался выстрел. Оказывается, как потом мне рассказала мама, это застрелилась из охотничьего ружья жена этого человека. А он был крупным работником Совмина и занимал на втором этаже в другом крыле нашего дома довольно большую и солнечную квартиру. Через несколько лет, за год до окончания войны с немцами, сосед был реабилитирован и вернулся домой в свою нетронутую квартиру, которая за время его отсутствия была опечатана, и там никто не жил, но уже совершенно седой, тихо продолжал жить.

Как мне по прошествии многих лет рассказали родственники — мамини три сестры, а затем и сама мама — на следующий день после моего рождения 16 февраля 1935 года, застрелилась старшая мамини сестра — Сусанна, оказывается, из-за коварной измены своего мужа, которого она очень любила. Впоследствии все рождающиеся девочки у наших родственников назывались именем Сусанна в знак памяти этой трагической погибшей женщины — так назвал свою дочь младший брат мамы Георгий — мой дядя, а также, не сговариваясь, ее сын Эрик и я.

Напротив нашего двухэтажного дома-особняка, на другой стороне улицы, располагался за глухими воротами гараж НКВД. В начале нашей улицы Дзержинского, на пересечении с улицей С.М. Кирова, находился гараж Совмина, в котором работал водителем муж одной из сестер мамы (Екатерины), мой дядя Арам (Степанов). А в нашем доме весь второй этаж основного здания

особняка, состоящий из нескольких больших комнат (свыше шести), зрительного зала на 30 мест, а также всех необходимых удобств, занимал и жил с семьей Командующий Закавказским Военным округом (ЗакВО). При моей жизни за 10 лет сменилось несколько Командующих. Во дворе особняка всегда находился на посту вооруженный трехлинейкой с воткнутым штыком солдат. Мне посчастливилось несколько раз побывать вместе с мамой в этой квартире уже во время войны по приглашению хозяев для просмотра военной кинохроники. С детьми командующих, кто бы это ни был, мне удавалось общаться, в том числе с некоторыми мальчиками моего возраста, особенно во время учебы в школе, дружить и поддерживать хорошие отношения. С некоторыми из них даже встречался после переезда в Белоруссию — в Минске и даже в одном из пионерлагерей под г. Борисовым (ст. Печи), хотя их отцы (генералы) к тому времени были репрессированы. К сожалению, фамилии этих генералов в моей памяти не сохранились, а мамы, у кого можно было бы спросить, рядом нет уже 18 лет.

Нашего дома и этого особняка уже нет, все дома под номерами 7, 9 и 11 снесены, вплоть до пересечения с поперечной улицей, спускающейся к проспекту Руставели напротив кинотеатра им. Руставели, на их месте построено высотное здание, в котором размещался сначала ЦК партии Грузии, а затем МИД — Министерство иностранных дел Грузии.

В детстве я был большим проказником и любителем сладкого. В трехлетнем возрасте я убежал из дому, когда мама уходила на работу и я оставался с одной из моих бабушек — мамини или отца, которая иногда у нас гостила. Меня еле-еле с милицией находили довольно далеко от дома. Однажды, когда мы жили в двух маленьких комнатках, я, зная, что мама прятала конфеты и даже шоколад в комбинированном платяном шкафу с узкой буфетной частью — так называемом «шифоньере» (так мама произносила это слово на французский манер, поскольку в гимназии она изучала французский язык и довольно хорошо его знала), я хотел забраться в шкаф и достать с верхней полки буфетной части шкафа что-нибудь сладенькое, а перед дверцей стояла включенная электроплитка с цилиндрическим ведром для кипячения белья, прикрытая сверху полотенцем с газетой. (До этого мама обычно всегда прикрывала верх ведра фанеркой). Не зная об этом, я встал левой ногой на эту якобы крышку, провалился всей ногой в ведро с кипятком.

А у меня еще были надеты шерстяные рейтузы. В результате я поскользнулся и упал, перевернул это ведро с кипятком на себя. В это время мама вернулась со двора, куда она ходила за водой, которую мы брали из единственного на весь двор и первые этажи дома крана, увидела, в каком состоянии я нахожусь, бросилась снимать с меня эти шерстяные рейтузы, чего как раз нельзя было делать. Вместе с рейтузами у меня сдиралась хлопьями живая кожа, вид был такой, будто рубят топором полено и летят во все стороны щепки. Хотя и вызвали «скорую», врачи прибыли нескоро. В результате меня отвезли в одну из больниц, где лечили от ожога долго и очень мучительно. Практически у меня само заживало в течение полугода. Только началась война, и все больницы и госпитали были переполнены ранеными. Меня перевозили из одной больницы в другую, но процесс заживления шел очень долго. Наконец, я выздоровел. Отца не было, так как он уже был на фронте. Конечно, это событие послужило для меня некоторым уроком на всю жизнь. Шрамы на левой ноге тоже остались на всю оставшуюся жизнь.

С раннего детства (пяти лет) мама водила меня в знаменитый Тбилисский оперный театр им. Палиашвили (великий грузинский композитор — «грузинский Чайковский»), где я прослушал, правда, иногда засыпая на спектаклях, самые знаменитые оперы — «Евгений Онегин», «Риголетто», «Травиата», «Кармен», «Паяцы» и другие, грузинские оперы — «Даиси», «Абессалом и Этери», «Патара каци» и др., просмотрел балеты — «Лебединое озеро», «Красный мак» и др. Еще перед поступлением в школу в шесть лет мама меня определила в детскую музыкальную школу при Тбилисском доме офицеров по классу фортепиано (в нулевой класс), однако хотела устроить меня в балетный класс и мечтала, что я стану знаменитым, как великий грузинский танцовщик Вахтанг Чабукиани. Но в балетном классе мест не оказалось. К сожалению, я невлюбил занятия музыкой, главным образом из-за того, что у нас дома не было пианино, и я был вынужден слоняться по различным местам (в Доме офицеров, у знакомых, по частным квартирам и др.), а также импровизировать игру на фортепиано по мамой нарисованным клавишам. При этом я, естественно, не мог слышать музыку, которую «играл». Надо отметить, что при поступлении в музыкальную школу меня приняли не по моему музыкальному слуху или другим музыкальным данным, а из-за моих длинных пальцев и упругих подушечек пальцев. Зато я приоб-

рел в процессе обучения прекрасную технику. Даже выступал на детском концерте в 1942 году перед фронтовиками в том же Доме офицеров с исполнением одного из вальсов П.И. Чайковского. Мне даже специально к этому концерту по льготному талону в ателье сшили костюм для выступления. После окончания нулевого класса за отличную учебу (благодаря настойчивости моей мамы) мне вручили в качестве поощрительной премии портрет русского композитора П. Бородина с благодарственной надписью дирекции. После переезда в Минск «мои мучения» продолжились, так как, вопреки моему желанию, меня приняли во 2-й класс музыкальной школы при Минской консерватории, где музыкальным руководителем был знаменитый профессор Гольденвейзер.

В 8 лет (в 1943 году) состоялась моя первая бизнес-операция: я как-то весной сорвал в нашем небольшом дворовом садике ветки сирени, вышел за ворота дома на улицу и встал перед генеральским подъездом особняка. Вдруг ко мне неожиданно обратилась довольно хорошо одетая почтенная дама и спросила, сколько стоит мой букет сирени, на что я, смутившись, ответил, что не знаю, а потом назвал цену, подумав сразу лишь об одной порции мороженого, которым торговали недалеко от нашего дома. На что эта дама сказала, что это слишком мало за такой красивый букет и дала мне денег значительно больше. Конечно, я был очень доволен неожиданным приобретением и вместе с соседскими детьми — двумя или тремя девочками — сходил в лавку на улице Кирова, где продавали мороженое, и купил несколько порций формового вафельного мороженого, высказывающего из металлических трубочек. Вот таким и был мой первый бизнес. Следующей стала, в помощь матери, продажа сразу после окончания войны дефицитных спичек и пачек папирос «Беломорканал» из отцовских офицерских пайков, когда мы уже переехали жить в Минск, на импровизированном рынке в районе так называемой «комаровки» (болотистое место города с тучами комаров весной и летом).

В апреле 1945 года, перед самым окончанием войны, отец перевез нас с мамой в г. Минск с остановкой на одни сутки в Москве. Москва на меня, десятилетнего пацана, произвела огромное впечатление вместе с метро, Белорусским вокзалом, улицей Горького и многим другим. В универсаме ЦУМ мне впервые в жизни купили расклешенный морской костюм из тонкого темно-синего бостона и бескозырку с надписью «Морьяк».

Конечно, я был этому счастлив, а что надо было маленькому человечку в столь суровое время?!

День Победы над Германией 9 мая мы встречали в Минске. В освобожденном Минске я проучился с 3-го до 7-го класса, при этом в 14 лет вступил в комсомол, увлекся занятиями в авиамodelьном кружке при Минском доме пионеров и школьников. Своими руками сделал воздушный шар диаметром три метра, построил самостоятельно летающую модель планера размером 1×1 м. Все это демонстрировалось на выставке детского творчества. (При отъезде из г. Минска и возвращении в г. Тбилиси забрал с собой модель планера, которая была вручена мне в виде подарка.) Кроме этого, в связи с временным переводом отца в г. Бобруйск, играл в футбол, был вратарем нашей классной команды, будучи учеником 4-го и 5-го класса. При этом моим кумиром был известный вратарь московского «Динамо» Алексей Хомич. Я воочию видел игру Хомича в Минске на единственном тогда стадионе в городском парке им. М. Горького в практически полностью разрушенном городе, стоял за его воротами и перенимал все его приемы по ловле мяча. Мне удавалось даже брать одиннадцатиметровые — пенальти. Вот где пригодились мои длинные пальцы. Занимался я также баскетболом и плаванием, состоя в обществе «Спартак» (Минск), — плаванием занимался в бассейне восстановленного, наполовину разрушенного Минского дома офицеров.

В декабре 1949 года отца перевели обратно в ЗакВО в г. Тбилиси, где сначала мы поселились в одной из лучших гостиниц «Интурист», расположенной на проспекте Руставели, самой главной улице города, напротив Дома Правительства. Рядом с гостиницей стояла православная церковь. Я часто из окна гостиницы наблюдал за происходящими в ней церковными службами, праздничными шествиями, связанными с пасхальными и другими событиями.

После возвращения в г. Тбилиси я снова занялся авиамodelизмом, но уже в Тбилисском дворце пионеров и школьников под руководством весьма профессиональных преподавателей. Один из преподавателей (Гришашвили Александр Ильич) даже знакомил нас, авиамodelистов-школьников, с основами аэродинамики, хотя и несколько поверхностно. Поэтому мне захотелось самому найти хоть какую-нибудь книжку по аэродинамике и более серьезно ознакомиться с этой наукой. Наконец, в одном из магазинов Тбилиси, после тщательных и долгих по-

исков, я обнаружил и купил книгу Мартынова А.К. «Экспериментальная аэродинамика» [21], которая впоследствии мне пригодилась после поступления в Московский авиационный институт им. С. Орджоникидзе на «Соколе» (МАИ) при проведении лабораторных занятий в аэродинамической трубе Т-1 МАИ и курсовых работах (на 3-м курсе).

В авиамodelьном кружке при Тбилисском дворце пионеров и школьников, так как это уже был не Дом, а целый Дворец бывшего грузинского наместника, я делал различные модели самолетов, в основном таймерные модели с бензиновыми моторчиками с ограниченным временем работы моторчика, с автоматическим отключением через 20 с его работы в полете в соответствии с правилами полета таймерных моделей (с помощью ограничения запаса топлива в бачке, откуда поступает топливо в моторчик). Обычно применялись моторчики компрессионного типа, а в топливо на основе эфира и авиационного масла иногда добавлялась касторка. Я участвовал в республиканских соревнованиях по авиамodelизму среди школьников, а на предпоследнем году учебы в школе (в 10-м классе) спроектировал (сам вычертил) модель самолета необычной схемы — так называемой «утки», с задним расположением крыла самолета (нечто похожее на «летающее крыло») и со стабилизатором впереди фюзеляжа, да еще вдобавок с толкающим трехлопастным винтом, в отличие от часто применяемых двухлопастных винтов. Схему «утка» я высмотрел в одном из отечественных журналов по авиации, на страницах которого был изображен опытный самолет ОКБ Микояна и Гуревича (МиГ). Эта схема обладает рядом преимуществ, а именно, прекрасной продольной устойчивостью, т. е. самостабилизацией. Потом с этой моделью я выступал на республиканских соревнованиях, проходящих в грузинском городе Рустави, недалеко от Тбилиси, в открытом поле. Эти соревнования обслуживались самолетами типа Ан-6 для поиска далеко улетающих наших авиамodelей, какой оказалась и моя модель, за которой был послан на поиски самолет, а я бежал за ней по полю.

В школе я учился на «хорошо» и «отлично». Моим воспитанием, главным образом, занималась мама. Еще в детстве, кроме занятий музыкой, она мне читала книжки с русскими сказками, сказками Андерсена и народов мира, она мне привила любовь к стихам Пушкина, Бальмонта, Лермонтова, Некрасова и других поэтов, произведениям французских писателей —

Виктора Гюго («Отверженные», «Собор Парижской богоматери» и др.), Мопассана, Золя и др. Главное, к чему приучила мама, это — пришел из школы, — прежде всего надо сделать уроки, а потом можно заниматься всем, чем угодно: авиамоделизмом, спортом, ходить в кино и т. д. И всю свою жизнь я так и делал, в том числе и работал.

В те годы Тбилиси был культурной «Меккой» — замечательные симфонические концерты в консерватории, прекрасные оперные и балетные спектакли в театре оперы и балета, со столичными и иностранными гастролерами — Тбилиси даже называли «маленьким Парижем».

После перевода отца в ЗакВО и возвращения в Тбилиси из Минска, когда я продолжил учебу в школе (8–11 классы, 1949–53 годы), у меня появились новые друзья, в первую очередь Рафик Гевенян, с которым мы сидели за одной партой. Он был сыном главного администратора Тбилисского русского драматического театра им. А. Грибоедова. Мы имели возможность бесплатно посещать этот театр и ходить на самые интересные спектакли и премьеры по контрамаркам. В этом театре я впервые увидел Павла Луспекаева в роли Алеши из «Оптимистической трагедии» Всеволода Вишневского. В этом театре выступали ссыльные из центра (Москвы) актеры, одним из которых был Иван Русинов, в него были влюблены все женщины Тбилиси, главным образом за его роли — Фердинанда в пьесе Шиллера «Коварство и любовь» и начдива Киквидзе — Героя гражданской войны в пьесе «Киквидзе», в том числе за его блестящее исполнение по ходу спектакля «лезгинки». Все это я видел своими глазами, посещая эти спектакли. После поступления в МАИ в Москве я видел афиши с его именем в качестве чтеца стихов и прозы. Вероятно, его возвращение в Москву было связано со смертью Сталина 5 марта 1953 года и расстрелом Берии 23 декабря 1953 года, главного «инквизитора» СССР.

Интересно, что сразу после смерти Сталина в райкоме партии Ленинского района г. Тбилиси, где находилась моя школа № 9 (кстати, бывшая гимназия), была организована лекция на тему «Образ Сталина в советской литературе». Как оказалось, Сталину в советской литературе было посвящено только одно произведение — роман «Хлеб» Алексея Толстого, связанный с описанием обороны Царицына, а также, хотя весьма условно, роман «Цемент» Федора Гладкова. Большинство уче-

ников нашего класса посетили эту лекцию. Каково же было наше удивление, ибо ничего нового мы больше не услышали.

Наш класс по знаниям школьной программы был очень сильным. После завершения выпускных экзаменов 39 учеников нашего класса из 42 получили золотые и серебряные медали. О нашем классе была даже написана статья в июльском номере 1953 года центральной грузинской газеты «Заря Востока». В нашем классе имелись даже свои школьные артисты (Соколов Володя, Сихарулидзе Юра, Косый Игорь — вечный комсорг класса, Разумный Юра) и поэт — Чепурин Виталий (вскоре после окончания школы скончавшийся от рака крови, о чем я уже узнал, будучи в Москве в МАИ), посвятивший в своей поэме о нашем классе мне несколько строк, как будущему авиаконструктору вертолетов. Из нашего класса вышли Адамашвили Юра (Адамян\*) — будущий архитектор г. Сочи, Смирнов Валентин — тоже архитектор, но уже в далеком Магадане. У нас в классе был собственный «Лемешев» — Петя Ларин с прекрасным голосом тенора. Только я один из нашего класса увлекался техникой, в частности авиацией. Мой друг, Рафик Гевенян, с которым мы сидели за одной партой, стал музыкальным режиссером в русском драматическом театре им. А. Грибоедова и, когда приезжал к нам в Москву в 1988–91 годах, всегда закупал большое количество грампластинок классической музыки для использования их в различных спектаклях своего театра. Кстати, его жена Нелли была сестрой нашего космонавта, моего однокурсника, Виталия Ивановича Севастьянова, дважды «Героя СССР». Как все-таки мир тесен!

В Тбилиси после возвращения из Минска, как я уже сказал, мы сначала жили в гостинице «Интурист», а затем отцу дали комнату в трехкомнатной квартире на три семьи в одном из домов в военном городке в районе Авлабара (армянском районе города) по улице Шаумяна, дом 7, перестроенном из конюшен. В этом же доме поселилась семья полковника Алехичева, вернувшегося после службы в Германии. С его сыном, Славой, мы дружили все последующие годы до моего отъезда в Москву (с 1950 до июля 1953 года), так как были одногодками,

\* До смерти Сталина, в период репрессий, в Грузии большинство армян вынуждено были менять в своих фамилиях окончания на грузинские или русские. Поэтому Адамян превратился в Адамашвили, Пирадян (тоже ученик нашего класса) стал Пирадовым. Даже композитор Палиашвили был по происхождению армянином (Пальяном).

хотя и учились в разных школах — он в школе № 3, я — в школе № 9. Впоследствии Слава Алехичев, поступив в Тбилисское артиллерийское училище (ТАУ) и окончив его, затем там же стал преподавать, а наш общий товарищ Миша Цалкаламанидзе, его одноклассник, был братом моего одноклассника Гиви Цалкаламанидзе, но от разных матерей. Первый из них (Миша) стал известным художником — Заслуженным художником Грузии, хотя в школе учился не ахти как, а второй (Гиви) стал советником в Совете Министров Грузии. В 1987 году мы встретились с ними обоими, когда я посетил своих родственников в Тбилиси после 34-летней разлуки в связи с поминками моей матери на 40 дней. Миша Цалкаламанидзе приезжал в Москву со своей персональной выставкой. Помимо этого он выставлялся в Париже и других городах Европы.

Там же, на Авлабаре, недалеко от нашего военного городка, размещался армянский драмтеатр, в котором ведущим актером был знаменитый армянский артист Ваграм Папазян — лучший исполнитель роли Отелло, с кем мне посчастливилось случайно познакомиться в театре им. А. Грибоедова у главного администратора.

Естественно, что в школьные годы существенное влияние на наше воспитание оказало кино: советские кинофильмы «Свинарка и пастух», «Сердца четырех», «Моя любовь», «Жди меня», «Небесный тихоход», «Волга-Волга», «Веселые ребята», «Близнецы», «Она защищает Родину», «Секретарь райкома», «Два бойца», «Подвиг разведчика», «В 6 часов вечера после войны», «Подкидыш», «Три товарища», «Вратарь», «Парень из нашего города», «Трактористы», «Первая перчатка», «Как закалялась сталь», «Поезд идет на Восток», «Сказание о земле сибирской», «Весна» и др., экранизация непревзойденной русской классики — «Живой труп» с Николаем Симоновым, «Без вины виноватые» и «Анна Каренина» с выдающейся театральной актрисой Аллой Тарасовой (кстати, мне посчастливилось именно в Тбилиси с моим другом Рафиком Гевеняном быть на первом просмотре этого фильма). И, конечно, зарубежные фильмы, на которые мы, школьники, выстаивали громадные очереди, и даже ночами — «Серенада солнечной долины», «Сестра его дворецкого», «Три мушкетера», «Железная маска», «Знак Зорро», 10 серий «Тарзана», «Их было пятеро», «Судьба солдата в Америке» и др.

Так протекали мое детство и юность.

## 2. Студенческие годы

Успешно окончив школу с серебряной медалью (у меня была одна четверка по русскому языку и литературе) в 1953 году, я поступил в МАИ им. С. Орджоникидзе на 1-й (самолетостроительный) факультет без сдачи экзаменов, а только пройдя собеседование с деканом факультета, и стал студентом. Как оказалось впоследствии, эта школьная оценка (четверка) не помешала мне составить и выпустить более 200 научно-исследовательских работ — научно-теоретических отчетов, эскизных проектов и актов по результатам лабораторных, заводских и государственных испытаний, различных протоколов по результатам проведенных летных и стендово-трековых экспериментов с катапультированием средств аварийного покидания и летных испытаний систем заправки самолетов топливом в полете как макетных, так и опытных образцов.

В день отъезда из Тбилиси 3 июля 1953 года мне мама по секрету от всех, в том числе и отца, с которым собрались в Москву, сказала, чтобы я был осторожен там и, самое главное, что «Берия — враг народа». И действительно, мы приехали с отцом в Москву 6 июля, сдали документы в приемную комиссию МАИ, нам предоставили возможность переночевать в общежитии МАИ, а утром 7 июля, когда мы проснулись, по репродуктору объявили, что «Берия арестован как враг народа и предан суду». Как известно, Берия был расстрелян 23 декабря 1953 года. Когда я сказал отцу, что мама в день отъезда меня об этом предупредила, он не поверил.

При поступлении в МАИ оказалось, что отдельно от меня приехали поступать и тоже на самолетостроительный факультет мои коллеги по авиамodelьному кружку при Тбилисском

дворце пионеров и школьников — Борис Саакян\* и Владимир Лоскутов\*\*. Мы даже попали в одну группу. Все окончили школы с медалями различного достоинства. Нас зачислили без экзаменов, как я говорил выше, после прохождения собеседования, но без предоставления общежития. Поэтому нам всем пришлось искать угол или комнату поблизости от института. Сначала мы все жили по отдельности, каждый сам по себе на «Соколе» в районе Песчаных улиц Москвы. Но уже через месяца два мы сошлись ближе и стали практически «не разлей вода». К нам примкнул еще наш соотечественник — Арвид Тохунц\*\*\*, который оказался моим соседом по двору в Тбилиси: он жил с родителями в доме № 11 по ул. Дзержинского, а я в доме № 7 по той же улице, но в Тбилиси мы с ним никогда не встречались, а только впервые — в Москве. На 2-м курсе я уже объединился с Володей Лоскутовым в одной комнате, а Арвид Тохунц в отдельной комнате у той же хозяйки квартиры на ул. Врубеля, рядом с Пищевым институтом. Так мы вместе продолжали учиться, создав как бы «армянскую республику» из троих армян и одного русского, но у которого мать была грузинкой.

Учеба в МАИ проходила как в тумане. На 1-м курсе было особенно тяжело. Надо было на лекциях все записывать за

---

\* Борис Саакян — в авиамodelьном кружке занимался легкими комнатными моделями (массой до 5 г) и моделями с закрученными резиновыми жгутами, способными раскручивать пропеллер (воздушный винт) модели в течение 10–15 с и перемещать ее в пространстве, многократный участник всесоюзных соревнований — до 1952 года) и чемпион Грузии. После окончания МАИ был распределен в г. Долгопрудный Московской области на машиностроительный завод начальником одного из цехов, впоследствии стал начальником Главного Вычислительного Центра Стат. Управления СССР, а затем России.

\*\* Владимир Лоскутов — в том же тбилисском авиамodelьном кружке занимался построением моделей точных копий настоящих самолетов советских авиаконструкторов, одной из которых была точная копия самолета АНТ-25 конструкции А.Н. Туполева. После окончания МАИ был распределен в г. Железнодорожск-1 Красноярского края, где работает и в настоящее время.

\*\*\* Арвид Тохунц — в нашем кружке не состоял. После окончания МАИ был направлен сначала в ОКБ Туполева, где защитил кандидатскую диссертацию, а затем перешел в Жуковский ЭМЗ на должность заместителя генерального конструктора (В.М. Мясищев). В настоящее время является Главным специалистом аэрокосмической корпорации (АК) «Воздушный старт».

преподавателями и вести конспекты, чему нас, школьников, не приучили в тбилисской школе. Приходилось заниматься переписыванием лекций у тех студентов, которые это делали успешно. Кроме этого, надо было выполнять много чертежных «листов», сдавать большое количество иностранных (английских) текстов, измеряемых в тысячах знаков, математический анализ в виде интегралов и производных и др. В первую же зиму 1953/54 года, в первом же семестре, пришлось сдавать нормы бега на лыжах и сразу на 30 км, что привело к частичному, но серьезному обморожению пальцев рук и кончиков ушей у меня и моих друзей, особенно у Бори Саакяна и Арвида Тохунца. Это усложнило выполнение чертежных работ по техническому черчению и даже сдачу зачета по черчению. Но все обошлось, хотя и с последствиями дальнейшей жизни в условиях климата средней полосы страны, отличной от далекого юга.

В 1954 году, после моего отъезда в Москву, мои родители переехали жить в Крым, а именно, пос. Гурзуф, эту жемчужину Юга, где мама, однажды побывав в 1933 году, мечтала снова попасть туда и даже обосноваться и очень переживала, когда немцы захватили Крым, все боялась, что это надолго, и была счастлива, когда пришло известие о его полном освобождении. Отец устроился работать в Центральном гурзуфском военном санатории Минобороны СССР, где проработал 27 лет до самой своей смерти (1981) в возрасте 76 лет. А мать умерла в 1987 году в возрасте 82 лет. Оба похоронены в одной могиле на кладбище в пос. Краснокаменка Большой Ялты, рядом с Гурзуфом, тогда еще на Советской земле. Мы с женой и детьми регулярно в течение 42 лет ездили отдыхать к родителям в Крым. Последний раз мы посетили Крым осенью 1995 года. С тех пор, вот уже более 10 лет не ездим в Гурзуф, в связи с нежеланием видеть происходящие там упадок, запустение, нищенскую жизнь проживающих там крымчан. Наш друг — Володя Кузнецов, прекрасный спортивный врач с громадным практическим опытом работы, проработавший долгое время с детьми в Артеке и работающий в последнее время на станции скорой помощи, проживающий в Гурзуфе и мой постоянный партнер по большому теннису, — по нашей просьбе регулярно поддерживает в хорошем состоянии могилу наших родителей, за что ему большое спасибо.

Нам, студентам МАИ 1960-х годов, посчастливилось слушать лекции выдающихся ученых, академиков, профессоров —

преподавателей Остославского И.В. (по аэродинамике), Артоболевского И.И. (по теории механизмов и машин), Образцова И.Ф. (по сопротивлению материалов и расчету самолетов на прочность), Свешникова Г.Н. (по теоретической механике), Гостева Г.В. (по допускам и посадкам), Ялтуновского В.С. (по высшей математике), Трапезина И.И. (по физике), Бландова П.И. (по гидравлике), Шульженко М.Н. (по конструкции самолетов), Ходакова Ю.В. (по химии), Четверухина Н.Ф. (по начертательной геометрии), Братухина И.П., Микояна А.И., Яковлева А.С., Юрьева Б.Н., Аржанникова Н.С., Мальцева А.К. и многих других.

На 3-м курсе МАИ с осени 1955 года определились тематика и направление будущей моей учебы с добровольным выбором специализации — «Оборудование самолетов», куда входили гидравлическое, высотнозащитное, пилотажное и другое оборудование самолетов, а также средства спасения. На 4-м курсе старшекурсником Олегом Самойловичем (в будущем он стал одним из руководителей ОКБ Сухого) был организован кружок по специализации — средствам спасения экипажей самолетов. В этот кружок вошли несколько человек из нашей группы С-19 — Андрианов Арнольд (мой тезка), Буйко Дима, Кривицкий Игорь и я. Руководитель кружка, Олег Самойлович, знакомил нас с некоторыми проблемами спасения экипажей самолетов, заинтересовал нас вопросами создания отделяемых кабин как одного из средств спасения, с пределами переносимости перегрузок по Гератеволю, немецкому исследователю переносимости человека перегрузок, проводившему опыты на людях (советских военнопленных в годы Отечественной войны) [22]. Олег Самойлович ознакомил нас в общих чертах с диссертацией Северина Г.И. «Динамика отделяемых кабин» [62], как раз защитившего кандидатскую диссертацию по этой теме в 1955 г. Курсовые работы мы брались делать по тематике «Оборудование самолетов» — «Средства спасения, защитное и высотное снаряжение летчика».

В 1959 году я окончил МАИ, защитив в феврале дипломную работу по теме «Экспериментальный самолет, оборудованный комбинированной защитной капсулой в качестве средства спасения летчика», взяв за основу схему американского самолета-истребителя F-104, но применив на нем два прямоточных двигателя на концах крыльев и три жидкостнореактивных двигателя в хвостовой части фюзеляжа для использования его на

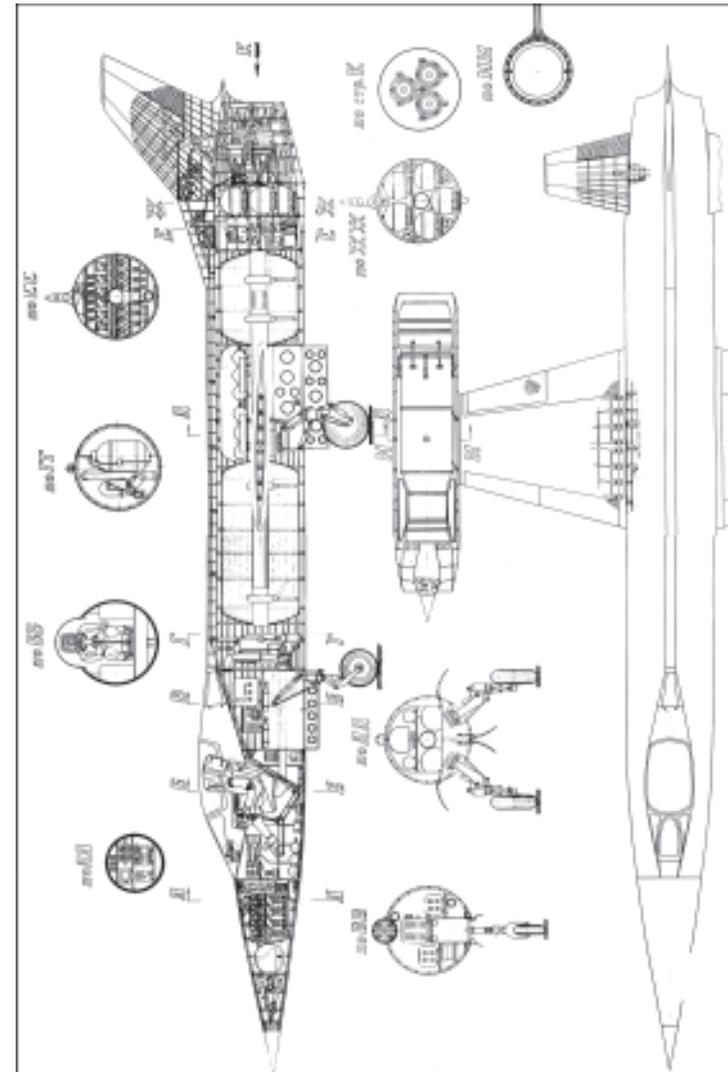


Состав нашей группы С-19 — студентов 1-го факультета МАИ — выпуска 1959 года

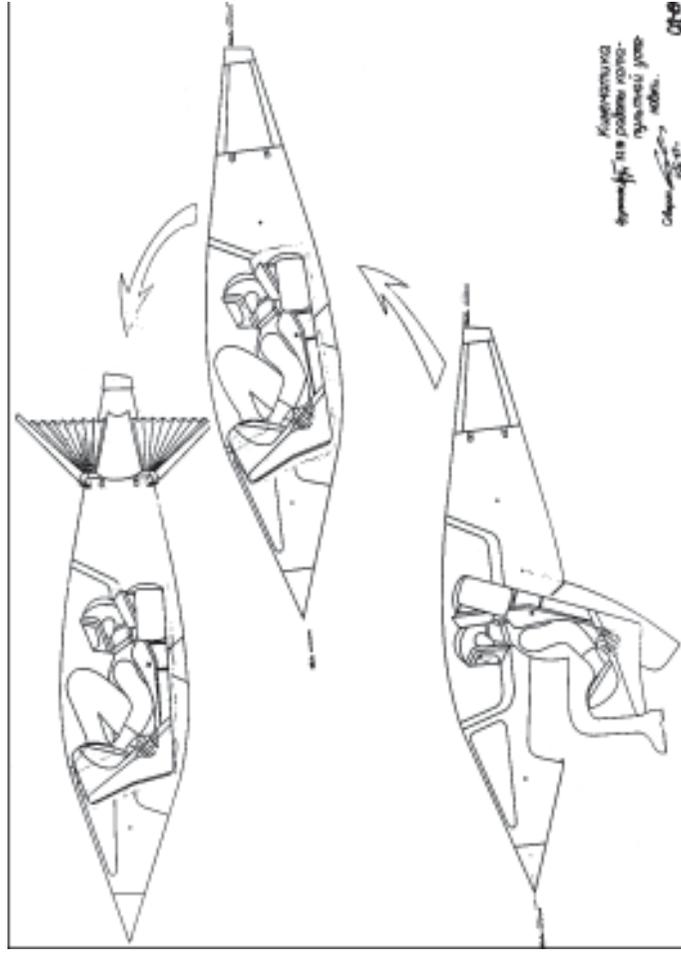
взлете и включения в полете в экстренных случаях для резкого увеличения скорости полета [20], [136]. Все аэродинамические характеристики капсулы были определены мной расчетным путем как для тела вращения с использованием книги Краснова Н.Ф. «Аэродинамика» (1-е изд.) [17].

Я был распределен в пос. Томилино Московской области на завод № 918 Министерства авиационной промышленности (МАП), созданный в 1952 году в соответствии с Постановлением Правительства СССР от 29 октября 1952 года. Завод неоднократно менял свое название — завод «Звезда», машиностроительный завод «Звезда», Научно-производственное предприятие (НПП) «Звезда», после акционирования в 1994 году — Акционерное общество НПП «Звезда» и, наконец, с 1996 года и по настоящее время — Открытое акционерное общество (ОАО) «НПП Звезда».

Преддипломную практику я проходил в 24-й лаборатории 2-го комплекса ЛИИ им. Громова. Моим руководителем дипломного проекта был начальник лаборатории Северин Гай Ильич, в будущем (с 1964 года) ставший Главным конструктором завода № 918 МАП. Проходя преддипломную практику, я научился проводить расчеты по численному интегрированию (с помощью логарифмической линейки и арифмометра, тогда еще не было вычислительных машин) пока только плоского движения средств спасения (катапультных кресел, капсул и др.) для определения траекторий движения при катапультировании, ознакомился с диссертацией моего руководителя Северина Г.И. по динамике отделяемых кабин [31] как средства спасения летчика, технических переводами по материалам зарубежной информации, в частности, капсулы американской фирмы «Stanly» («Стенли») [136], которую я взял за прототип в своем дипломном проекте, добавив в нее ряд новых элементов. Я ввел комбинацию катапультного кресла с закрывающейся частью и конструкции фонаря самолета с установкой в качестве стабилизирующих элементов в виде «перьев» по схеме «волана» бадминтона, раскрывающихся автоматически при отделении капсулы от самолета. При этом до определенной высоты (в диапазоне высот 40 — 3000 м) летчик покидал кабину в катапультном кресле, а на высотах от 3000 м до  $H_{\text{макс.}} = 40000$  м — в герметичной капсуле. Моим дипломным проектом пользовались последующие поколения студентов МАИ. С некоторыми из них мне пришлось случайно встретиться и выслушать их одобрение.



Экспериментальный самолет с катапультной установкой в виде комбинированной капсулы спасения летчика (Дипломный проект Арутюняна А.Г.)



Кинематика работы комбинированной капсулы спасения (Дипломный проект Арутюняна А.Г.)

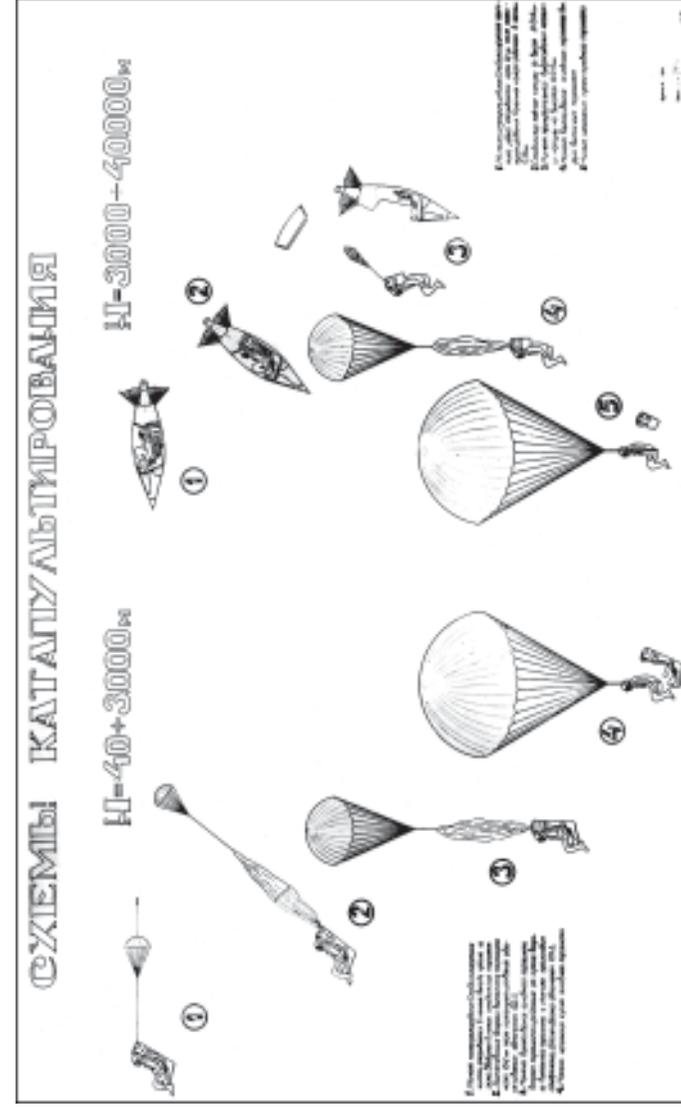


Схема катапультирования комбинированной капсулы спасения (Дипломный проект Арутюняна А.Г.)

Надо отдать должное работникам 24-й лаборатории ЛИИ — доктору технических наук Мееровичу Г.Ш., кандидатам технических наук Африканову Е.А., Александрову Ю.К., Радину В.Н., расчетчице Хачатуровой Эмме, а также представителям от завода № 918 в ЛИИ Кадцыной-Семенчинской Наталье и Лившицу Саше, с которыми впервые встретились и познакомились в 1958 году именно в 24-й лаборатории, правда, с Лившицем А.Н, окончившим МАИ на год раньше, мы общались еще раньше в МАИ (он специально приезжал с завода № 918 на лекции по высотнозащитному оборудованию, которые читал нам Быков Л.Т.). Они встретили нас, дипломников, благожелательно и внимательно отнеслись к нам (я проходил там практику еще с тремя своими сокурсниками, один из которых был жителем г. Жуковского — Кривицкий Игорь, впоследствии ставший полноправным членом этой лаборатории и защитивший там диссертацию), оказывали нам всяческую помощь и помогали разобраться в сложных научно-технических вопросах. Впоследствии я с этими людьми работал, будучи представителем, хотя и молодым специалистом, от своего завода № 918, куда меня все-таки распределили, хотя я очень хотел попасть именно в эту лабораторию ЛИИ, занимающуюся летными и научными проблемами по средствам спасения летных экипажей.

И мы всегда находили общий язык и взаимопонимание, даже и сейчас, в двухтысячные годы. Кстати, первой, кто меня встретил на заводе в первый день прихода в НИО в бригаду аэродинамики Балкина Я.В., была как раз Кадцына-Семенчинская Н.Е., отнесшаяся ко мне, как к старому знакомому. Для первого дня пребывания в новом незнакомом коллективе это было приятно. До сих пор мы с к. т. н. Кадцыной Н.Е. и к. т. н. Лившицем А.Н., уже ставшим начальником КО-1 вместо ушедшего по болезни и на пенсию Гальперина В.Г., поддерживаем прекрасные деловые и дружеские отношения.

Надо отметить, что из нашего курса 1-го факультета выпуска 1959 года МАИ вышли замечательные люди — космонавт, дважды «Герой СССР» Виталий Севастьянов, летчик-испытатель ОКБ Микояна Юрий Абрамович, летчик-испытатель ЛИИ им. М.М. Громова вертолетчик Анатолий Грищенко — «Герой России», ценой своей жизни принимавший участие в ликвидации аварии на Чернобыльской атомной электростанции 1986 года, руководители различных предприятий, учреждений и подразделений Горячев В., Блинов А., Мартиросов Р.,



*Наша группа С-19 через 45 лет (на встрече в МАИ 22 октября 2004 года)*



2004 год. Мы вместе учились в МАИ (1959)

Андрианов А., Светозарский В., Пак Е., Головин В., Пионов А., Мягков Ю., Неймарк Э., Горбенко Е., Симонова-Котова С. и многие другие, некоторые выпускники нашего курса избрали другой путь — Кошелапова Нэлли (ставшая известной балериной), Упоров Николай (ставший художником), Новокшенов Юрий (журналистом), наши иностранные коллеги — Карпюк Влодык из Польши, Гэ Пин из Китайской Народной Республики и др. За последние годы наш курс потерял многих из своих коллег — Выгодский Ю., Грищенко А., Кочанов В., Кургузов В., Лекутович А., Мазурин В., Семенов Л., Светозарский В., Скопинов А., Федченко А. и др.

### 3. Творческая научная и летно-исследовательская деятельность

#### 3.1. Как это начиналось

С 7 апреля 1959 года я был принят по направлению МАИ в научно-исследовательский отдел (НИО) конструкторского бюро завода № 918 МАП в бригаду аэродинамики под руководством начальника бригады Балкинда Якова Владимировича. Однако, прежде чем попасть на завод № 918, я был направлен на завод топливной аппаратуры «Кристалл» (на ст. Новая, около Московского завода «Компрессор»). Но из отдела кадров я сразу направился к главному конструктору Заславскому и объяснил, что мне хотелось бы заниматься средствами спасения членов экипажа самолетов и к топливной системе у меня тяги нет. Как ни странно, он вошел в мое положение и вернул мое направление из МАИ с отказом в моих услугах. Я вернулся в деканат 1-го факультета МАИ, где мне дали новое направление, уже на завод № 918. Моя просьба о направлении в ЛИИ не была удовлетворена из-за того, что в ЛИИ уже было набрано достаточно молодых специалистов и в 24-ю лабораторию (Кривицкий И.Г. — мой однокурсник), а также в другие подразделения ЛИИ также из моих однокурсников, из числа проживающих в г. Жуковском.

К сожалению, в первые 6 месяцев работы на заводе меня направили на новостройку — строить новый стадион в пос. Томилино. В один из таких дней, обливаясь холодной водой из водоколонки на территории еще не построенного стадиона, я

простудился, получил осложнение на легкие и вынужден был пять месяцев (с августа 1959 года до января 1960 года) лечиться в больнице — сначала в загородной больнице в пос. Захарьино, а затем в военном госпитале им. Бурденко в г. Пушкино Московской обл., куда меня устроили мои родители, как сына военнослужащего в отставке, а потом еще три месяца в подмосковном санатории «Ленинские горки».

Там я познакомился со своей будущей супругой Ольгой Васильевной на одном из танцевальных вечеров в клубе этого санатория, расположенного в деревне Лукино Подмосковья в бывшем женском монастыре, где она жила с мамой и работала бухгалтером санатория (отец погиб в первые дни войны 1941 — 45 годов под Смоленском, даже не увидя своей дочери, родившейся 8 июля 1941 года). Мы полюбили друг друга, можно сказать, с первого взгляда. День нашего знакомства совпал с днем моего рождения — 15 февраля 1960 года. После выписки из санатория в марте месяце 1960 года я сразу забрал ее с собой. Мы сняли в частном доме в поселке Томилино, по месту моей работы, комнату. Несколько раз переезжали из одного частного дома в другой в течение трех лет, причем жили нераспланированными. После официальной регистрации нашего брака в январе 1963 года мне на работе летом того же года дали однокомнатную квартиру. С этого момента жизнь наша стала более прекрасна и удивительна. В 1977 году (через четырнадцать лет) после рождения детей (дочери Сусанны в 1970 году и сына Алеши в 1973 году) нам предоставили уже трехкомнатную малогабаритную квартиру, и мы, произведя обмен в 1978 году, переехали жить из Томилино в Старое Косино, которое с 1986 года вошло в состав Перовского района Москвы, где и живем по настоящее время.

Надо сказать, что по инициативе Виталия Лебедева-Егорова, только что поступившего на наш завод бывшего летчика-испытателя, на вновь строящемся стадионе был построен теннисный корт, правда, с асфальтовым покрытием, но окрашенным красным суриком с белой разметкой, на котором я с 1964 года после болезни начал делать первые самостоятельные шаги в освоении любительского большого тенниса. Никогда не забуду, что спортивный руководитель и тренер по хоккею нашей заводской команды Худолеев Николай Маркович нашел на складе искривленную деревянную ракетку марки «Таллин» и белые спортивные тапочки меньшего размера, чем мне было нужно,



*Моя супруга  
Ольга Васильевна  
в год нашего знакомства*



*1961 год. На отдыхе*

в которых я вынужден был играть с загнутыми задниками, начинал осваивать премудрости этого вида спорта, что я продолжаю делать вот уже более 40 лет. За это время я приобщил к большому теннису всех членов моей семьи — сына, дочь, зятя, внуков. Жена моя, Ольга Васильевна, прекрасно играла в настольный теннис и успешно защищала честь нашего завода, и осваивать большой теннис ей не захотелось.

В апреле 1960 года я вернулся на завод в НИО и продолжил свою деятельность как инженер.

Мне сразу поручили проведение расчетов по определению траекторий перелета через киль самолета при катапультировании проектируемых в то время катапультирных кресел типа К-22 и К-24 для различных типов самолетов (Ла-250 и др.).

Кроме этого, я факультативно занимался сбором технической информации по аварийному покиданию зарубежных средств спасения, а также по проблемам освоения Луны (как член созданного на заводе Совета молодых специалистов, где мне было поручен раздел научно-технической информации). Мне приходилось не только собирать такого рода информацию, но и редактировать технические переводы, исполненные нашими специализированными переводчиками, а порой и самому выполнять такие переводы.

В это время наш завод уже занимался разработкой средства возвращения, после совершения космического полета, в виде катапультирной капсулы спасения космонавта, имеющей индекс В-3А (по заглавной букве первого в мире космического корабля «Восток», созданного на Востоке (в СССР), а не на Западе, а также подготовкой к космическому полету первого космонавта (еще не известно, кого).

Мне было поручено проведение расчетов траекторий при катапультировании из ракеты-носителя, выводящей на расчетную орбиту космический корабль «Восток», в случае аварии еще на старте с учетом «розы ветров» на полигоне Байконур. Естественно, все держалось в строгом секрете, в том числе место старта, его условия и все остальное, что не положено было знать простому смертному, т. е. нам, тем более молодым специалистам. По результатам расчетов проводились эксперименты на специально созданном на заводе тренажере-вышке, высотой 35 м, имитирующем высоту выводящей ракеты-носителя. Меня также подключили к проведению киносъемок таких экспериментов (занимался от кинофотолаборатории завода

Василий Афатов) и расшифровке траекторий. Расшифровка траекторий в то время делалась весьма приближенно методом сравнительной мерной линейки, что никак не способствовало точности и соответствию истинным результатам. Поэтому я взялся за разработку новой, более точной методики. В короткий срок я ознакомился с имеющейся литературой по фотосъемке и обнаружил довольно интересную книгу-учебник Веселовского Н.Н. «Фотограмметрия» (Геодиздат, 1945) [73] о законах перспективной съемки и на ее основе в начале 1961 года, за три месяца до полета первого космонавта (а им оказался, как известно, Юрий Алексеевич ГАГАРИН), создал практическую методику расшифровки экспериментальных траекторий по испытаниям на наземных стендах и тренажерах по фотокиносъемке относительно центра фотокадра с определением масштабных коэффициентов по формулам (Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В. «Перспективная съемка и методика расшифровки экспериментальных траекторий, полученных при испытаниях на наземном стенде (тренажере)», отчет завода № 918, 1961 год [72]). Для этого необходимо было знать ряд очень точных параметров, таких как: расстояние от киноаппарата (его главной оптической оси) до плоскости траектории движения, фокусное расстояние киноаппарата, угол наклона главной оптической оси киноаппарата к горизонту, размеры кинокадра. В результате обработки траекторий по этой методике была получена высокая точность расшифровки в пределах  $\pm 0,5$  м. Впоследствии данная методика была применена при расшифровке траекторий на ракетном треке (ракетной дорожке) на различных скоростях катапультирования при отработке и испытаниях катапультных кресел различных модификаций — созданного заводом кресла К-36 для спасения экипажей различных боевых самолетов, системы катапультирования РПС-37 для спасения экипажей боевых вертолетов типа Ка-50 («Черная акула») и Ка-52 («Аллигатор»), а также катапультного кресла К-36РБ для спасения экипажа много-разового космического корабля (МКК) «Буран» (отечественного «Шаттла»). В 1962 году меня направили в Фаустово (Белозерский филиал «Прибор», ныне ФКП ГкНИПАС) вместе с кинооператором завода Афатовым Василием для оценки правильности выбора мест установки киносъемочной аппаратуры на вновь создаваемом тренажере для испытаний с катапультированием.

Надо сказать, что для проверки верности разработанной мной методики начальник бригады Балкинд Яков Владимирович

поручил одному из наших, тоже молодых инженеров, Лебедевой Инне, но окончившей Московский институт аэрофотосъемки и картографии, эту мою работу, которая дала положительный отзыв о ее соответствии существующей теории перспективной фотосъемки и применимости в нашей практике. Иначе и не могло быть, поскольку я как раз и использовал эту теорию, применив к нашим условиям катапультирования. У начальника бригады Балкинда Я.В. было правило, если он в чем сомневался, всегда привлекал знающих специалистов для решения возникающих проблем (например, Леню Любина, впоследствии блестяще защитившего кандидатскую диссертацию по теории жидкости в условиях невесомости). В будущем Балкинд Я.В. уже мне поручал делать такие проверки и даже заново выполнять целые направления работ, за которые никто не брался или делал недостаточно квалифицированно, как, например, создать близкую к реальным условиям математическую модель динамики ракетно-парашютной системы катапультирования, до этого не существующей ни у нас, ни за рубежом.

В 1962 году я подготовил по линии Совета молодых специалистов завода (СМС), будучи ответственным за техническую информацию в Совете, реферат по проблемам освоения Луны и передал его секретарю-машинистке начальника НИО для печати. Однако через пару дней, когда часть реферата уже была напечатана, вдруг оказывается, что реферат со стола секретаря-машинистки таинственным образом исчез. Оказывается, накануне исчезновения реферата с нашего завода (1962) уволился из НИО бывший мой однокурсник Урсул Аркадий, и реферат понадобился ему, вероятно, на новом месте работы. Вообще Аркадий Урсул был далек от наших инженерных дел. Так, как-то перед его увольнением мне начальник бригады Яков Владимирович Балкинд попросил проверить один расчет траектории, по которому получался весьма фантастический результат. Я быстро обнаружил ошибку, связанную с десятикратным завышением параметра, весьма важного в динамике движения кресла, и доложил начальнику бригады, но сразу понял по пометке, что этот расчет принадлежал Аркаше Урсулу. С той поры он, естественно, меня возненавидел. Поэтому решил мне отомстить, похитив реферат с очень интересными материалами по состоянию дел с освоением Луны. Уже в ближайшие два года были запущены первые космические аппараты в сторону Луны и первые луноходы. Урсул же переключился только на

философские проблемы освоения Космоса и в угоду коммунистической идеологии, поддерживаемой другом его отца, первым секретарем ЦК партии Молдавии Бодюлом, кстати, большим другом Брежнева, высказал идеи заселения Космоса в основном коммунистами-инопланетянами и что Землю посетят именно они, что было Урсулом А.Д. опубликовано в своей книге «Освоение Космоса», 1969, а сам он стал впоследствии (еще в «коммунистическую эпоху», в 1974 году) так называемым «доктором философских наук», специализирующимся на весьма уродливых идеях по философским вопросам освоения Космоса. Урсул А.Д. регулярно избегал встреч с однокурсниками каждые последующие пять лет после окончания МАИ (в 1959 году), за исключением встречи через 20 лет, т.е. в 1979 году, в том числе и со мной, посчитавши себя «космическим пророком». Последние 25 лет никто о нем не знает ничего, куда он пропал и что с ним. Да бог с ним и украденным им рефератом. Как говорится, бог ему судья. Кстати, последняя встреча с моими однокурсниками состоялась 22 октября 2004 года в МАИ после 45 лет окончания института. Эти встречи стали возможны благодаря инициативной группе курса во главе с М. Каморским, А. Богданом, В. Олейником (из группы С-11) и др.

В 1962 году наш завод впервые участвовал в спартакиаде Люберецкого района по различным видам спорта: баскетболу, волейболу, настольному теннису, шахматам и др. Мне поручили собрать команды по всем этим видам и возглавить их. Сам я участвовал в соревнованиях по баскетболу, иногда приходилось подменять недостающих игроков по шахматам и др. видам спорта. А моя жена, Ольга Васильевна, вместе с Ювенолом Преображенским из отдела 7 завода приносили победы (по настольному теннису) и зачетные очки команде. Моя жена работала электриком 3-го разряда в цехе 1 по космической тематике (летные костюмы, скафандры, противоперегрузочные костюмы, защитные шлемы и гермошлемы и др.). Она занималась пайкой шлемофонов и гарнитур связи (в частности, подготовила гермошлем к космическому скафандру для Валентины Терешковой под руководством мастера цеха Анны Демьяновны). В результате наш завод в спартакиаде 1962 года занял общее 1-е место в районе.

В это же время комитетом комсомола завода под руководством парткома проводилась борьба за дисциплину труда. В нашем подразделении (НИО) мне, как активному комсомольцу,

секретарем комсомола КБ Браверманом было поручено провести фотографию занятости рабочего дня инженеров и техников бригады аэродинамики. К сожалению, я добросовестно выполнил это задание, но оно «вышло мне боком», так как все материалы сразу в конце дня передал секретарю Браверману, а он — начальнику КБ Бахрамову Ата Михрабановичу. Резонанс для начальника НИО Гальперина В.Г. оказался оглушительным. Крайним оказался, конечно, я. Мне Гальперин устроил приличную выволочку. Даже моя жена, Ольга, когда я ей рассказал вечером об этом поручении секретаря комсомола КБ, заметила, что я — полный дурак и что мне это даром не пройдет. Так в дальнейшем и получилось: меня всегда незаметно во всем ущемляли. Однако в 1964 году по рекомендации секретаря парткома Харченко Владислава Иосифовича меня избрали секретарем комитета комсомола всего завода. В это время предприятие уже возглавлял только что назначенный Приказом МАП Главным конструктором Северин Гай Ильич вместо прежнего Главного конструктора Алексеева Семена Михайловича.

Я постарался, чтобы в состав комитета были избраны активные комсомольцы, в состоянии помочь активизировать и увлечь молодежь интересными делами. Были избраны: Дрикер Григорий, Ульянов Володя, Гибкий Валерий, Акопян Надежда, Тарасенко Николай, Кузнецов Валерий, Чернис Давид, Панова Лида, Левченко Галина, которая подменяла меня на время моего отпуска, и другие, фамилии которых я уже не помню. Был создан «Комсомольский прожектор», активно заработавший под руководством Кузнецова В. Была налажена художественная самодеятельность под руководством Саватеева Виктора, прекрасного аккордеониста. Мы активно подключились к работе Люберецкого клуба молодых специалистов (возглавляемого Коробицыным Славой). Организовывали вечера встреч, приглашая известных поэтов и литераторов, музыкантов и исполнителей (Аду Якушеву с песнями под гитару, жену Юрия Визбора), известных тренеров (Анатолия Тарасова) и спортсменов (хоккеиста Иванова Эдуарда, фигуриста Горелика Александра, волейболистов Буробина Николая, Рындицу Татьяну, благодаря стараниям работника завода «Звезда» Марика Пивоварова, большого поклонника клуба ЦСКА, ныне являющегося начальником лаборатории КО-1 завода), и многих других, всех не вспомнишь, организовывали и проводили интересные моло-

дежные тематические вечера (к 150-летию М.Ю. Лермонтова и др.) и вечера отдыха (новогодние и др.). Активными комсомольцами были инженеры-электрики Мурадян Генрих, Кабакова Зоя. При активном участии Генриха Мурадяна было организовано посещение вместе с секретарем парткома Харченко В.И. и председателем профкома Злобиным Е.К. юбилейного дня рождения (70-летия) Леонида Осиповича Утесова в Московском доме актеров на улице Горького, на котором мною был зачитан прямо на сцене поздравительный адрес от имени работников нашего предприятия — завода «Звезда», где было сказано, что «Леонид Утесов — основоположник Советского джаза», по тем временам крамольное признание.

Много нам помогал директор Люберецкого дома культуры Юрий Львович в предоставлении зала. Проводили вечера не только в Люберцах, но и в Томилинском клубе «Дружба», для привлечения местного населения, и даже в воинских частях, дислоцированных в Томилино. Для детей зимой заливали льдом во дворах катки, построили хоккейную площадку (коробку) между жилыми домами, где проводили соревнования дворовых команд по хоккею с шайбой, а на заводском стадионе — соревнования дворовых команд по футболу. Проводили спортивные праздники в честь дня Победы, не только для работников своего завода, но и всего поселка Томилино с участием многих предприятий Томилинского куста (ТЗПП, ЦС, завод «Алмаз» и др.).

В общем, много интересного проводилось, чтобы скрасить жизнь нашей молодежи в эпоху «перехода от социализма к коммунизму».

После двух лет пребывания на посту секретаря комитета ВЛКСМ завода я вернулся в свой отдел, который уже был переименован в конструкторское бюро КО-1.

Однако меня избрали в состав Люберецкого горкома комсомола (ответственным за «Комсомольский прожектор» всего района), а затем — в состав Комитета народного контроля района.

С конца 1966 года и в начале 1967 года, вернувшись в КО-1, я смог продолжить работу инженера, хотя мне предлагали в горкоме комсомола перейти на партийную работу и собирались направить в школу партхозактива, но я благоразумно отказался, так как меня больше привлекала инженерная и научно-исследовательская работа.



1966 год. В подмосковном комсомольском лагере «Романтик»  
(п. Конобеево Воскресенского района)

*Мы из слов мотаем бантики,  
Мысли блеск, как свет Луны.  
Мы, наверно, не «романтики»,  
Мы, наверно, — болтуны.*

*Собрались прожектористы  
На толковый семинар,  
А сидят «семинаристы»,  
Превратив его в базар.*

*За рога берём быка,  
В бучу жизни вклинаюсь,  
А товарищ из ЦК  
Чуть не разучил нас.*

*Г. Дрикер*

К этому моменту заводом в КО-1 была приобретена пока только первая вычислительная машина с автоматическим программированием «Наири», разработанная Ереванским математическим институтом под руководством Мергеляна. Я загорелся ее освоением. Первым делом удалось вместе с нашим математиком Василием Денисовым записаться на вечерние курсы по программированию в Московский дом науки и техники (на ул. Кирова), при этом практические занятия проходили при вычислительном центре Академии наук СССР (на пр. Вернадского). Мы с Денисовым В. регулярно посещали эти курсы. После их окончания получили свидетельства инженера-программиста. Знания, полученные на этих курсах, помогли быстрее освоить процесс вычисления на ЭВМ.

Пользуясь ЭВМ, я сначала освоил решение плоской задачи динамики движения катапультного кресла, а потом попробовал решить задачу пространственного движения кресла, но в углах Эйлера, т.е. численным интегрированием дифференциальных уравнений движения, записанных с помощью традиционных (еще со времен раннего Остославского И.В.) углов тангажа, крена и рыскания. К сожалению, к моменту достижения угла тангажа  $67^\circ$ , задача теряла смысл, так как тангенс угла, входящий в знаменатель уравнения, достигал бесконечности, и наступала неопределенность, машина останавливалась и переставала считать. Хорошо, что к этому времени стали публиковаться книги, учебники и справочники по динамике движения ракет, из которых стало ясно, как этот случай обойти. Оказалось, что необходимо переходить к использованию направляющих косинусов для записей и решения уравнений движения вообще, а для катапультируемых систем — в особенности. Это удалось выполнить у нас на заводе в КО-1 вновь пришедшему из МАИ молодому специалисту Серову Евгению. Дальше все стало гораздо легче. К этому времени завод получил новую быстродействующую ЭВМ М-220 с быстродействием порядка 300 тысяч операций в секунду («Наири» могла считать с быстродействием лишь 10 тысяч операций в секунду), что существенно уменьшило время проведения расчетов: для сравнения — расчет процесса катапультирования на участке перелета через киль самолета в 1 с реального времени ручным способом методом Эйлера (с помощью логарифмической линейки или арифмометра) занимал около двух часов, на ЭВМ «Наири» — 10 мин, на ЭВМ М-220 (да еще с использованием самого точно-

го метода решения Рунге — Кутта) — менее 1 мин (вместе с вводом исходных данных); расчеты динамики того же кресла при катапультировании с больших высот (при спуске с 30 км до земли, длящемся 150 — 180 с в реальном времени) при ручном расчете занимал бы порядка 6 месяцев непрерывного счета, на ЭВМ «Наири» он длился двое суток подряд (для чего приходилось даже организовывать ночные дежурства), на ЭВМ М-220 — только 45 мин. Как говорится, «небо и земля», или комментарии излишни.

В 1972 году я поступил в аспирантуру МАИ по тематике оборудования самолетов, подготовив реферат по теме «Динамика пространственного движения катапультируемых систем» с планом диссертационной работы. Успешно сдал все экзамены.

В качестве руководителя мне назначили профессора, кандидата технических наук Князева Валентина Никаноровича. Однако в конце 1974 года, простудившись в ЛИИ во время проведения летных испытаний по системе заправки для ОКБ Сухого и Ильюшина, я слег на два года в больницу с осложнением на легкие. В больнице у меня была возможность писать отдельные разделы моей диссертации. Это скрашивало мое пребывание в больнице и способствовало более спокойному перенесению процесса лечения. В 1976 году мне успешно сделали операцию на левом легком с благополучным исходом на долгие годы и по настоящее время. Однако за это время мой руководитель Князев В.Н., к большому сожалению, скончался, и я остался без руководителя. Да, к тому же, я не уложился в отведенные три года. В результате, выполнив все необходимые формальности по окончанию аспирантуры, я был вынужден прекратить свое дальнейшее пребывание в ней. В дальнейшем мне выделили нового руководителя, моего хорошо знакомого по совместной работе в период создания кресла К-36В для СВВП Як-36 и Як-38, кандидата технических наук, начальника лаборатории ОКБ Яковлева Голубкова Евгения Петровича, который, ознакомившись с рукописью моей диссертации, предложил перестроить ее изложение в свете новых требований. На это меня уже не хватило из-за большой занятости по новой теме — проблеме спасения экипажей боевых вертолетов, которой я вплотную занялся. Но рукопись и все графики с расчетами, выполненные тогда (30 лет тому назад), у меня сейчас сохранились, и я их решил вместе с изложением теории поместить в этой книге

(см. «Отдельные вопросы научно-теоретических исследований» в настоящей книге).

Я уже в зрелые годы много перечитал технической литературы по авиационной тематике и теоретической механике, а также общедоступной художественной литературы, и стремился покупать книги для своей домашней библиотеки. Регулярно следил за изданиями технической литературы, касающейся аэродинамики самолета, у меня до сих пор имеются все книги, указанные в разделе «Литература» настоящего издания [1 – 22, 55, 56, 75 – 77, 79 – 82, 109 – 112, 115 – 121, 123 – 125, 134, 135, 137], включая книги Остославского, Бюшгенса, Карафоли, Краснова, Гератевоя, Граммеля, Летова и даже свою первую приобретенную книгу по экспериментальной аэродинамике Мартынова и др.

С художественной литературой дело обстояло гораздо хуже. В 1960 – 70-е годы у нас в стране издавались только толстые журналы и многотомные подписные издания с ограниченными тиражами, на которые практически невозможно было подписаться. Поэтому приходилось пользоваться услугами различных библиотек. Это были главным образом — библиотека при санатории «Ленинские горки», где я познакомился со своей будущей женой Ольгой Васильевной и куда мы с ней регулярно ездили на воскресенье к моей теще — Зое Алексеевне, работавшей в этом санатории, и научно-техническая библиотека, в том числе с художественными книгами и журналами, при нашем заводе «Звезда», которую возглавляла Раиса Сергеевна Антонова. Мне моя жена, Ольга Васильевна, сама большая любительница чтения, привила любовь к писателю Ромену Роллану и открыла для меня его произведения — «Очарованная душа», «Жан Кристоф», «Кола Брюньон», портреты великих людей прошлого. Я зачитывался романами Эриха Марии Ремарка, заново открывал для себя романы Виктора Гюго — «Отверженные», «Собор парижской богородицы», «Человек, который смеется», Оноре де Бальзака — серии из «Человеческой комедии», «Из городской жизни», «Из провинциальной жизни», Ги де Мопассана и других авторов.

Из журналов «Знамя», «Новый мир», «Дружба народов», «Москва», «Нева», «Иностранная литература», газет «Литературная газета», «Советская культура», которые в 1960 – 70-х годах мы с женой выписывали, черпали новые произведения советских и зарубежных писателей, которые в то время публико-

вались только в журнальном варианте. На меня, как и на многих, сильное впечатление произвели произведения А. Солженицына «Один день Ивана Денисовича» (из жизни советского заключенного) и Ц. Дудинцева «Не хлебом единым» (из жизни полного мучений советского инженера-изобретателя).

В «Литгазете» очень интересными были публикации Ираклия Андроникова о М.Ю. Лермонтове, велось им обсуждение с физиками Ландау и Лифшицем об отношении к любви со стороны «физиков» и «лириков», причем Ландау считал себя «красавистом», а Андроников «душистом». Из журнала «Знамя» я узнал о писателе Виле Липатове и его произведениях — «Черный яр» (1963), «И это все о нем» (1974), «Повесть без сюжета, названия и конца» (1977), полное юмора «Житие Ванюшкина Мурзина, или любовь в Старо-Короткине» (1978), которые я собрал в отдельную подшивку и даже переплел. Отдельным изданием вышел его роман «Игорь Саввович» (М.: Молодая гвардия, 1978). К сожалению, Виль Липатов умер в пятидесятилетнем возрасте, а мне так и не удалось дожидаться его новой книги «Лев в клетке».

В журнале «Москва» (1972 г., № 6, 7) был впервые опубликован роман Михаила Булгакова «Мастер и Маргарита», в журнале «Знамя» (1977 г., № 9, 10) печатался очерк Виталия Коротича «Кубатура яйца» (о своей поездке в США и заботой о мире), в журнале «Москва» (1977 г., № 1) — лирический репортаж Владимира Солоухина «Приговор» (о проблемах трудноизлечимых болезней), в журнале «Москва» (1977 г., № 11) — повесть Олеса Гончара «Бригантина», в журнале «Знамя» (1977 г., № 12) — повесть Георгия Маркова «Тростинка на ветру», там же повесть Леонида Жуховицкого «Только две недели...», в журнале «Дружба народов» (1977 г., № 10) — повесть Сергея Крутилина «Прощальный вечер», в журнале «Новый мир» (1965 г., № 4, 5) — вторая книга записок летчика-испытателя Марка Галлая «Испытано в небе» (первая его книга записок «Через невидимые барьеры») была опубликована в «Новом мире» — № 6 и 7 за 1960 г.), в журнале «Знамя» (1975 г., № 10, 11) — повесть Леонида Крейна «Дуга большого круга», в журнале «Дружба народов» — роман Саввы Дангулова «Кузнецкий мост» (первая книга была опубликована в № 7 – 10 за 1972 год, вторая — в № 24 за 1975 год, третья — в № 7 и 8 за 1977 год) и многие другие. Только в годы рыночной экономики я смог приобрести трёхтомник М. Булгакова с «Мастером

и Маргаритой», «Театральным романом», «Белой гвардией» (1999).

Для меня оказалось новостью, что, кроме стихов и песен, Булат Окуджава написал прекрасные романы: «Путешествие дилетантов», изданный отдельной книгой (М.: Сов. писатель, 1979); «Свидание с Бонапартом» и несколько других.

Отдельные тома невыкупленных подписных изданий удавалось приобретать в специализированном магазине подписных изданий в Москве на Кузнецком мосту. Это главным образом тома из 30-томника О. Бальзака и других писателей. В 1980-х годах нам с женой посчастливилось подписаться на 22-томное издание сочинений Льва Толстого. В перестроечный период, когда книги стали издаваться большими тиражами, мне удалось приобрести 30-томник Валентина Пикуля, многотомник В. Шекспира и многие другие. Я любил приобретать сразу многотомные издания.

В наследство от моих родителей нам достался 10-томник сочинений А.С. Пушкина (академическое издание 1962–66 годов), «Витязь в тигровой шкуре» великого грузинского поэта Шота Руставели. Позже мне самому удалось совершенно случайно купить эту же книгу в переводе на английский язык.

Я не буду оригинален, если скажу, что в последние годы (с 2000 г.) мы с женой увлеклись произведениями Бориса Акунина (Чхартишвили) и приобрели все его вышедшие из печати книги — от «Приключений Эраста Фандорина» («Азазель» и др.) до его последних романов из серии «Жанры» («Детская книга», «Шпионский роман», «Фантастика») (2005).

Кроме художественной литературы я увлекался спортивными изданиями — в советское время газетой «Советский спорт», а с 14 августа 1991 года, с момента отделения от «Советского спорта» группы журналистов и образования самостоятельной редакции — газетой «Спорт-экспресс», намного интереснее, чем публикации в «Советском спорте». Причем у меня имеется даже нулевой номер газеты «Спорт-экспресс» от 14 августа 1991 года.

На старости лет мы с женой занялись благоустройством и реконструкцией дачи на шести сотках, приобретенной в 2003 году в Подмосковье (в п. Анцифирове).

Так как издание моей книги заняло довольно длительное время, то я воспользовался этим и внес в ее содержание некоторые добавления, всплывшие из моей памяти.

Конечно, я — не идеальный человек, не все у меня было гладко в жизни. Но у каждого человека бывают такие моменты и обстоятельства, о которых ему не хочется вспоминать и рассказывать широкой публике. Я не знаю как живут и жили другие люди, у каждого своя жизнь. Я просто рассказал о своей.

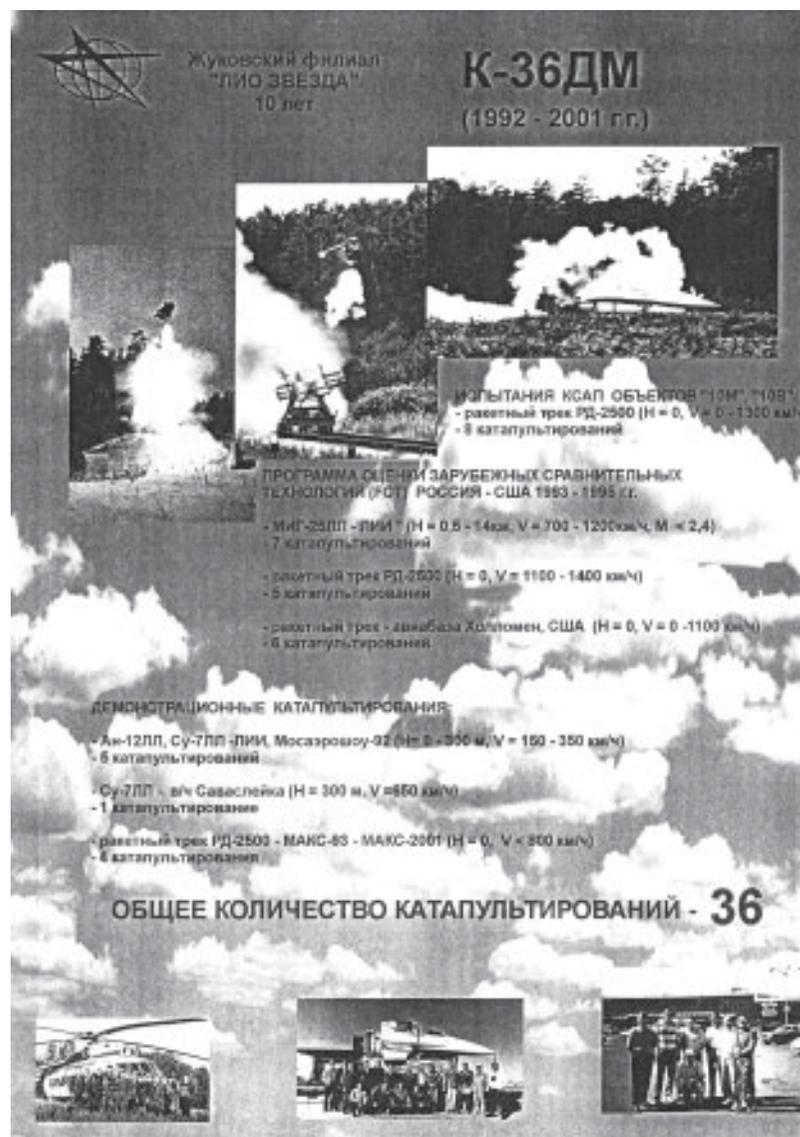
## 3.2. Участие в создании катапультируемых систем и систем заправки в воздухе

### 3.2.1. Унифицированное катапультное кресло К-36 и его модификации. Катапультные кресла нового поколения

Обобщая весь отечественный и зарубежный опыт в создании катапультных кресел как средства аварийного покидания современных боевых летательных аппаратов (ЛА), ОАО «НПП Звезда», называвшееся ранее заводом № 918 МАП, Машиностроительным заводом «Звезда», АООТ НПП «Звезда», АО НПП «Звезда», и, наконец, ОАО «НПП Звезда», в период 1964 – 72 годы под руководством Главного конструктора Северина Гая Ильича создало унифицированный комплекс средств спасения и жизнеобеспечения, включающий унифицированное катапультное кресло К-36, унифицированное высотно-защитное снаряжение (ВКК и скафандр), унифицированный носимый (неприкосновенный) аварийный запас (НАЗ) и средства сигнализации, поиска и обнаружения (радиомаяк), и позволяющий осуществлять нормальную работу экипажа в полете при выполнении боевого задания, обеспечить безопасное катапультирование при аварийном покидании в широком диапазоне скоростей и высот полета, охватывающем области применения всех современных ЛА (индикаторная скорость до  $V_i = 1400$  км/ч, высота до  $H = 20$  км, число  $M$  полета до 2,5 – 3,0), а также выживаемость в течение трех суток после приземления или приводнения в безлюдной местности, поиск и обнаружение.

Катапультное кресло К-36 и созданные на его базе модификации представляют собой унифицированный ряд:

- К-36Д(ДМ) — с защитой от скоростного напора с помощью дефлектора при повышении скорости применения с  $V_i = 1200$  до  $V_i = 1400$  км/ч;
- К-36В(ВМ,ВМУ) — с перебросом сопла 2-й ступени энергодатчика катапультирования от сигнала системы автоматического катапультирования и устройством пробивания остекления фонаря (ОЧФ), обеспечивающих спасение экипажа ЛА вертикального взлета и посадки (СВВП);
- К-36Л — катапультное кресло для меньшего диапазона скоростей (до  $V_i = 1000$  км/ч) без ограничителей разброса



рук и защитного дефлектора (в модификации К-36Л.70 — со специальной системой, обеспечивающей одновременное парное покидание ЛА, например, для четырехместного самолета Ту-160);

- К-36РБ — комплекс средств спасения и жизнеобеспечения космического корабля многоразового использования (МКК) «Буран» (катапультное кресло К-36РБ и высотный скафандр «Стриж»).

Отличительной особенностью катапультного кресла К-36 является применение аэродинамической вертикальной стабилизации, состоящей из двух стабилизирующих жестких телескопических штанг (раздвигающихся при катапультировании при движении кресла по бортовым направляющим рельсам) с вращающимися стабилизирующими парашютами на концах штанг. Такая система стабилизации обеспечивает как на участке связанного движения, так и в свободном полете после отделения от ЛА почти перпендикулярное (при небольшом балансировочном угле атаки  $10 - 12^\circ$ ) положение человека (летчика) в катапультном кресле по отношению к вектору скорости полета (лицом к потоку), т. е. когда на человека действует перегрузка торможения в поперечном направлении «спина — грудь», наилучшим образом переносимая человеком (более чем в два раза лучше, чем в продольном для человека направлении «голова — таз» и «таз — голова») [22], [63 — 71].

Кроме этого, на кресле К-36 применяется однокупольная парашютная система с вводом спасательного парашюта летчика, расположенного в заголовнике кресла, на повышенной, чем обычно было принято ранее, скорости  $V_{ист.} = 650 - 700$  км/ч (вместо  $360 - 400$  км/ч), что существенно сокращает минимальную безопасную высоту покидания [43].

К бесспорным достоинствам следует отнести удобные заголовник и сиденье, профилированную спинку с электрообогревом, оригинальные конструктивные решения быстросрабатывающих механизмов захвата и подъема ног, притяга пояса и плеч, рациональное расположение НАЗа (носимый аварийный запас члена экипажа).

До создания филиала летно-исследовательским отделом (ЛИО) завода «Звезда», в частности, сектором испытаний САПЛА, было проведено более 300 катапультирований с креслом К-36 и его модификациями с манекенами на различных

скоростях и высотах полета на летающих лабораториях Су-7У, Су-9У, МиГ-25ЛЛ, МиГ-31ЛЛ, Ан-12БН, стендах-кабинах, являющихся передними отсеками различных самолетов ОКБ Сухого, Микояна, Туполева, Ильюшина, Мясищева, Яковлева, вращающемся и вращающемся-падающем стендах (применительно к СВВП Яковлева), поворотном стенде, имитирующем аварийные ситуации МКК «Буран» на старте и др., в сбросах с вертолета Ми-8 с использованием внешней подвески.

Сектором САПЛА ЛИО под моим руководством были проведены:

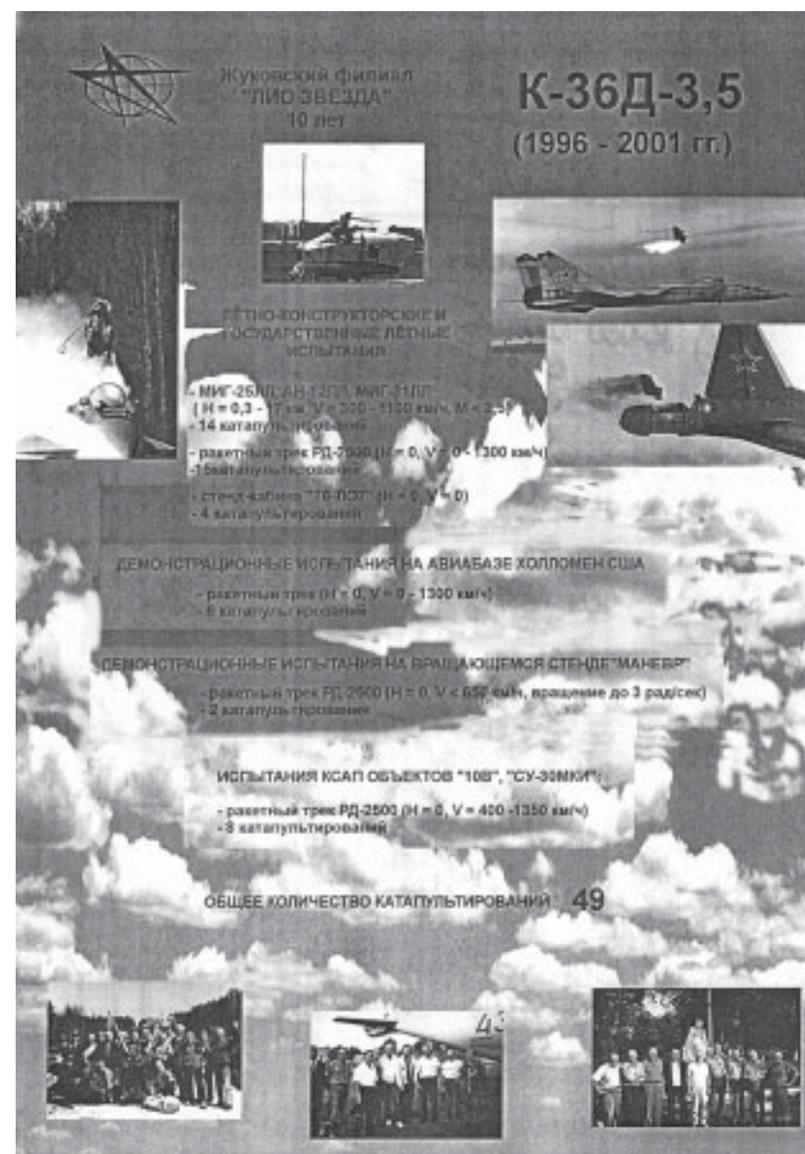
- летные испытания модифицированного кресла К-36Л;
- отработка парного покидания из отсеков Ту-22М, Ту-160;
- заводские и государственные испытания модифицированного кресла К-36ВМ для самолетов СВВП ОКБ Яковлева;
- отработка спасательных парашютов ПЛ-81;
- испытания ракетно-парашютной системы (РПС) катапультирования К-37 для спасения экипажей (далее РПС-37) боевых вертолетов ОКБ Камова и малоскоростных самолетов;
- наземные и летные испытания модифицированного кресла К-36РБ (К-36М11 Ф35) применительно к спасению экипажа экспериментального МКК «Буран»;
- летно-прыжковые испытания летного высотного-защитного снаряжения ЛП-3, «Баклан», «Стриж», парашютной системы ПС-37А для РПС-37 и др.

Созданными в конце 60-х — начале 70-х годов катапультируемыми креслами К-36Д (ДМ) и его модификациями оснащены тысячи самолетов СССР и России. По признанию специалистов, в том числе и иностранных, они обладают лучшими техническими характеристиками по сравнению с иностранными аналогами. Это результат комплексного подхода к проблеме индивидуального жизнеобеспечения летчиков и спасения их жизни в аварийных ситуациях, усилий больших коллективов ученых и инженеров ОАО «НПП Звезда», ГНЦ ЛИИ им. М.М. Громова (ФГУП ЛИИ), ГНЦ ЦАГИ, МКПБ «Восход», ММКБ «Искра», ГНИИКиАМ ВВС, НИИАС, НИИ и НТК ВВС, НИИ парашютных систем (НИИАУ), ФКП ГкНИПАС, ОКБ и заводов авиапромышленности, головного серийного предприятия ВМП «АВИТЕК» и др.

Надежность и работоспособность созданных заводом «Звезда» катапультных систем сначала была проверена при госиспытаниях К-36Д(ДМ) катапультированием парашютистов-испытателей от МАП (Хомутов О.К., «Герой СССР») и ВВС (Данилович В.И., погиб при испытаниях; Соловьев В.М., Бессонов В.П.) и затем многократно проверена при эксплуатации опытной и серийной авиационно-космической техники. Примерами являются успешное спасение летчика-испытателя Квочура А.Н. с помощью катапультного кресла К-36ДМ сер. 2 при аварии самолета МиГ-29 в демонстрационном полете на Авиасалоне в Ле Бурже (под Парижем) 8 июня 1989 года (Кобра Пугачева // Красная Звезда. 13.06.1989. С. 4), спасение летчика Заболотского В.В. во время тренировочного полета на самолете СВВП Як-36(38) перед проведением МАКС-95 в г. Жуковском, спасение двух членов экипажа при столкновении в воздухе во время демонстрационного полета двух самолетов МиГ-29 на Аэрошоу в Фарнборо (Англия) в 1998 году, спасение двух членов экипажа при касании земли за взлетно-посадочную полосу (ВВП) хвостовой частью самолета Су-30МК в демонстрационном полете в Ле Бурже 12 июня 1999 года — летчик ОКБ Сухого Аверьянов В. и штурман Шендрик (Герой России спас жизни парижан // Коммерсантъ. 15.06.1999. С. 1, 5). В Ле Бурже было продемонстрировано катапультное кресло уже нового поколения К-36Д-3.5 как средство с высшими техническими характеристиками (Северин Г.И. Катапультные кресла нового поколения — высшие технические характеристики // Авиапанорама. Ноябрь-декабрь, 1997. С. 33 — 37).

Как известно, катапультные кресла К-36 были приняты на вооружение, начиная с 1970 года, и с тех пор пережили 15 модификаций и спасли жизнь более чем 500 летчикам, причем более 97 % из них не просто выжили, но и возвратились в строй. Кроме этого применение созданных заводом «Звезда» космических средств спасения и жизнеобеспечения подтвердило их надежность при многократных запусках космических кораблей «Восток», «Восход», «Союз», долговременной орбитальной станции «Салют», совместного советско-американского полета космических кораблей «Союз»-«Аполлон», «Прогресс», «Мир», МКС.

Начиная с 1996 года ОАО «НПП Звезда», в результате проведенных к этому времени исследований и конструктивных разработок, занялось созданием кресла К-36Д-3.5 нового



поколения комплекса СКС-2000 с улучшенными техническими и эргономическими качествами (интегрированный комплекс систем жизнеобеспечения и аварийного спасения экипажей для самолетов нового поколения Су-30, Су-32, Су-34, Су-35, Су-37 и др.) (50 лет ОАО «НПП Звезда» // Вестник авиации и космонавтики. 2002. № 5).

После организации филиала «ЛИО Звезда» в 1992 году за последующие 13 лет сектором САПЛА под моим руководством были проведены следующие работы:

- испытания с креслом К-36ДМ применительно к КСАП самолетов ОКБ Сухого 10М (Су-27) и 10В (Су-35) на ракетном треке РД-2500 на режимах  $V_i = 0 - 1300$  км/ч (восемь катапультирований с манекеном);
- программа оценки зарубежных сравнительных технологий (FCT) Россия-США (1993–95) с креслом К-36ДМ с российскими и американскими манекенами, оснащенный самой совершенной контрольно-записывающей аппаратурой с использованием портативной компьютерной техники (12 катапультирований в полете и на ракетном треке РД-2500 в России на режимах  $H = 0 - 18\,000$  м,  $V_i = 700 - 1400$  км/ч, шесть катапультирований в США на ракетном треке авиабазы Холломен на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 0 - 1400$  км/ч,  $M$  до 2,5, углах крена и рысканья до  $20^\circ$ );
- демонстрационные катапультирования с креслом К-36ДМ (пять катапультирований на Мосаэрошоу'92; четыре катапультирования на ракетном треке РД-2500 во время прохождения МАКС-93, МАКС-95, МАКС-97, МАКС-2001 в пос. Фаустово Московской обл. на режимах  $H = 0$ ,  $V_i < 800$  км/ч; одно катапультирование в пос. Савослейка для командного состава ВВС на режиме  $H = 300$  м,  $V_i = 650$  км/ч);
- летно-конструкторские и государственные летные испытания с катапультирующим креслом К-93 на летающих лабораториях МиГ-25ЛЛ, МиГ-31, из отсека кабины учебно-боевого самолета МИГ-АТ на режимах  $H = 0 - 14\,000$  м,  $V_i = 0 - 900$  км/ч, в том числе одно катапультирование с парашютистом-испытателем ВВС майором Тарелкиным И.Е., получившим почетное звание «Герой России» (12 катапультирований);

- отработка на ракетном треке РД-2500 КСАП МИГ-АТ с креслом К-93 на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 400 - 800$  км/ч (два парных катапультирования с манекеном);
- летно-конструкторские и государственные летные испытания катапультирующего кресла нового поколения К-36Д-3.5 на летающих лабораториях МиГ-25ЛЛ, Ан-12ЛЛ, МиГ-31ЛЛ на режимах  $H = 300 - 17\,000$  м,  $V_i = 300 - 1100$  км/ч,  $M < 2,5$  (14 катапультирований с манекеном), на ракетном треке РД-2500 (пос. Фаустово Московской обл.) на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 0 - 1300$  км/ч (15 катапультирований с манекеном);
- испытания на ракетном треке РД-2500 (пос. Фаустово Московской обл.) на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 0 - 850$  км/ч из стенда-кабины Т6-Л07 (применительно к самолету Су-30, четыре катапультирования, в том числе одно парное) и 10В-Л07 (применительно к самолету Су-35, три катапультирования, в том числе два парных);
- демонстрационные испытания с креслом К-36Д-3.5 на РД-2500 (два катапультирования на вращающемся стенде «Маневр» на режимах  $H = 0$ ,  $V_i < 650$  км/ч, с вращением стенда с угловой скоростью до 3 рад/с);
- испытания КСАП самолета Су-35 и Су-30МКИ с креслом К-36Д-3.5 на ракетном треке РД-2500 на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 400 - 1350$  км/ч;
- участие в проектных, примерочных работах и физиологических испытаниях на наземных стендах вновь создаваемой катапультирующей системы СКС-94 для спортивных и легкомоторных самолетов;
- летно-конструкторские и государственные летные испытания системы СКС-94 на летающей лаборатории Су-29КСЛЛ на режимах  $H = 100 - 4000$  м,  $V_i = 200 - 375$  км/ч (16 катапультирований, в том числе два катапультирования парашютистов-испытателей: от промышленности — Северин В.Г., получивший почетное звание «Герой России», и от ВВС — Тарелкин И.Е.);
- демонстрационные катапультирования с системой СКС-94 на Аэрошоу'95 в России (ЛИИ им. М.М. Громова) на режимах  $H = 30 - 50$  м,  $V = 220$  км/ч (четыре катапультирования с манекеном) и на Аэрошоу'95 в Ле Бурже на режимах  $H = 30 - 50$  м,  $V = 220$  км/ч (пять катапультирований с манекеном);

- испытания КСАП самолета Су-31 с системой СКС-94 на РД-2500 на режимах  $H = 0$ ,  $V = 0 - 400$  км/ч (четыре катапультирования с манекеном, в том числе одно катапультирование через ОЧФ);
- контрольно-периодические испытания с катапультной системой РПС-37-800 применительно к КСАП вертолета Ка-50 «Черная акула» ОКБ Камова на РД-2500 на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 90 - 300$  км/ч;
- летные испытания на летающей лаборатории Су-29КС в составе СКС-94 парашютной системы СПС-99 (модификация спасательного парашюта ПЛ-81) на  $H = 50 - 4000$  м,  $V = 220 - 350$  км/ч (15 катапультирований с манекеном).

Необходимо отметить полный цикл испытаний системы спасения РПС К-37-800 для боевого вертолета Ка-50 «Черная акула» ОКБ Камова, включающий НИР на стенде  $H = 0$ ,  $V = 0$  и на ракетном треке РД-2500 [32, 1977 – 78 годы], заводские наземные испытания, изменение принципиальной схемы работы системы [46 – 48, 1982 – 86 годы], повторение цикла заводских и проведение летно-конструкторских (ЛКИ), государственных наземных (ГНИ) и государственных летных (ГЛИ) испытаний [49 – 53, 1987 – 91 годы].

Созданная при моем участии в период 1994 – 2001 годы катапультируемая система СКС-94 как средство аварийного покидания экипажей легких и спортивных самолетов прошла большой объем наземных (трековых и стендовых) и летных лабораторных, заводских, летно-конструкторских и государственных испытаний, в первую очередь применительно к самолетам ОКБ Сухого Су-26, Су-29 и Су-31М [Левченко В.П., Арутюнян А.Г., Переславцев С.Б., Северин В.Г. (завод «Звезда»), Овчинников И.В., Виноградов Н.Н. (ЛИИ), Деев К.В., Тарелкин И.Е. (НИИ ВВС), 1994 – 2001 годы].

В середине 80-х годов Генеральный конструктор ОКБ Сухого М.П.Симонов создал коллектив преимущественно из молодых и способных конструкторов и инженеров, перед которыми поставил задачу сконструировать перспективный спортивно-пилотажный самолет, способный выдерживать 10 – 12-кратные максимальные эксплуатационные перегрузки. И такой самолет, получивший обозначение Су-26, был создан [Смирнов А., Пономарев Ю. // Жуковские вести. 14.08.2001. С. 2]. Затем на базе

Су-26 был спроектирован и построен двухместный спортивно-пилотажный самолет Су-29. серийное производство которого началось в сентябре 1992 года. По состоянию на 2002 год ОКБ Сухого продало за рубеж более 200 спортивно-пилотажных самолетов марки Су-26, Су-29 и Су-31. На этих самолетах летают спортсмены-пилотажники США, Канады, Австралии, ряда европейских стран. Только в США эксплуатируются свыше 120 таких самолетов. Весьма популярен у российских и зарубежных спортсменов самолет Су-31М, оснащенный поршневым двигателем М-14П мощностью 360 л.с. Масса пустого Су-31М составляет 760 кг. Максимальная скорость горизонтального полета — 330 км/ч, посадочная скорость — 115 км/ч, скороподъемность — 24 м/с.

На Су-31М, а также на Су-29КС установлена катапультная система СКС-94, разработанная ОАО «НПП Звезда». Система СКС-94 обеспечивает безопасное принудительное покидание самолета при любых эволюциях и в большом диапазоне высот при скоростях полета от 60 до 400 км/ч. Установка системы СКС-94 позволяет за время не более 0,25 – 0,35 с покинуть в аварийной ситуации самолет одновременно двум пилотам.

Разработкой и изготовлением спортивных самолетов занимался коллектив специалистов дочерней фирмы ОКБ Сухого — ОАО «Передовые технологии Сухого» под руководством главного конструктора Б.В.Ракитина. Общее руководство работами по спортивно-пилотажным самолетам осуществлял Генеральный конструктор ОКБ Сухого М.П. Симонов. По заявлению М.П.Симонова раньше спортивными самолетами занималось ОКБ Яковлева, будучи блестящим конструкторским и производственным коллективом. В СССР было около 800 спортивных самолетов Яковлева. Сейчас их осталось очень мало, а стране для развития авиации нужно примерно такое же количество новых самолетов. Для этих целей предполагался новый учебно-тренировочный самолет Су-49 — эта машина, которая должна была пойти в организации РОСТО (вместо бывшего ДОСААФ). Су-49 — более экономичная машина, потребляет топлива несравнимо меньше, а ее возможности такие, что позволяют поддерживать пилотаж на высшем уровне. Для нее была создана модификация катапультного кресла СКС-94-49.

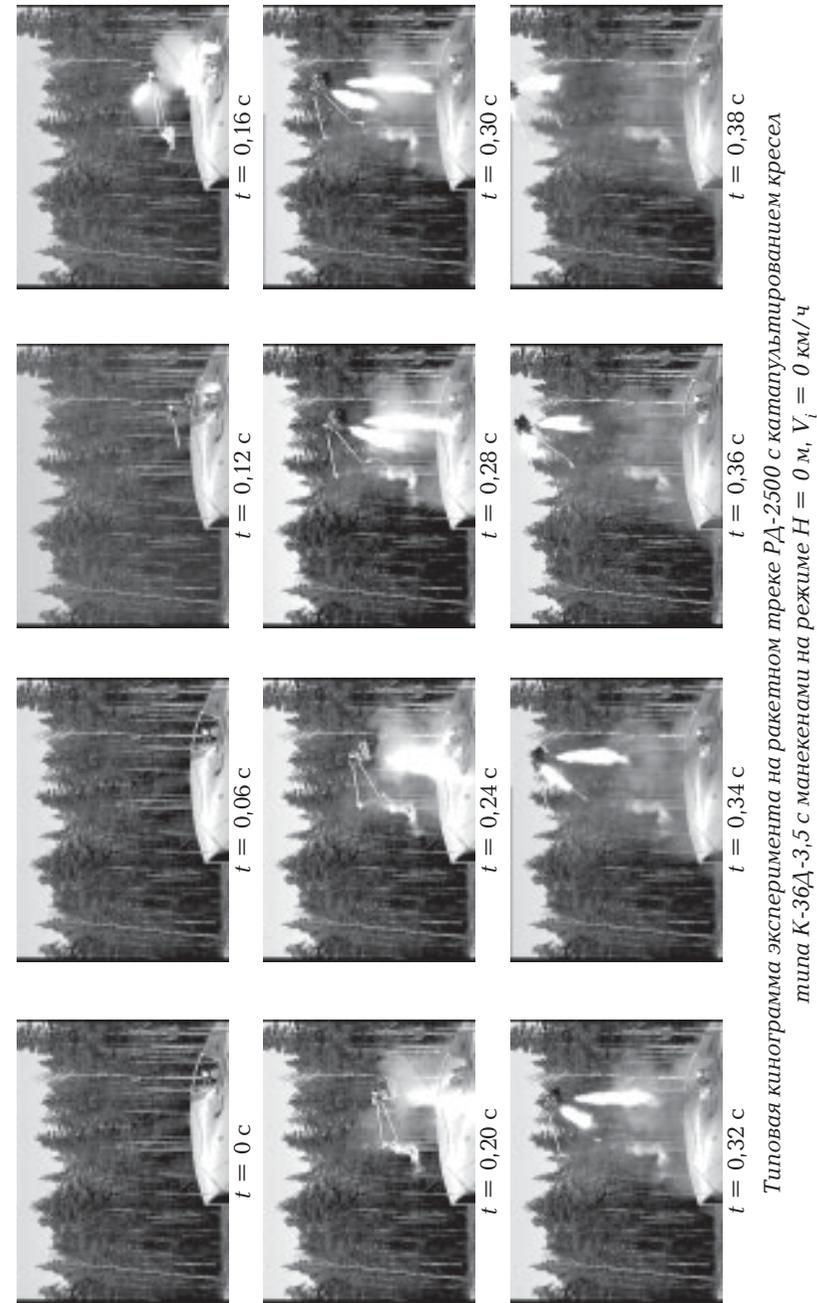
В общей сложности с СКС-94 было произведено свыше 30 катапультирований с положительными результатами. За испытания в полете системы спасения СКС-94 парашютист-

испытатель промышленности Северин В.Г. удостоен высокого звания «Герой России».

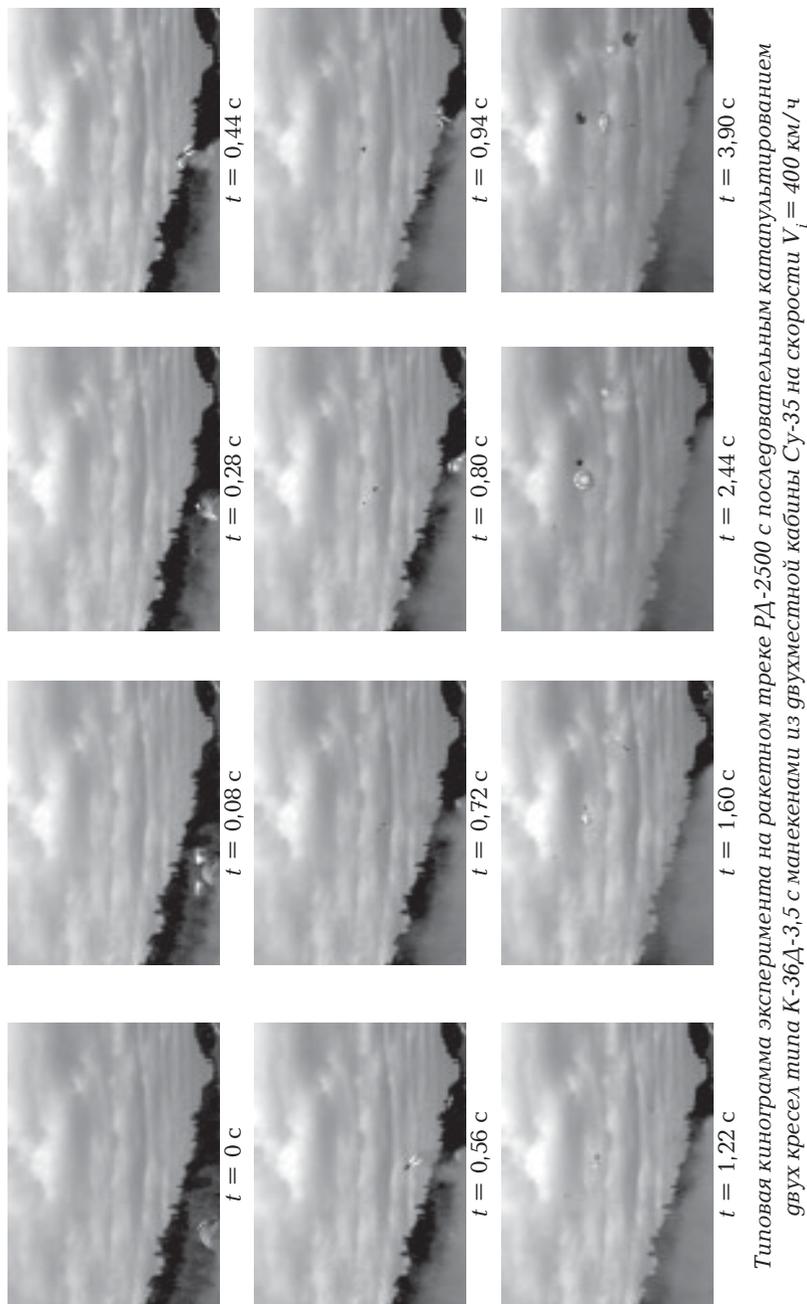
Большое внимание уделялось проведению видеосъемок процессов катапультирования и работе отдельных систем катапультных кресел при проведении летных и наземных трековых и стендовых испытаний как с манекенами, так и парашютистами-испытателями, так как эти снимки обладают достаточной достоверностью и оперативностью информации, особенно в цветном изображении. Начиная с 1988 года, после приобретения заводом «Звезда» японской аналоговой видеоаппаратуры типа VK-7 «Панасоник» мною совместно с начальником ЛИО Левченко В.П. (с 1992 года ставшим директором филиала «ЛИО Звезда») проводились видеосъемки всех катапультирований кресел К-36 с манекеном на ракетном треке РД-2500 ФКП ГкНИПАС (в Фаустово Московской области) на скоростях от 0 до 1400 км/ч и на Ходынском поле (в Москве) из наземных стендов ОКБ Сухого. В этих съемках принимали участие также и представители завода «Звезда» Цветов В.Е. и Розанов А. Видеосъемки летных катапультирований кресла К-36 из летающей лаборатории МиГ-25 проводились оператором-профессионалом С.П. Пашковским, специальным фотокорреспондентом журнала «Aero Space Journal», с параллельного курса на скоростях 700–800 км/ч и высотах 4000–7000 м полета. Видеосъемка летных испытаний катапультирований системы спасения СКС-94 для экипажей спортивных самолетов из летающих лабораторий ОКБ Сухого Су-26, Су-29 и Су-31 проводились с параллельного курса Левченко В.П., Цветовым В.Е. и Пашковским С.П. на скоростях 220–350 км/ч и высотах полета 2000–4000 м аналоговыми видеокамерами «Панасоник» типа NV-R500 (2 шт.) и NV-VX7EE (2 шт.), приобретенными филиалом «ЛИО Звезда» в 1995–98 гг.

В последние годы, с приходом в филиал молодежи, видеосъемки наземных трековых и стендовых испытаний стали осуществлять молодые инженеры филиала «ЛИО Звезда» Манушкин С.В. и Муклецов М.Н.

В дальнейшем с появлением в продаже и приобретением филиалом в 2002–04 гг. цифровых видеокамер «Панасоник» типа NV-MX300EN (1 шт.), NV-DS88EN (3 шт.) и VDR-M50GC (1 шт.) стало легче и оперативнее представлять и обрабатывать результаты испытаний в виде цветных изображений (в книге — черно-белые) кинограмм катапультирований, а сами съемки осуществлять не только с руки, но и с треножных установок.



Типовая кинограмма эксперимента на ракетном треке РД-2500 с катапультированием кресел типа К-36Д-3,5 с манекенами на режиме  $H = 0$  м,  $V_i = 0$  км/ч



Типовая кинограмма эксперимента на ракетном треке РД-2500 с последовательным катапультированием двух кресел типа К-36Д-3,5 с манекенами из двухместной кабины Су-35 на скорости  $V_f = 400$  км/ч

Кроме этого, филиалом производились видеосъемки всех испытательных и демонстрационных полетов на авиасалонах процессов контактирования при дозаправке топливом в воздухе строя самолетов, включая и дальние межконтинентальные перелеты, в которых участвовали в качестве бортовых операторов директор Левченко В.П., ведущие инженеры филиала Переславцев Б.Б., Насонов Г.Г., Манушкин С.В.

### 3.2.2. Катапультное кресло К-36В (ВМ, ВМУ) для спасения экипажа самолетов СВВП

В период 1969 – 72 годов мне было поручено оценить динамику катапультирования катапультного кресла К-36 при аварии впер- вые создаваемого ОКБ Яковлева вертикально взлетающего са- молета (СВВП) на режиме вертикального взлета и посадки (при  $V = 0$ ) в случае отказа гироскопической системы стабилизации самолета применительно к самолету Як-36 ОКБ Яковлева при кабрировании или пикировании в диапазоне углов тангажа  $\pm 40^\circ$  и угловых скоростей  $\pm 2$  рад/с и крене в диапазоне  $\pm 45^\circ$  и угловых скоростей  $\pm 1$  рад/с. В результате всестороннего тео- ретического исследования удалось установить способ исправ- ления траектории кресла с летчиком за счет создания эксцент- ритета вектора тяги с помощью изменения направления действия тяги 2-й ступени комбинированного стреляющего механизма (КСМУ) кресла перед началом катапультирования. Осуществить это удалось с помощью разработки качающегося сопла 2-й ступени КСМУ с механизмом переброса сопла. Было защищено два авторских свидетельства: Арутюнян А.Г., Афа- насенко Н.И., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Соболев А.П., Фе- доров В.И. «Система покидания летательного аппарата членом экипажа», № 653859 от 28.11.1978 (с приоритетом от 09.04.1970) [25], и Абрамов А.А., Арутюнян А.Г., Киселев В.И., Семенов Л.Н., Соболев П.П. «Механизм поворота сопла двигателя ката- пультного кресла», № 1001621 от 02.11.1982 (с приоритетом от 31.12.1980)[26]. На основе этих изобретений при моем участии была создана модификация катапультного кресла под индексом К-36В для одноместного боевого самолета Як-36, под индексом К-36ВМ для двухместного боевого самолета Як-36М и под индек- сом К-36ВМУ для учебно-боевого самолета Як-38. Кресло К-36В (ВМ, ВМУ) успешно прошло специальные и государственные

наземные испытания на созданном ОКБ Яковлева вращающемся стенде, установленном на территории ЛИИ им. Громова, с имитацией параметров самолета Як-36(38), и вращающемся-падающем стенде для самолета Як-41 (К-36ЛВ) на режимах вертикального взлета и посадки по углам тангажа и крена, угловым скоростям по тангажу и крену и вертикальной скорости падения самолета (Арутюнян А.Г., Богданов Н.П. (ЛИИ), Давыдов Р.Л., Павленко А.И., Гадеев Р.Ф. (НИИ ВВС), отчеты ЛИИ, 1970 — 77 годы). Большой вклад в разработку кресла К-36В (ВМ) в части связи с бортовой системой управления автоматическим катапультированием и при проведении всех видов испытаний с катапультированием на наземных стендах внесли ведущие специалисты ОКБ Яковлева — ведущий конструктор Прусаков Б.С., начальник лаборатории Голубков Е.П., начальник бригады Тубин А.Л., ведущий инженер Светозарская В.И. (кстати, моя однокурсница по учебе в МАИ).

Катапультирование кресел, устанавливаемых на самолетах Як-36 и Як-38, могло осуществляться как по команде летчика, так и по автоматической команде с борта в зависимости от углового положения и угловых скоростей самолета по тангажу и крену на режиме взлета и посадки непосредственно вблизи от земли или палубы авианесущего корабля. От ЛИИ ведущим инженером по испытаниям являлся Богданов Н.П. Уровень спасаемости в кресле К-36В (ВМ, ВМУ) достиг 100 %.

В ЛИИ большой объем расчетных работ провел молодой специалист 24-й лаборатории Виноградов Н.Н., подключившийся к наземным стендовым испытаниям кресла К-36В (ВМ, ВМУ), впоследствии защитивший кандидатскую диссертацию по динамике катапультирования кресла К-36 применительно к СВВП, с 2001 года являющийся начальником 24-й лаборатории (после ухода на пенсию доктора технических наук Винокура Ю.А.).

### **3.2.3. Методы теоретической оценки динамики пространственного движения катапультного кресла с вертикальной стабилизацией (типа К-36)**

Создание заводом «Звезда» унифицированного катапультного кресла К-36Д и его модификаций явилось знаменательным событием для отечественной авиапромышленности и ВВС. Это по-

зволило оснащать новейшие самолеты катапультным креслом, имеющим выдающиеся характеристики. Впервые весь мир узнал о существовании в СССР и успешном применении на боевых самолетах отечественной авиации новейшего катапультного кресла К-36 в результате успешного катапультирования из самолета МиГ-29 летчика Квочура А.Н., во время демонстрационного полета 8 июня 1989 года на Авиасалоне в Ле Бурже под Парижем. На глазах у изумленной публики самолет на высоте порядка 160 м над землей стал заваливаться на крыло и падать. Через некоторое мгновение, а точнее, через 2 с из кабины выскочило кресло с человеком и тут же, на еще не совсем раскрывшемся парашюте приземлился летчик, а почти одновременно с этим рядом на расстоянии каких-то 50 — 60 м взорвался упавший самолет. Это было для всей мировой общественности и авиационных специалистов сенсацией. После этого события нашим креслом заинтересовались в мире авиации и прежде всего специалисты ВВС и ВМФ Минобороны США. В 1993 — 95 годах с Минобороны США были проведены совместные демонстрационные летные и трековые испытания сначала в России с участием американских военных специалистов с использованием как наших манекенов с записывающей аппаратурой основных параметров катапультирования (перегрузок, угловых скоростей и др., всего до 20 параметров), за год-два до этого разработанной заводом «Звезда», так и американских манекенов, но уже с только-только ими разработанной и еще не совсем опробованной записывающей аппаратурой параметров с несколько большим набором параметров (до 60) на летающей лаборатории МиГ-25РУ ЛИИ и на ракетной дорожке ФКП ГкНИ-ПАС, а затем в США — на ракетном треке военной базы Холломен.

Надо отметить, что полученные результаты у обеих сторон хорошо совпадали, что способствовало налаживанию полного доверия между нами и американцами, тогда как в начале наших совместных испытаний к нашей стороне американцы относились с большим скептицизмом и недоверием. Достаточно сказать, что они до начала первого катапультирования не верили вообще, что манекен после катапультирования может спускаться на парашюте, а не является сброшенным на полигоне. Но когда они своими глазами увидели и процесс катапультирования с отделением кресла от самолета-лаборатории, в установке которого в кабину они принимали участие, а затем

раскрытие парашюта и спуск манекена на парашюте, и все это происходило на их глазах, а потом они сами подключали свой переносной компьютер к манекену, просматривали полученные записи прямо в поле (лесу) на месте приземления манекена, наконец-то они поверили, и лед недоверия полностью растаял. Наша сторона к этому времени уже имела подобные переносные компьютеры (ноутбуки), за которые, кстати, отвечал я от завода «Звезда», и так же, как и американцы, мы просматривали результаты экспериментов, а потом их перезаписывали на стационарные компьютеры и делали полную обработку с построением всех необходимых графиков. В результате у нас сложились довольно дружественные, полные доверия отношения с американскими представителями.

Кстати, американцы никак не могли поверить, что наше кресло К-36 сразу после отделения от самолета движется в строго вертикальном положении с выпущенными штангами, пока это не увидели воочию.

Достижение качественно новых технических характеристик кресла К-36 стало возможным благодаря применению при его разработке принципиально новых схемных и технических решений. Для обеспечения травмобезопасности впервые в мире был применен пиропривяз туловища наряду с привязом плеч и ног. Для снижения неблагоприятного воздействия на летчика перегрузок торможения после катапультирования на кресле впервые в мировой практике была применена вертикальная система стабилизации с помощью жестких телескопических штанг с вращающимися стабилизирующими парашютами на концах штанг. Основоположниками вертикальной стабилизации катапультного кресла были начальник бригады аэродинамики Балкинд Я.В., инженер-конструктор Кадцына Н.Е., ведущий конструктор Моисеев Г.М. [64—66, 95]. Такая система позволила обеспечить стабилизированное движение летчика в кресле при катапультировании на всех возможных режимах полета самолета, а также сделала возможным организовать защиту туловища летчика от воздействия аэродинамического потока с помощью защитного дефлектора. С целью снижения безопасных высот покидания самолета в кресле применялась парашютная система с куполом, вводимым в действие на скоростях до 650 км/ч. Выбор оптимального времени для ввода парашюта производился программно-временным устройством, взаимодействующим с системой

воздушных сигналов самолета. Для обеспечения спасения летчика на режимах предельно малых высот и скоростей, в том числе и на режиме  $H = 0, V = 0$ , на кресле применена система принудительного ввода парашюта и отделения летчика от кресла.

Все последующие годы с момента внедрения базового кресла (1972) вплоть до 80-х годов продолжались работы по дальнейшему совершенствованию кресла и улучшению его характеристик (снижение массы кресла, усовершенствование системы фиксации ног, улучшение баллистических характеристик энергодатчиков, введение в конструкцию профилированных опорных поверхностей повышенной комфортности, разработка и внедрение в эксплуатацию новых привязных-подвесных систем, создание нового парашюта ПЛ-81, разработка системы обогрева сидения и спинки, разработка модифицированного носимого аварийного запаса НАЗ-7М с автоматическим радиомаяком, проведение комплекса работ по увеличению долговечности до 25 лет (для К-36 и К-36Д), увеличению срока службы до первого ремонта до 16 лет.

Как показали летные испытания катапультного кресла К-36, движение кресла после отделения от самолета в процессе спуска и свободного движения до расстрела кресла и ввода парашюта, обладая прекрасной вертикальной стабилизацией с продольной устойчивостью [63—71, 95], когда движение кресла осуществляется «лицом» к потоку, а перегрузки торможения возникают в направлении «спина — грудь», кресло совершает пространственное движение, сопровождающееся боковым вращением (по записям манекенной аппаратуры составляющих перегрузок и вектора угловой скорости по связанным осям кресла и по оценке киноматериалов процесса катапультирования после отделения от самолета). В диссертационной работе Кривицкого И.Г. (Динамика пространственного движения катапультного кресла, ЛИИ, 1975) [96] показано, что причиной такого вращения является главным образом наличие у кресла центробежных моментов инерции. В моих работах по исследованию пространственного движения катапультного кресла [86—94] показано, что основной причиной пространственного движения является наличие у кресла аэродинамической асимметрии — собственной и в результате применения на кресле телескопических штанг с телами сопротивления в виде вращающихся парашютов на концах штанг, при этом не исключается

и влияние центробежных моментов инерции, главным образом, в плоскости  $X_1OY_1$ , всегда отличных от нуля у катапультного кресла, в то время как в двух других плоскостях —  $Y_1OZ_1$  и  $X_1OZ_1$  — они близки или равны нулю, что показано при специальном исследовании на заводе «Звезда» с помощью разработанной в 1974 году методики определения осевых и центробежных моментов инерции катапультного кресла типа К-36, проведенном на заводе «Звезда» мною и Гузенко В.П. [83–85]. В работе [74] показано, что центробежные моменты инерции можно определить только теоретически, найдя сначала экспериментально осевые моменты инерции относительно связанных осей с помощью метода маятниковых колебаний, при использовании выведенных мною формул и зависимостей, представленных в [74–82].

При анализе дифференциальных уравнений движения можно видеть, что пространственное движение, в частности боковое, может иметь место только в том случае, если возникнут угловые скорости относительно связанных осей кресла  $OX_1$  и  $OY_1$  и соответственно возникнет вращательное движение относительно центра масс по крену или рысканью. Это может произойти при условии, если катапультируемая система приобретет отличный от нуля балансирующий угол скольжения  $\beta$ , либо будет иметь место аэродинамический момент по крену или рысканью, также отличный от нуля, при нулевом угле скольжения (т. е. нулевой аэродинамический момент).

Наличие нулевого аэродинамического момента определяет собственную аэродинамическую асимметрию катапультируемой системы, а возникновение угла скольжения вызывает дополнительную аэродинамическую асимметрию. Анализ аэродинамических характеристик катапультируемой системы (кресла) показывает, что при возникновении балансирующего угла скольжения, отличного от нуля, происходит сдвиг путевой моментной характеристики  $mSL$  по углу скольжения. Сдвиг приводит к балансировке на этом угле скольжения и появлению аэродинамического момента крена, а следовательно, и угловой скорости относительно связанной оси  $OX_1$ , т. е. к вращению по крену. Причем при возникновении положительного угла скольжения действует отрицательный момент крена, что вызывает появление отрицательной угловой скорости относительно оси  $OX_1$ , и наоборот. Собственная же аэродинамическая асимметрия может либо способствовать вращению (например, когда

параметр  $mSL$  и угол скольжения разных знаков), либо препятствовать, когда они одного знака.

Причины возникновения аэродинамической асимметрии бывают разными и зависят, главным образом, от собственной конструктивной симметрии и от выбранной системы стабилизации. Для схемы вертикальной стабилизации, включающей две жесткие телескопические штанги и стабилизирующие тела сопротивления на концах штанг в виде вращающихся парашютов, примененные на базовом кресле К-36, аэродинамическая асимметрия, кроме собственной, будет определяться несимметричной работой телескопических штанг и вращающихся парашютов. Собственная аэродинамическая асимметрия обычно определяется на основании анализа результатов аэродинамических трубных испытаний. Несимметричное действие двух стабилизирующих вращающихся парашютов в схеме с вертикальной стабилизацией определяется тремя факторами:

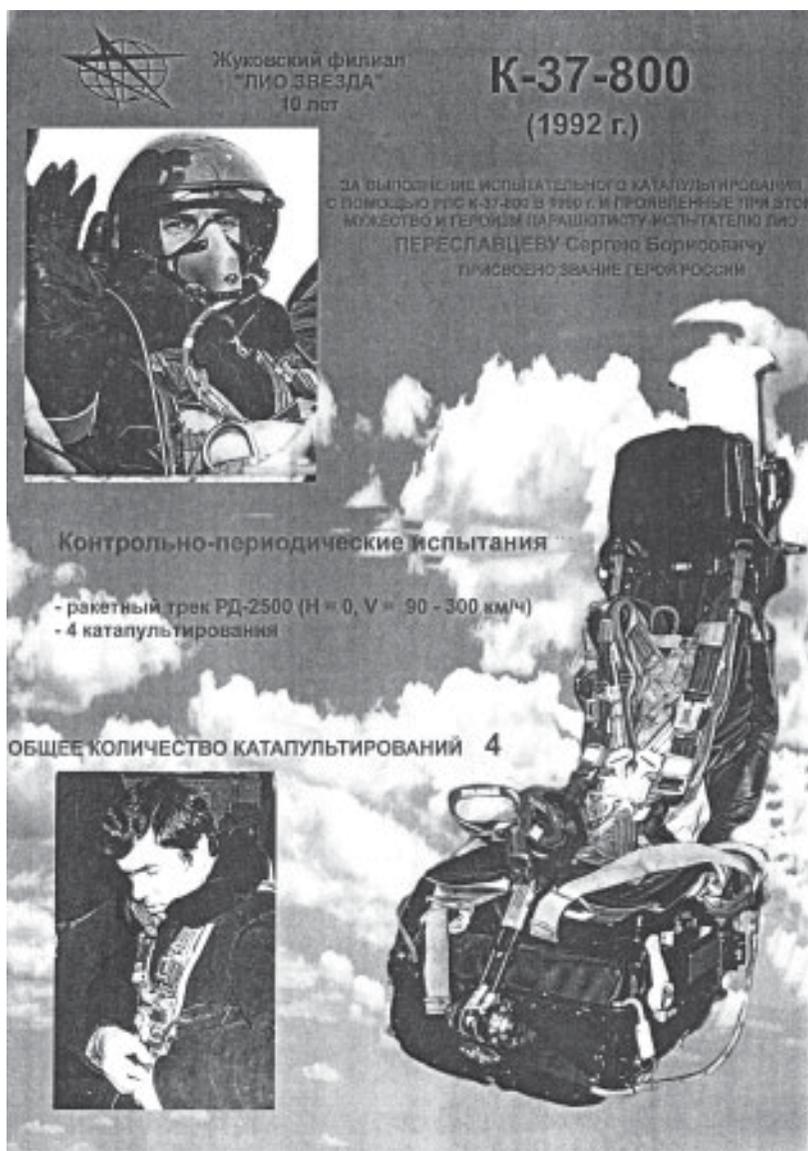
- во-первых, разноходностью отдельных звеньев (а их всего 10 на кресле К-36) на каждой из телескопических штанг;
- во-вторых, разнотяговостью стабилизирующих вращающихся парашютов;
- в-третьих, несинхронностью выхода на режим по времени как самих штанг, так и вращающихся парашютов.

Все это может привести к возникновению угла скольжения, отличного от нуля, и, как следствие, к возникновению аэродинамического момента крена, способствующего боковому (поперечному) вращению, т.е. вращению вокруг связанной оси  $OX_1$  кресла. Далее мною более подробно будет рассмотрена динамика пространственного движения катапультируемой системы с вертикальной системой стабилизации.

#### 3.2.4. Ракетно-парашютная катапультируемая система РПС-37 для спасения экипажа боевых вертолетов ОАО «Камов»

Процесс создания отечественной ракетно-парашютной системы (РПС) К-37 как средства аварийного покидания охватывает 1974–92 годы.

Первые упоминания о возможности покидания в аварийных ситуациях вертолета относятся к 1954 году [28], а об опыте работы по созданию аварийного отделения лопастей несущего винта вертолета — к 1960 году [29].



Взятая за прототип американская ракетно-парашютная система «Янки» была принята к разработке Машиностроительным заводом «Звезда» (ныне ОАО «НПП Звезда») в 1974 году как научно-исследовательская работа (НИР).

К этому времени в США уже был накоплен определенный положительный опыт практического применения системы «Янки», в основном по результатам боевых действий в Юго-Восточной Азии (Вьетнаме) [30, 31, 33].

На этапе НИР (1974 – 76) заводом «Звезда» была проверена сама идея возможности покидания экипажем терпящего аварию ЛА методом вытаскивания тянущим (буксировочным) ракетным двигателем, связанным с человеком упругим фалом, с последующим отделением этого двигателя от человека, вводом основного парашюта и приземлением на парашюте [32]. Первым ведущим инженером по испытаниям РПС-37 от завода «Звезда» был Светлов В.П.

Основой РПС являлся макетный тянущий ракетный двигатель твердого топлива (ТРДТТ), разработанный совместно заводами «Звезда» и «Искра» (впоследствии ММКБ «Искра»). Макетный ТРДТТ состоял из двух ступеней — **первой**, на участке работы которой он приобретал начальную скорость и осуществлял вытравливание буксировочного фала, и **второй**, на которой происходило при натяжении фала и механическом перемещении внутренних деталей двигателя газовое его включение и появление тяги, перемещающей человека в пространстве с допустимыми для жизнеспособности человека ускорениями (перегрузками).

Данная система РПС прорабатывалась в основном применительно к спасению экипажа самолета. При этом теоретическая оценка динамики РПС строилась на очень приближенной математической модели, включающей плоское движение одной материальной точки под действием силы тяжести и силы тяги тянущего двигателя с неизменным углом ([34], [35]).

Первые испытания, проведенные в ЛИИ им. М.М. Громова из неподвижного стенда и на ракетном треке РД-2500 в Белоозерском филиале «Прибор» (ныне ФКП ГкНИПАС) при скоростях  $V = 300 - 600$  км/ч, показали, что идея РПС реализуема, одновременно выявив ряд проблем, которые не удалось полностью проработать на этапе НИР [32]. Главной из них оказалось произвольное положение тянущего двигателя при включении 2-й ступени из-за неупорядоченного вытравливания

буксировочного фала, что приводило зачастую к обрыву фала из-за явления «хлыста», сопровождавшегося динамическим рывком, и отлета двигателя с неотработанным зарядом по непредсказуемой траектории. В этих условиях, учитывая сложность системы и трудности в ее реализации, многие на заводе «Звезда» просто отказывались браться за эту работу. Поэтому, после того как мне начальник бригады Балкин Я.В. предложил взяться за нее, я согласился, подумав: если не я, то кто.

С целью устранения трудностей в реализации такой сложной системы и обеспечения начального натяжения фала была предложена схема укладки фала в сотах, обеспечивающих постоянное небольшое натяжение до 50 – 100 Н/м (Арутюнян А.Г., Добрынин В.В. [44]).

Следующим этапом явилась более глубокая теоретическая оценка схемы РПС (1977 – 79) как для самолета (типа «М-17»), так и для боевого вертолета (типа В-80, объект «800» [37]). При этом проводилось сравнение различных схем покидания: вверх, вбок, вниз, в том числе схема «качели», предложенная УВЗ им. Камова (ныне ОАО «Камов»)[36], с катапультированием вниз на начальном участке, с последующим включением РПС фалом, соединенным с днищем вертолета и уводящим экипаж за пределы хвостовой части вертолета [37]. Результатом явились разработка более совершенной математической модели, построенной на методике пространственного движения РПС как системы двух материальных точек (а не одной), связанных упругой нитью (фалом), с учетом действия аэродинамических сил, а также основной вывод, что наиболее оптимальной для боевого вертолета является схема покидания с катапультированием вверх с предварительным отстрелом лопастей несущего винта [37 – 44].

Последующее применение указанной выше математической модели дало хорошую сходимость расчетных траекторных параметров движения составных частей РПС К-37 с экспериментальными [Наумов В.А., Ситдинов Н.Д., КО-1, завод «Звезда», 1985]. На базе моей модели в НИИ ВВС была разработана аналогичная программа расчета динамики системы РПС К-37 [Азаров А., 1985].

На этой основе заводом «Звезда» была начата опытно-конструкторская разработка (ОКР) РПС применительно к боевому вертолету В-80 (1980 – 81). Был выпущен в 1980 году эскизный проект [44], проведена макетная комиссия МАП (Минавиапром)

и ВВС, которая одобрила схему РПС К-37-800 и выполняемые работы.

В эскизном проекте была рассмотрена схема вытягивания экипажа за спинку кресла, которая перемещалась либо по неподвижным направляющим, либо по поворотным направляющим с последующим расчехлением и вводом основного парашюта телескопической штангой (ШРП), расположенной на борту рядом с РПС К-37-800.

На УВЗ им. Камова под руководством Головина В.В. (начальник КБ) и Семина А.В. (начальник бригады) начались работы по проработке расположения РПС К-37 в кабине вертолета В-80 с макетированием и протаскиванием испытателя МАП и ВВС.

В 1982 году машзаводом «Искра» начались изготовление тянущего ракетного двигателя ТРДТТ-37, получившего индекс изд. 524, и, совместно с заводом «Звезда» и ЛИИ им. М.М. Громова, отработка всего буксировочного узла, включающего буксировочный двигатель, буксировочный фал, вертлюг, буксировочный замок, на специально созданном заводом «Звезда» (на территории филиала завода «Искра») горизонтальном стенде (СБУ). Итогом явились надежная отработка буксировочного узла с оптимальным включением 2-й ступени буксировочного двигателя и уточнение его основных параметров [46]. Одновременно заводом «Звезда» были проведены выбор и определение характеристик буксировочного фала [42], заводами «Звезда» и «Искра» и НИИАУ изготовлена матчасть для проведения функциональных и бросковых испытаний (РПС К37-800, изд.524, парашютная система ПС-37А и др.).

В период 1983 – 84 годов заводами «Звезда» и «Искра», ЛИИ и НИИАУ были проведены лабораторные натурные бросковые испытания на неподвижном наземном стенде СНК (при  $V = 0$ ) и ракетном треке РД-2500 Белоозерского филиала «Прибор» (до  $V_{\text{макс}}$ ) [47]. При этом испытания проводились с использованием неподвижных направляющих. Однако несовершенство конструкции приводило к неоднократным заклиниваниям спинки в неподвижных направляющих и деформациям и даже поломке телескопической штанги ввода парашюта, выполненной из дюрала. Я был назначен ведущим инженером по лабораторным испытаниям. Первый скоростной эксперимент с РПС-37 применительно к объекту «800» на ракетном треке РД-2500 был проведен 25 января 1984 года с использованием неподвижных направляющих.

Теоретическая оценка возможности использования поворотных (в процессе катапультирования) направляющих привела к отказу от них без экспериментальной проверки из-за неопределенности движения и возникновения больших ударных перегрузок [Клинцов А.А., Кузнецов В.И., завод «Звезда», 1985]. Применение амортизатора на механизме поворота не спасало дела.

В результате была принята схема с использованием на РПС К-37-800 блока направляющих, включающего двухзвенную стальную направляющую штангу (НШ) с ее центральным расположением относительно РПС К-37-800 и криволинейные рельсы на боковинах чашки, и вводом основного парашюта с помощью встроенной в НШ пятизвенной стальной штанги ШРП (в дальнейшем увеличенной до шести звеньев).

В течение 1985–86 годов был проведен при моем непосредственном участии этап заводских испытаний на ракетном треке РД-2500 РПС К-37-800 указанной схемы с вытягиванием за спинку как автономно (т. е. без системы открытия аварийного выхода вертолета), так и с системой открытия с использованием усиленной створки [48]. Однако в процессе испытаний выявилась необходимость увеличения количества звеньев штанги ШРП с пяти до шести, с целью обеспечения требуемого зазора до кобля вертолета после отстрела лопастей. Такое увеличение количества звеньев привело к ослаблению конструкции последних звеньев и, в конечном счете, их поломке.

**В результате в 1986 году Генеральным конструктором завода «Звезда» было принято решение о коренном изменении схемы РПС К-37-800 — вместо вытягивания за спинку применена схема вытягивания за подвесную систему, вместо ввода основного парашюта штангой ШРП применена схема ввода отделяемой от человека спинки кресла (на определенном ходе начального участка движения).** Проведением лабораторных бросковых испытаний данная схема была проверена и в короткие сроки (до конца 1986 года) воплощена в конструкцию РПС К-37-800.

Схема вытягивания за подвесную систему потребовала применения принципиально другой подвесной системы ППС-82 (вместо серийной ИПС-72), разработанной НИИАУ, и дополнительных автономных испытаний (летных и прыжковых).

**Окончательно измененная схема РПС К-37-800 в период 1987–88 годов прошла повторные заводские испытания на**

**ракетном треке РД-2500 как автономно, так и с системой открытия створки.** При этом применение штатной (облегченной) створки привело к необходимости установки на передней кромке обреза выхода специального разрывного демпфирующего фала, устраняющего деформации и поломки створки на скоростях до  $V_{\text{макс}}$  и проведения дополнительных испытаний на ракетном треке РД-2500 [49]. Я был назначен исполняющим обязанности ведущего инженера по заводским испытаниям РПС К-37-800 по распоряжению начальника ЛИО, перейдя из КО-1 в ЛИО в июне 1984 года.

На этапе предварительных наземных испытаний было проведено 19 экспериментов с катапультированием РПС К-37-800 с манекеном.

Одновременно с этим проведенные заводские физиологические испытания [50] и государственные функциональные испытания РПС К-37-800 [51] позволили передать в мае 1989г. РПС К-37-800 на государственные испытания на ракетном треке РД-2500 в составе КСАП-800 (без системы отстрела лопастей несущего винта).

В течение 1989–90 годов были проведены государственные наземные (ГНИ) и контрольные наземные (КНИ) испытания на ракетном треке РД-2500 системы РПС К-37-800 на режимах полета вертолета, оговоренных ТЗ для вертолета В-80 (объекта «800»), при углах установки макета кабины по тангажу ( $\pm 10^\circ$ ) и крену ( $\pm 5^\circ$ ) [52, 53]:

- $V = -90$  км/ч (задней частью кабины вперед с различными углами тангажа);
- $V = 90$  км/ч (бокком — правым и левым с различными углами тангажа);
- $V = 100$  км/ч;
- $V = 200$  км/ч;
- $V = V_{\text{макс}}$  (с наихудшими сочетаниями массы манекена, угла тангажа кабины, температуры термостатирования).

В общей сложности на этих этапах было проведено:

- на этапе госназемных (ГНИ) испытаний — 16 экспериментов,
- на этапе контрольных наземных испытаний (КНИ) — три эксперимента.

Конструкция стенда-кабины передней части вертолета, изготовленной УВЗ им. Камова и доработанной заводом «Звезда»,

позволяла быстро переставлять ее в различные положения и под разными углами тангажа и крена в зависимости от заданий на эксперимент.

Масса манекена принималась от минимальной (60 кг) до максимальной (90 кг) в соответствии с ОТТ ВВС.

Температурный диапазон охватывал заданные ОТТ ВВС параметры: от +60 до –50 °С.

Термостатированию подвергались заранее заряженный твердотопливным зарядом 2-й ступени буксировочный двигатель (изд. 524), пиропатроны 1-й ступени (ПК-21М) и системы открытия створки аварийного выхода (ПК-3М). Двигатель вместе с пиропатронами помещался в специальный термостат, в течение 24 ч выдерживался при заданной на эксперимент температуре в термокамере Белоозерского филиала «Прибор» и доставлялся за 30 мин до момента старта стенда-кабины с установленной РПС К-37-800, двигателем и пиропатронами и подачи команды на выстрел.

На всех этапах испытаний с РПС К-37-800 (лабораторных, заводских, ГНИ, КНИ, ЛКИ и ГЛИ) зарядка и сборка буксировочного двигателя (изд. 524) осуществлялась представителем завода «Искра» ведущим инженером Константиныди К.П. или его коллегами по испытательному отделу завода «Искра».

Все испытания проводились в соответствии с инструкцией по технике безопасности работ на ракетном треке РД-2500 (Сибиряков Ю.К., Сидорук А.С., Зимин Б.М., Фадеев В.А., Белоозерский филиал «Прибор») и с инструкцией по технике безопасности работ с пиротехническими изделиями разработки завода «Искра».

В зависимости от сочетаний указанных выше параметров общее количество экспериментов составило 38 [52].

Положительные результаты проведенных наземных испытаний позволили перейти к подготовке и проведению летных экспериментов с парашютистами-испытателями МАП и ВВС. Проведение ЛКИ и ГЛИ было поручено ведущему инженеру ЛИО Переславцеву С.Б., который был одновременно парашютистом-испытателем МАП.

Подготовку материальной части (РПС К-37-800 и кабины Ан-12ЛЛ) и выпуск его в полет было поручено мне как начальнику сектора САПЛА [53].

На первом этапе ЛКИ было проведено три технических эксперимента, на втором этапе — два эксперимента: сначала был

проведен полет летающей лаборатории Ан-12ЛЛ по профилю полета на режиме  $H = 2000$  м,  $V = 280$  км/ч с установленной в кабине РПС К-37-800, а затем — сам полет с парашютистом-испытателем — **ведущим инженером ЛИО завода «Звезда» Переславцевым С.Б. (20.12.1990)** — на катапультирование с приземлением в зоне лугов аэродрома «Раменское» (в 10 км от главной ВВП) [53].

Параллельно с ЛКИ были проведены два технических эксперимента по программе ГЛИ, в том числе один — с углом крена кабины с РПС К-37-800 60°. Экспериментальная кабина для проведения экспериментов с катапультированием на летающей лаборатории Ан-12ЛЛ пристыковывалась к хвостовой части самолета и имела возможность устанавливаться под разными углами крена и со сменой плит с направляющими под различные типы катапультирных кресел, в том числе и для плиты с направляющими и бортовыми элементами вертолета «800», управляющими дистанционной подачей команды на катапультирование РПС К-37-800.

Катапультирование парашютиста-испытателя происходило по команде из кабины пилота штурманом по готовности парашютиста-испытателя после загорания на приборной доске табло «Готов».

По подробному докладу испытателя и по результатам наземной и полетной оценки следовало, что все системы РПС К-37-800 работали нормально без каких-либо отклонений. Это позволило принять решение о проведении полета на катапультирование представителя ВВС без проведения полета по профилю [53].

Вслед за этим экспериментом был проведен полет на катапультирование представителя ВВС парашютиста-испытателя **майора Банникова М.М. (15.02.1991)**. Подготовку и выпуск в полет Банникова М.М. осуществляли ведущие инженеры Переславцев С.Б. (от завода «Звезда»), Мухин С.В. (от ВВС), Богданов Н.С. (от ЛИИ).

По результатам Государственных наземных испытаний и двух экспериментов с парашютистами-испытателями на катапультирование был выпущен акт [Рафеенков В.М., Бабинцев А.Ф., Мухин С.В., акт НИИ ВВС, 1991 год] с рекомендацией о передаче в серийное производство системы РПС К-37-800 [53].

В начале 1992 года были проведены контрольно-периодические испытания (КПИ) Головной серийной партии РПС К-37-800

в объеме четырех катапультирований с манекеном на ракетном треке РД-2500 Белоозерского филиала «Прибор» (ФКП ГкНИПАС) с положительными результатами.

За цикл испытаний (ЛКИ и ГЛИ) РПС К-37-800, в том числе катапультирование (впервые в мире) в качестве парашютиста-испытателя, ведущему инженеру ЛИО ПЕРЕСЛАВЦЕВУ С.Б. (представителю промышленности) присвоено высокое звание «Герой России» с вручением Президентом России ЕЛЬЦИНЫМ Б.Н. золотой медали, а представитель ВВС майор БАННИКОВ М.М. награжден высокой Правительственной наградой — орденом «За личное мужество».

За создание РПС-37 и успешное проведение государственных наземных и летных испытаний мне, как ведущему специалисту по теоретическим исследованиям динамики движения этой катапультируемой системы, организации и проведению испытаний (трековых на ракетной дорожке и летных на летающей лаборатории) и подготовившему двух испытателей-парашютистов (от МАП и ВВС) к катапультированию в полете, в 1991 году было присвоено звание «Заслуженный машиностроитель Российской Федерации», а всем участникам и создателям разработки вручены различные Правительственные награды — начальнику ЛИО Левченко В.П., слесарю-испытателю Машину В.М., ведущему конструктору завода Добрынину В.В., начальнику бригады конструкторского отдела Гипичу А.П., конструктору 1-й категории Начинкину В.П., технологам, мастеру ОТК сборочного цеха завода, рабочим производства и др.).

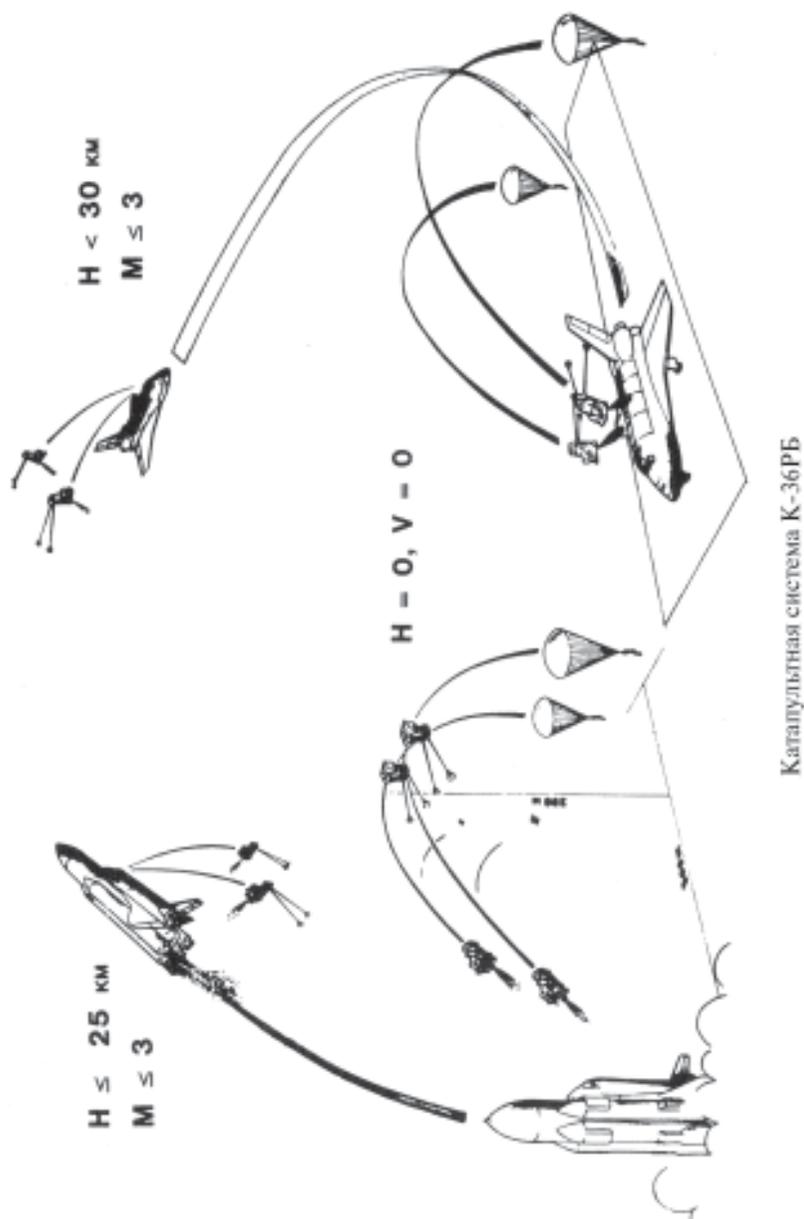
При разработке системы РПС-37 коллективом авторов было защищено авторское свидетельство №1347339 от 24.03.1986 «Устройство для катапультирования» (Арутюнян А.Г. (завод «Звезда»), Бусев А.С., Головин В.В., Семин А.В. (УВЗ им. Камова) [45]).

Большой вклад в деле приемки и внедрения создаваемых заводом «Звезда» средств спасения принадлежит контролирующей организации — НИИ ВВС под руководством начальника отдела Рафеенкова В.М., ведущих инженеров Павленко А.И., Гадеева Р.Ф., Бабинцева В.А., Котляра Л., Мухина С.В., Деева К.В. и многих других представителей ВВС доблестной Советской Армии, а также при непосредственном участии военных представительств 704 и др.

### 3.2.5. Катапультиное кресло К-36РБ для спасения экипажа экспериментального многоразового космического корабля «Буран»

Созданное в период 1984—91 годов ОАО «НПП Звезда» катапультируемое кресло К-36РБ как средство аварийного покидания экипажа многоразового космического корабля (МКК) «Буран» (включающее скафандр «Стриж») прошло большой объем испытаний: наземных стендовых (в ЛИИ), трековых на ракетной дорожке РД-2500 (в ФКП ГкНИПАС), а также летных лабораторных и заводских (на летающей лаборатории МиГ-25РУ). Экспериментальная кабина была доработана под установку кресла типа К-36РБ с манекеном больших габаритов, чем обычное кресло К-36 (Левченко В.П., Насонов В.М., Ремизов Ю.А., Дубинец И.А., Анферов Ю.И., Виноградов Н.Н., Гунин Ю.Н., Деев К.В., Рафеенков В.М., отчеты завода «Звезда», ЛИИ, НИИ ВВС, 1984—91 годы).

На начальной стадии наземные стендовые испытания кресла К-36РБ из-за задержки разработки головным предприятием «РКК «Энергия» (с многоуровневым дублированием штатной электронной системы управления системой аварийного покидания МКК «Буран» на всех этапах запуска и выведения на орбиту) проводились с применением экспериментальной системы, которая давала частые сбои из-за отказов различных реле, резисторов, диодов, триодов, возникали трудности во взаимоотношениях между разработчиками на заводе «Звезда» (электриками-конструкторами КО-4 и лаборатории ЭРО, с одной стороны, и испытательной бригадой ЛИО — с другой). В результате часто страдали невинные люди, в первую очередь, ведущий инженер по электросистемам ЛИО Ремизов Ю.А. Мне, как начальнику сектора испытаний САПЛА, приходилось быть буфером, громотводом между начальником ЛИО и ведущими исполнителями испытаний, ибо авторитет заводских электриков-конструкторов КО-4, и особенно начальника лаборатории ЭРО Скоморовского И.И., был непререкаем. Однако, как выяснилось впоследствии, все отказы происходили из-за несостоятельной схемы дублирования. Однако все это не помешало заводу «Звезда» успешно завершить отработку кресла К-36РБ. Завершающим этапом испытаний был проведенный в 1991 году единственный парный эксперимент с последовательным катапультированием по штатной схеме из стенда-кабины МКК «Буран» на ракетном треке ФКП ГкНИПАС на скорости  $V = 600$  км/ч.



Специально созданный ЛИИ наземный стенд позволял имитировать угловое положение по тангажу, крену и угловой скорости ракеты-носителя МКК «Буран» на участке старта и выведения на орбиту, а для испытаний на ракетном треке РД-2500 ЭМЗ Мясищева был создан стенд-кабина, воспроизводящий передний отсек корабля «Буран» (в натуральную величину) с размещением двух кресел К-36РБ.

После проведения единственного эксперимента на ракетном треке все дальнейшие испытания и работы по системе спасения МКК «Буран» с помощью кресла К-36РБ были прекращены.

Катастрофа американского МКС «Челленджер» выдвинула на передний план проблемы спасения человеческих жизней во время пилотируемых космических полетов.

По окончании авиакосмического салона в Ле Бурже в 1989 году, на котором непроизвольно была продемонстрирована эффективность катапультируемого кресла К-36 завода «Звезда», завязались его контакты с французской фирмой «Дассо Авиасьон», которой была поручена на Западе координация разработки подсистемы спасения для экипажа в европейском проекте МКС «Гермес». Как и его американские и российские предшественники, аппарат «Гермес» должен был обеспечить безопасность своему экипажу, т.е. вернуть его в целости и невредимости на Землю.

Эта безопасность обеспечивается на многочисленных космических аппаратах с помощью системы спасения, которая своей надежностью и уровнем резервирования аппаратуры поддерживает номинальные условия выживания для членов экипажа.

Необходимо разделить функцию «сохранения», т.е. поддержания безопасности, между ракетой-носителем, «Гермесом» и дополнительными средствами спасения, которые используются в последнюю очередь [По материалам журнала «Качество ракетно-космической техники». Спец. выпуск, № 25, 1994, «Франция — Россия — 30 лет сотрудничества». С. 108 — 113].

К качеству специальных устройств, цель которых состоит в спасении экипажа любой ценой, предъявляются особые требования: они служат один раз и не имеют права не сработать. Это относится, например, к требуемому коэффициенту безопасности или к прочности (способности противостоять непредвиденным ситуациям и т. д.). Определение этих критериев

довольно сложно. Подобные характеристики способствовали выбору системы спасения с использованием решений, разработанных в России для космического корабля многоразового использования «Буран».

После катастрофы «Челленджера» экспертиза показала, что передняя часть американского челнока сохранила свою целостность после взрыва. При выборе системы спасения для экипажа «Гермес» его разработчики остановились на катапультируемой кабине. Область ее использования охватывала первую фазу запуска (с использованием ускорителей) и простиралась до высоты 60 км и скорости по числу  $M = 6$ . Углубленная проработка этого решения на первых этапах программы быстро выявила значительные трудности (увеличение массы, большой объем испытаний с катапультированием в натуральных условиях, огромное количество средств для обеспечения этих испытаний, трудности имитации некоторых реальных факторов и др.). В результате на авиасалоне в Ле Бурже завязались первые технические контакты между инженерами фирмы «Дассо Авиасьон» и инженерами фирмы «Звезда». Руководитель этой фирмы Г.Северин представлял на салоне катапультируемое кресло, разработанное для МКК «Буран». Концепция была новаторской в том, что касалось катапультирования, так как область использования этого кресла простирается до скорости  $M = 3$ . Оно было названо «креслом с высокими характеристиками». При этом российские специалисты были готовы поделиться своими разработками по средствам защиты космонавтов, проявив открытость в описании технических деталей оборудования.

Разработчики программы «Гермес», убедившись в надежности серийного кресла К-36, благодаря которому спасся летчик Анатолий Квочур при аварии на авиасалоне 8 июня 1989 года самолета МиГ-29, приступили к пересмотру своей системы спасения.

Завод «Звезда», который создал систему спасения для МКК «Буран», специализируется на исследовании и разработке систем спасения и физиологической защиты членов экипажа. На заводе «Звезда» работают высококвалифицированные специалисты — ученые, инженеры и техники. Он располагает впечатляющими испытательными средствами. Основанный в 1952 году, завод «Звезда» участвовал во всей космической эпопее. Так, им разработаны скафандр и катапультируемое кресло для полета и возвращения Юрия Гагарина в 1961 году,

Жуковский филиал  
"ЛИО ЗВЕЗДА"  
10 лет

**СКС-94**  
(1994 - 2001 г.г.)

ЗА ВЫПОЛНЕНИЕ  
ИСПЫТАТЕЛЬНОГО КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ  
С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМЫ СКС  
И ПРОЯВЛЕННЫЕ ПРИ ЭТОМ  
МУЖЕСТВО И ГЕРОИЗМ  
КОСМОНАВТУ-ИССЛЕДОВАТЕЛЮ

**СЕВЕРИНУ Владимиру Гаевичу**  
ПРИСВОЕНО ЗВАНИЕ ГЕРОЯ РОССИИ

- УЧАСТИЕ В ПРОЕКТНЫХ, ПРИМЕРОЧНЫХ РАБОТАХ И ФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ НА НАЗЕМНЫХ СТЕНДАХ ОАО "НПП ЗВЕЗДА"

- ЛЕТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ И ГОСУДАРСТВЕННЫЕ ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ:

- СУ-29КСЛ (H = 100 - 4000м, V = 200 - 375км/ч)
- 14 катапультирований с манекеном
- 2 катапультирования парашютистов-испытателей

ДЕМОНСТРАЦИОННЫЕ КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ:

- СУ-29КС, Аэрошоу-95 в ЛИИ (H = 30 - 50м, V = 220 км/ч)
- 4 катапультирования
- СУ-29КС, Аэрошоу-95 в Ле-Бурже (H = 30-50м, V = 220 км/ч)
- 5 катапультирований

ИСПЫТАНИЯ КСАП САМОЛЁТА СУ-31:

- ракетный трек РД-2500 (H = 0, V = 0 - 400 км/ч)
- 4 катапультирования

ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО КАТАПУЛЬТИРОВАНИЙ **29**

Жуковский филиал  
"ЛИО ЗВЕЗДА"  
10 лет

**K-93**  
(1995 - 2000 гг.)




За успешное испытательное катапультирование в кресле К-93 в прыжке прыгнул парашютист - испытатель ВВС

**ТАРЕЛКИНУ Игорю Евгеньевичу**  
присвоено звание **ГЕРОЯ РОССИИ**

**ЛЕТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ И ГОСУДАРСТВЕННЫЕ ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ:**

- МИГ-26ЛЛ, МИГ-31ЛЛ, стелс-отсек МИГ-АТ (H = 0 - 14км, V = 0 - 900 км/ч)
- 12 катапультирований, в том числе одно катапультирование парашютиста-испытателя ВВС

**ИСПЫТАНИЯ КСАП САМОЛЕТА МИГ-АТ:**

- ракетный трек РД-2500 (H = 0, V = 400 - 800 км/ч)
- 2 парных катапультирования

**ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО КАТАПУЛЬТИРОВАНИЙ**

**16**




был создан первый скафандр для выхода в открытый космос. Его испытал в 1965 году Алексей Леонов. Завод «Звезда» разработал большую часть защитного оборудования для военных летчиков (шлемы, дыхательные маски и т. д.), а также скафандры для внутреннего и наружного использования для космической программы «Мир», сконструировал также различные катапультируемые кресла для военных целей, включая кресло К-36 для оснащения военных самолетов стран СНГ, модифицированное впоследствии в кресло К-36РБ для программы «Буря».

Завод «Звезда» разработал систему спасения, которая не имеет аналогов в мире, благодаря тщательному анализу критических факторов достаточного числа удачных катапультирований. Результатом явился полностью интегрированный комплекс, основные качества которого — прочность и надежность. В основе концепции такой системы лежит оптимизация всего комплекса.

По окончании предварительного исследования возможности приспособления катапультируемого кресла МКК «Буря» к космическому самолету «Гермес», проведенного в конце 1989 года фирмой «Дассо» и заводом «Звезда», идея сотрудничества с Россией утвердилась как преимущественное решение. В конце 1989 года и в 1990 году трудно было предвидеть дальнюю перспективу того, чем станет СССР. Программа «Гермес» сделала ставку на продолжительное сотрудничество. Но необходимо было застраховаться от возможного выхода России из игры. Результатом стали прекращение такого сотрудничества и приостановка программы «Гермес».

### 3.2.6. Унифицированные агрегаты УПА3 и УПА3-1 заправки самолетов топливом в полете

В период 1972 – 74 годов на заводе «Звезда» силами ЛИО начали проводиться летные исследования систем дозаправки топливом в полете: сначала на макетах по уточнению аэродинамических характеристик конуса-датчика создаваемого унифицированного подвесного агрегата заправки (УПА3) — на летающей лаборатории Су-7У с тросовым ПА3ом, на Ан-12 и Ту-22 по отработке шланговой лебедки; летные испытания дренированного макета агрегата заправки (изд. «Сахалин-2») на самолетах Су-15 и Ил-38; первые летные заводские испытания

(изд. «Сахалин-3») на самолетах Су-15 с сухим контактом, наконец, испытания с переливом топлива в заправляемый самолет. Меня прикомандировали к ЛИО (тогда он еще назывался ЛИС) от КО-1 в качестве ведущего инженера для взаимодействия с 24-й лабораторией ЛИИ (ведущие инженеры Курбесов В.Д., Радин Р.Н., Гунин Ю.Н.), ОКБ Сухого (Беленький М.Л.), ОКБ Ильюшина (Гольдман Ю.Л.).

Предварительно необходимо было отработать аэродинамику складного конуса-датчика, разработкой конструкции которого занимался ведущий конструктор Данилин Ренальд Сергеевич. Стабилизация конуса-датчика обеспечивалась раскрывающейся в потоке после его выпуска из подвесного агрегата заправки так называемой «юбкой-парашютом», применяемой с целью обеспечения устойчивого положения в воздушном потоке для удобного подхода и надежного контактирования с заправляемым самолетом. С этой целью в ЦАГИ в натурной аэродинамической трубе Т-104 мной совместно с ведущим конструктором КО-1 завода «Звезда» Мирным Р.Н. были проведены испытания по снятию аэродинамических характеристик лобового сопротивления, подъемной силы и параметров устойчивости при различных схемах и положениях крепления «юбки» к складным перьям конуса-датчика [127].

С выбранной схемой и конструктивным исполнением «юбки» были проведены предварительные испытания на противопожарном аэродинамическом стенде завода «Звезда» (в отделе 7) по оценке аэродинамической устойчивости конуса-датчика и его поведения в воздушном потоке с регистрацией кино съемкой [128].

Первые летные испытания по оценке процесса выпуска, поведения в воздушном потоке на самолете Су-7У на скоростях  $V = 400 - 500$  км/ч и уборки конуса-датчика с выбранной схемой и креплением «юбки» проводились с тросовым подвесным агрегатом заправки (ПАЗом), т. е. с помощью троса и тросовой лебедки [129].

Параллельно с отработкой конуса-датчика проводились летные испытания дренированного макета агрегата заправки с использованием изделия «Сахалин-2» на самолетах Су-15 и Ил-38 на различных высотах и скоростях полета для определения полей распределения давления на входе в турбонасосный агрегат (ТНА), на входе в турбину слежения (ТС) и в хвостовой части агрегата в месте нахождения конуса-датчика перед

Жуковский филиал  
"ЛИО ЗВЕЗДА"  
10 лет

УПАЗ-1, ГПТ-2, ГПТ-2Э  
(1993 - 2001 гг.)

Демонстрационно - испытательные полёты с дозаправкой в воздухе на международных авиасалонах и авиационных праздниках:

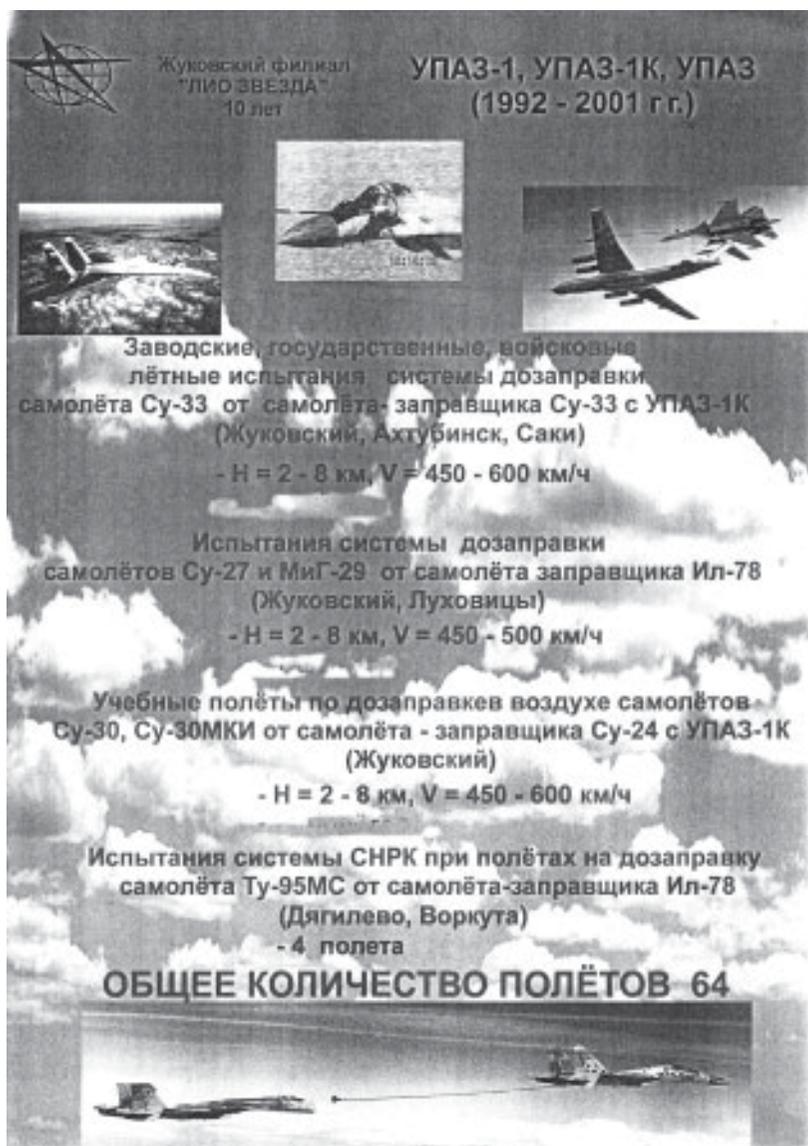
- Россия (Жуковский, Тушино, Дягицево)
- Австралия (Авалон)
- Индонезия (Джакарта)
- Малайзия (Пангкави)
- Китай (Чжухай)

Самолёты - заправщики: Ил-78, Ил-78М, Су-24  
Заправляемые самолёты:  
Су-27, Су-30, Су-30МК, 10В, Су-30МКИ  
Дозаправка на высотах - 150 - 2 000 м, скоростях 450 - 500км/ч и полеты в строю заправки с разворотами при кренах до 45 град. и снижениями с  $V_y = 10 - 12$  м/с

ФИЛИАЛОМ выполнялся полный объём работ по комплексу системы дозаправки, в т. ч. управление системой в полёте.

ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО ПОЛЁТОВ

44



выпуском в поток с записью параметров на осциллограф, устанавливаемый внутри макета [130, 131].

Наконец, на самолетах Су-15 ОКБ Сухого (на скоростях  $V = 450 - 550$  км/ч) и Ил-38 ОКБ Ильюшина (на скоростях  $V = 350 - 450$  км/ч) впервые были проведены летные испытания по «сухому контакту» (без перелива топлива) одноименных самолетов [132, 133].

В этих испытаниях были отработаны порядок и методика наземной подготовки агрегата заправки к летным испытаниям, составлена и отработана технологическая карта подготовки (совместно со специалистами инженерами-электриками лаборатории завода ЭРО Левовым Б.Х. и Чупахиным В.И.).

С целью улучшения условий контактирования по моему предложению, как ведущего инженера по летным испытаниям и с одобрения специалистов ЭРО, были внесены изменения в бортовую систему сигнализации агрегата заправки БУС-1, в частности, введен дополнительный сигнал — зеленый мигающий, разрешающий заправляемому самолету контактирование (Арутюнян А.Г., Левов Б.Х., Чупахин В.И. Сигнализация на бортовые огни. Рацпредложение № 3390, 1974; Сигнализация управления изделием. Рацпредложение № 3391, 1974; Доработка сигнализатора. Рацпредложение № 4035, 1975), что было в дальнейшем внесено в штатную систему бортовой сигнализации.

Все дальнейшие испытания с агрегатами заправки, в том числе с переливом топлива, проводились силами вновь организованной бригады (сектора) летных испытаний во главе с начальником сектора Кузнецовым И.Т., перешедшим из КО-1 завода «Звезда» в ЛИО, и ведущими инженерами ЛИО Прошкиным В.С. и Солоповым М.А., а впоследствии после прихода в ЛИО, — ведущими инженерами Переславцевым Б.Б. и Насоновым Г.Г.

### 3.3. Отдельные вопросы научно-теоретических исследований

#### 3.3.1. Перспективная съемка и методика расшифровки экспериментальных траекторий при катапультировании

Экспериментальные траектории, получающиеся в результате испытаний на наземных стендах, фиксируются на пленке во время фото- или киносъемки.

Задача сводится к тому, чтобы получить действительную картину экспериментальных траекторий после испытаний в виде графика координат  $Y = f(X)$ , используя законы перспективной съемки и основные формулы фотограмметрии [72, 73].

Данная методика позволяет построить только траекторию движения объекта, в частности, катапультного кресла с манекеном при катапультировании, но не дает возможности определить параметры вращательного движения кресла, т.е. углы тангажа, крена и рысканья, а также составляющие вектора угловой скорости. Эти параметры определяются по записям манекенной аппаратуры.

Зная основные установочные данные киноаппарата и наземного стенда (рис. 1, 2), такие как

- дистанция до плоскости съемки  $L$ ,
- угол наклона  $\alpha$  главной оптической оси фото- или киноаппарата к горизонту,
- фокусное расстояние объектива фото- или киноаппарата  $f(k)$  по паспорту,
- высота установки фото- или киноаппарата  $h_0$  (его фокуса) над поверхностью земли,
- координаты центра движущегося объекта  $x_i$  и  $y_i$  на снимке относительно центра кадра,

можно получить по приведенным ниже формулам действительную траекторию движения объекта (кресла с манекеном) в земной системе координат  $(X_{3i}, Y_{3i})$ :

$$X_{3i} = X_0 + \frac{(L/f)x_i}{(\cos \alpha - y_i \sin \alpha)/f}$$

$$Y_{3i} = H_{xx} + \frac{(L/f)y_i}{[\cos \alpha (\cos \alpha - y_i \sin \alpha)]/f}$$

где  $H_{xx} = H_0 + h_0 = L \operatorname{tg} \alpha + h_0$  — высота положения объекта в земной системе координат.

При этом необходимо соблюдение следующих условий:

- платформа, на которой располагается фото- или киноаппарат, должна быть установлена строго горизонтально по уровню,
- вертикальная плоскость, проходящая через главную оптическую ось, должна быть перпендикулярна плоскости движения объекта (т. е. катапультирования),
- кадр аппарата должен охватывать по возможности значительную часть предполагаемой траектории, для чего верхняя часть стенда (тренажера) с объектом должна изображаться в правом или левом нижнем углу кадра.

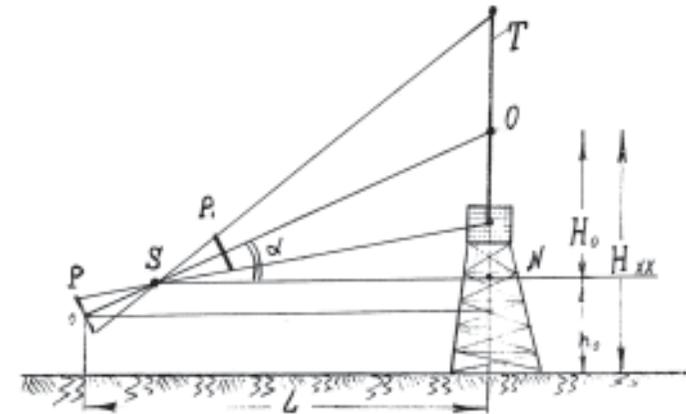


Рис. 1. Схема установочных параметров перспективной съемки для расшифровки траекторий движения объекта съемки

Для случая, когда один киноаппарат не в состоянии охватить всю траекторию (а только часть предполагаемой траектории) и киносъемка производится с помощью нескольких стоящих в один ряд аппаратов, должны быть предусмотрены синхронизация всех аппаратов по времени и точное знание расстояний между аппаратами.

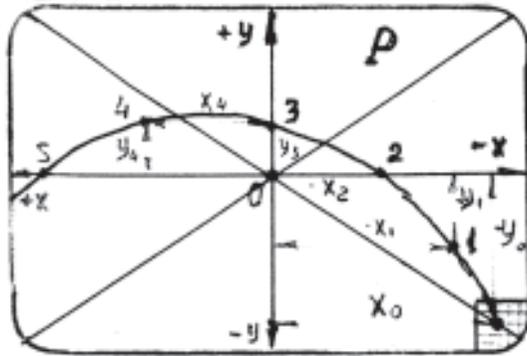


Рис. 2. Координатная сетка кинокадра

Данная методика обладает большой точностью ( $\pm 0,5$  м) и зависит только от точности измерений величин движущегося объекта в размере кадра.

### 3.3.2. Динамика пространственного движения катапультируемой системы с вертикальной стабилизацией

#### 3.3.2.1. Влияние аэродинамической асимметрии

Рост скоростей и высот полета летательных аппаратов (ЛА) потребовал дальнейшего совершенствования средств аварийного покидания (САПЛА) с целью увеличения максимальной скорости и высоты их применения. В связи с этим возникли новые схемные и конструктивные решения средств аварийного покидания, связанные, главным образом, с выбором средств стабилизации. В то же время при летной отработке САПЛА, в частности, катапультируемых систем, выявилось, что в процессе свободного движения и спуска до ввода спасательного парашюта пилота после катапультирования они совершают пространственное движение. До настоящего времени при разработке и проектировании катапультируемых систем теоретические исследования динамики основывались на решении дифференциальных уравнений плоского движения.

Стала очевидной недостаточная полнота таких исследований. Правильный выбор основных конструктивных парамет-

ров САПЛА становится возможным только на основе решения дифференциальных уравнений пространственного движения, причем составленных не в углах Эйлера (тангажа, крена, рыскания), а в направляющих косинусах, не зависящих от математической неопределенности, что присуще углам Эйлера (в основном, тангенсу угла тангажа). При этом встает задача исследования не только продольного (достаточно хорошо исследованного), но и бокового движения. Возникает такой важный вопрос, является ли пространственное движение безопасным для человека с точки зрения воздействия на него образующихся при этом угловых скоростей и перегрузок и каковы их допустимые пределы.

В настоящей работе рассматривается методика и схема решения поставленной задачи. Она носит общий характер и применима к любой катапультируемой системе КС (катапультное кресло, капсула спасения или отделяемая кабина) [86 – 94].

Решение поставленной задачи осуществляется на электронно-вычислительных машинах (ЭВМ) методом численного интегрирования (например, наиболее точным методом Рунге-Кутты) дифференциальных уравнений пространственного движения, составленных для катапультируемой системы в направляющих косинусах. При этом решению подвергаются 18 дифференциальных уравнений первого порядка и 9 уравнений для направляющих косинусов, в том числе [89, 93, 94]:

- уравнения равновесия сил (в общем виде):

$$mg\ddot{X} = \sum F_x, \quad mg\ddot{Y} = \sum F_y, \quad mg\ddot{Z} = \sum F_z, \quad (1)$$

или

$$\ddot{X} = \frac{1}{m} \{ [K_1 C_x S (l_{21} \sin \alpha - l_{11} \cos \alpha) + K_2 C_y S (l_{11} \sin \alpha + l_{21} \cos \alpha) + C_z S l_{31}] q + T (l_{11} \sin \delta + l_{21} \cos \delta) \},$$

$$\ddot{Y} = \frac{1}{m} \{ [K_1 C_x S (l_{22} \sin \alpha - l_{12} \cos \alpha) + K_2 C_y S (l_{12} \sin \alpha + l_{22} \cos \alpha) + C_z S l_{32}] q - mg + T (l_{12} \sin \delta + l_{22} \cos \delta) \},$$

$$\ddot{Z} = \frac{1}{m} \{ [K_1 C_x S (l_{23} \sin \alpha - l_{13} \cos \alpha) + K_2 C_y S (l_{13} \sin \alpha + l_{23} \cos \alpha) + C_z S l_{33}] q + T (l_{13} \sin \delta + l_{23} \cos \delta) \};$$

• уравнения равновесия моментов (в общем виде):

$$\begin{aligned} I_{x_1} \dot{\omega}_{x_1} &= \sum [M_{x_1} - (I_{z_1} - I_{y_1}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{y_1}) + \\ &+ I_{y_1 z_1} (\omega_{y_1}^2 - \omega_{z_1}^2) - I_{z_1 x_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1})], \\ I_{y_1} \dot{\omega}_{y_1} &= \sum [M_{y_1} - (I_{x_1} - I_{z_1}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} + I_{x_1 y_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{x_1}) - \\ &- I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1}) - I_{z_1 x_1} (\omega_{x_1}^2 - \omega_{z_1}^2)], \\ I_{z_1} \dot{\omega}_{z_1} &= \sum [M_{z_1} - (I_{y_1} - I_{x_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{y_1}^2 - \omega_{x_1}^2) + \\ &+ I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{y_1}) - I_{z_1 x_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{x_1})], \end{aligned} \quad (2)$$

или

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{x_1} &= \frac{1}{I_{x_1}} \left[ (I_{y_1} - I_{z_1}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{y_1}) + \right. \\ &+ I_{y_1 z_1} (\omega_{y_1}^2 - \omega_{z_1}^2) - I_{x_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1}) - \\ &+ \bar{m}_x \cos \alpha \cos \beta + \bar{m}_y \sin \alpha - \bar{m}_z \cos \alpha \sin \beta + \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x_1}} \frac{\omega_{x_1}}{V} \left. \right] q + \\ &+ T (-e_{z_1} \cos \delta \cos \varphi + e_{y_1} \sin \varphi); \\ \dot{\omega}_{y_1} &= \frac{1}{I_{y_1}} \left[ (I_{z_1} - I_{x_1}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} + I_{x_1 y_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{x_1}) - \right. \\ &- I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1}) - I_{x_1 z_1} (\omega_{x_1}^2 - \omega_{z_1}^2) + \\ &+ \bar{m}_y \cos \alpha - \bar{m}_x \sin \beta \cos \beta + \bar{m}_z \sin \alpha \sin \beta + \bar{m}_y^{\bar{\omega}_{y_1}} \frac{\omega_{y_1}}{V} \left. \right] q + \\ &+ T (-e_{z_1} \sin \delta \cos \varphi - e_{x_1} \sin \varphi); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{z_1} &= \frac{1}{I_{z_1}} \left[ (I_{x_1} - I_{y_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{y_1}^2 - \omega_{x_1}^2) + \right. \\ &+ I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{y_1}) - I_{x_1 z_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{x_1}) + \\ &+ \bar{m}_x \sin \beta + \bar{m}_z \cos \beta + \bar{m}_z^{\bar{\omega}_{z_1}} \frac{\omega_{z_1}}{V} \left. \right] q + \\ &+ T (e_{x_1} \cos \delta - e_{y_1} \sin \delta) \cos \varphi; \end{aligned}$$

• уравнения направляющих косинусов:

$$\begin{aligned} \dot{l}_{11} &= \omega_{z_1} l_{21} - \omega_{y_1} l_{31}, \quad \dot{l}_{12} = \omega_{z_1} l_{22} - \omega_{y_1} l_{32}, \quad \dot{l}_{13} = \omega_{z_1} l_{23} - \omega_{y_1} l_{33}, \\ \dot{l}_{21} &= \omega_{x_1} l_{31} - \omega_{z_1} l_{11}, \quad \dot{l}_{22} = \omega_{x_1} l_{32} - \omega_{z_1} l_{12}, \quad \dot{l}_{23} = \omega_{x_1} l_{33} - \omega_{z_1} l_{13}, \\ \dot{l}_{31} &= \omega_{y_1} l_{11} - \omega_{x_1} l_{21}, \quad \dot{l}_{32} = \omega_{y_1} l_{12} - \omega_{x_1} l_{22}, \quad \dot{l}_{33} = \omega_{y_1} l_{13} - \omega_{x_1} l_{23}, \end{aligned} \quad (3)$$

В уравнениях (1–3)  $F_{x'}, F_{y'}, F_z$  — составляющие суммарной силы, действующей на КС;

$K_1, K_2$  — коэффициенты влияния сжимаемости воздуха на

$\bar{m}_x = (m_{x_0} + m_x^{\beta}) Sl$ ,  
 $\bar{m}_y = (m_{y_0} + m_y^{\beta}) Sl$ ,  
 $\bar{m}_z = (m_{z_0} + m_z^{\beta}) Sl$  — составляющие суммарного момента, действующего на КС;

$\bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x_1}}, \bar{m}_y^{\bar{\omega}_{y_1}}, \bar{m}_z^{\bar{\omega}_{z_1}}$  — коэффициенты составляющих главного вектора аэродинамического момента;

$\bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x_1}} = (m_x Sl^2)^{\bar{\omega}_{x_1}}, \bar{m}_z^{\bar{\omega}_{z_1}} = (m_z Sl^2)^{\bar{\omega}_{z_1}}$  — коэффициенты составляющих демпфирующего аэродинамического момента (рис. 5, 6);

$X, Y, Z$  — координаты центра масс КС в земных осях координат;

$\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$  — составляющие вектора скорости в земных осях координат;

$\ddot{X}, \ddot{Y}, \ddot{Z}$  — составляющие ускорений;

$V$  — скорость полета;

$q$  — скоростной напор;

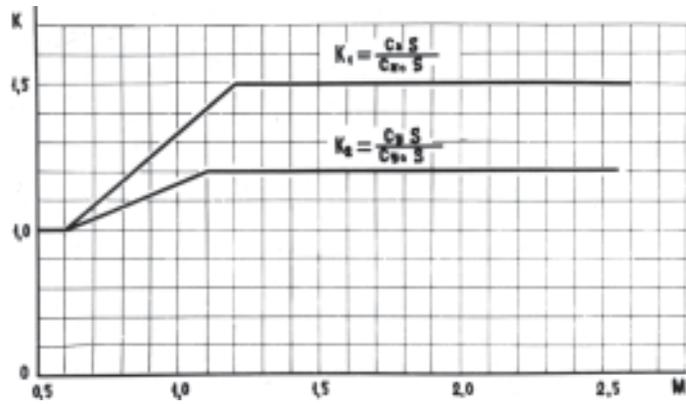


Рис. 3. Коэффициенты влияния сжимаемости по результатам испытаний модели кресла типа К-36 в высокоскоростной аэродинамической трубе Т-109 ЦАГИ на силу лобового сопротивления и подъемную силу по числу  $M$  полета

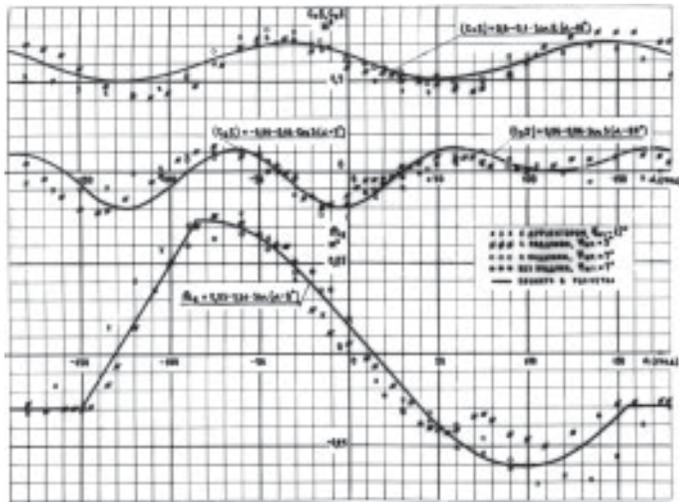


Рис. 4. Аэродинамические характеристики в зависимости от угла атаки для катапультного кресла типа К-36 по результатам натурных испытаний в аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ

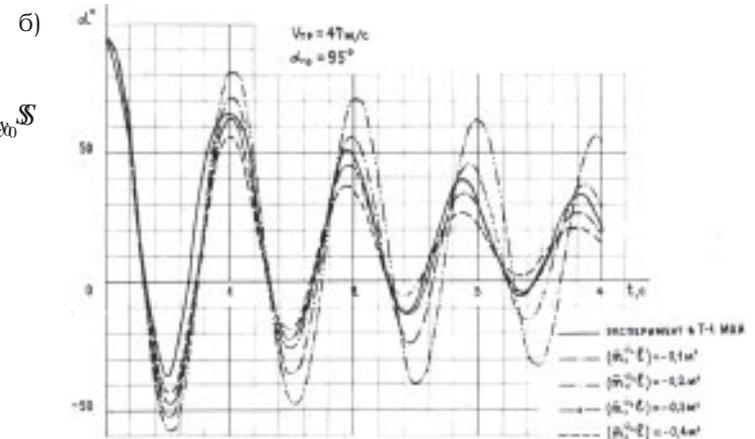
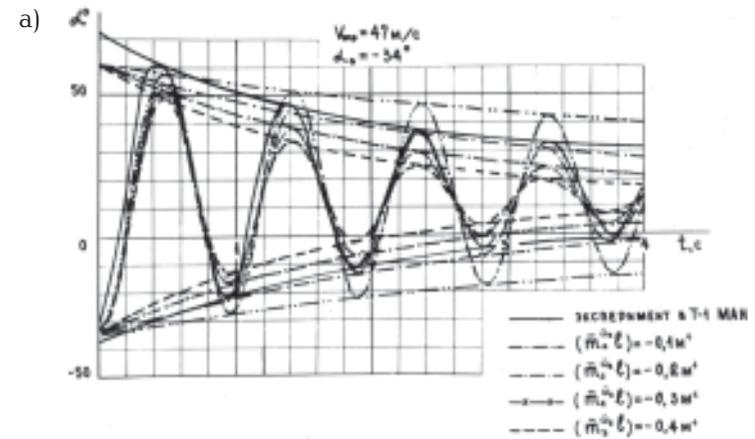
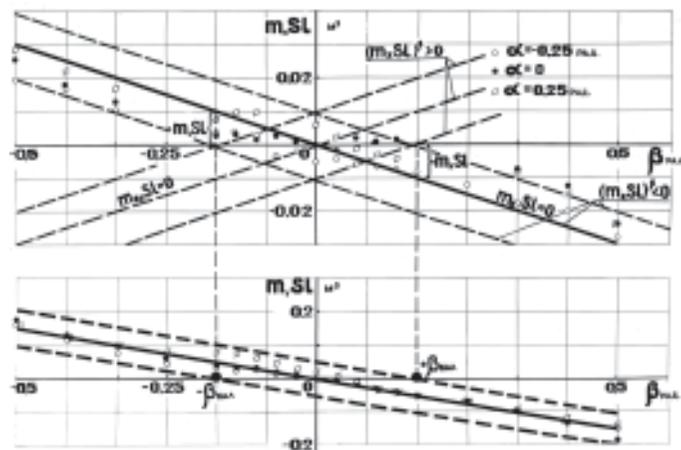


Рис. 5. Влияние демпфирующей характеристики (вращательной производной) относительно продольной оси  $OZ_1$  по безразмерной угловой скорости  $\overline{m}_z \overline{\omega}_{z1}$  на изменение угла атаки ( $\alpha$  —  $\alpha_0 = 34^\circ$ ; б —  $\alpha_0 = 95^\circ$ ) по времени для катапультного кресла типа К-36 в сравнении с экспериментом в аэродинамической трубе Т-1 МАИ



**Рис. 6.** Аэродинамические моментные характеристики катапультируемой системы по крену и рысканью (сплошные линии — для катапультируемого кресла К-36)

$\rho$  — плотность воздуха;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — составляющие вектора угловой скорости;

$\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$  — составляющие вектора углового ускорения;

$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  — осевые моменты инерции КС;

$I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$  — центробежные моменты инерции КС в

связанных осях координат;

$l_{11}, l_{12}, l_{13}, l_{21}, l_{22}, l_{23}, l_{31}, l_{32}, l_{33}$  — направляющие косинусы, определяющие положение осей связанной и земной систем координат;

$\alpha$  — угол атаки;

$\beta$  — угол скольжения;

$v_x, v_y, v_z$  — составляющие вектора скорости

в связанных осях координат;

$$l_{11} = \cos \psi_0 \cos \vartheta_0, \quad l_{12} = \sin \vartheta_0,$$

начальные значения направляющих косинусов, найденные через начальное угловое положение КС ( $\psi_0, \vartheta_0$ );

$\delta, \phi$  — углы установки сопла 2-й ступени энергодатчика кресла (КСМУ);

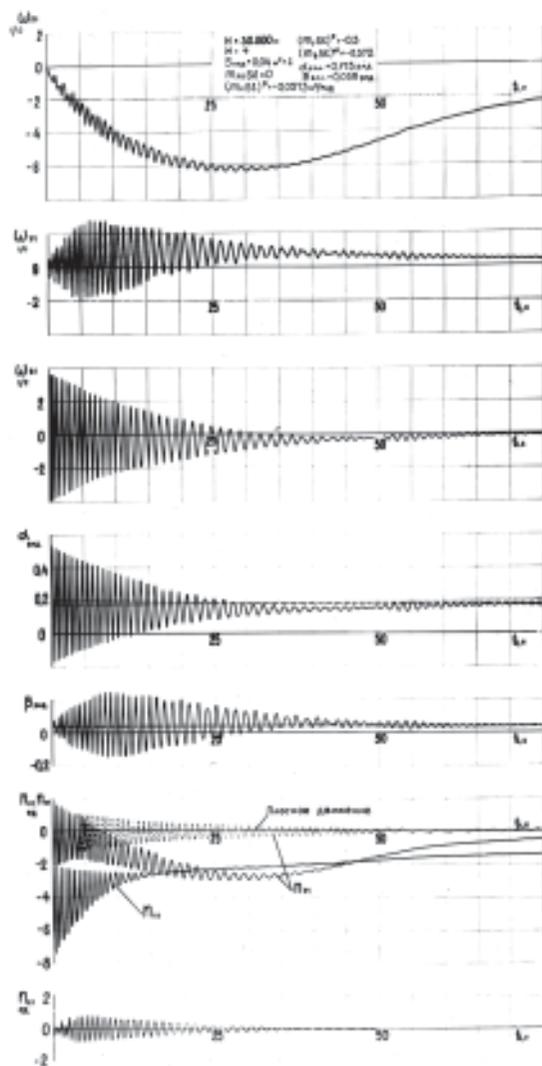
$T$  — тяга 2-й ступени энергодатчика кресла (КСМУ);

$\gamma_0, \psi_0$  — углы Эйлера, определяющие положение КС в начальный момент времени;

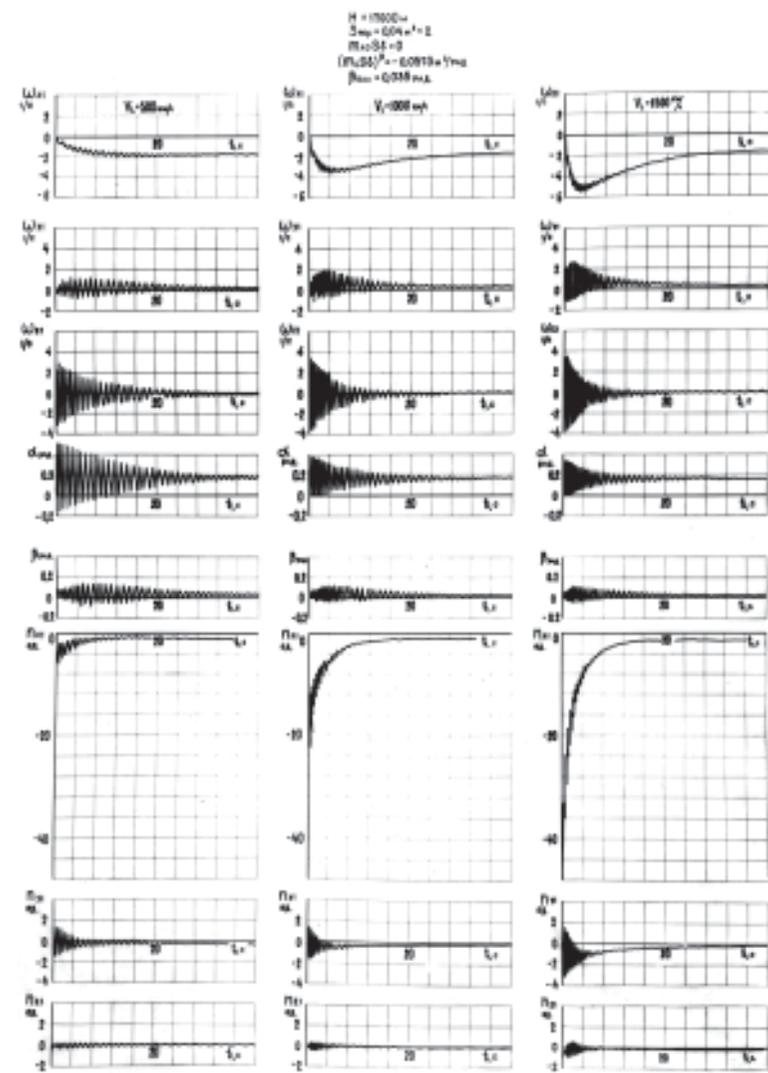
$\gamma, \psi$  — текущие значения углов Эйлера, вычисленные через направляющие косинусы.

Теоретические исследования и летная отработка катапультируемых кресел типа К-36 выявили особенности динамики кресла, связанные с возникновением пространственного движения, в частности, с вращением вокруг связанной оси  $Ox_1$  кресла. Это вращение вызывается аэродинамической асимметрией применяемых на кресле вращающихся стабилизирующих парашютов, также разноходностью телескопических штанг и собственной аэродинамической асимметрией кресла из-за конструктивной асимметрии отдельных элементов. Совместное действие указанных факторов накладывает определенные требования на ограничение допустимого диапазона разброса характеристик элементов стабилизирующей системы. При этом главным критерием является величина допустимой с точки зрения переносимости человеком длительнодействующей угловой скорости вращения  $\omega_{\psi}$  вокруг поперечной оси  $Ox_1$ , т. е. по крену (рис. 7, 8).

Как следует из дифференциальных уравнений пространственного движения КС, вращательное движение относительно центра масс по крену может произойти, если кресло приобретет отличный от нуля балансировочный угол скольжения (в процессе всего свободного движения после отделения от ЛА), либо будет иметь место аэродинамический момент крена при нулевом угле скольжения, который определяет уже собственную аэродинамическую асимметрию  $m x_0 S l$  [87, 89].



**Рис. 7.** Характер изменения по времени полученных расчетным путем основных параметров катапультного кресла типа К-36 при катапультировании на высоте  $H = 30\,000$  м, скорости, соответствующей числу  $M = 4$ , и дальнейшем спуске с этой высоты до ввода основного парашюта спасения летчика при наиболее вероятностных его характеристиках



**Рис. 8.** Характер изменения по времени полученных расчетным путем основных параметров катапультного кресла типа К-36 при катапультировании на высоте  $H = 17\,000$  м при различных начальных скоростях полета 500, 1000, 1500 км/ч и дальнейшем спуске с этой высоты до ввода основного парашюта спасения летчика при наиболее вероятностных его характеристиках

Таким образом, основными факторами, приводящими к вращению относительно связанной оси ОХ (по крену) катапультируемого кресла типа К-36 при аварийном покидании ЛА, являются собственная аэродинамическая асимметрия самого кресла и аэродинамическая асимметрия стабилизирующей системы.

Появление собственной аэродинамической асимметрии вызывается асимметричным расположением отдельных конструктивных элементов кресла и позы члена экипажа относительно плоскости симметрии кресла.

Аэродинамическая асимметрия стабилизирующей системы вызывается:

- разноходностью телескопических стабилизирующих штанг;
- разнотяговостью стабилизирующих парашютов;
- асинхронностью их выхода на режим авторотации.

Разнотяговость двух телескопических стабилизирующих штанг возникает при одновременном выходе штанг на различную длину, что может иметь место при запрессовке отдельных звеньев штанги. Вследствие этого кресло может повернуться на некоторый угол скольжения  $\beta_1$ . Зависимость этого угла от разноходности штанг (без стабилизирующих парашютов) может быть получена как экспериментально, так и расчетным путем по формуле:

(4)

Относительная разноходность штанг, определяемая как отношение абсолютной величины разноходности одной пары штанг к их длине после наибольшего их выхода при вводе в действие, как:

$$\overline{\Delta l} = \frac{\Delta l}{L}, \quad (5)$$

где  $\Delta l = L_{\text{лев.штг.}} - L_{\text{пр.штг.}}$  — абсолютная разноходность левой и правой штанг;

$L_{\text{штг.}}$  — длина штанг после ввода в действие;

$\bar{l} = l/2L$  — безразмерный параметр (для кресел типа К-36 он равен 0,32);

$l$  — расстояние между концами выпущенных штанг;

$L$  — расстояние от центра масс до середины прямой, соединяющей концы выпущенных штанг.

Относительная разноходность штанг, соответствующая абсолютной разноходности по ТУ на кресло типа К-36 в 30 мм, составляет величину не более 0,017. Такая величина разноходности штанг может вызвать появление угла скольжения в пределах  $\beta = 0,003$  рад ( $0,17^\circ$ ) и угловой скорости вращения вокруг оси ОХ<sub>1</sub> порядка  $0,2 \text{ с}^{-1}$  (на расчетном режиме катапультирования  $H_0 = 30 \text{ км}$  при числе  $M_0 = 3$ ).

Выход стабилизирующих вращающихся парашютов на режим авторотации (т. е. собственного вращения) может сопровождаться, во-первых, неодинаковостью величины развиваемой силы лобового сопротивления (тяговой силы), т. е. разнотяговостью, и, во-вторых, неодновременностью выхода парашютов, т. е. асинхронностью (рис. 9).

Первые образцы стабилизирующих вращающихся парашютов (площадью  $0,04 \text{ м}^2$ ) подверглись существенным конструктивным и технологическим доработкам, так как при испытаниях на аэродинамическом стенде (АДС) не давали стабильных результатов по выходу на режим авторотации и устойчивого положения в потоке.

$$\beta_1 = \frac{\arcsin \overline{\Delta l}}{2 - \left| \frac{\Delta l}{L} \right|}$$

На рис. 10 представлены схема основных доработок (по элементам системы ввода — скорости ввода, моменту трения вертлюга, укладке парашюта в последнее звено стабилизирующих штанг), по конструктивным параметрам — по длине строп каждой лопасти купола и допуску на нее, ширине щелей  $C_1$  и  $C_2$ , заделке строп) и результаты испытаний до и после доработок. В технологии изготовления с целью уменьшения допусков был применен одновременный раскрой всех четырех лопастей каждого купола. Внесенные изменения позволили обеспечить существенное улучшение характеристик выхода и работы вращающихся парашютов на режиме авторотации [91, 92, 98, 99].

Разнотяговость создает момент пары парашютов относительно связанной оси ОУ<sub>1</sub>, что вызывает разворот на постоянный дополнительный угол скольжения (рис. 11).

Аналитическая зависимость и схема образования угла скольжения от относительной разнотяговости стабилизирующих вращающихся парашютов может быть представлена следующей формулой (рис. 12):

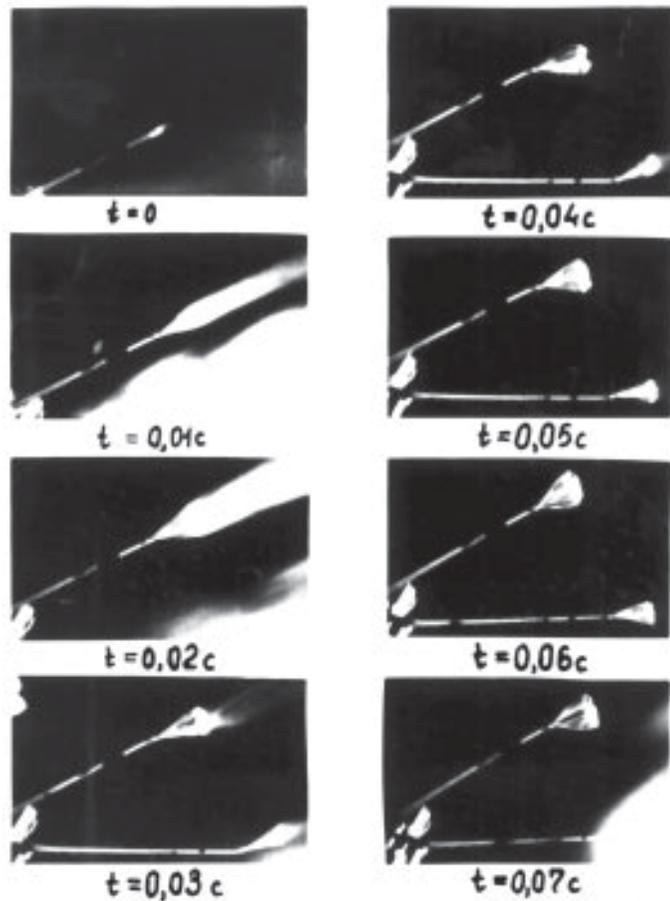


Рис. 9. Кинограмма процесса асинхронного выхода на режим стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов) в одном из летных экспериментов с катапультным креслом К-36 (27.01.1970,  $H = 16\ 290$  м,  $V_i = 742$  км/ч,  $M = 1,95$ )

### ОСНОВНЫЕ ДОРАБОТКИ

ТАБЛИЦА №1

ИЗМЕНЕННЫЕ ПАРАМЕТРЫ	ДО ДОРАБОТКИ	ВНЕШНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ
<b>I. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ ВНЕША</b> — СКОРОСТЬ ВНЕША — НАПРАВЛЕНИЕ ВНЕША — ПЛОЩАДЬ	27-30% (ИЗМЕНЯЛИСЬ ОЧЕНЬ) 6-700-8-1000 м/с НЕОПРЕДЕЛЕННЫЕ, СТОРОНЫ СКАЗЫВАЛИСЬ	ТО ЖЕ до 300-400 м/с СИММЕТРИЧНЫЕ, СТОРОНЫ ЗАВУТЫ КУТОМ
<b>II. КОНСТРУКТИВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ</b> — ДЛИНА СТОПОВ — ПЛОЩАДЬ КРЫЛА — ПЛОЩАДЬ ШЕЛКА — С <sub>х</sub> — С <sub>у</sub> — ПЛОЩАДЬ СТОПОВ	(ОДИНАКОВЫЕ) 300-400 мм 10-15 м <sup>2</sup> 30-40 м <sup>2</sup> НЕОПРЕДЕЛЕННЫЕ	НЕОДИНАКОВЫЕ (КАЖДОМУ ОТ ЦЕНТРАЛЬНЫХ СТОРОН) НЕОПРЕДЕЛЕННЫЕ 300-350 мм <sup>2</sup> НЕОПРЕДЕЛЕННЫЕ 20-30 м <sup>2</sup> 27-30% (УВЕЛИЧИЛИ ПЛОЩАДЬ) НЕОПРЕДЕЛЕННЫЕ

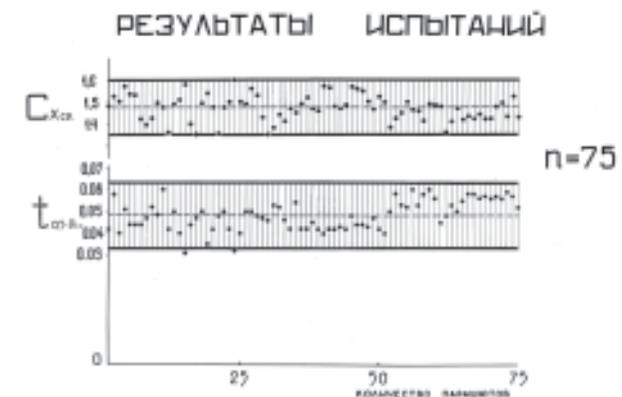
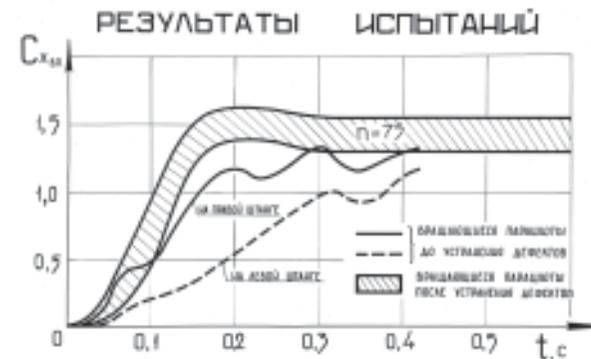


Рис. 10. Схема основных доработок стабилизирующих вращающихся парашютов площадью  $0,04$  м<sup>2</sup> и результаты испытаний до и после доработок

(6)

где  $\overline{C_x S} = (C_x S)_i / (C_x S)_j$  — относительная разнотяговость;

$\bar{l} = l/2L$  — безразмерный параметр, определяемый так же, как и для разнотяговости штанг.

Эта зависимость получена из уравнения равновесия моментов, создаваемых парашютами относительно связанной оси  $OY_1$  (рис. 13).

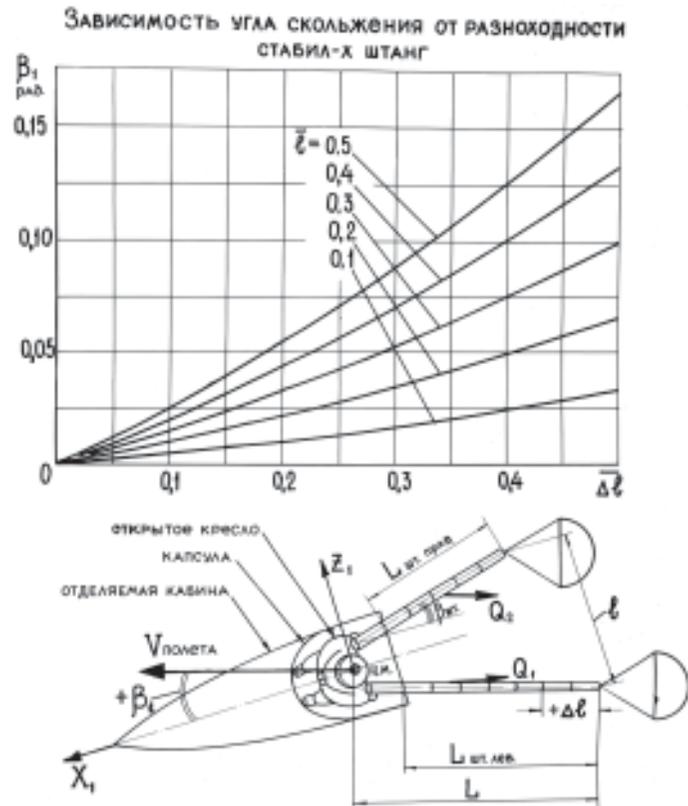


Рис. 11. Зависимость и схема возникновения угла скольжения от относительной разнотяговости стабилизирующих штанг

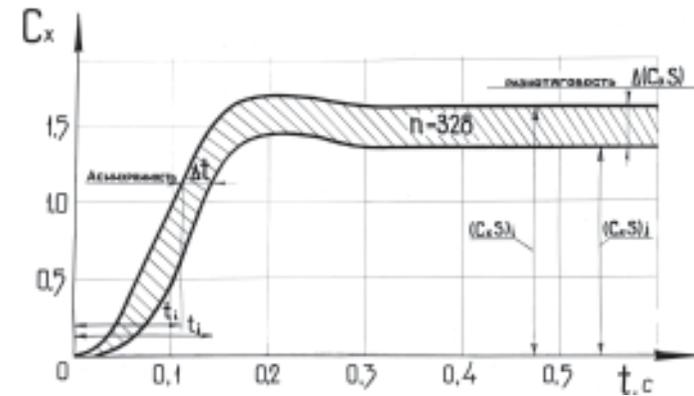


Рис. 12. К определению разнотяговости и асинхронности выхода на режим стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов)

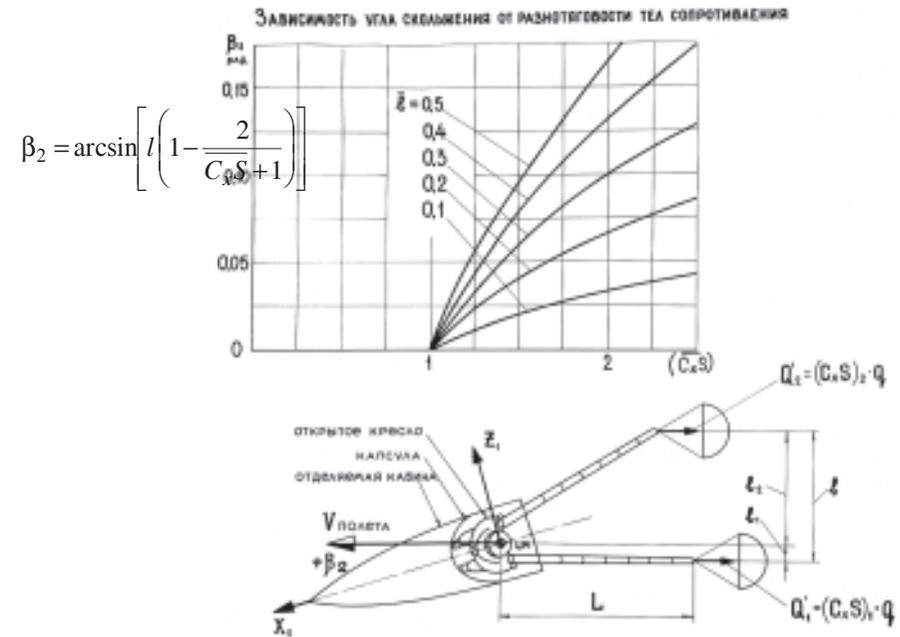


Рис. 13. Зависимость и схема возникновения угла скольжения от относительной разнотяговости стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов)

Асинхронность выхода на режим авторотации стабилизирующих вращающихся парашютов также приводит к возникновению дополнительного угла скольжения  $\beta_3$ , но, в отличие от разнотяговости, она действует в течение небольшого промежутка времени до того момента, пока запаздывающий парашют полностью не введется (см. рис. 9).

Поворот катапультного кресла на некоторый угол скольжения  $\beta_3$  за счет асинхронности выхода стабилизирующих парашютов можно определить по формуле:

$$(7)$$

где  $\Delta(C_x S)ql$  — момент, возникающий за счет разнотяговости пары парашютов при их асинхронном выходе на режим;

— разность коэффициентов силы

лобового сопротивления пары парашютов за время асинхронности;

— время асинхронности выхода;

— момент инерции катапультного кресла относительно связанной оси  $OY_1$ ;

— расстояние между концами выпущенных штанг.

Формула (7) была получена в результате последовательного двойного интегрирования дифференциального уравнения вращения относительно связанной оси  $OY_1$ , в правую часть которого входит момент, возникающий за время асинхронности от разности сопротивления двух парашютов:

$$I_{y_1} \dot{\omega}_{y_1} = \Delta M_{y_1}. \quad (8)$$

Результаты расчетов, полученные по формулам (7), (8), с принятыми значениями  $\Delta(C_x S) = 0,015 \text{ м}^2$  и  $l = 1,5 \text{ м}$  для нескольких значений моментов инерции  $I_{y_1}$  в зависимости от времени асинхронности  $\Delta t$  и индикаторной скорости  $V_i$ , представлены на рис. 14.

Расчеты показывают, что влияние асинхронности на параметры пространственного движения (в основном на изменение угловой скорости) сказывается только на начальном участке движения и играет роль начального возмущения, которое затем затухает и прекращается.

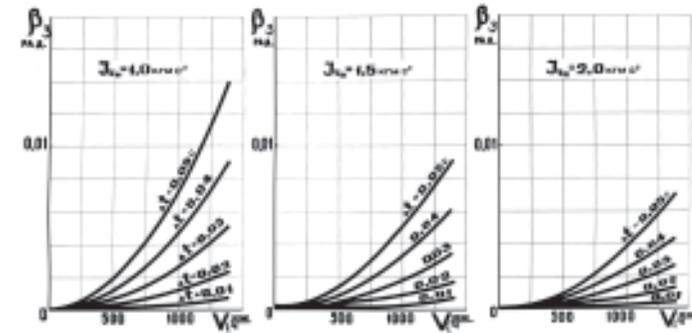


Рис. 14. Расчетные изменения по времени угла скольжения при различных временах асинхронного выхода вращающихся парашютов на режим и моментной характеристике относительно связанной оси

Асинхронность выхода на режим авторотации стабилизирующих парашютов площадью  $0,04 \text{ м}^2$  серийного производства ( $n = 1008$ ) по результатам статистических испытаний (по математической оценке) достигает порядка  $0,038 \text{ с}$  при доверительной вероятности  $p = 0,99$ . Как показали расчеты, такая асинхронность не имеет существенного значения и без большой погрешности ее можно не учитывать.

При сравнительной оценке влияния на динамику пространственного движения изменения площади вращающихся парашютов в сторону ее увеличения было установлено, что при переходе с площади  $0,04$  на  $0,06 \text{ м}^2$  улучшаются как характеристики продольной устойчивости и стабилизации кресла, так и уменьшается боковое вращение относительно поперечной оси  $OX_1$  кресла. Переход на применение парашютов площадью  $0,06 \text{ м}^2$  потребовал набора большого количества аэродинамических исследований как в ЦАГИ, так и экспериментальных исследований на аэродинамическом стенде (АДС) завода «Звезда». Еще в период применения парашютов  $0,04 \text{ м}^2$  для набора статистики тяговых характеристик и асинхронности выхода на режим авторотации было создано устройство для испытаний стабилизирующих вращающихся парашютов, защищенное авторским свидетельством коллективом авторов (Арутюнян А.Г., Волковицкий В.Р., Васильев В.С., Гладышев К.К., Гипич А.П., Еричев А.В., Кочанов В.И. [97]). В конструкции этого устройства

был применен в качестве измерительного элемента тензодинамометр. Все результаты записывались на осциллограф-регистратор.

Характеристики вращающихся парашютов определялись в высокоскоростной аэродинамической трубе стенда АДС завода «Звезда». Номинальным являлся режим испытаний с индикаторной скоростью воздушного потока  $V_i = 800$  км/ч согласно методике, изложенной в работах [98, 99]. Ввод вращающихся парашютов в воздушный поток полностью соответствовал штатным условиям.

По результатам испытаний определялись изменение по времени тягового усилия, величина среднего тягового усилия  $P_{\text{ср}}$  после ввода парашюта и его наполнения с учетом поправки на сопротивление самой установки, а также время выхода на режим авторотации. При этом время выхода находилось по достижении каждым парашютом половины средней тяги ( $t$  при  $0,5P_{\text{ср}}$ ). По величине среднего тягового усилия  $P_{\text{ср}}$  и индикаторной скорости  $V_i$  определялся средний коэффициент силы лобового сопротивления парашюта  $C_{\text{п}}F_{\text{п}}$ , где  $C_{\text{п}}$  — коэффициент силы лобового сопротивления парашюта;  $F_{\text{п}}$  — площадь парашюта в раскрые (рис. 15, 16).

Был проведен статистико-вероятностный анализ по методике, изложенный в работах [109 — 112].

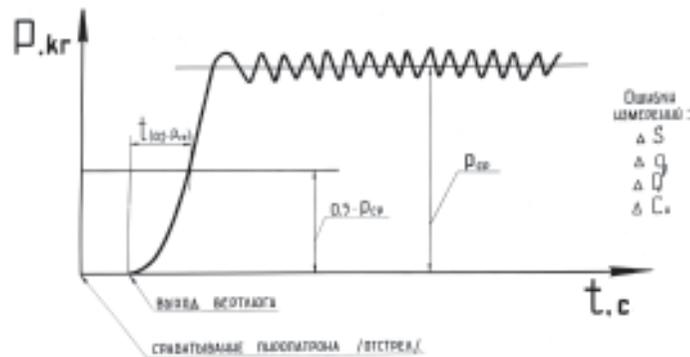


Рис. 15. Типовая циклограмма записи изменения по времени тяговых характеристик стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов) на аэродинамическом стенде (АДС) при их вводе с помощью спец. установки

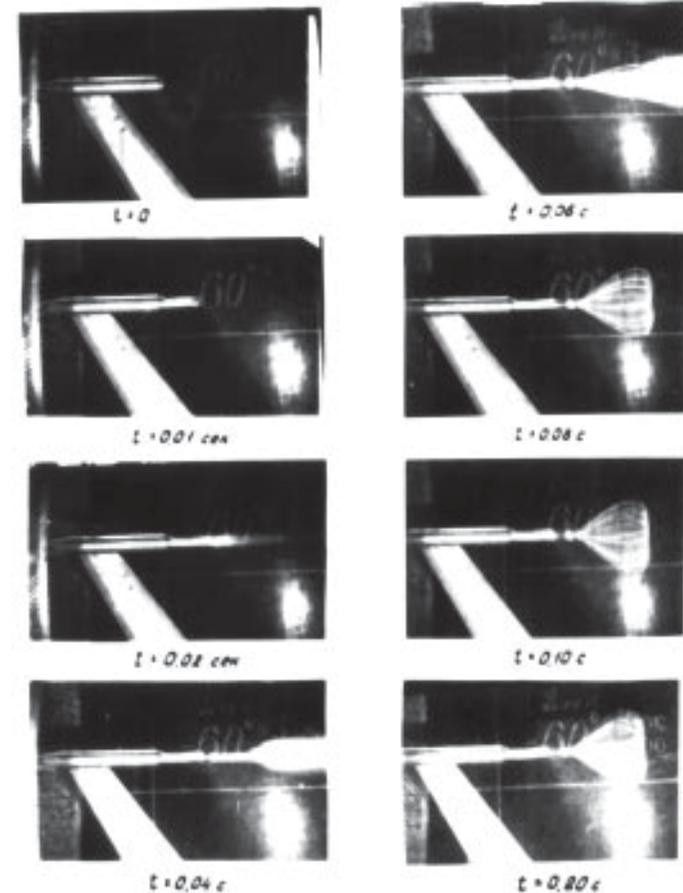


Рис. 16. Типовая кинограмма процесса ввода и выхода на режим стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов)

В результате были найдены вероятностные диапазоны разброса характеристик парашютов площадью  $0,04 \text{ м}^2$  и на их основании определены вероятностные разнотяговость и асинхронность выхода на режим для двух доверительных вероятностей ( $p = 0,95$  и  $0,99$ ).

Как уже было показано выше, общее количество парашютов площадью  $0,04 \text{ м}^2$ , прошедших испытания с помощью этого устройства (произведены измерения величин тяговых характе-

ристик и времени выхода на режим), составило  $n = 1008$  парашютов левого и правого вращения серийного производства, общее количество парашютов площадью  $0,06 \text{ м}^2$ , прошедших испытания, составило  $n = 705$ .

Выше было установлено, что в результате появления разности стабилизирующих штанг, разнотяговости парашютов и асинхронности выхода на режим стабилизирующих парашютов у кресла возникает балансирующий угол скольжения, приводящий к пространственному движению, главным образом вращению по крену.

Величина балансирующего угла скольжения, а значит и угловая скорость вращения по крену зависит от диапазона разброса этих характеристик. Можно дать оценку влияния балансирующего угла скольжения на величину  $\omega_{x_1}$ . На основании физиологических исследований на переносимость человеком длительнодействующих угловых скоростей (относительно осей  $OX_1$  и  $OZ_1$ ) можно установить величину максимально допустимой угловой скорости применительно к креслу типа К-36 для различных исходных данных режима катапультирования (высоты, скорости, числа  $M$  полета в момент катапультирования). Естественно, что величина допустимой угловой скорости зависит от времени ее воздействия. Время движения пилота (летчика) в катапультном кресле после аварийного покидания ЛА зависит от начальной высоты покидания. Расчетами установлено, что время спуска в кресле с высоты, например, порядка  $H = 30 \text{ км}$ , и с начальной скоростью горизонтального полета, соответствующей числу  $M = 3$ , до момента ввода основного парашюта, находится в пределах  $t = 140 - 150 \text{ с}$  (рис. 17). При этом время воздействия угловой скорости, близкой к максимальным значениям, которая может возникнуть вследствие пространственного (вращательного по крену) движения, не будет превышать  $t = 15 \text{ с}$  (рис. 18 – 23). Этому времени соответствует вполне определенная величина угловой скорости

$\omega_{x_1} = 6,5 \text{ рад/с}$ , допустимая с точки зрения переносимости человеком (рис. 24) [57, 59, 60, 61]. При длительном воздействии угловой скорости в течение  $180 \text{ с}$  (3 мин) допустимая ее величина не должна превышать  $5 \text{ рад/с}$ . Указанные величины допустимых угловых скоростей принимаются за основной критерий.

Проведенные расчеты, приведенные на графиках (см. рис. 18 – 23), позволяют судить о характере изменения и вели-

чинах параметров катапультирования в зависимости от различных факторов.

По результатам летных испытаний установлено (см. рис. 18 – 23), что динамика катапультирования сопровождается возникновением отрицательных и знакопеременных ускорений (перегрузок), характерных для условий пространственного движения, особенно на начальном участке катапультирования сразу после отделения от ЛА. Однако до определенного времени воспроизвести это в условиях испытаний на центрифуге не было возможности.

$\omega_{x_1}$

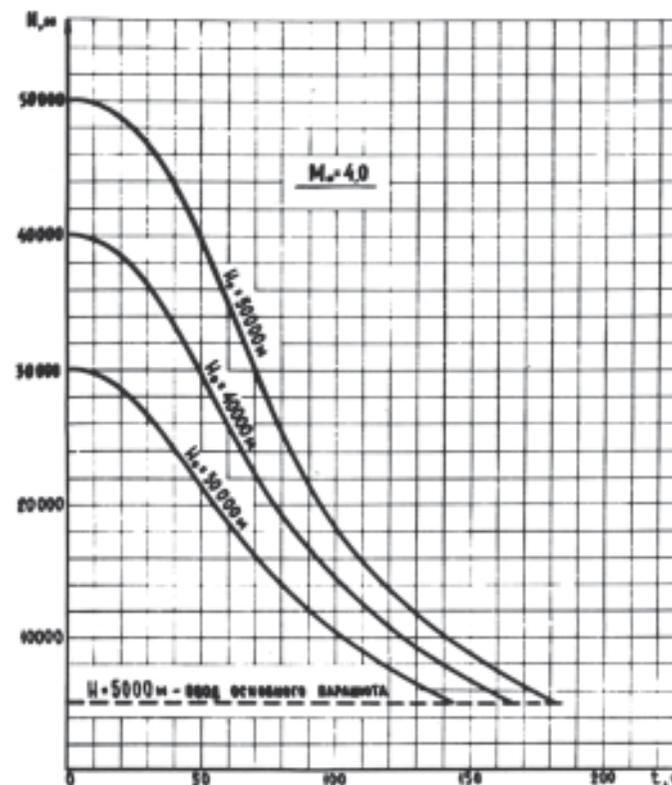


Рис. 17. Изменение времени спуска катапультного кресла типа К-36 до высоты ввода основного парашюта спасения летчика в зависимости от начальной высоты катапультирования  $H_0 = 30\ 000, 40\ 000$  и  $50\ 000 \text{ м}$

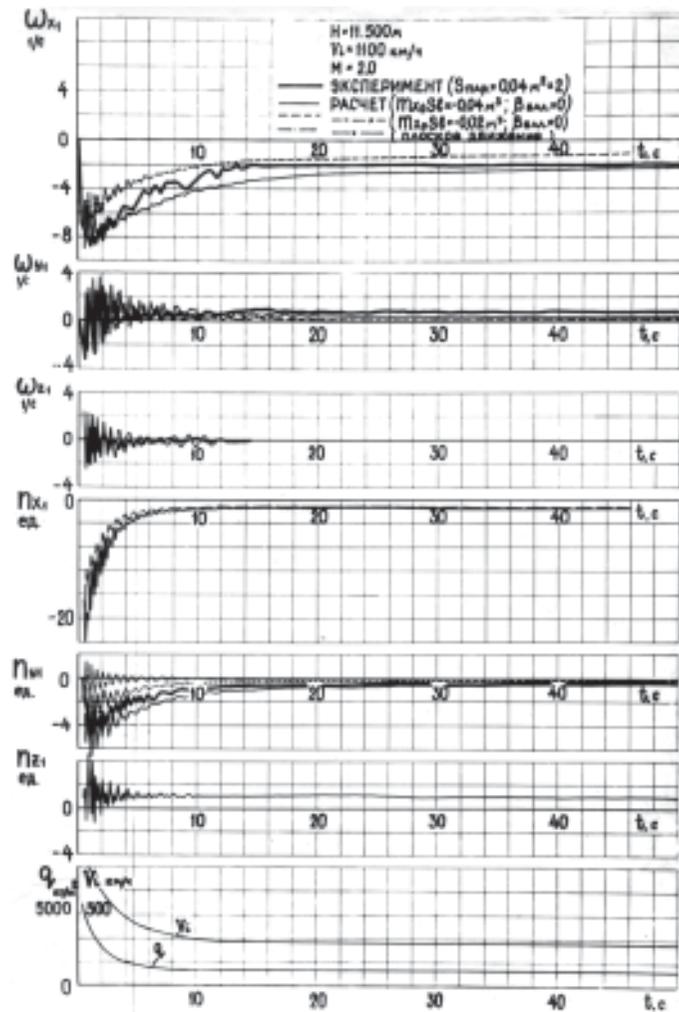


Рис. 18. Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (23.07.1969,  $H = 11\ 500$  м,  $V_i = 1100$  км/ч) и расчетов

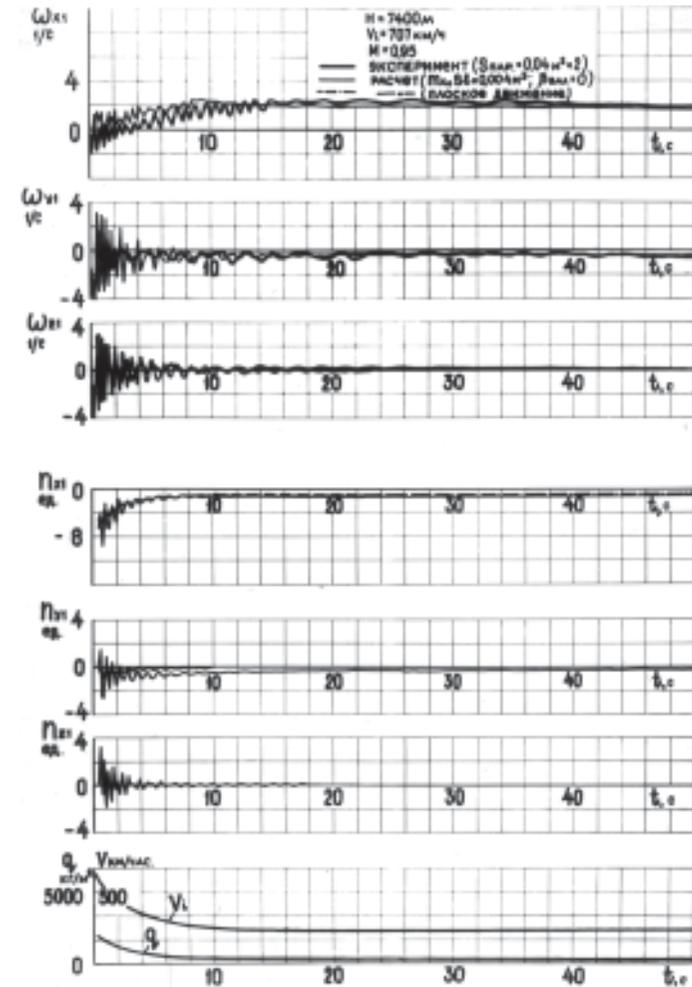


Рис. 19. Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (28.07.1969,  $H = 7400$  м,  $V_i = 707$  км/ч) и расчетов

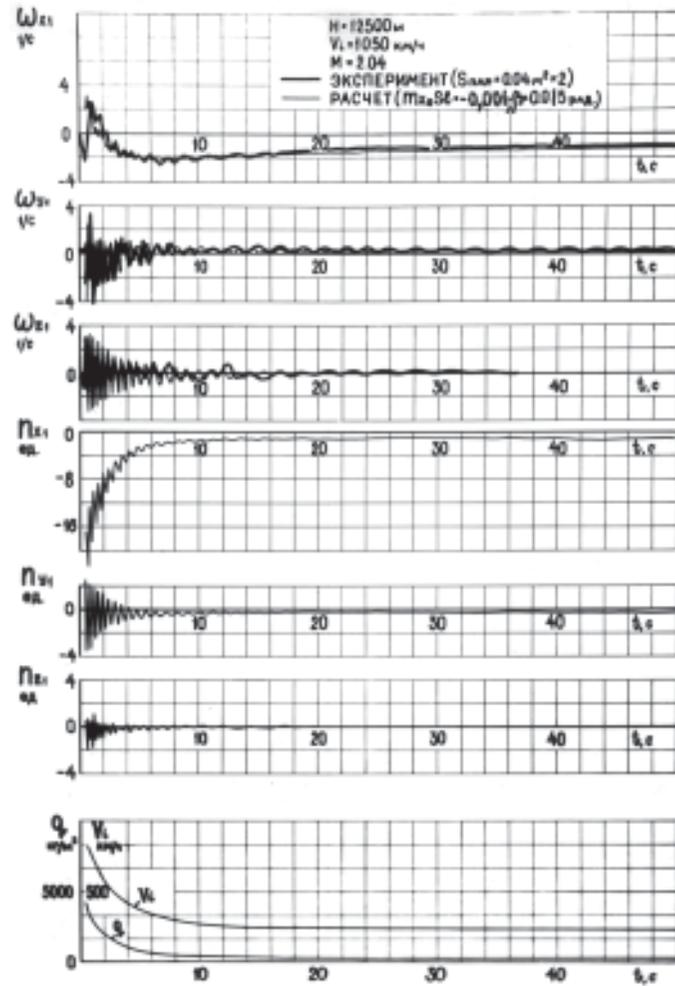


Рис. 20. Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (08.12.1969,  $H = 12\,500$  м,  $V_i = 1050$  км/ч) и расчетов

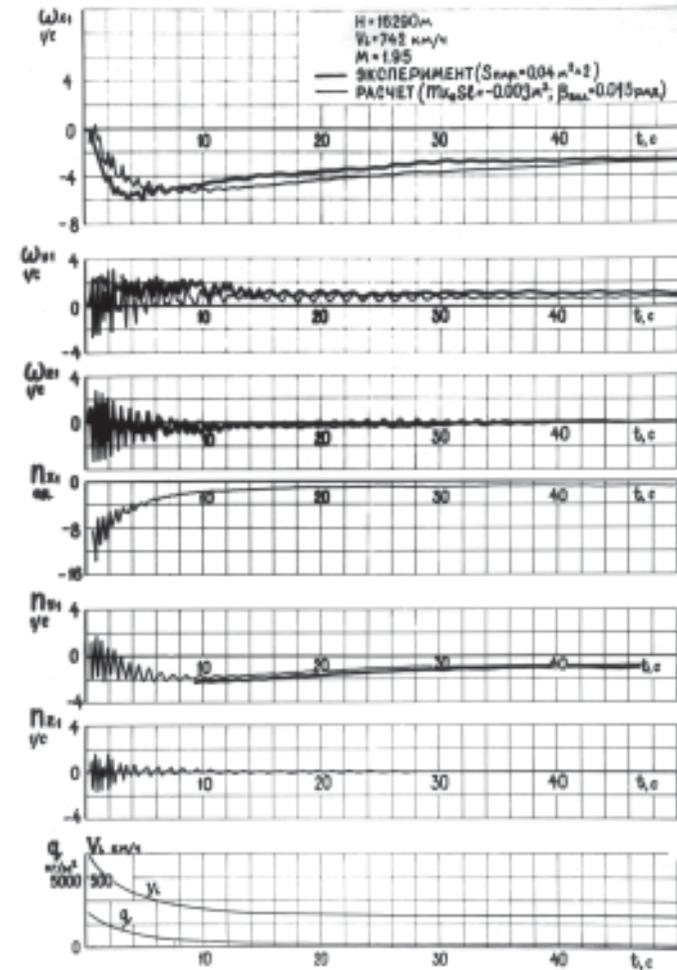


Рис. 21. Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (27.01.1970,  $H = 16\,290$  м,  $V_i = 742$  км/ч) и расчетов

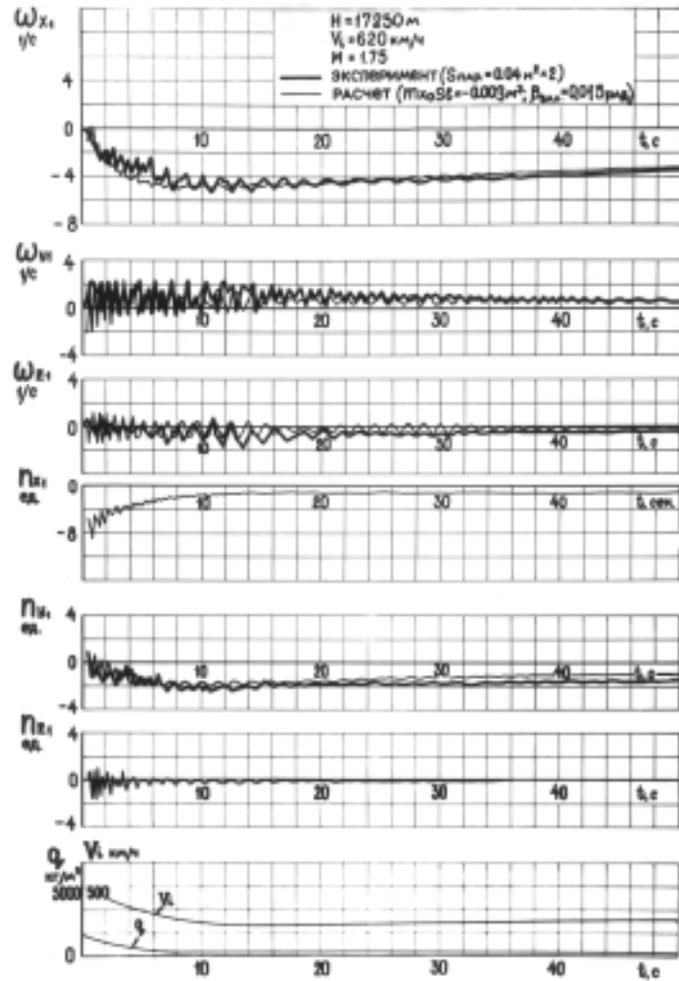


Рис. 22. Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (25.02.1970,  $H = 17\,250$  м,  $V_i = 620$  км/ч) и расчетов

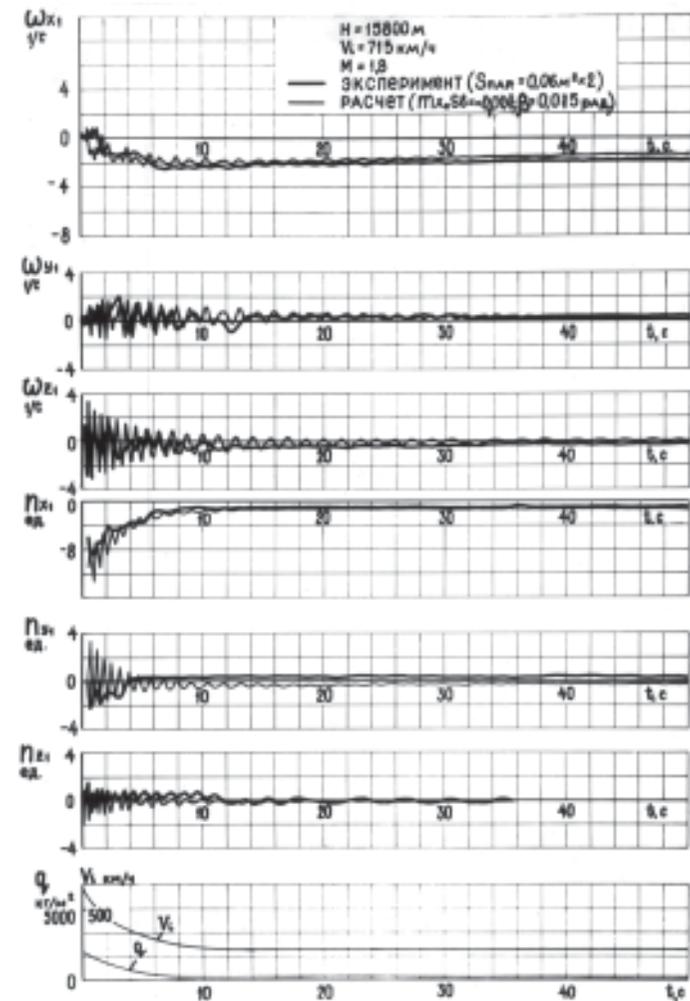


Рис. 23. Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (19.02.1973,  $H = 15\,800$  м,  $V_i = 715$  км/ч) и расчетов

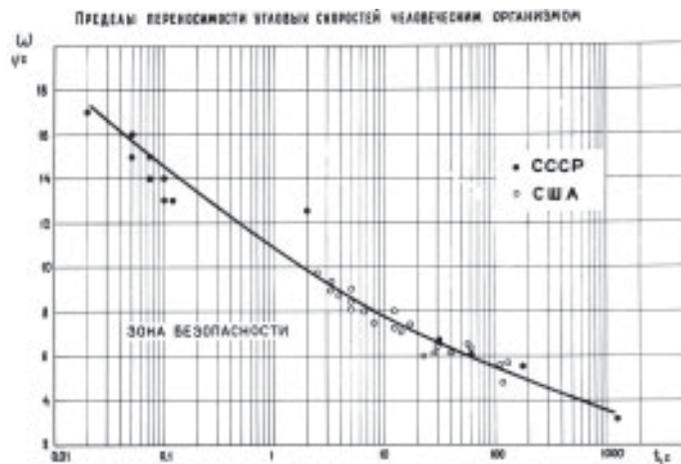


Рис. 24. Пределы переносимости человеком угловой скорости

С этой целью коллективом авторов завода «Звезда» (Арутюнян А.Г., Барер А.С., Балкинд Я.В., Дегтярев Е.А., Северин Г.И.) был создан тренажер [58] для получения знакопеременных и комбинированных ускорений. Это достигалось тем, что кабина с испытуемым объектом (в данном случае кресло с человеком) устанавливалась на раме тренажера (центрифуги) с эксцентриситетом центра масс относительно собственной оси вращения, что обеспечивало возможность кабине совершать колебательные движения под действием центробежных сил относительно оси (рис. 25). При этом тренажер работает следующим образом: рама тренажера раскручивается до заданной угловой скорости вращения, после чего автоматически подается электрический сигнал на срабатывание и открытие замка. Под действием центробежных сил и при наличии эксцентриситета центра масс кабина начинает поворачиваться и совершать колебательные движения. Поворот кабины будет происходить до тех пор, пока центр масс кабины не перейдет через горизонталь и не возникнет эксцентриситет противоположного знака. В результате этого момент от центробежной силы будет препятствовать дальнейшему повороту кабины и стремиться вернуть ее в исходное положение. В дальнейшем кабина будет совершать затухающие колебательные движения. Торможение тренажера (центрифуги) с кабиной осуществляется по определенному затухающему временному закону. При этом можно достичь пол-

ной имитации знакопеременности ускорений (перегрузок) с реальными, возникающими при катапультировании. Расчетным путем подбираются режимы достижения нужной имитации и величин знакопеременности ускорений (перегрузок) (рис. 26, 27).

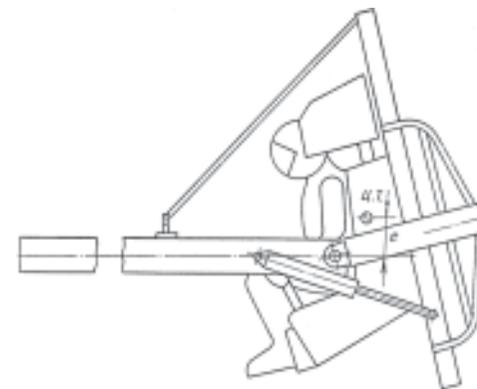


Рис. 25. Схема тренажера с испытуемой кабиной с человеком для проведения испытаний на центрифуге по воздействию знакопеременных и комбинированных ускорений, имитирующих процесс катапультирования из самолета в катапультном кресле

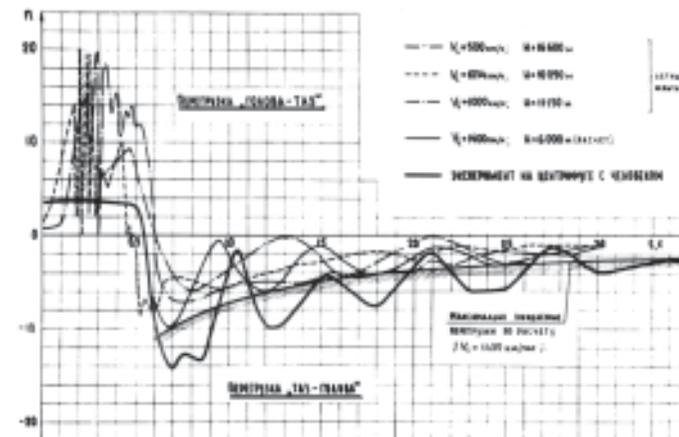
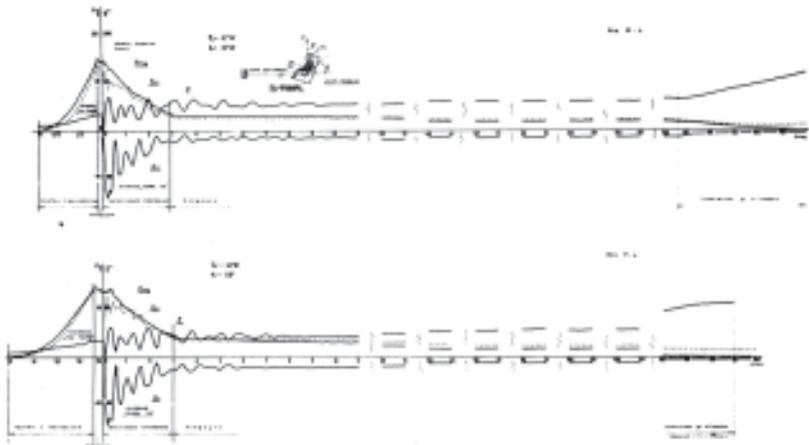


Рис. 26. Изменение по времени отрицательной перегрузки «таз — голова», действующей на человека (по данным летных испытаний, расчетам и экспериментам на центрифуге)



**Рис. 27.** Типовые графики изменений по времени составляющих ускорений и при испытаниях по воздействию знакопеременных и отрицательных ускорений на тренажере

### 3.3.2.2. Влияние инерционных характеристик

При качественном анализе левых частей уравнений равновесия моментов (2) можно заметить, что довольно значительную роль в движении тела относительно центра масс могут играть инерционные характеристики — осевые и центробежные моменты инерции. В отличие от самолетов, у которых моменты инерции относительно связанных осей  $OY_1$  и  $OZ_1$  практически одинаковы (во всяком случае, так должно быть), а оси  $OX_1$  — существенно меньше (для современных самолетов раз в 10), у катапультируемых систем типа кресел и капсул осевые моменты инерции  $I_{x_1}$ ,  $I_{y_1}$ ,  $I_{z_1}$  существенно отличаются друг от друга, причем  $I_{x_1} \ll I_{y_1}, I_{z_1}$ . И только у отделяемых кабин можно ожидать такого же соотношения инерционных характеристик, как и для самолетов. Так, например, у катапультируемого кресла типа К-36 с выпущенными телескопическими штангами диапазон осевых моментов инерции составляет  $I_{x_1} = 24 - 36 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $I_{y_1} = 17 - 30 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $I_{z_1} = 36 - 54 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ . Как видим, осевые момен-

ты инерции отличаются друг от друга всего в 1,5–2 раза. Такое отличие присуще только креслам и индивидуальным капсулам (типа американских В-58 и В-70), что связано с особенностями их конструктивной компоновки, и другому распределению масс практически не поддаются.

Поэтому в уравнениях равновесия моментов (2) всегда присутствуют произведения угловых скоростей на разности моментов инерции, т. е.:

$\dots$  — условно называемые моментами инерционного взаимодействия или гироскопическими моментами [3, 4].

Их физический смысл состоит в том, что они учитывают появление центробежных сил инерции при вращении тела (самолета или катапультируемой системы) относительно оси, не совпадающей с главной осью инерции. Кроме этого, в тех случаях, когда связанные оси инерции не совпадают с главными, имеют место и центробежные моменты инерции  $I_{xy_1}$ ,  $I_{yz_1}$ ,  $I_{zx_1}$ , которые также дают произведения на угловые скорости и имеют тот же физический смысл. Они могут стабилизировать или дестабилизировать движение в зависимости от знака как самих центробежных моментов, так и угловых скоростей и их производных, например, для кресла типа К-36 центробежные моменты инерции отличаются от нуля и находятся в таких пределах:

$$I_{xy_1} \text{ — от } -12 \text{ до } -13 \text{ кг}\cdot\text{м}^2, \quad I_{yz_1} \text{ — } 0 - 7 \text{ кг}\cdot\text{м}^2, \quad I_{zx_1} = \pm 1,7 \text{ кг}\cdot\text{м}^2,$$

причем центробежный момент инерции  $I_{xy_1}$ , т. е. в плоскости симметрии кресла  $X_1OY_1$ , всегда имеет величину, отличную от нуля, и отрицателен.

На рис. 28–33 показано влияние инерционных характеристик на угловую скорость при катапультировании.

Как известно, наибольшей по величине и наиболее длительной действующей по времени при пространственном движении кресла является угловая скорость крена  $\omega_{y_1}$ . Поэтому наиболее существенно влияние инерционных моментов, содержащих угловую скорость  $\omega_{y_1}$ , т. е. относительно осей  $OY_1$  и  $OZ_1$ , а именно:  $I_{y_1} \omega_{y_1}$  и  $I_{z_1} \omega_{y_1}$ .

В этих случаях, при достижении критических значений угловой скорости  $\omega_{y_1}$ , возможна потеря устойчивости движения либо по рысканью, либо по тангажу. При этом критическая угловая

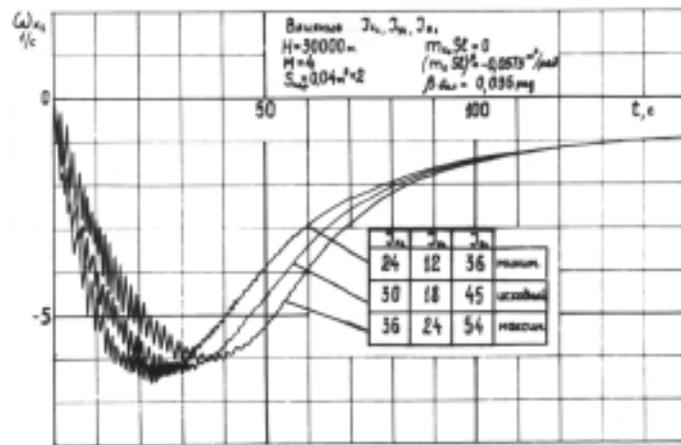


Рис. 28. Влияние осевых моментов инерции  $J_{x1}, J_{y1}, J_{z1}$  на изменение по времени угловой скорости

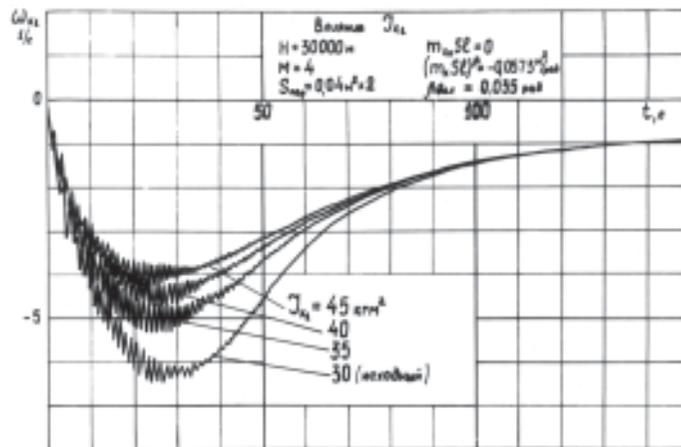


Рис. 29. Влияние осевых моментов инерции  $J_{x1}$  на изменение по времени угловой скорости

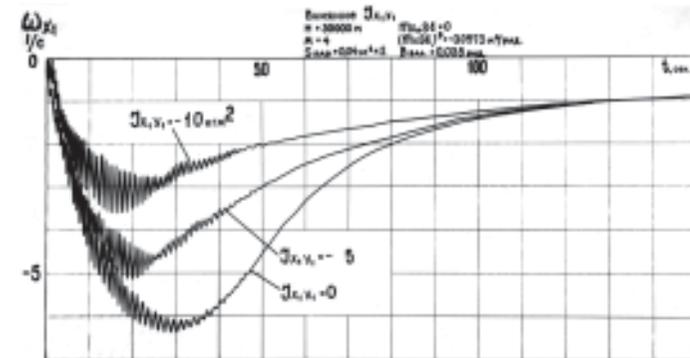


Рис. 30. Влияние центробежного момента инерции  $J_{x1}$  на изменение по времени угловой скорости

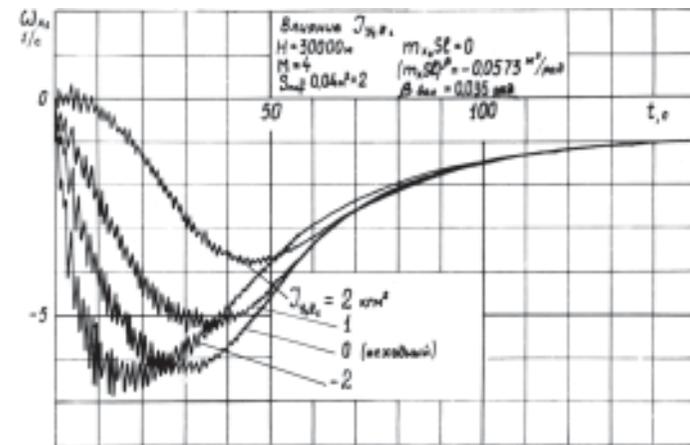


Рис. 31. Влияние центробежного момента инерции  $J_{x1}$  на изменение по времени угловой скорости

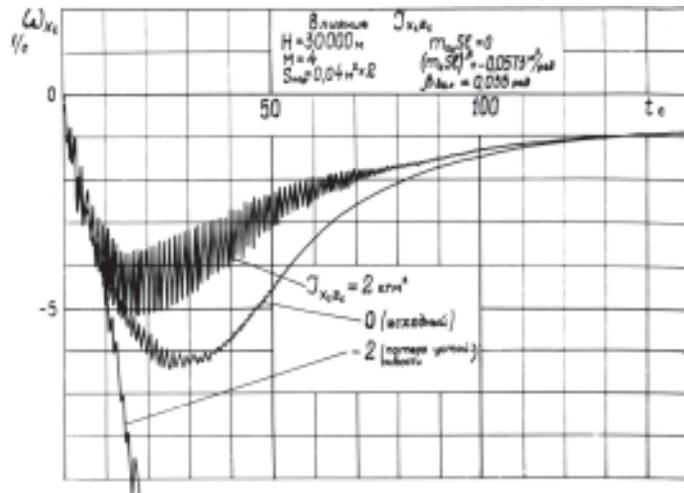


Рис. 32. Влияние центробежного момента инерции на изменение по времени угловой скорости

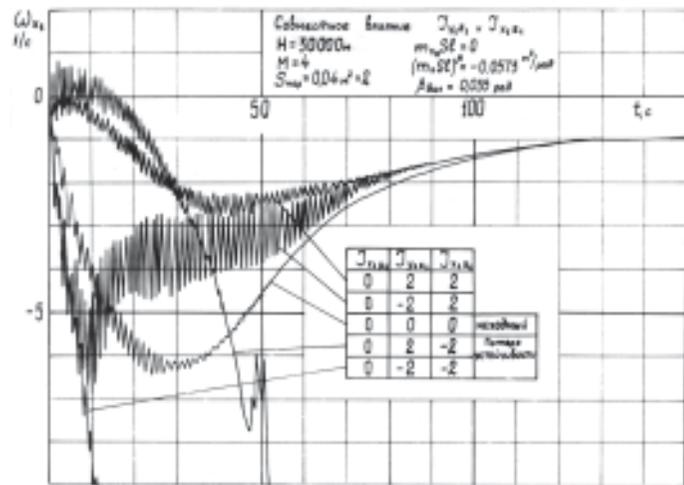


Рис. 33. Влияние центробежных моментов инерции на изменение по времени угловой скорости

скорость крена, при которой возможна потеря устойчивости по рысканью, может быть определена по следующей приближенной формуле:

$$\omega_\alpha = \pm \sqrt{-\frac{\bar{m}_z^\alpha}{I_{y_1} - I_{x_1} - I_{x_1 y_1}} q}, \quad (9)$$

а критическая угловая скорость крена, при которой возможна потеря устойчивости по тангажу, — по формуле

$$\omega_\alpha = \pm \sqrt{-\frac{\bar{m}_z^\alpha}{I_{y_1} - I_{x_1} - I_{x_1 y_1}} q}, \quad (10)$$

где  $\bar{\omega}_y^\beta = (m_y S l)^\beta$ ,  $\bar{\omega}_z^\alpha = (m_z S l)^\beta$ .

При этом, если выполняются следующие условия:

$|\omega_{x_1}| < |\omega_\beta|$ , то движение по тангажу и рысканью устойчиво.

Если же  $|\omega_{x_1}| > |\omega_\alpha|$  или  $|\omega_{x_1}| > |\omega_\beta|$ , то движение неустойчиво либо по тангажу, либо по рысканью.

Оба приведенных выше соотношения определяются в предположении, что движение катапультируемой системы является плоским с установившимся вращением по крену, т. е. при изменении только либо угла рысканья ( $\alpha = \text{const}$ ), либо угла тангажа ( $\beta = \text{const}$ ). Из выражений (9) и (10) видно, что, в зависимости от знаков центробежных моментов инерции, критические угловые скорости могут либо возрастать, либо уменьшаться.

Для катапультируемых систем (кресел и индивидуальных капсул), у которых осевые моменты инерции  $I_{y_1} < I_{x_1}$ , критическая угловая скорость может существовать только в том случае, если центробежный момент инерции  $J_{x_1 x_2} > 0$ , т. е. отрицателен и больше по абсолютной величине разности  $I_{x_1} - I_{y_1}$ , т. е.

$J_{x_1 x_2} > I_{x_1} - I_{y_1}$ , что имеет место для кресла типа К-36.

На графиках рис. 34 и 35 представлены зависимости критических угловых скоростей крена  $\omega_\beta$  и  $\omega_\alpha$  от скоростного напора  $q$  для различных отношений аэродинамических моментных характеристик к инерционным. Заштрихованные области соответствуют характеристикам кресла К-36. Из этих графиков видно, что потеря устойчивости катапультируемого кресла К-36

по рысканью происходит раньше, т. е. при меньших угловых скоростях крена, чем по тангажу. При этом величина критической угловой скорости крена  $\omega_{x1} > \omega_{\beta}$  может находиться в пределах  $8,5 - 12 \text{ с}^{-1}$  для всего диапазона возможных инерционных характеристик кресла К-36 и соответствует величине скоростного напора  $q = 50 \text{ кН/м}^2$  ( $5000 \text{ кгс/м}^2$ ), определяемого в результате решения дифференциальных уравнений пространственного движения. Указанная величина критической угловой скорости крена успеет развиться лишь к моменту падения скоростного напора до величины  $q = 0,05 \text{ кН/м}^2$  при торможении кресла в процессе свободного движения. Это объясняется тем, что при указанных значениях скоростного напора и критической угловой скорости крена стабилизирующий аэродинамический момент, определяемый отрицательной степенью путевой статической устойчивости, уже не может справиться с инерционными моментами, в результате чего и происходит потеря устойчивости.

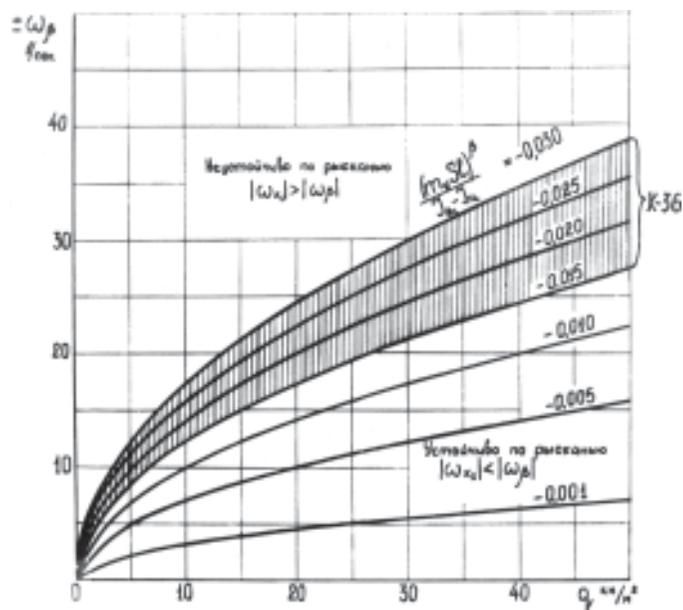
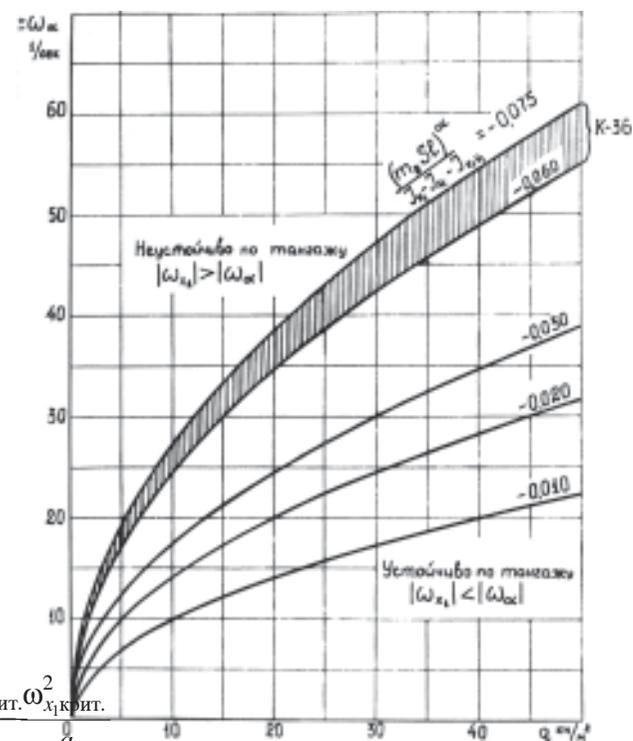


Рис. 34. Зависимость от скоростного напора  $q$  критической угловой скорости крена  $\omega_{\beta}$ , при которой происходит потеря устойчивости по рысканью



$$\frac{\omega_{\beta} m_y \beta}{I_{x1} - I_{x2}} = \frac{m_y \alpha}{I_{x1} - I_{x2}} = \frac{\omega_{x1 \text{ крит.}}^2}{q} = \frac{\omega_{\beta \text{ крит.}}^2}{q}$$

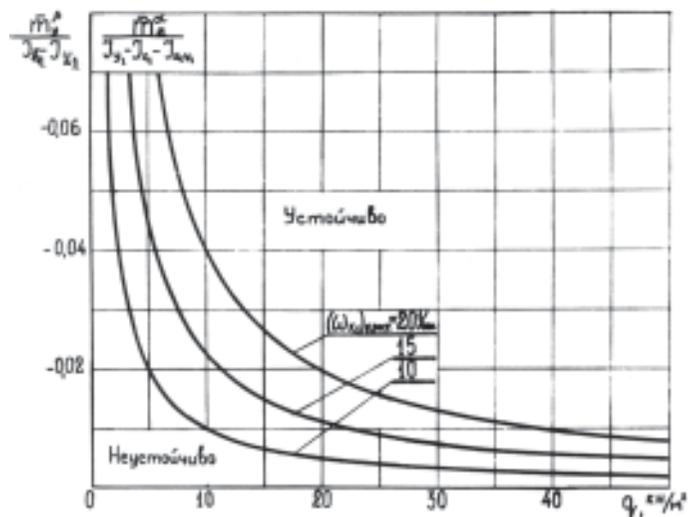
Рис. 35. Зависимость от скоростного напора  $q$  критической угловой скорости крена  $\omega_{\beta}$ , при которой происходит потеря устойчивости по тангажу

Задаваясь определенной критической скоростью крена и минимально возможной величиной скоростного напора  $q$ , до достижения которой должна быть обеспечена устойчивость движения (либо по рысканью, либо по тангажу), можно найти соответствующие характеристики устойчивости по следующим формулам, полученным путем преобразования выражений (9) и (10):

$$(11)$$

$$(12)$$

На графиках рис. 36 представлены соответствующие выражения (11) и (12) зависимости характеристик устойчивости от скоростного напора при различных значениях критической угловой скорости крена  $10, 15, 20 \text{ с}^{-1}$ .



**Рис. 36.** Зависимость от скоростного напора  $q$  характеристик устойчивости по рысканью и тангажу при различных значениях критической угловой скорости крена

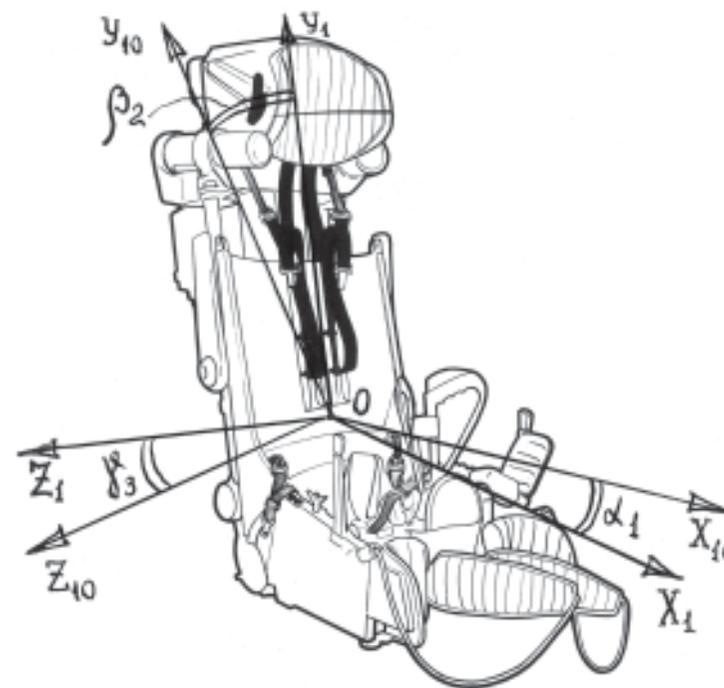
Таким образом, аэродинамические характеристики по рысканью и тангажу катапультируемой системы с аэродинамическими средствами стабилизации при заданных инерционных характеристиках должны выбираться из условия обеспечения максимально возможной критической угловой скорости крена (1-й критерий), только при достижении которой происходит потеря устойчивости движения либо по рысканью, либо по тангажу. При этом она должна быть заведомо больше допустимых угловых скоростей с точки зрения переносимости их человеком (2-й критерий).

Знание критических угловых скоростей крена особенно необходимо — катапультируемая система их не должна достигать.

### 3.3.2.3. Выбор необходимых характеристик аэродинамической путевой и продольной устойчивости катапультируемой системы

При выборе системы стабилизации и определении необходимых и достаточных характеристик катапультируемой системы, а также элементов системы стабилизации необходимо основываться на физиологических критериях безопасности пространственного движения. Основными из них является переносимость человеком длительно действующих перегрузок и угловых скоростей (главным образом относительно связанных осей  $OX_1$  и  $OZ_1$  (рис. 37).

$$\omega_{x_1 \text{ крит.}} = \pm$$



**Рис. 37.** Взаимное расположение главных осей инерции ( $OX_1, OY_1, OZ_1$ ) и связанных осей координат ( $OX_{10}, OY_{10}, OZ_{10}$ ) катапультируемой системы.

Естественно, что величины допустимых угловых скоростей и перегрузок зависят от времени воздействия. Время движения экипажа в катапультируемой системе после аварийного покидания ЛА зависит от начальной высоты покидания. Как это видно из графиков (см. рис. 17), при катапультировании пилота в катапультном кресле К-36 время падения с высоты порядка  $H_0 = 30\ 000$  м до момента ввода основного парашюта спасения ( $H = 5000$  м) находится в пределах  $t = 140 - 150$  с. На основании проведенных физиологических исследований [57] можно установить величину длительно действующей угловой скорости, допустимой для указанного времени (порядка  $5 - 5,5\ c^{-1}$ ), которая и может быть принята за критерий переносимости при исследовании, например, бокового вращательного движения.

Для того чтобы не выйти за пределы допустимой угловой скорости, необходимо обеспечить определенные величины моментных характеристик по крену и рысканью, т. е. степень поперечной и путевой статической устойчивости, коэффициент момента крена при нулевом угле скольжения, вращательные производные аэродинамических демпфирующих моментов крена и рысканья, и, как следствие всего этого, допустимый суммарный балансировочный угол скольжения и соответствующие ему характеристики элементов системы стабилизации.

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования пространственного движения катапультного кресла типа К-36 позволяют сделать вывод о том, что влияние различных факторов в наибольшей степени сказывается на величине угловой скорости  $\omega_{x_1}$  и ее изменении по времени. Поэтому для приближенной оценки параметров движения достаточно найти угловую скорость  $\omega_{x_1}$  [3, 4, 12]. С этой целью можно воспользоваться соотношением, позволяющим определить установившуюся угловую скорость вращения катапультируемой системы, приравнявая нулю левую часть первого уравнения равновесия моментов и положив при  $\dot{\alpha} = 0$ , что  $\omega_{z_1} = 0$ ,  $\sin \alpha = 0$  и  $\cos \alpha = 1$ , т. е. в случае квазистатического режима:

$$\bar{m}_{x_0} + \bar{m}_x^\beta + \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x_1}} \frac{\omega_{x_1}}{V} = 0, \quad (13)$$

где  $\bar{m}_{x_0} = m_{x_0} Sl$ ,

В результате получим выражение для угловой скорости  $\omega_{x_1}$  в функции угла скольжения, а также аэродинамических характеристик и скорости движения, т. е.:

$$(14)$$

Задаваясь допустимыми величинами угловой скорости, исходя из графиков, определяющих пределы переносимости по угловой скорости (см. рис. 24) и времени движения (см. рис. 17), можно получить максимально допустимые аэродинамические характеристики катапультируемой системы. Для этого удобнее выражение (14) несколько видоизменить и представить так:

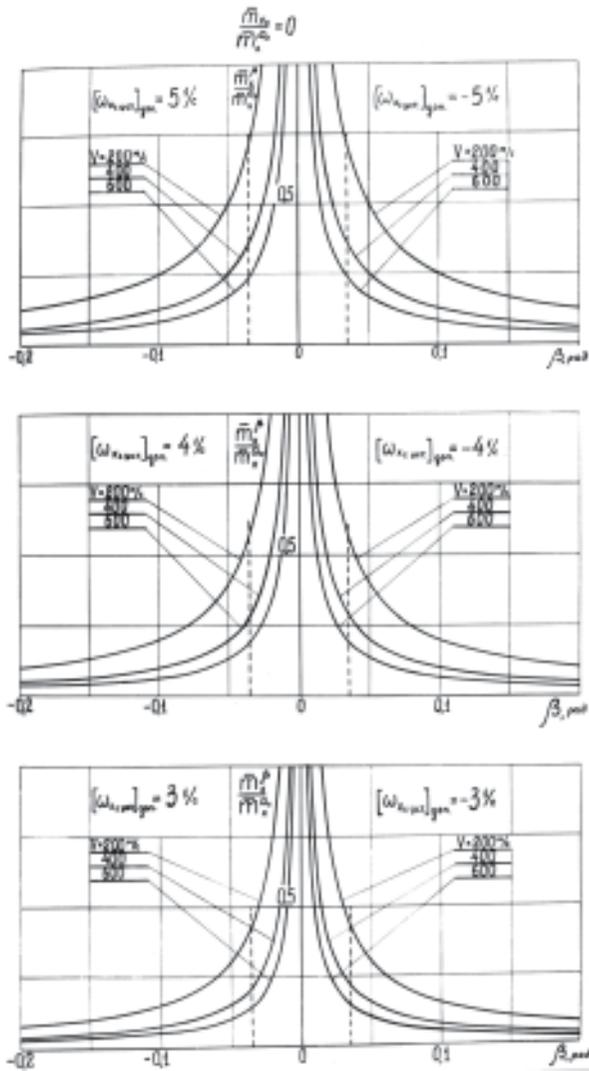
$$\frac{\bar{m}_x^\beta}{\bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x_1}}} < \frac{\bar{m}_{x_0} / \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x_1}} + |\omega_{x_1}|_{\text{доп.}} / V}{\beta_{\text{бал.}}}, \quad (15)$$

где  $|\omega_{x_1}|_{\text{доп.}}$  — допустимая из условия переносимости длительно

действующая угловая скорость вращения по крену;  $\beta_{\text{бал.}}$  — балансировочный угол скольжения катапультируемой системы, определяемый элементами системы стабилизации. При этом знаки балансировочного угла скольжения и допустимой угловой скорости должны быть противоположными, а критерием выбора истинной скорости полета  $V$  должна являться величина установившегося скоростного напора  $q$ . Это означает, что величина истинной скорости должна соответствовать той скорости, при которой скоростной напор перестает изменяться (в процессе установившегося спуска).

Расчетным путем при решении дифференциальных уравнений движения установлено, что эта величина скоростного напора, например, для кресла К-36, составляет порядка  $q = 50\ \text{кН/м}^2$ , соответствующая ей истинная скорость может лежать в пределах  $V_{\text{ист.}} = 200 - 600\ \text{м/с}$  в зависимости от начальной высоты катапультирования.

Отношение  $\frac{\bar{m}_x^\beta}{\bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x_1}}}$ , найденное из выражения (15), достаточно полно отражает аэродинамические характеристики катапультируемой системы с допустимым вращением по крену. На графиках рис. 38 представлены зависимости отношений



**Рис. 38.** Зависимость отношений аэродинамических характеристик, определяющих допустимое вращение по крену, от балансирующего угла скольжения и истинной скорости движения (при  $\bar{m}_{x_0} = 0$ )

$\bar{m}_x^\beta / \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x1}}$  от балансирующего угла скольжения и истинной скорости движения  $V$  (200 – 600 м/с) для трех значений допустимой угловой скорости крена 3, 4, 5 с<sup>-1</sup> при нулевом значении коэффициента нулевого аэродинамического момента крена  $\bar{m}_{x_0} = 0$ , а значит  $\bar{m}_{x_0} = 0$ . Из графиков видно, что с увеличением балансирующего угла скольжения сужается область допустимых аэродинамических характеристик по крену. На графиках рис. 39 представлены те же зависимости  $\bar{m}_x^\beta / \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x1}} = f(\beta, V)$  для допустимой величины  $|\bar{\omega}_{x1}|_{\text{доп.}} = 4 \text{ с}^{-1}$ , но уже с учетом собственной аэродинамической асимметрии  $\bar{m}_{x_0} = 0$ . Из этих графиков следует, что собственная аэродинамическая асимметрия еще более ограничивает область допустимых характеристик.

Рассмотрим в качестве примера катапультное кресло К-36. Диапазон балансирующих углов скольжения для кресла составляет порядка 0,035 рад. ( $\pm 2^\circ$ ). Диапазон истинных скоростей (для наиболее тяжелых режимов катапультирования) лежит в пределах  $V = 400 - 600$  м/с. Отсюда из графиков рис. 39, например, для  $4 \text{ с}^{-1}$ , находим, что отношение  $\bar{m}_x^\beta / \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x1}}$  не должно превышать 0,2 – 0,3 (значения, ограниченные пунктиром), а с учетом  $\bar{m}_{x_0} = 0$ , например, равным  $\pm 0,005$ , не должно быть более 0,05 – 0,15 (см. рис. 38, 39, значения, ограниченные пунктиром).

Для  $5 \text{ с}^{-1}$  допустимая величина отношения  $\bar{m}_x^\beta / \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x1}}$  несколько увеличивается — до 0,25 – 0,3 (см. рис. 38). В действительности у кресла К-36 это отношение имеет величину порядка 0,28, т. е. составляет предельное значение.

Точно также можно определить допустимые аэродинамические характеристики по рысканью и тангажу, т. е.  $\bar{m}_x^\beta / \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x1}}$  и  $\bar{m}_x^\beta / \bar{m}_x^{\bar{\omega}_{x1}}$ , только в этих случаях характеристики должны быть

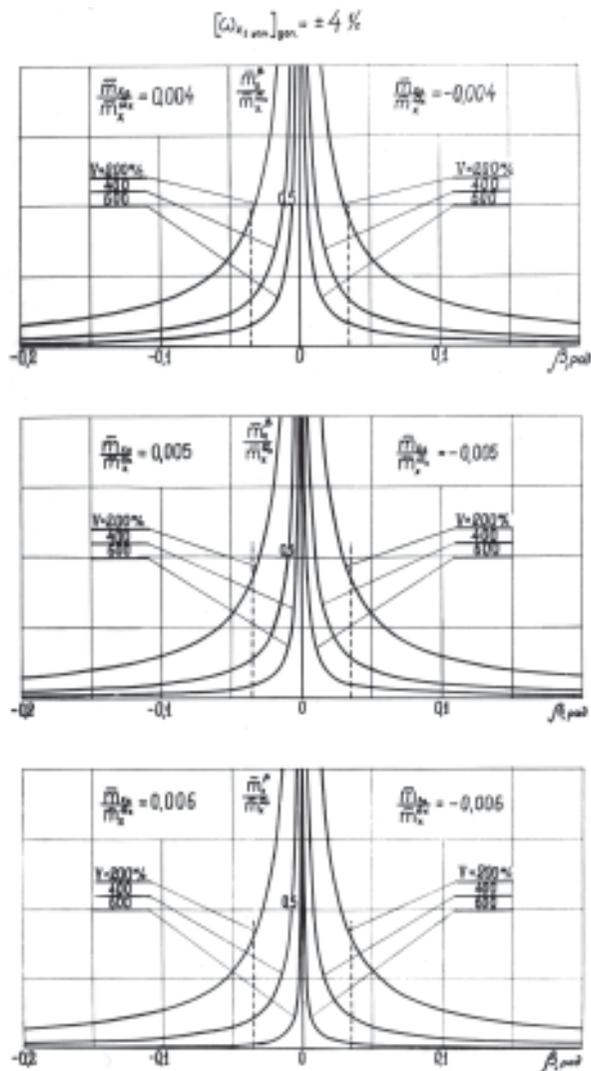


Рис. 39. Зависимость отношений аэродинамических характеристик  $\frac{m_x^\beta}{m_x^{\bar{\omega}_{x1}}}$ , определяющих допустимое вращение по крену, от балансировочного угла скольжения и истинной скорости движения с учетом собственной аэродинамической асимметрии ( $|W_{x1}|_{доп.} = 4 \text{ с}^{-1}$ ).

минимально допустимыми (больше можно, так как это только улучшает стабилизацию катапультируемой системы, в отличие от крена, где всюду наблюдается дестабилизация), т. е.:

$$\frac{\bar{m}_y^\beta}{\bar{m}_y^{\bar{\omega}_{y1}}} > -\frac{|\omega_{y1}|_{доп.}}{V\beta_{бал.}}, \quad (16)$$

$$\frac{\bar{m}_z^\alpha}{\bar{m}_z^{\bar{\omega}_{z1}}} > -\frac{|\omega_{z1}|_{доп.}}{V\alpha_{бал.}}. \quad (17)$$

Однако для характеристики продольной стабилизации необходима проверка по допустимой перегрузке в зависимости от угла атаки при колебаниях в процессе связанного движения и после отделения катапультируемой системы от ЛА.

Найденные таким образом аэродинамические характеристики могут считаться исходными для проведения математического моделирования динамики пространственного движения катапультируемой системы с помощью дифференциальных уравнений равновесия сил (1) и равновесия моментов (2), а также уравнений направляющих косинусов (3) и различных кинематических соотношений.

### 3.3.2.4. Параметрическое исследование влияния различных факторов на динамику пространственного (бокового) движения катапультируемой системы

Параметрическое исследование динамики пространственного движения катапультируемой системы (КС) обычно проводится для граничных условий применения, которые задаются тактико-техническими требованиями (ТТТ) ВВС: высота и скорость применения, число М.

Кроме этого, необходимо рассмотреть влияние аэродинамических и инерционных характеристик и возможного возникновения аэродинамической асимметрии:

- начальной высоты полета при катапультировании КС;
- начальной скорости полета при катапультировании КС;
- аэродинамических моментных характеристик (аэродинамического момента крена при нулевом угле скольжения, степени поперечной и путевой статической устойчивости) КС;

- демпфирующих характеристик КС (вращательных производных);
- инерционных моментных характеристик КС;
- начального угла скольжения КС;
- балансирующего угла скольжения КС.

На графиках рис. 40 – 43 показано влияние начальной высоты и скорости полета на изменение по времени угловой скорости крена в процессе катапультирования КС.

На графиках рис. 44 – 49 представлено влияние угла скольжения аэродинамического момента крена при нулевом угле скольжения на изменение по времени угловой скорости КС.

На графиках рис. 50 видно влияние степени поперечной статической устойчивости на изменение по времени угловой скорости КС.

На основании рис. 51 можно судить о влиянии демпфирующих характеристик КС на изменение по времени угловой скорости КС.

### 3.3.2.5. Возможные пути повышения эффективности средств стабилизации катапультируемой системы

Ранее мы убедились, что основными возмущающими факторами, приводящими к одностороннему вращению по крену катапультируемой системы с членом экипажа, в частности, катапультного кресла типа К-36, в процессе свободного движения после аварийного покидания является наличие постояннодействующего возмущения в виде аэродинамического момента крена. Причем причинами его возникновения являются, во-первых, собственная аэродинамическая асимметрия, и, во-вторых, образование балансирующего угла скольжения, отличного от нуля.

Поэтому задача заключается в том, чтобы устранить либо, если это не удастся сделать, существенно уменьшить подобное вращение с угловыми скоростями и возникающими при этом перегрузками, не превышающими определенных, достаточно безопасных величин.

Поставленная задача может быть решена либо повышением эффективности аэродинамической системы стабилизации, либо применением дополнительной системы.

$\omega_{x1}$

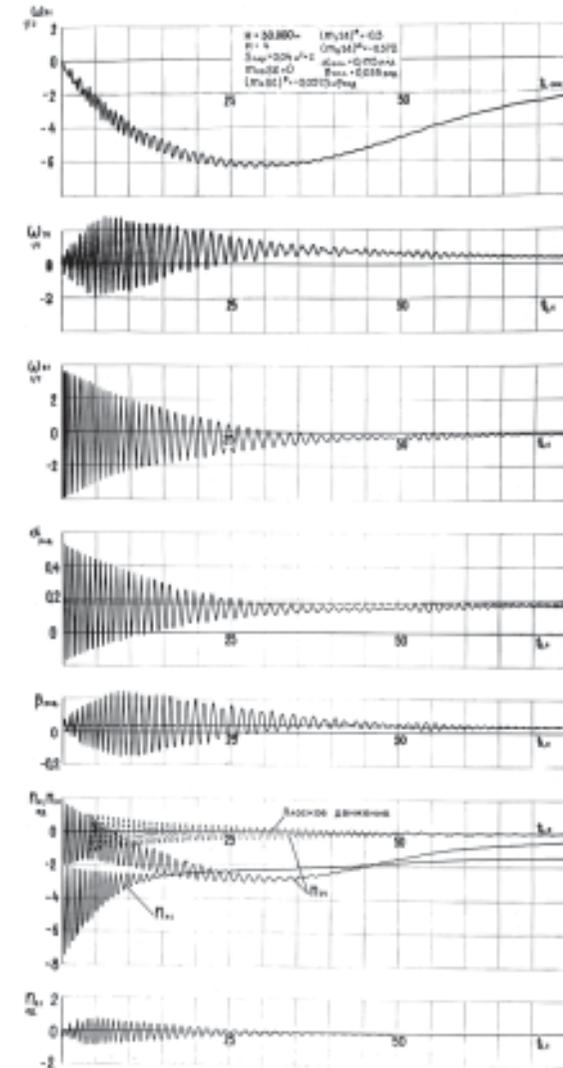


Рис. 40. Изменение во времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 при аварийном покидании самолета на высоте  $H = 30\,000$  м



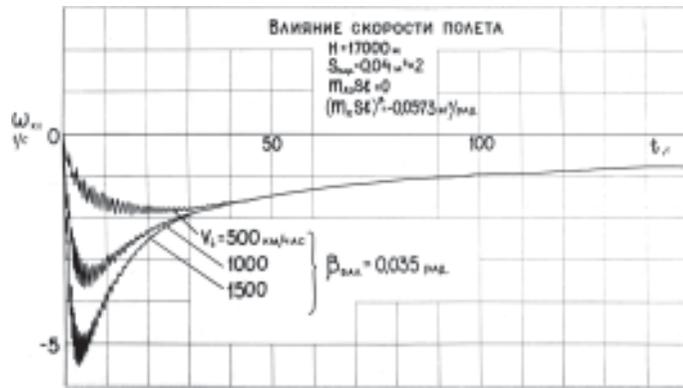


Рис. 43. Влияние начальной индикаторной скорости аварийного покидания в катапультном кресле К-36 на изменение по времени угловой скорости

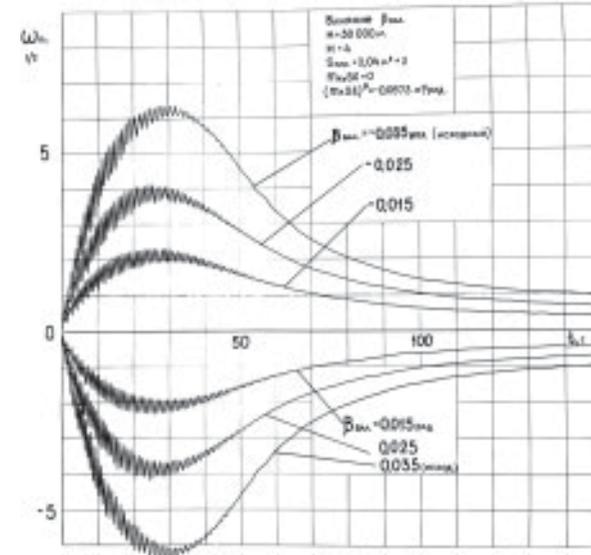


Рис. 45. Влияние балансирующего угла скольжения на изменение по времени угловой скорости

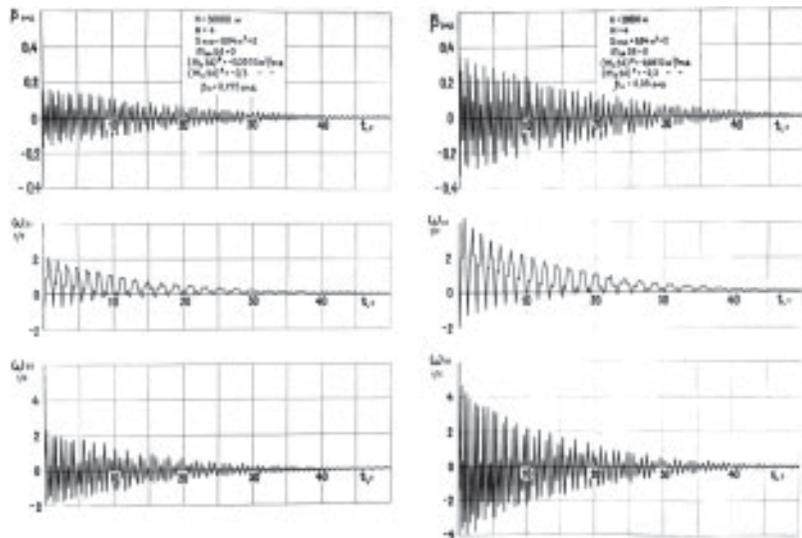


Рис. 44. Влияние начального угла скольжения самолета на изменение по времени основных параметров бокового вращательного движения

$\omega_{x1}$

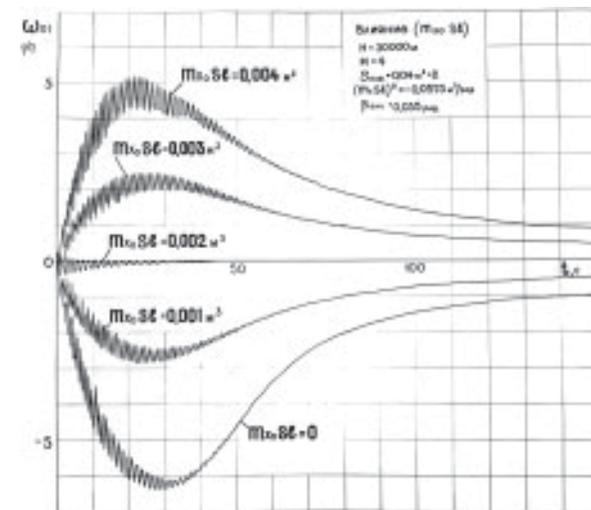
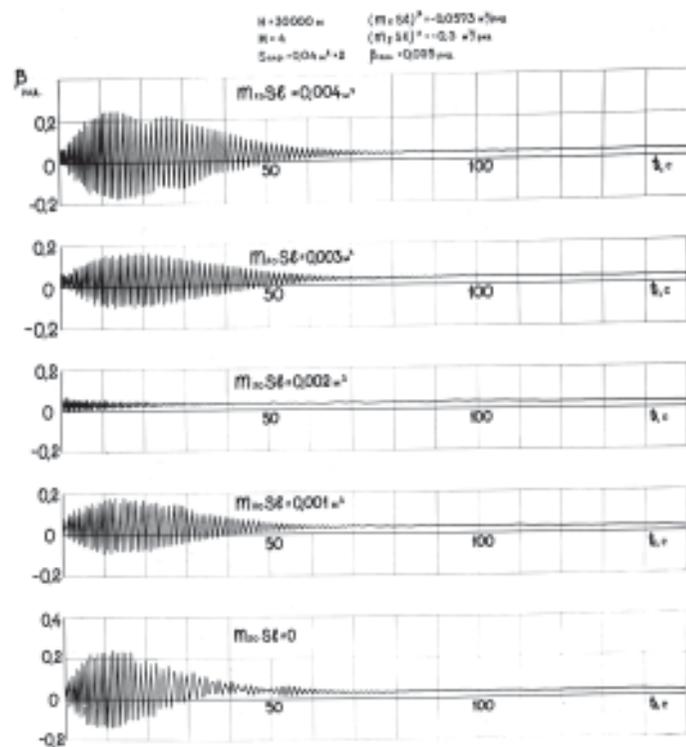


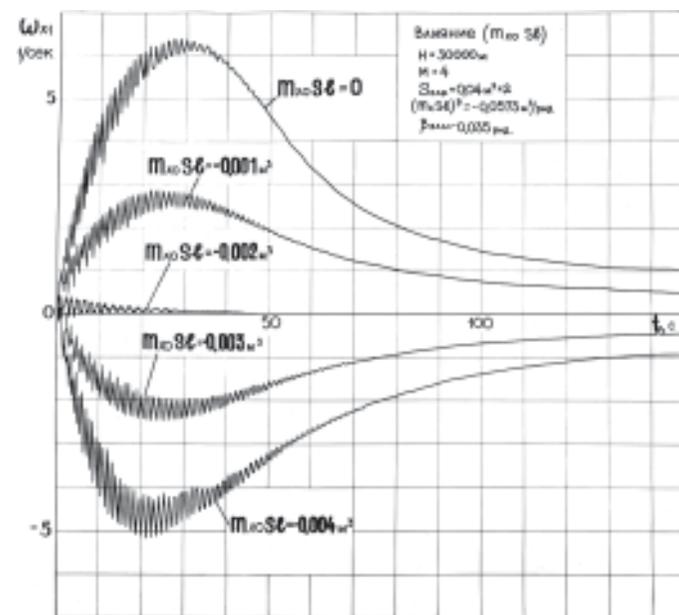
Рис. 46. Влияние коэффициента нулевого аэродинамического момента крена на изменение по времени угловой скорости



**Рис. 47.** Изменение по времени угла скольжения для различных величин коэффициента нулевого аэродинамического момента крена

Кроме пассивных систем стабилизации, к которым относятся аэродинамическая, существуют еще полупассивные и активные, определяемые способом создания управляющих воздействий [115 – 122]. К полупассивным относятся системы, исполнительными органами которых являются инерционные устройства в виде вращающихся масс (маховиков) и гироскопов. Исполнительными органами активных систем являются реактивные двигатели (сопла). Работа инерционных устройств по созданию управляющих воздействий не связана с затратами рабочего тела и это — одно из их преимуществ: расходы рабочего тела определяются необходимым импульсом только на раскрутку маховиков или гироскопов. Получение управляю-

$\omega_{x1}$



**Рис. 48.** Влияние коэффициента нулевого аэродинамического момента крена на изменение по времени угловой скорости

щих моментов с помощью реактивных двигателей основано на использовании реакции отбрасываемой из сопла с большой скоростью массы рабочего тела, запасенной на борту КС либо в виде сжатого газа, либо жидкости, либо твердого топлива, вырабатываемого газогенератором, и требует сравнительно больших расходов рабочего тела.

В последнее время в системах управления и стабилизации движения довольно широкое распространение получила струйная автоматика [123 – 125]. Первые попытки применить элементы струйной автоматки для стабилизации КС, и то только на начальном активном участке, сделала фирма «Ханивэй» (США).

Полупассивные и активные системы обычно используются в космической технике для управления ориентацией и стабилизации космических объектов. Однако, в отличие от космических

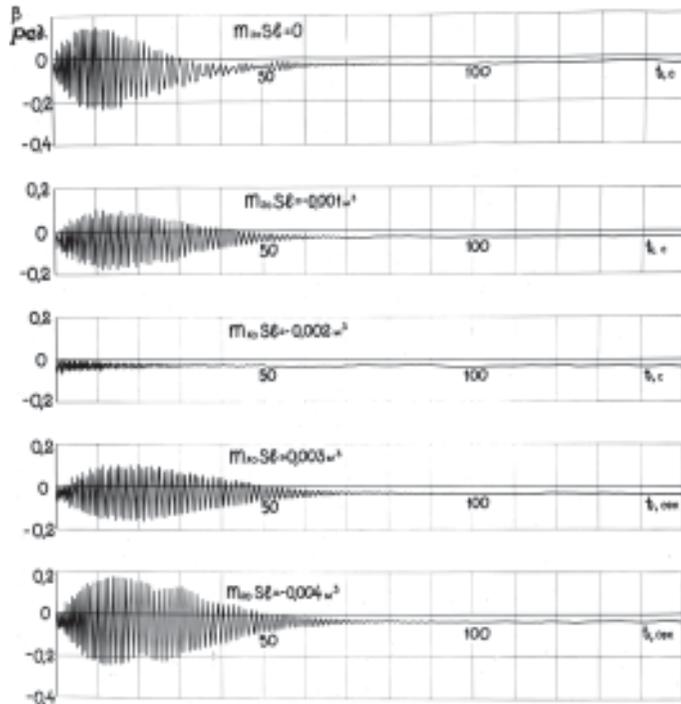


Рис. 49. Изменение по времени угла скольжения для различных величин коэффициента нулевого аэродинамического момента крена

объектов, катапультируемые системы для спасения экипажей самолетов находятся в существенно других условиях, так как подвержены воздействию больших аэродинамических сил и моментов в процессе свободного движения. Поэтому создание подобных систем для стабилизации КС представляет определенные трудности.

Исходной информацией для включения и работы любой системы стабилизации являются сигналы, поступающие от чувствительных элементов — датчиков угловой скорости. Сигналы от датчиков сопоставляются с эталонными и, после соответствующего преобразования, поступают к исполнительным органам, которые непосредственно вырабатывают управляющие воздействия (управляющие моменты), приложенные к КС.

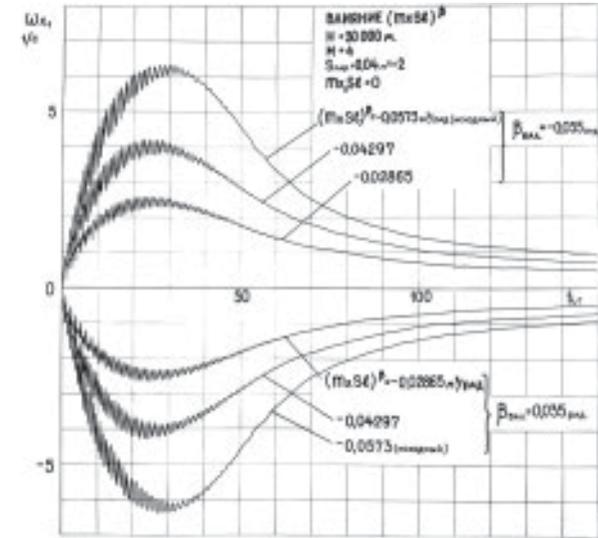


Рис. 50. Влияние степени поперечной статической устойчивости на изменение по времени угловой скорости для кресла типа К-36 при наиболее вероятностных его характеристиках

$$\frac{\partial \bar{\omega}_x}{\partial (m_x St)} \beta (m_x St)^2 \bar{\omega}_x$$

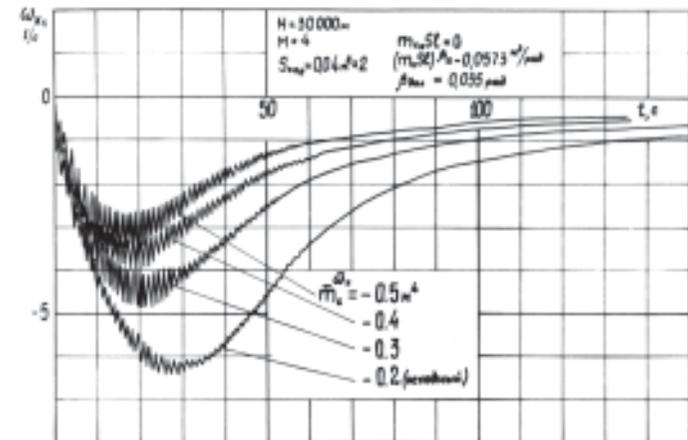


Рис. 51. Влияние вращательной производной аэродинамического демпфирующего момента крена на изменение по времени угловой скорости  $\omega_x$

Повышение эффективности аэродинамической системы стабилизации может быть достигнуто применением вращающихся парашютов большей площади, чем  $0,06 \text{ м}^2$ . Однако это может сопровождаться переходом КС на большой балансирующий угол атаки, что может вызвать увеличение составляющей перегрузки «таз – голова», хуже переносимой человеком. На графиках рис. 52 – 55 показано расчетное изменение по времени угловой скорости крена для площадей парашютов  $S_{\text{пар.}} = 0,04; 0,08; 0,12; 0,16 \text{ м}^2$  для случая катапультирования К-36 на высотах  $H = 17\,000 \text{ м}$ ,  $H = 30\,000 \text{ м}$  и при наиболее вероятностных характеристиках кресла.

Из графиков видно, что увеличение площади вращающихся парашютов существенно уменьшает величину угловой скорости крена.

Применение дополнительной системы стабилизации с использованием вращающихся маховиков также позволяет существенно уменьшить величины угловой скорости (рис. 56, 57). Некоторая кажущаяся конструктивная простота в сочетании с достаточно высокой точностью объясняет тот факт, что эти системы одними из первых нашли практическое применение [134, 135]. В основу принципа действия систем, использующих в качестве исполнительных органов вращающиеся маховики, положен закон сохранения момента количества движения. Использование вращающихся маховиков только для стабилизации по крену предполагает наличие на КС системы аэродинамической стабилизации, обеспечивающей достаточные моментные характеристики по тангажу и рысканью. Необходимо отметить, что специалисты фирмы «Стэнли» еще в 1956 – 57 годах при разработке капсулы-кабины, столкнувшись с трудностями стабилизации по крену, пришли к выводу о необходимости применения дополнительных средств стабилизации, в частности, гироскопических устройств [136].

Система стабилизации, включающая вращающиеся маховики, основана на принципе удержания тела в исходном положении (с некоторыми колебаниями и прецессией) за счет создания достаточного противодействующего кинетического момента. С помощью вращающихся маховиков можно управлять движением тела вокруг центра масс в пространстве относительно всех трех связанных осей (рис. 58).

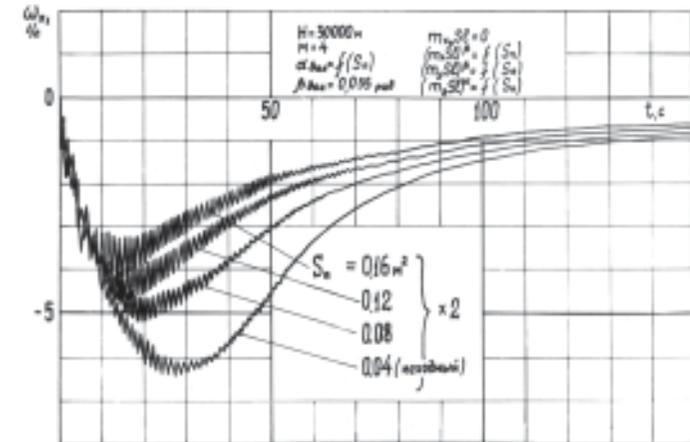


Рис. 52. Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купола на изменение по времени угловой скорости ( $H = 30\,000 \text{ м}$ , )

$$\omega_{\text{к}}(S_{\text{п}})^{\beta} = f(S_{\text{п}})$$

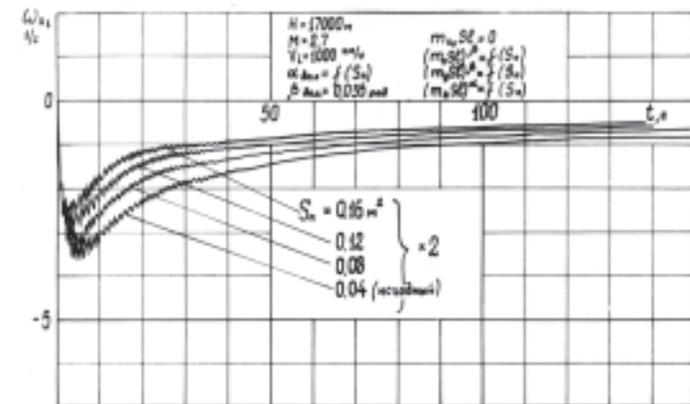


Рис. 53. Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купола на изменение по времени угловой скорости ( $H = 17\,000 \text{ м}$ ,  $V_i = 1000 \text{ км/ч}$ , )

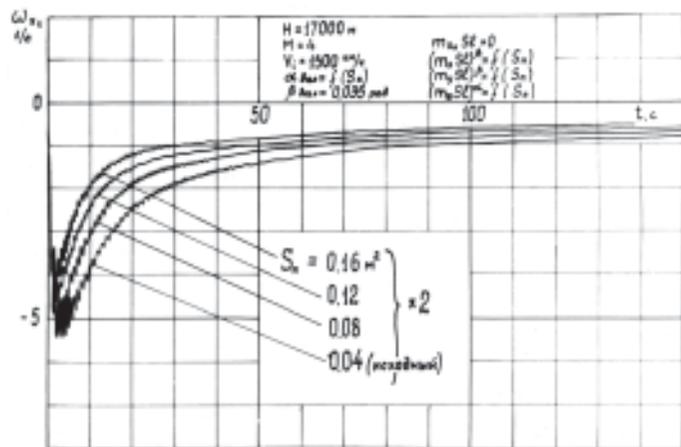


Рис. 54. Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купола на изменение по времени угловой скорости ( $H = 17\ 000\ \text{м}$ ,  $V_i = 1500\ \text{км/ч}$ )

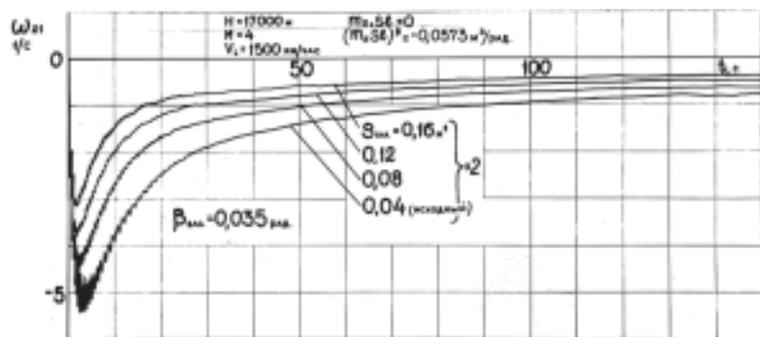


Рис. 55. Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купола на изменение по времени угловой скорости ( $H = 17\ 000\ \text{м}$ )

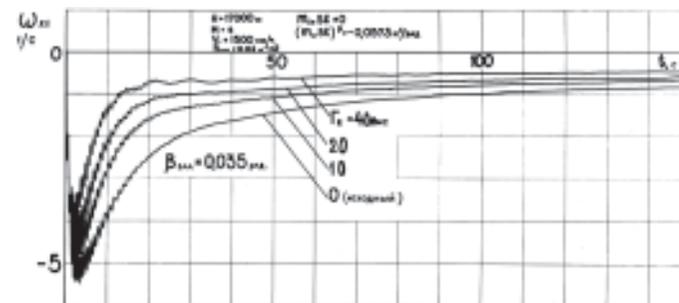


Рис. 56. Изменение по времени угловой скорости при стабилизации катапультного кресла типа К-36 с помощью вращающихся маховиков в зависимости от величины импульса момента силы ( $H = 17\ 000\ \text{м}$ ,  $V_i = 1500\ \text{км/ч}$ )

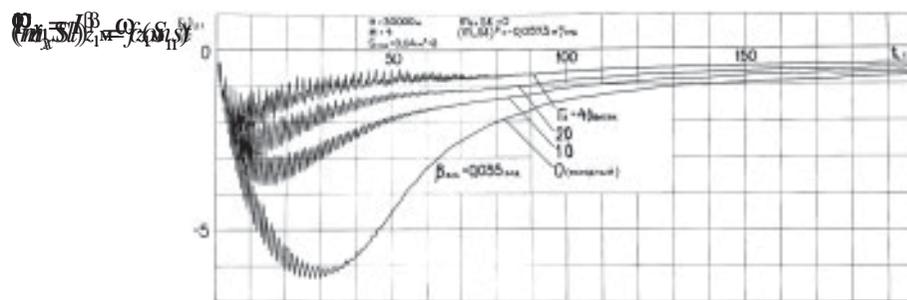


Рис. 57. Изменение по времени угловой скорости при стабилизации катапультного кресла типа К-36 с помощью вращающихся маховиков в зависимости от величины импульса момента силы ( $H = 30\ 000\ \text{м}$ )

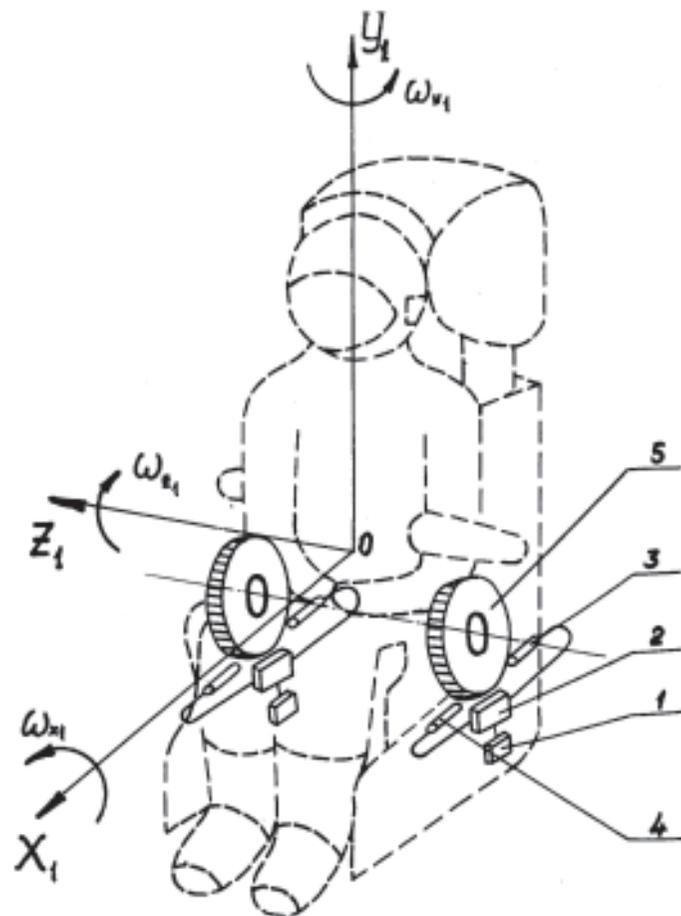


Рис. 58. Схема расположения в катапультируемой системе (кресле) вращающихся маховиков с осью вращения относительно оси  $OZ_1$  для стабилизации по крену: 1 — датчики угловой скорости (ДУС); 2 — распределительные механизмы; 3, 4 — патроны раскрутки; 5 — вращающиеся маховики

В общем случае дифференциальные уравнения движения относительно центра масс КС с тремя вращающимися маховиками имеют вид [6–9, 137]:

$$\begin{aligned}
 I_{x_1} \dot{\omega}_{x_1} + (I_{z_1} - I_{y_1} + I_{z_1M} - I_{y_1M}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} &= \\
 = M_{x_1} - I_{x_1M} (\dot{\omega}_{x_1} + \dot{\omega}_{x_1M}) + I_{y_1M} \omega_{y_1M} \omega_{z_1} - I_{z_1M} \omega_{z_1M} \omega_{y_1}, \\
 I_{y_1} \dot{\omega}_{y_1} + (I_{x_1} - I_{z_1} + I_{x_1M} - I_{z_1M}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} &= \\
 = M_{y_1} - I_{y_1M} (\dot{\omega}_{y_1} + \dot{\omega}_{y_1M}) + I_{z_1M} \omega_{z_1M} \omega_{x_1} - I_{x_1M} \omega_{x_1M} \omega_{z_1}, \\
 I_{z_1} \dot{\omega}_{z_1} + (I_{y_1} - I_{x_1} + I_{y_1M} - I_{x_1M}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} &= \\
 = M_{z_1} - I_{z_1M} (\dot{\omega}_{z_1} + \dot{\omega}_{z_1M}) + I_{x_1M} \omega_{x_1M} \omega_{y_1} - I_{y_1M} \omega_{y_1M} \omega_{x_1}.
 \end{aligned} \tag{18}$$

При этом предполагается, что точки подвесов и оси вращения маховиков неподвижны относительно катапультируемой системы и совпадают с соответствующими связанными осями, а сами маховики обладают осевой симметрией.

В вышеприведенных уравнениях слагаемые  $I_i(\dot{\omega}_i + \dot{\omega}_{iM})$  представляют собой моменты инерционной реакции маховиков, приложенные к корпусу КС. Величины этих моментов,  $I_i(\dot{\omega}_i + \dot{\omega}_{iM})$  пропорциональные абсолютному угловому ускорению маховиков, определяются осевыми моментами, приложенными к маховикам со стороны пусковых устройств, приводящих маховики во вращение (разгоняющие их). Указанные слагаемые можно принять равными нулю, поскольку угловые ускорения КС, как правило, малы по сравнению с угловыми ускорениями маховиков, а также раскрутка маховиков происходит мгновенно и не влияет на вращение КС

Вторые и третьи слагаемые являются проекциями гироскопического момента, возникающего вследствие вынужденной прецессии маховиков при вращении КС. Этот гироскопический момент и используется для стабилизации и управления.

Рассмотрим действие каждого из трех маховиков. Маховик с угловой скоростью собственного вращения  $\omega_{x_1M}$  относительно оси  $OX_1$  создает гироскопический момент в проекциях на оси  $OY_1$  и  $OZ_1$ , уменьшая действие проекции главного вектора момента внешних сил относительно оси  $OY_1$  (член со знаком минус) и увеличивая действие момента относительно

оси  $OZ_1$  (член со знаком плюс). Таким образом, этот маховик способствует путевой стабилизации тела (КС) и продольной дестабилизации. Маховик с угловой скоростью вращения относительно оси  $OY_1$  создает гироскопический момент в проекциях на оси  $OX_1$  и  $OZ_1$ , уменьшая действие момента относительно оси  $OZ_1$  (член со знаком минус) и увеличивая действие момента относительно оси  $OX_1$  (член со знаком плюс), т. е. способствуя продольной стабилизации и поперечной дестабилизации (росту вращения по крену). Однако, если использовать маховик 2 с угловой скоростью противоположного знака ( ), то можно применить этот маховик для парирования вращения по крену. Но в этом случае необходимо наличие угловой скорости катапультируемой системы. Однако при равенстве нулю угловой скорости действие гироскопического момента тоже равно нулю. Наконец, маховик 3 с угловой скоростью вращения относительно оси  $OZ_1$  (см. рис. 58) создает гироскопический момент в проекциях на оси  $OX_1$  и  $OY_1$ , уменьшая действие момента относительно оси  $OX_1$  (член со знаком минус) и увеличивая действие момента относительно оси  $OY_1$  (член со знаком плюс), т. е. парировав вращение по крену и способствуя путевой дестабилизации.

Как видим, для возможной ликвидации или уменьшения вращения КС по крену можно использовать вращающийся маховик 3 с собственной осью вращения относительно оси  $OZ_1$  и маховик 2 с осью вращения относительно оси  $OY_1$  с угловой скоростью противоположного знака. Рассмотрим применение только маховика 3.

Для этого случая дифференциальные уравнения с учетом , а также в предположении, что осевые моменты инерции маховиков пренебрежимо малы по сравнению с моментами инерции КС, запишутся в следующем виде:

$$I_{y_1} \dot{\omega}_{y_1} + (I_{x_1} - I_{z_1}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} = M_{y_1} + I_{z_1 M} \omega_{z_1 M} \omega_{x_1}, \quad (19)$$

$$I_{z_1} \dot{\omega}_{z_1} + (I_{y_1} - I_{x_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} = M_{z_1}.$$

Для раскручивания маховиков — схема их возможного расположения с осью вращения относительно оси  $OZ_1$  на КС (катапультируемом кресле) для предотвращения вращения по крену представлена на рис. 58 (с двух сторон от центра масс) — могут быть использованы по два противоположно направленных пиропатрона для каждого маховика. Чувствительными элементами обычно являются датчики угловой скорости, реагирующие на знак и величину угловой скорости вращения по крену по достижении критической величины, электрически связанные с распределительным механизмом, который выдает сигнал на срабатывание соответствующего пиропатрона.

Произведем оценку стабилизирующего действия вращающихся маховиков с осью вращения относительно связанной оси  $OZ_1$  на динамику вращательного движения катапультируемого кресла типа К-36. При этом предполагается, что продольная и путевая стабилизация обеспечивается с помощью основной аэродинамической системы стабилизации в виде двух стабилизирующих штанг с двумя стабилизирующими вращающимися парашютами площадью  $0,04 \text{ м}^2$  каждый на их концах. Аэродинамические характеристики кресла с такой стабилизацией соответствуют исходному варианту (см. рис. 4). Расчеты проводились для наиболее вероятных параметров кресла и критических режимов катапультирования — высот  $H = 17\,000$  и  $30\,000$  м, соответствующих числу  $M = 4$ , при движении кресла с балансирующим углом скольжения  $\beta_{\text{бал.}} = 0,035$  рад ( $2^\circ$ ).

В расчетах принимались величины импульса гироскопического момента силы (произведение момента инерции маховиков на угловую скорость собственного вращения маховиков ), равные 10, 20 и 40 Нмс. Влияние величины

на изменение по времени основного исследуемого параметра — угловой скорости по крену — показано на графиках рис. 56, 57. Из графиков видно, что с увеличением импульса момента силы угловая скорость существенно уменьшается. Параметры маховиков (момент инерции, масса и угловая скорость собственного вращения) могут быть определены в результате решения полной системы дифференциальных уравнений пространственного движения КС, включая дифференциальные уравнения (2), с начальными условиями, соответствующими расчетным режимам. При этом оптимальные параметры маховиков

находятся, исходя из приемлемых величин массы и угловой скорости вращения маховиков.

Кроме гироскопической системы стабилизации, может быть рассмотрено применение дополнительной системы стабилизации с использованием реактивных двигателей малой тяги (микродвигателей) или струйной системы (рис. 59) с элементами пневмоники. Не вдаваясь в подробности конструктивного исполнения микродвигателей и элементов пневмоники, произведем оценку влияния параметров таких систем на динамику движения (рис. 60).

### 3.3.3. Теоретическое определение главных центральных и центробежных моментов инерции катапультируемой системы

При составлении дифференциальных уравнений движения катапультируемой системы часто считается, что главные оси инерции совпадают с обычно принятыми связанными осями системы координат  $OX_1Y_1Z_1$ , одна из плоскостей которой ( $X_1OY_1$ ) является плоскостью симметрии. Поэтому при исследовании динамики плоского движения катапультируемой системы, когда аэродинамические силы и моменты по крену и рысканью принимаются равными нулю, можно считать, что угловое перемещение системы будет происходить только в плоскости симметрии относительно связанной оси  $OZ_1$ .

Однако при исследовании уже динамики пространственного движения такое предположение делать нельзя, предварительно его не проверив. Это означает, что в том случае, когда главная ось инерции  $OZ_{01}$  не совпадает с осью связанной системы координат  $OZ_1$  (даже при равенстве нулю аэродинамических моментов по крену и рысканью, т. е. при  $M_x = 0$  и  $M_y = 0$ ), нельзя утверждать, что вращательное движение катапультируемой системы будет происходить только относительно оси  $OZ_1$ . Такое отклонение может возникнуть при наличии, главным образом, центробежных моментов инерции не только в плоскости симметрии  $X_1OY_1$ , но и в других плоскостях —  $Z_1OY_1$  и  $Z_1OX_1$  (т. е.  $I_{y_1z_1}$  и  $I_{z_1x_1}$ ), что весьма пагубно может отразиться на параметрах движения КС относительно центра масс.

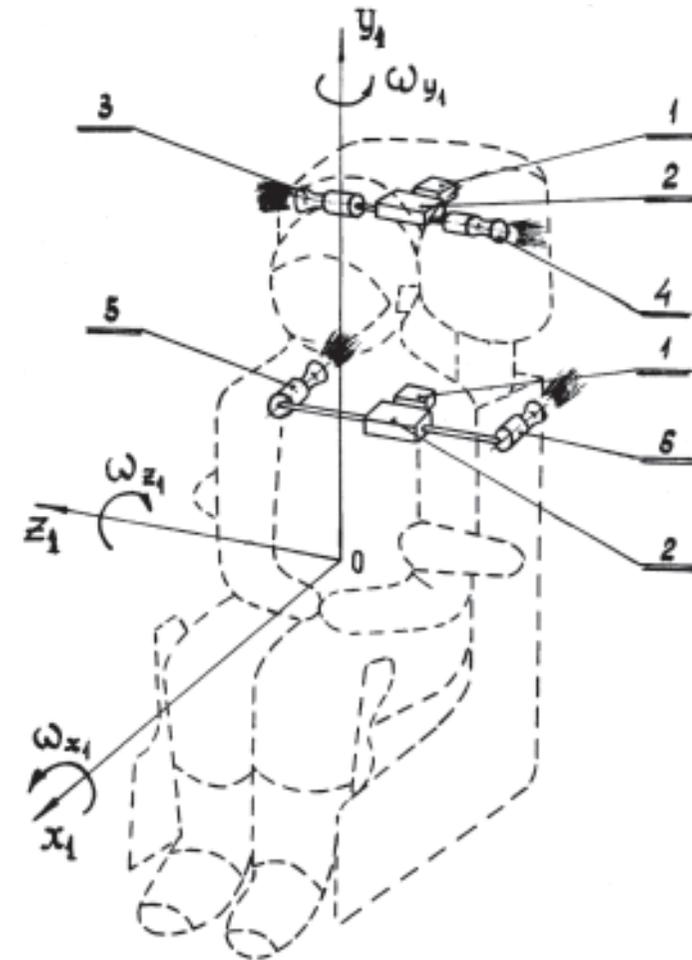
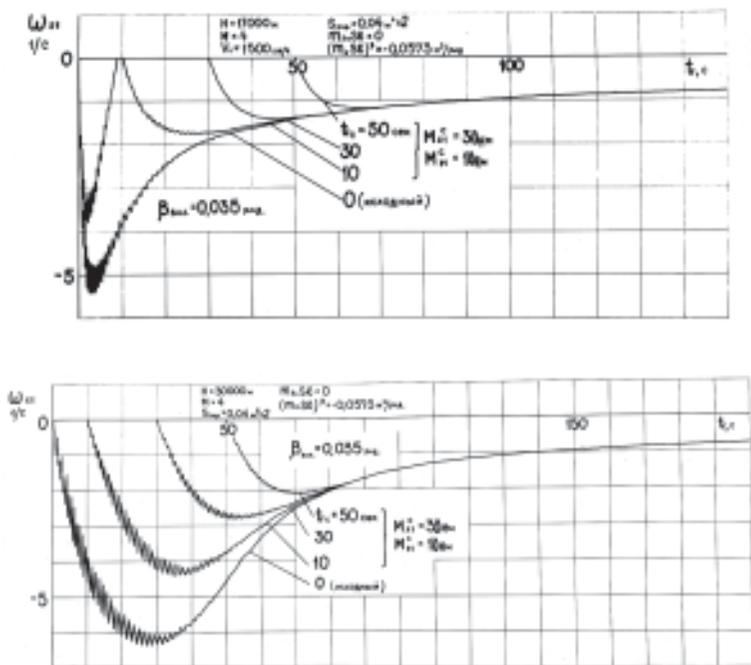


Рис. 59. Схема расположения в катапультируемой системе (кресле) элементов струйной системы стабилизации (двигателей малой тяги — ДМТ) с действием относительно связанных осей  $OX_1$  и  $OY_1$  для стабилизации по крену и рысканью: 1 — датчики угловой скорости (ДУС); 2 — распределительные механизмы; 3, 4 — ДМТ крена; 5, 6 — ДМТ рысканья



**Рис. 60.** Влияние параметров струйной стабилизации (с помощью двигателей малой тяги) на изменение по времени угловой скорости по крену для кресла типа К-36 при катапультировании на высотах  $H = 17\ 000$  (вверху) и  $30\ 000$  м, числе  $M = 4$  и дальнейшем спуске с этой высоты до ввода основного парашюта спасения летчика при наиболее вероятностных его характеристиках

С этой целью необходимо определить направление главных осей инерции и отклонение их от обычно принятых (или выбранных) связанных осей координат (см. рис. 37), а следовательно, необходимо определить величины главных моментов инерции. В связи с этим и рассматривается задача теоретического и практического нахождения как главных моментов инерции КС, так и расположения главных осей инерции по отношению к связанным осям.

В общем случае значения главных моментов инерции определяются из следующей системы уравнения [75–81]:

$$\begin{aligned} (I_{x_1} - \lambda)\cos\alpha - I_{x_1y_1}\cos\beta - I_{x_1z_1}\cos\gamma &= 0, \\ -I_{y_1x_1}\cos\alpha + (I_{y_1} - \lambda)\cos\beta - I_{y_1z_1}\cos\gamma &= 0, \\ -I_{z_1x_1}\cos\alpha - I_{z_1y_1}\cos\beta + (I_{z_1} - \lambda)\cos\gamma &= 0. \end{aligned} \quad (20)$$

Эта однородная система линейных уравнений относительно направляющих косинусов  $\cos\alpha$ ,  $\cos\beta$ ,  $\cos\gamma$  может иметь отличные от нуля решения, только если ее определитель равен нулю:

$$\begin{vmatrix} (I_{x_1} - \lambda) & -I_{x_1y_1} & -I_{x_1z_1} \\ -I_{y_1x_1} & (I_{y_1} - \lambda) & -I_{y_1z_1} \\ -I_{z_1x_1} & -I_{z_1y_1} & (I_{z_1} - \lambda) \end{vmatrix} = 0. \quad (21)$$

Раскрывая определитель и располагая члены относительно  $\lambda$ , будем иметь следующее кубическое уравнение:

$$\lambda^3 - A\lambda^2 - B\lambda - C = 0, \quad (22)$$

где  $A = I_{x_1} + I_{y_1} + I_{z_1}$ ,

$$B = I_{x_1}^2 + I_{y_1}^2 + I_{z_1}^2 - I_{x_1}I_{y_1} - I_{y_1}I_{z_1} - I_{z_1}I_{x_1},$$

$$C = I_{x_1}I_{y_1}I_{z_1} - I_{x_1}I_{y_1z_1}^2 - I_{y_1}I_{z_1x_1}^2 - I_{z_1}I_{x_1y_1}^2 - 2I_{x_1y_1}I_{y_1z_1}I_{z_1x_1}.$$

Введя новую переменную  $\lambda' = \lambda - A/3$ , получим кубическое уравнение в виде:

$$(23)$$

где  $p = -\frac{1}{9}(A^2 + 3B)$ ,  $q = -(A^3/27 + AB/6 + C/2)$ .

Число действительных решений этого уравнения (23) зависит от знака дискриминанта  $D = q^2 + p^3$ :

- если  $D > 0$ , то уравнение имеет одно решение (одно действительное и два мнимых);
- если  $D < 0$ , то уравнение имеет три решения (три действительных различных корня);
- если  $D = 0$ , то уравнение имеет одно решение при  $p = q = 0$  (три совпавших нулевых корня) и два решения при  $p^3 = -q^2 (\neq 0)$  (из трех действительных корней два совпали).

Так как в данном случае рассматриваются моменты инерции тела, то все три корня кубического уравнения (23) должны быть действительными. В этом случае дискриминант  $D$  меньше нуля ( $D < 0$ , второй случай).

Решение ищем с помощью вспомогательных величин  $r$  и  $\varphi$ . В уравнение (23) введем  $r = \pm\sqrt{|p|}$ , знак  $r$  должен совпадать со знаком  $q$ . После этого определяем значение уже угла  $\varphi$  по формуле:

$$\varphi = \arccos \frac{q}{r^3}.$$

Затем находим сами корни, помня при этом, что  $\lambda = \lambda' + A/3$ , т. е.

$$\lambda_2 = \frac{A}{3} + 2r \cos \frac{\varphi}{3},$$

$$\lambda_3 = \frac{A}{3} + 2r \cos \left( 60^\circ - \frac{\varphi}{3} \right).$$

Корни  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  означают экстремальные величины моментов инерции, которыми как раз и являются главные моменты инерции —  $I_{x_0}$ .

Для нахождения углов  $\alpha, \beta, \gamma$  с осями координат той главной оси (см. рис. 37), которой соответствует момент инерции ( $i = 1, 2, 3$ ), решаем следующую систему уравнений:

$$I_{y_1 z_1} \cos \alpha_i + (I_{y_1} - \lambda_i) \cos \beta_i - I_{y_1 z_1} \cos \gamma_i = 0, \quad (24)$$

$$I_{z_1 x_1} \cos \alpha_i - I_{z_1 y_1} \cos \beta_i + (I_{z_1} - \lambda_i) \cos \gamma_i = 0,$$

$$\cos^2 \alpha_i + \cos^2 \beta_i + \cos^2 \gamma_i = 1.$$

Любое из первых трех уравнений этой системы является следствием двух остальных. Запишем формулы для определения каждого угла. Из первого уравнения системы (24) находим  $\alpha_i$ :

(25)

Подставляя выражения для  $\alpha_i$  во второе уравнение системы, находим  $\beta_i$ :

$$\beta_i = \arccos \frac{(I_{x_1} - \lambda_i) I_{y_1 z_1} + I_{x_1 y_1} I_{z_1 x_1}}{(I_{x_1} - \lambda_i)(I_{y_1} - \lambda_i) - I_{x_1 y_1}^2} \cos \gamma_i. \quad (26)$$

Подставляя выражения для  $\alpha_i$  и  $\beta_i$  в четвертое уравнение системы, получим угол  $\gamma_i$ :

$$\gamma_i = \arccos \left\{ 1 - \frac{I_{x_1 y_1} \cos \beta_i + I_{z_1 x_1} \cos \gamma_i}{(I_{x_1} - \lambda_i)^2} - \frac{[(I_{x_1} - \lambda_1) I_{y_1 z_1} + I_{x_1 y_1} I_{z_1 x_1}] \cos \gamma_i}{[(I_{x_1} - \lambda_1)(I_{y_1} - \lambda_i) - I_{x_1 y_1}^2]^2} \right\}^{1/2}. \quad (27)$$

Таким образом, трем значениям главных моментов инерции  $I_{x_0}, I_{y_0}, I_{z_0}$  соответствуют три значения угла  $\alpha_i = \arccos \frac{I_{y_1 z_1} \cos \beta_i + I_{z_1 x_1} \cos \gamma_i}{I_{x_1} - \lambda_i}$ , определенным по вышеприведенным формулам, будут соответствовать девять значений углов  $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ), найденных по формулам для углов.

Определитель, составленный из направляющих косинусов новых (главных) осей по отношению к старым осям, имеет следующее важное свойство.

*Определитель  $\Delta$ :*

если левая система осей координат переходит в левую или правую — в правую.

*Определитель  $\Delta = -1$ ,* если левая система координат переходит в правую, а правая — в левую.

Это свойство помогает понять, почему углы  $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$  в отдельных случаях бывают больше  $\pi/2$ , или больше величины  $1,57$ .

*Частный случай.* В том случае, когда плоскость симметрии  $X_1OY_1$  является и массовой плоскостью симметрии тела, центробежные моменты инерции  $I_{y_1z_1}$  и  $I_{x_1z_1}$  равны нулю. Следовательно, ось  $OZ_1$  является главной осью инерции и в то же время центральной, если проходит через центр масс.

Опуская вывод уравнений, что аналогично (24), дадим окончательные формулы для определения главных моментов и направлений главных осей инерции для этого частного случая:

$$\alpha = \arctg \frac{I_{x_1y_1}}{I_{y_1} - \lambda}$$

Таким образом, в общем случае для определения главных моментов и направлений главных осей инерции тела необходимо знать моменты инерции относительно любых трех взаимноперпендикулярных осей (осевые моменты инерции) и центробежные моменты относительно осей, лежащих в этих взаимноперпендикулярных плоскостях. Для катапультируемой системы такими взаимноперпендикулярными осями могут быть обычно принятые связанные оси.

Как было показано выше, **главные моменты и направления главных осей инерции могут быть определены только расчетным путем по изложенной выше методике.** Однако при этом необходимо знать осевые и центробежные моменты инерции. Они могут быть определены либо расчетным путем (суммированием произведений отдельных масс тела на квадрат расстояния до искомой оси, что является несколько приближенной методикой), либо экспериментально более точно. Рассмотрим методику экспериментального нахождения моментов инерции. Экспериментальному определению подлежат шесть величин:

- осевые моменты инерции  $I_{x_1}$ ,  $I_{y_1}$ ,  $I_{z_1}$  (относительно связанных осей КС);
- центробежные моменты инерции  $I_{x_1y_1}$ ,  $I_{x_1z_1}$ ,  $I_{y_1z_1}$ .

Как известно, осевые моменты инерции можно определить методом свободных крутильных колебаний на подвеске из двух нитей относительно соответствующей связанной оси. Для нахождения центробежных моментов инерции необходимо дополнительно определить моменты инерции относительно осей, лежащих в соответствующих координатных плоскостях  $X_1OY_1$ ,  $Y_1OZ_1$ ,  $Z_1OX_1$ , а также измерить углы между данной осью и тре-

мя связанными осями. Затем, имея общее выражение для момента инерции относительно произвольной оси  $OA$ , лежащей в данной плоскости, и зная три величины момента инерции для разных положений оси  $OA$  в трех взаимноперпендикулярных плоскостях и три величины угла, можно определить центробежные моменты инерции относительно выбранной системы координат по ниже приведенным формулам.

В общем случае момент инерции относительно произвольной оси  $OA$  вычисляется по формуле

$$I_{OA} = I_{x_1} \cos^2 \alpha + I_{y_1} \cos^2 \beta + I_{z_1} \cos^2 \gamma - 2I_{x_1y_1} \cos \alpha \cos \beta - 2I_{y_1z_1} \cos \beta \cos \gamma - 2I_{z_1x_1} \cos \alpha \cos \gamma \quad (28)$$

Для получения центробежных моментов инерции  $I_{x_1y_1}$

и поочередно определим моменты инерции тела, выбрав соответственно направления:

$$\begin{aligned} \alpha = 0, \beta = \gamma = 90^\circ, \\ \alpha = 90^\circ, \gamma = 0, \beta = 90^\circ, \\ \alpha = \beta = 90^\circ, \gamma = 0. \end{aligned}$$

Далее находим момент инерции относительно осей, лежащих в координатных плоскостях. Так, например, если определен момент инерции относительно оси, лежащей в плоскости  $XOY$  ( $\gamma = 90^\circ$ ), то при  $\gamma = 90^\circ$  получим

$$I_{OA} = I_{x_1} \cos^2 \alpha + I_{y_1} \cos^2 \beta + I_{z_1} \cos^2 90^\circ - 2I_{x_1y_1} \cos \alpha \cos \beta - 2I_{y_1z_1} \cos \beta \cos 90^\circ - 2I_{z_1x_1} \cos \alpha \cos 90^\circ \quad (29)$$

Но в этом случае между углами  $\alpha$  и  $\beta$  имеется связь  $\beta = 90^\circ - \alpha$ , и, следовательно,  $\cos \beta = \sin \alpha$ . После этого получаем:

$$I_{OA_1} = I_{x_1} \cos^2 \alpha_{xy} + I_{y_1} \sin^2 \alpha_{xy} - I_{x_1y_1} \sin^2 \alpha_{xy} \quad (30)$$

откуда находим выражение для центробежного момента инерции:

$$I_{x_1y_1} = \frac{I_{x_1} \cos^2 \alpha_{xy} + I_{y_1} \sin^2 \alpha_{xy} - I_{OA_1}}{\sin^2 \alpha_{xy}} \quad (31)$$

Аналогично получим

$$I_{y_1z_1} = \frac{I_{y_1} \cos^2 \alpha_{yz} + I_{z_1} \sin^2 \alpha_{yz} - I_{OA_2}}{\sin^2 \alpha_{yz}} \quad (32)$$

(33)

В формулах (31) – (33)  $\alpha_{xy}$  — угол между осью  $OA_1$  и связанной осью  $OX_1$ ;  $\alpha_{yz}$  — угол между осью  $OA_2$  и связанной осью  $OY_1$ ;  $\alpha_{zx}$  — угол между осью  $OA_3$  и связанной осью  $OZ_1$ .

И, наконец, для определения эллипсоида инерции (направлений главных осей инерции) воспользуемся методикой, изложенной выше (28) – (33).

Методом крутильных колебаний на подвеске из двух нитей определяем следующие параметры:

- длины нити подвески системы  $L$ ;
- расстояние между нитями  $2R$ ;
- смещение центра масс тела от оси нитей  $C$ ;
- время колебаний  $n$  системы  $t$ ;
- количество колебаний за время  $t(n)$ ;
- массу системы  $m$ ;
- угол между вертикалью и связанной осью, относительно которой определяется момент инерции (при определении центробежных моментов инерции).

После этого моменты инерции вычисляются по формуле:

$$I = 2,53 \frac{(R^2 - C^2)mg (t/n)^2}{100L} \quad (34)$$

Таким образом, для практического определения главных моментов и направлений главных осей инерции тела (например, катапультируемой системы — КС) необходимо произвести следующее:

- определить экспериментальным путем методом крутильных колебаний необходимые параметры и величины по формуле (34), приведенной выше, моменты инерции  $I_{x_1}$ ,  $I_{y_1}$ ,  $I_{z_1}$  относительно связанных осей  $OX_1$ ,  $OY_1$ ,  $OZ_1$  и моменты инерции  $I_{x_1}$ ,  $I_{y_1}$ ,  $I_{z_1}$  относительно осей, лежащих в координатных плоскостях  $X_1OY_1$ ,  $Y_1OZ_1$ ,  $Z_1OX_1$ ; при этом должны быть измерены углы  $\alpha_{xy}$ ,  $\alpha_{yz}$ ,  $\alpha_{zx}$ ;
- определить центробежные моменты инерции, вычислив их по формулам (31) – (33);
- получить численные значения главных моментов инерции по формулам (20) – (30);

- найти для каждого значения главного момента инерции решение системы уравнений по формулам (25) – (27), что даст направление данной главной оси.

Необходимо отметить, что углы  $\alpha_1$ ,  $\beta_2$ ,  $\gamma_3$  определяют отклонение главных осей инерции  $OX_1$ ,  $OY_1$ ,  $OZ_1$  от ранее выбранных связанных (общепринятых) осей  $OX_1Y_1Z_1$ .

В результате экспериментов, проведенных с креслом К-36 как с манекеном, так и с испытуемыми в штатной комплектации, получены инерционные характеристики, анализ которых позволил определить приведенный ниже возможный диапазон и порядок величин (для масс  $m = 197 - 234$  кг, длин стабилизирующих штанг 2219 – 2230 мм):

- моменты инерции относительно главных осей инерции:  
 $= 30 - 45 \text{ кгм}^2; \quad = 7 - 20 \text{ кгм}^2; \quad = 38 - 55 \text{ кгм}^2;$
- моменты инерции относительно связанных осей КС:  
 $= 24 - 36 \text{ кгм}^2; \quad = 12 - 24 \text{ кгм}^2; \quad = 37 - 54 \text{ кгм}^2;$
- центробежные моменты инерции:  
 — от  $-12$  до  $-13 \text{ кгм}^2;$       — от  $0$  до  $-7 \text{ кгм}^2;$   
 $= \pm 1,7 \text{ кгм}^2;$

$$\frac{I_{z_1}}{I_{z_1 x_1}} = \frac{I_{z_1} \cos^2 \alpha_1 + I_{x_1} \sin^2 \alpha_1}{I_{z_1} \cos^2 \alpha_1 + I_{x_1} \sin^2 \alpha_1} \cdot \frac{\text{отклонение главных осей инерции от связанных:}}{\text{отклонение главных осей инерции от обычных связанных составляющих}}$$

Как видим, отклонения главных осей инерции от обычно принятых связанных составляют существенные величины. Это означает, что действительная стабилизация катапультируемого кресла типа К-36 может происходить относительно несколько других осей, нежели до сих пор представлялось специалистам, особенно при боковом вращении кресла.

### 3.3.4. Статистико-вероятностный анализ элементов вертикальной стабилизации катапультируемого кресла типа К-36

На основании экспериментальных данных разноходности стабилизирующих телескопических штанг и разнотяговости стабилизирующих парашютов, как элементов вертикальной стабилизации катапультируемого кресла типа К-36, проводится статистико-вероятностный анализ этих параметров, целью которого является получение диапазона возможных величин относительной разноходности штанг и относительной разнотяговости

вращающихся парашютов ( $C_{\text{п}} F_{\text{п}}$ ) с отклонением, например,  $\pm 2\sigma$  (95,44 %) или  $\pm 3\sigma$  (99,73 %). Для этого результаты обрабатываются методом математической статистики [109 – 112].

Сначала строится статистическое (эмпирическое) распределение случайной величины. Затем подбирается теоретический закон распределения и определяются плотность и функция распределения вероятности и, наконец, проверяется согласованность теоретического и статистического распределения с помощью известных критериев согласия (например, Пирсона, Колмогорова и др.).

Для катапультного кресла можно построить статистические и теоретические распределения относительной разноходности стабилизирующих телескопических штанг ( $n = 85$ ) и разнотяговости и несинхронности выхода стабилизирующих вращающихся парашютов площадью  $0,04 \text{ м}^2$  ( $n = 1008$ ) и  $0,06 \text{ м}^2$  ( $n = 705$ ) [106 – 108].

Для нахождения разноходности штанг используются:

- метод стендовых испытаний с одновременным вводом двух штанг от одной системы ввода (например, пиротехнической) без воздействия скоростного напора во всем диапазоне требуемых температур (при этом пиротехническая система ввода в действие стабилизирующих штанг, включающая, например, один пиропатрон и тарированные срезные элементы, обеспечивает высокую степень синхронности ввода в воздушный поток самих штанг (с несинхронностью не более  $0,003 \text{ с}$ ) [104]);
- метод стендовых испытаний с одновременным вводом двух штанг с воздействием скоростного напора (например, в высокоскоростной аэродинамической трубе (стенд АДС) с  $V_i = 1600 – 1800 \text{ км/ч}$ ;
- летные испытания, в которых создаются реальные условия работы катапультируемой системы.

Всего были обработаны результаты 85 экспериментов, из них 48 проведены на стенде (35 — без воздействия скоростного напора и 13 — с воздействием) и 37 — в полете [100 – 106]. Скорость отстрела штанг при стендовых испытаниях колебалась в пределах  $18 – 35 \text{ м/с}$ , диапазон температур составлял  $t = \pm 60 \text{ }^\circ\text{C}$ . В экспериментах с воздействием скоростного напора индикаторная скорость изменялась в пределах  $V_i = 1200 – 1600 \text{ км/ч}$ . Индикаторные скорости в летных испытаниях имели большой

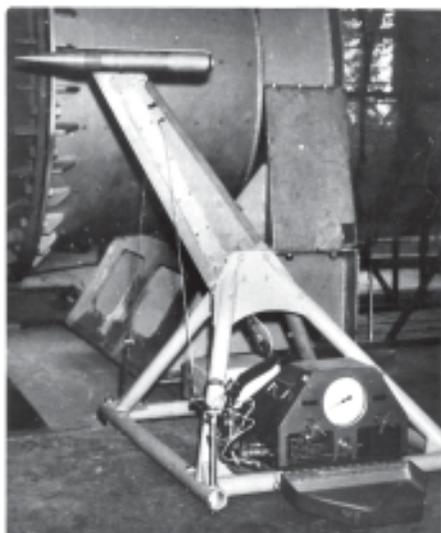
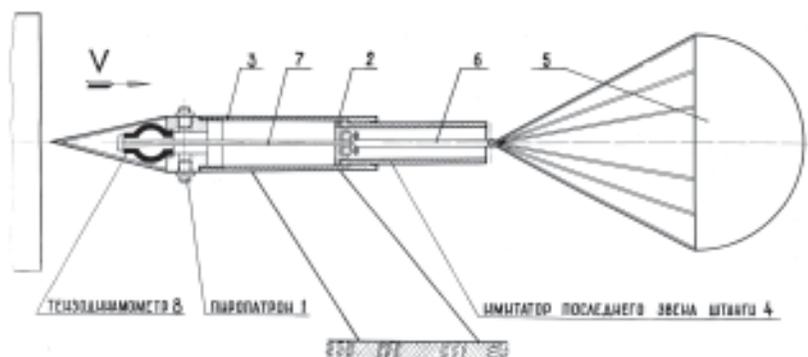
диапазон и находились в пределах  $V_i = 100 – 1174 \text{ км/ч}$ , температура соответствовала температуре на высоте полета в момент катапультирования (в полете не измерялась). Использовались штанги различной длины с теоретической длиной (по чертежу) от 1431 до 2230 мм.

Как показала обработка статистических и теоретических распределений относительной разноходности стабилизирующих штанг для общепринятой в технике доверительной вероятности  $p = 0,95$  ( $\pm 2\sigma$ ), величина относительной разноходности для кресла К-36 не превышает  $0,046$ , что соответствует балансирующему углу скольжения  $\beta_1 = 0,035 \text{ рад. (} 2^\circ \text{)}$  [106]. Для доверительной вероятности  $p = 0,9973$  ( $\pm 2\sigma$ ) величина балансирующего угла скольжения составляет  $0,0264 – 0,0584 \text{ рад. (или } 1,5 – 3,0^\circ \text{)}$  для скоростей  $V_i = 600 – 1100 \text{ км/ч}$  и  $0,0984 \text{ рад. (или } 5,65^\circ \text{)}$  для скорости  $V_i = 1400 \text{ км/ч}$  [106].

Так же как в случае с разноходностью штанг, определяют реальные значения разнотяговости и асинхронности выхода стабилизирующих вращающихся парашютов, по которым находят дополнительные углы скольжения  $\beta_2$  и  $\beta_3$ .

Для этого используются результаты испытаний в высокоскоростной аэродинамической трубе (стенд АДС) с имитацией реальных условий ввода и величины скоростного напора, в которых определяется коэффициент силы лобового сопротивления и время выхода на режим авторотации с помощью спецустановки [97 – 99], защищенной авторским свидетельством [97]. По полученным экспериментальным данным проводится статистико-вероятностный анализ всех характеристик и находится диапазон их изменений.

Схема спецустановки представлена на рис. 61. Составной частью этой установки является имитатор последнего звена жесткой телескопической стабилизирующей штанги с уложенным в нем вертлюгом и вращающимся парашютом. Установка работает по следующей схеме. При выходе аэродинамической трубы на заданный режим подается сигнал на отстрел пушки 3 (см. рис. 61), причем в первоначальном варианте использовались пиропатроны типа УДП2-1, а впоследствии, при модернизации всей установки, — сжатый воздух под давлением до 100 атм. Образующиеся в результате срабатывания пиропатронов 1, установленных в передней по потоку части пушки, пороховые газы (или сжатый воздух в случае его применения) воздействуют на поршень 2, являющийся дном имитатора



**Рис. 61.** Схема и реальное конструктивное исполнение установки для определения характеристик стабилизирующих вращающихся парашютов на аэродинамическом стенде (АДС)

последнего звена штанги 4, и выталкивают это звено 4. Звено 6, запрессовываясь во внешней трубе установки в конце своего хода, инерционно вводит парашют 5 в набегающий поток. В процессе своего ввода и раскрытия парашют воздействует на тензодинамометр 8. При этом происходит натяжение гибкой тяги 7, связанной с чувствительным элементом тензодинамометра 8,

измеряющим величину силы, действующей на парашют от набегающего воздушного потока.

Величина развиваемого парашютом тягового усилия измеряется с помощью тензодинамометра 8 (см. рис. 61) с аппаратурой 8-АНЧ и фиксируется на осциллограмме с помощью осциллографа типа К-20-21.

Структурная схема системы измерений включает датчик (тензокольцо), усилитель, набор сглаживающих фильтров, преобразователь, регистратор. Поэтому для нее относительная погрешность измерений составляет  $\pm 8,5\%$  при испытаниях на индикаторной скорости порядка  $V_i = 800$  км/ч [98, 99, 107, 108].

Существенным в данной установке является то, что она позволяет определять динамические характеристики парашютов, в том числе и на переходном режиме, т. е. на участке ввода и наполнения парашюта (выход на режим авторотации) (см. рис. 16).

По результатам испытаний определялись изменение по времени тягового усилия, величина среднего тягового усилия  $P_{cp}$  после ввода и наполнения парашюта с учетом поправки на сопротивление самой установки, а также время выхода на режим авторотации. При этом время выхода находилось по достижению  $0,5P_{cp}$ . Методика определения среднего тягового усилия и времени выхода поясняется на рис. 15. Момент отстрела, процесс ввода последнего звена, выход вертлюга и раскрытие парашюта фиксировались на осциллограмме и контролировались скоростной киносъёмкой с частотой кадров 300 кадр/с. Типовая кинограмма процесса отстрела и раскрытия парашюта представлена на рис. 16. Индикаторная скорость воздушного потока определялась по измерению величины полного напора в критическом сечении сверхзвукового сопла, который регистрировался групповым манометром ГРМ-2. По величине среднего тягового усилия  $P_{cp}$  и индикаторной скорости  $V_i$  определялось изменение по времени величины коэффициента силы лобового сопротивления парашюта по известным формулам:

и

где  $\rho$  — скоростной напор невозмущенного потока;  
 $F_{II}$  — площадь купола вращающегося парашюта (0,04 или 0,06 м<sup>2</sup>) в раскрое.

### 3.3.5. Динамика пространственного движения ракетно-парашютной катапультируемой системы К-37

При разработке математической модели динамики пространственного движения катапультируемой системы с буксировочным (тянущим) двигателем на упругом фале рассматривается динамика пространственного движения центров масс двух тел — человека (члена экипажа самолета или вертолета) и буксировочного двигателя (БД), связанных между собой упругой растяжимой нитью (фалом) [37] (рис. 62).



**Рис. 62.** Процесс катапультирования летчика с помощью ракетно-парашютной системы (РПС) с работающим буксировочным двигателем (БД) на начальном участке движения

В случае аварийной ситуации боевого вертолета с двухроторной схемой несущего винта, после приведения в действие ручек катапультирования (для схемы с ручным катапультированием) происходит автоматически сначала подача сигнала на одновременный отстрел лопастей несущего винта (с асинхронностью не более 0,005 – 0,006 с), приведение катапультирующей системы в исходное для катапультирования состояние, открытие верхнего аварийного люка (крышки) пиротехническим механизмом, отстрел буксировочного двигателя с вытравливанием буксировочного фала из сот на задней крышке заголовника спинки и включение 2-й ступени двигателя, движение пилота со спинкой по криволинейным направляющим за подвесную систему с последующим перерезанием элементов привязной системы (плечевых и поясных ремней), отделением спинки от пилота и вводом спасательного парашюта из укладки в сиденье на восходящей ветви траектории.

Особенность динамики системы РПС заключается в обеспечении упорядоченного (стабилизированного) движения двухступенчатого буксировочного двигателя, являющегося энергодатчиком системы РПС, на начальном участке отстрела двигателя под действием только 1-й ступени до момента включения 2-й ступени (т. е. появления собственно тяги двигателя, что обеспечивается предварительным натяжением с небольшой тормозящей силой 50 – 100 Н) благодаря укладке буксировочного фала в сотах на наружной поверхности заголовника отделяемой от летчика спинки. Это исключает образование «хлыста» и возможный обрыв буксировочного фала, обеспечивая упорядоченное движение буксировочного двигателя [Арутюнян А.Г., Добрынин В.В., Гипич А.П.]. Такое удачное конструктивное решение процесса движения БД до момента включения 2-й ступени решило проблему работоспособности системы РПС. Применение постоянного предварительного натяжения фала позволило правильно построить алгоритм решения задачи динамики системы РПС как перемещения двух материальных тел, движущихся под действием аэродинамических сил и соединенных упругим фалом, и составить уравнения пространственного движения системы РПС [37], хорошо апробированные реальными экспериментами с РПС К-37-800 с манекеном в период трековых испытаний на ракетной дорожке РД-2500. Решение задачи осуществлялось численным интегрированием 26 дифференциальных уравнений первого порядка, составленных с использованием направляю-

щих косинусов (вместо углов Эйлера), методом Рунге-Кутты. В дальнейшем данная методика была дополнена, усовершенствована и успешно применялась в расчетах по определению траекторных параметров катапультирования [Ситдииков Н.Д., Наумов В.А., Кузнецов В.И. (завод «Звезда»), Азаров А. (НИИ ВВС)].

Конструктивная схема катапультируемой установки КУ типа К-37 выполнена таким образом, что до схода спинки с направляющих вращательное движение КУ относительно ЛА (вертолета) отсутствует.

Для решения поставленной задачи составляются дифференциальные уравнения пространственного движения двух тел. При этом принимаются следующие допущения [37]:

- вращательное движение КУ и БД относительно центра масс на участке свободного движения не рассматривается в силу того, что система «человек – БД» является самостабилизированной (человек оказывается в вытянутом положении) и определяется направлением действия тяги буксировочного двигателя (рис. 63);
- упругие деформации фала рассматриваются без учета демпфирования колебаний;
- принимается, что из аэродинамических сил на КУ и БД действует только сила лобового сопротивления, определяемая постоянными коэффициентами (отдельно для КУ и отдельно для БД с фалом); подъемная сила принимается равной нулю;
- направление действия силы тяги БД совпадает с линией, соединяющей центры масс двух тел.

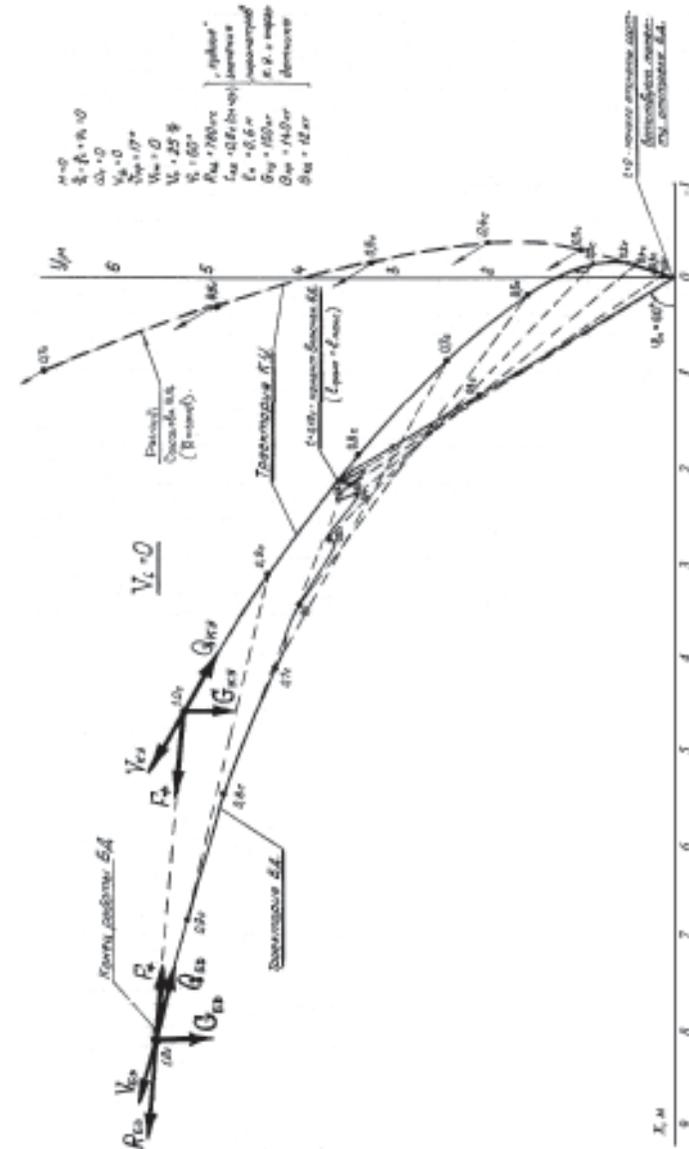
Уравнения движения центра масс КУ (с индексом 1) и БД (с индексом 2) на участке свободного движения записываются в земных осях координат следующим образом:

• для КУ:

$$\ddot{X}_1 = g \frac{(-C_x S)_1 q_1 \cos \varphi_1 \cos \psi_1 \operatorname{sign} X_1 + F \cos \varphi_i \cos \psi_i \operatorname{sign} \varphi_i K_x}{G_1};$$

$$\ddot{Y}_1 = g \frac{(-C_x S)_1 q_1 \sin \varphi_1 + F \sin \varphi_i \operatorname{sign} \varphi_i K_y - G_1}{G_1}; \quad (35)$$

$$\ddot{Z}_1 = g \frac{(C_x S)_1 q_1 \cos \varphi_1 \sin \psi_1 \operatorname{sign} X_1 + F \cos \varphi_i \sin \psi_i \operatorname{sign} \psi_i K_z}{G_1}.$$



• для БД:

$$\ddot{X}_2 = g \times \frac{(-C_x S)_2 q_2 \cos \varphi_2 \cos \psi_2 \operatorname{sign} X_2 + (R - F) \cos \varphi_i \cos \psi_i \operatorname{sign} \varphi_i K_x}{G_2};$$

$$\ddot{Y}_2 = g \frac{(-C_x S)_2 q_2 \sin \varphi_2 + (R - F) \sin \varphi_i \operatorname{sign} \varphi_i K_y - G_2}{G_2}; \quad (36)$$

$$\ddot{Z}_2 = g \times \frac{(C_x S)_2 q_2 \cos \varphi_2 \sin \psi_2 \operatorname{sign} X_2 + (R - F) \cos \varphi_i \sin \psi_i \operatorname{sign} \psi_i K_z}{G_2}.$$

В формулах (35) и (36)  $\dot{X}_1, \dot{Y}_1, \dot{Z}_1$  — составляющие вектора скорости КУ в земной системе координат;

$\dot{X}_2, \dot{Y}_2, \dot{Z}_2$  — составляющие вектора скорости БД в земной системе координат;

$\dot{V}_2$  — вектор скорости КУ;

$$V_2 = \sqrt{\dot{X}_2^2 + \dot{Y}_2^2 + \dot{Z}_2^2} \text{ — вектор скорости БД;}$$

$X_1, Y_1, Z_1$  — координаты центра масс КУ в земной системе координат;

$X_2, Y_2, Z_2$  — координаты центра масс БД в земной системе координат;

$\varphi_1 = \arcsin(\dot{Y}_1/V_1)$  и  $\psi_1 = \arctg(\dot{Z}_1/V_1)$  — углы, определяющие направление действия аэродинамической силы сопротивления КУ;

$\varphi_2 = \arcsin(\dot{Y}_2/V_2)$  и  $\psi_2 = \arctg(\dot{Z}_2/V_2)$  — углы, определяющие направление действия аэродинамической силы сопротивления БД;

и

— текущие значения углов, определяющих положение упругого фала;

$G$  — масса тела (с индексом 1 — человека, с индексом 2 — БД);

$R$  — тяга БД.

$L_i = \sqrt{(X_2 - X_1)^2 + (Y_2 - Y_1)^2 + (Z_2 - Z_1)^2}$  — текущая длина упругого фала (расстояние между КУ и БД);

$F = N(AE + BE_2)$  — усилие в упругом фале при растяжении — сжатии;

$E = (L_i - L_0)/L_0$  — относительное удлинение упругого фала;

$A, B$  — коэффициенты жесткости фала;

$N$  — количество фалов.

Для рассмотрения безопасного прохождения КУ РПС-37 около препятствия, каким является остаток комля после отстрела лопастей несущего винта вертолета, необходимо определить параметры относительной траектории.

Координаты центра масс КУ в относительном движении определяются из следующих выражений:

$$X_{\text{отн}} = X_g l_{B_{11}} + Y_g l_{B_{12}} + Z_g l_{B_{13}}, \quad (37)$$

$$M_{B_3} = \begin{vmatrix} l_{B_{21}} & l_{B_{22}} & l_{B_{23}} \\ l_{B_{31}} & l_{B_{32}} & l_{B_{33}} \end{vmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma \Delta \Phi \\ X_1, Y_1, Z_1 \end{pmatrix};$$

$X_{g'}, Y_{g'}, Z_{g'}$  — координаты ц. м. КУ в абсолютном движении в земных осях координат;

$X_{g'}, Y_{g'}, Z_{g'}$  — координаты ц. м. КУ в относительном движении в земных осях координат;

$\dot{X}_g, \dot{Y}_g, \dot{Z}_g$  — составляющие вектора скорости движения вертолета в земных осях координат;

$T_i$  — текущее время;

$\dots$  — направляющие косинусы, определяющие положение вертолета относительно земли.

Матрица направляющих косинусов

определяющих положение вертолета относительно земли, находится как произведение двух матриц:

где  $M_{ВКУ}$  — матрица направляющих косинусов, определяющих положение КУ относительно земли;

$$M_{ВКУ} = \begin{pmatrix} l_{0_{11}} & l_{0_{12}} & l_{0_{13}} \\ l_{0_{21}} & l_{0_{22}} & l_{0_{23}} \\ l_{0_{31}} & l_{0_{32}} & l_{0_{33}} \end{pmatrix} \text{ — матрица направляющих косинусов, определяющих положение вертолета относительно КУ, откуда можно найти направляющие косинусы } l_{В11}, \dots, \text{ как:}$$

$$i_{В12} = l_{0_{12}} l_{3_{11}} + l_{0_{22}} l_{3_{21}} + l_{0_{32}} l_{3_{31}},$$

$$i_{В13} = l_{0_{13}} l_{3_{11}} + l_{0_{23}} l_{3_{21}} + l_{0_{33}} l_{3_{31}},$$

$$i_{В21} = l_{0_{11}} l_{3_{12}} + l_{0_{21}} l_{3_{22}} + l_{0_{31}} l_{3_{32}},$$

$$i_{В22} = l_{0_{12}} l_{3_{12}} + l_{0_{22}} l_{3_{22}} + l_{0_{32}} l_{3_{32}},$$

$$i_{В23} = l_{0_{13}} l_{3_{12}} + l_{0_{23}} l_{3_{22}} + l_{0_{33}} l_{3_{32}},$$

$$i_{В31} = l_{0_{11}} l_{3_{13}} + l_{0_{21}} l_{3_{23}} + l_{0_{31}} l_{3_{33}},$$

$$i_{В32} = l_{0_{12}} l_{3_{13}} + l_{0_{22}} l_{3_{23}} + l_{0_{32}} l_{3_{33}},$$

$$i_{В33} = l_{0_{13}} l_{3_{13}} + l_{0_{23}} l_{3_{23}} + l_{0_{33}} l_{3_{33}},$$

определяющие положение КУ относительно вертолета и вертолета относительно земли.

## Послесловие

В начале 1990 года, когда резко сократился объем испытаний в ЛИО из-за сокращения плановых работ на заводе «Звезда» по линии МАП и ВВС, встал вопрос о существовании отдела летных испытаний: содержать его заводу было тяжело, необходимо было найти выход, что предпринять и как сохранить коллектив ЛИО и его высокий, уникальный испытательный потенциал. По инициативе начальника ЛИО Левченко Валерия Павловича руководством завода (после нерешительности и долгого раздумывания) было принято решение о преобразовании ЛИО в филиал с правом самостоятельной деятельности. В результате ЛИО на основании Приказа Генерального директора — Генерального конструктора Северина Г.И. — № 267 от 19 февраля 1992 года был преобразован в Жуковский филиал НПП «Звезда» (государственная регистрация была осуществлена 3 марта 1992 года).

Таким образом, филиал был создан в целях выполнения научно-производственной деятельности по тематике Научно-производственного предприятия «Звезда» (НПП «Звезда») как одно из его структурных (обособленных) подразделений.

Создание филиала совпало с зарождением и переходом экономики России на новый исторический вид общественно-производственных отношений — рыночную экономику. Директором филиала был назначен начальник ЛИО предприятия Левченко В.П., действующий по доверенности Генерального директора — Генерального конструктора НПП «Звезда» (с 1996 года после акционирования ОАО «НПП Звезда»).

Перед руководством филиала встала задача не только организации текущих работ, но и поиска новых, договорных работ. В первые месяцы своей самостоятельной деятельности руководство филиала вынуждено было браться, казалось бы, за совер-

шенно несвойственную работу, даже заниматься погрузочно-разгрузочными работами и перевозками грузов. Здесь нам помогла фирма «Микродин», которая заключила с нами договор на доставку из Подмоскovie в Москву трехкилограммовых силуминовых чушек массой свыше 500 т. Эта работа помогла нам «прожить» почти шесть месяцев. Затем с нами стали заключать договора наши смежники по нашей тематике — по проведению летных и трековых испытаний. Это в первую очередь ОКБ Сухого, а также наше головное предприятие — «Звезда». Так постепенно мы втянулись в общий ритм деятельности в новых условиях.

Однако эта нестабильность и неизвестность дальнейшего существования повлияли на наши кадры и главным образом на наших способных инженеров и специалистов, ибо через полгода самостоятельной жизни мы недосчитались в своих рядах специалистов по испытаниям средств аварийного покидания. Ушли сразу одни из наших лучших инженеров — Дубинец И.А. (в банковскую систему), Селиванов В.П., Башлакова В.Ф., Донцов О.Ю., Панов С.В., Канищев В.Н., Улин С.Н., наиболее опытный ведущий инженер Насонов В.М., техник-приборист Цымбалаев М.Г., слесари-испытатели Машин В.М. и Патрикеев В.Ф., водитель автотранспортных средств незаменимый Мурышкин П.В. и др. Практически сектор испытаний САПЛА совершенно оголился. Теперь многие работы приходилось организовывать и проводить и директору Левченко В.П. и мне, как начальнику сектора САПЛА, возглавлять бригаду во время испытаний — летных и трековых. Например, в секторе испытаний САПЛА осталось только пять человек — один ведущий инженер, один слесарь-испытатель, один электрик, один электромонтажник-приборист, один инженер по ремонтно-строительным работам. Поэтому приходилось работать за нескольких человек и осваивать смежные специальности. Усилилась роль компьютерной и оргтехники, хотя еще не было достаточно заработанных денежных средств на их приобретение. Но обратного пути не было. Постепенно все налаживалось. Достаточно сказать, уже через полгода не было трудностей с регулярной выплатой зарплаты, что осуществляется без срывов и задержек вот уже 13 лет нашего существования.

Из года в год обеспечивается постоянный рост зарплаты и доходов сотрудников нашего филиала. Мы пережили и банкротство нашего банка ММКБ в 1996 году, и дефолт в августе 1998 года.

Наоборот, в последние годы наблюдается постоянный ежегодный рост наших доходов порядка 25—30%. Только за последний, 2004, год средний рост доходов в филиале составил 35%.

С 1992 года я, будучи начальником сектора по испытаниям САПЛА, и при необходимости исполняя обязанности ведущего инженера, одновременно стал все больше и больше уделять внимание плано-экономической и финансовой деятельности. В своей экономической деятельности я придерживался правила оптимизации наших доходов и расходов, в отличие от метода минимизации, что присуще всякого рода крупным бизнесменам и олигархам, за что они и стали «страдать» и «расплачиваться». Зарабатывая все честным путем и производя все отчисления в госбюджет в строгом соответствии с Законодательством РФ, мы в то же время способствуем улучшению жизни в своем регионе и государстве в целом.

Как известно, любое государство, чтобы существовать и выполнять свои функции, должно иметь средства, которые могут быть образованы только за счет налоговых сборов. Государства Древнего Рима или Греции собирали налоги главным образом на существование правителей и содержание армии, которая должна была и защищать свой народ, и завоевывать другие страны и народы. В современном мире большая часть средств в основном идет на личное обогащение. В более или менее цивилизованных странах государство должно заботиться о молодом поколении, инвалидах, больных, неимущих, престарелых, содержать, как необходимость, армию, развивать науку, тратить средства на образование и дальнейший прогресс общества. И на все это нужны средства. К сожалению, российские олигархи (особо богатые люди) этого не понимают, поэтому минимизируют все отчисления в бюджет, присваивая себе то, что положено вкладывать в бюджет государства. В этих условиях пенсионеры будут получать пенсию ниже прожиточного минимума, армия будет разлагаться, вместо того, чтобы быть боевой и мобильной, медицина, образование и наука должны обеспечивать нормальную жизнь людям. Советское государство не позаботилось о накоплении средств для своих пенсионеров и будущих поколений, хотя верхушка власти коммунистической системы, в лице Политбюро, различных секретарей обкомов, горкомов, райкомов, инструкторов и их прихлебателей, пользовалась всякого рода льготами. Поэтому в момент перехода на новые общественно-производственные отношения

молодому Российскому государству пришлось все начинать заново. Однако в своей новой жизни законодатели в лице Госдумы приняли ряд экономических и других законов, не способствующих улучшению жизни и людей, и предприятий, и предпринимателей, а новое Правительство недостаточно продуманно исполняло и эти законы, и издавало новые, свои Постановления.

Расчет с государством должен быть простой: существует несколько налогов — НДС, единый налог, налог с прибыли. Так их и надо платить, но не так, как сейчас — в несметное количество адресов-кодов. Созданы две сложные отчетности — бухгалтерская и налоговая. Все настолько усложнено, что скоро некому будет заниматься балансом, хотя по большей части все компьютеризовано. Но программисты не успевают изменять и совершенствовать бухгалтерские программы, так как законы все время меняются, Дума их «плодит» и «плодит». Было бы правильно, если бы Государство получало на единый счет все отчисления от предприятий и предпринимателей, само производило дележ и распределение полученных средств, в то время как, в соответствии с принятыми законами, все это сваливают на предприятия и предпринимателей. Поэтому государство многих средств и недосчитывается.

Кроме этого, многие пользуются льготами, совершенно необоснованно. Из-за различного рода льгот в России и развился криминал. Все льготы, рассадником которых были коммунисты, надо отменить и начать жить с чистого листа.

В филиале (НПП «Звезда») созданы и действуют в настоящее время три сектора, две комплексные бригады и финансово-экономическая группа с бухгалтерией:

- Сектор летных и наземных трековых и стендовых испытаний средств аварийного покидания летательных аппаратов (САПА);

- Сектор летных испытаний систем заправки топливом в полете и продления ресурсов и сроков службы унифицированным подвесным агрегатам заправки УПАЗ и УПАЗ-1;

- Сектор разработки и проектирования, изготовления и летных испытаний людских парашютных систем (ПС) широкого назначения;

- Комплексная бригада по изготовлению комплектующих унифицированного подвесного агрегата заправки типа УПАЗ и УПАЗ-1 (заправочных шлангов, «юбок» конуса-датчика и др.);

- Комплексная бригада по ремонту, восстановлению, проделению ресурсов и сроков службы серийным катапультным креслам типа К-36;

- Финансово-экономическая группа с бухгалтерией.

Подготовка и проведение летных и наземных трековых и стендовых испытаний требует от исполнителей строгого соблюдения технологической дисциплины и ответственности каждого с многократным контролем (не менее двух) каждой операции с росписью в технологической карте подготовки. Этим достигается высокая надежность и безопасность проведения работ, связанных с пиротехническими средствами.

При этом каждому работнику филиала создаются все условия и возможности для раскрытия своего таланта в его профессиональной деятельности.

В общей сложности численность филиала не превышает 35 человек постоянно работающих и 5–7 человек совместителей. Кроме этого, для выполнения срочных и объемных договорных работ филиал привлекает специалистов со стороны и организует временные трудовые коллективы (ВТК), с которыми заключает договоры подряда.

В финансово-экономической деятельности филиал придерживается определенных строгих правил: во-первых, все денежные средства, поступающие по той или иной договорной работе, расходуются только по данной теме; во-вторых, филиал заключил с коллективом трудовой договор о гарантированной оплате труда в размере месячного оклада с обязательными установленными различными доплатами у каждого работника филиала за выполнение работ по смежным специальностям, независимо от поступления денежных средств по договорным работам от Заказчиков; в-третьих, филиалом осуществляются дифференцированно выплаты премий — ежемесячных, разовых и по итогам года из фонда материального поощрения (ФМП) или из прибыли; в-четвертых, по результатам исполнения договорных работ и после получения денежных средств от Заказчика выплачивается вознаграждение в соответствии с договорами подряда. Всем этим достигается высокая материальная заинтересованность и исполнительская дисциплина труда.

Так, например, если окладная часть составляет порядка 25 % от общего месячного дохода, то оплата труда по ВТК и премии составляют остальные 75 %.

Абсолютно среднемесячная зарплата по филиалу со всеми начислениями составила по итогам 2004 года порядка 16 000 руб.

Мы с оптимизмом смотрим в будущее, но главная задача — заключение новых договорных работ в деле создания новой и совершенствования авиакосмической техники, в том числе с целью обеспечения занятости и рабочими местами сотрудников филиала.

Улучшение жизненного уровня позволило многим разнообразить свою личную жизнь, приобрести различную недвижимость (дачи квартиры и т. д.), лучше одеваться и питаться, проводить свой отпуск у моря или в различных пансионатах и домах отдыха, выезжать в заграничные турпоездки.



2002 год. Состав ветеранов филиала «ЛИО Звезда» (фотография на госку Почета завода «Звезда»). Слева направо: нижний ряд — Николаева В.Г. (гл. бухгалтер), Бирюкова Г.Б. (инженер), Левченко В.П. (директор филиала), Трубина Т.П. (техник, секретарь, кассир); верхний ряд — Арутюнян А.Г. (зам. директора филиала), Иванушкин В.П. (электромонтажник, токарь-фрезеровщик), Переславцев С.Б. (ведущий инженер, Герой России), Давыдов Р.А. (ведущий инженер, освоивший профессию строителя-столяра)



2002 год. Париж. Во время прохождения исторического для России финала по теннису на Кубок Дэвиса между Францией и Россией



*2002 год. Париж, спорткомплекс Берси. Безмерная радость супруги Арутюнян Ольги Васильевны от только что закончившегося финала по теннису на Кубок Дэвиса исторической победой сборной России над сборной Франции. Сборная Россия выступала в составе — Тарпищев Шамиль (капитан команды), Кафельников Евгений (1-й номер команды), Сафин Марат (2-й номер команды), Южный Михаил (запасной)*



*2002 год. Париж, спорткомплекс Берси. Встреча на финале по теннису на кубок Дэвиса Франция — Россия грузией-коллегах по работе и одновременно любителей-теннисистов Арутюняна А.Г. и Прусакова Б.С. (ведущий конструктор «ОКБ им. А.С. Яковлева»)*



*Июнь 1998 года. На отдыхе с супругой на Канарских островах (о. Тенерифе, на заднем плане слева наш отель Гран-Тинерфе)*



*Май 1999 года. Мой сын Алексей и внук Олег с американским тренером Тимом Тейлором из академии Ника Боллетьеры на теннисных кортах во время отдыха на Канарском курорте Лас-Америкас (о. Тенерифе)*



*Июнь 2004 года. С американским тренером Тимом Тейлором, учеником Ника Боллетьеры, после занятия теннисом с сыном Алексеем на теннисных кортах Канарского курорта Лас-Америкас (о. Тенерифе)*



*Июнь 2004 года. С американским тренером Тимом Тейлором, учеником Ника Боллетьеры, после занятия теннисом сына Алеши и внука Олега на Канарском курорте Лас-Америкас (о. Тенерифе)*



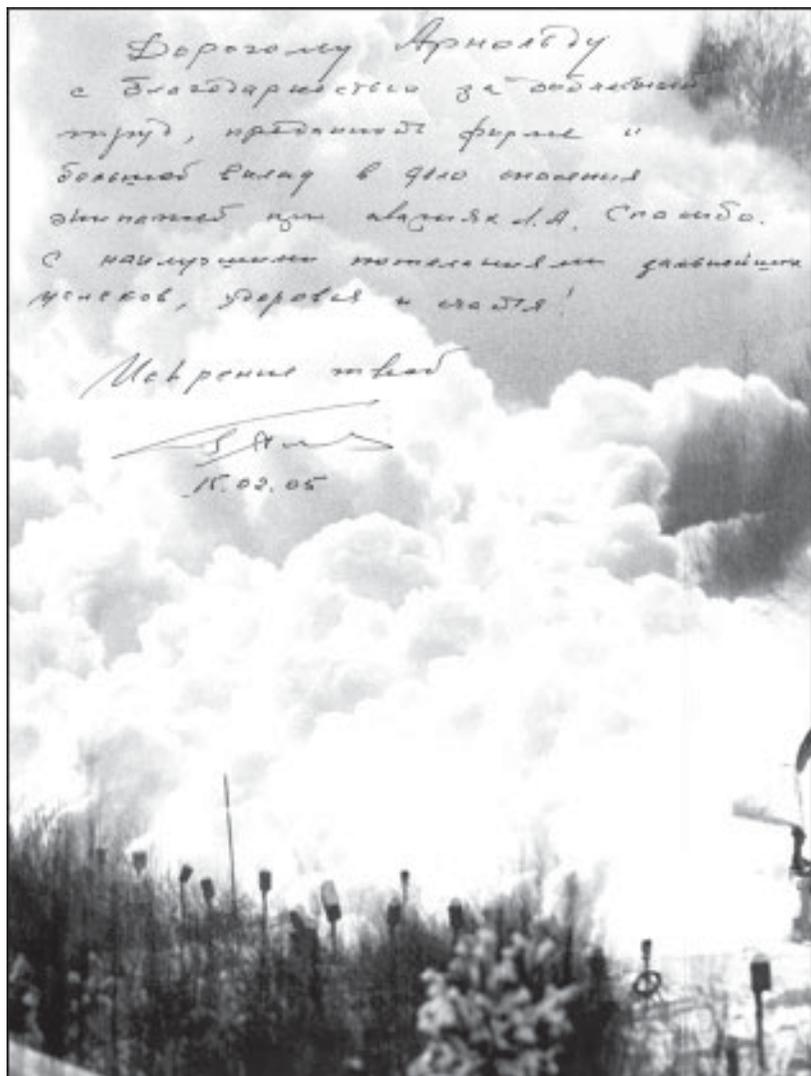
*2004 год. Арутюнян А.Г. в семейной обстановке в день своего рождения 15 февраля (на фото рядом слева — жена Ольга Васильевна)*



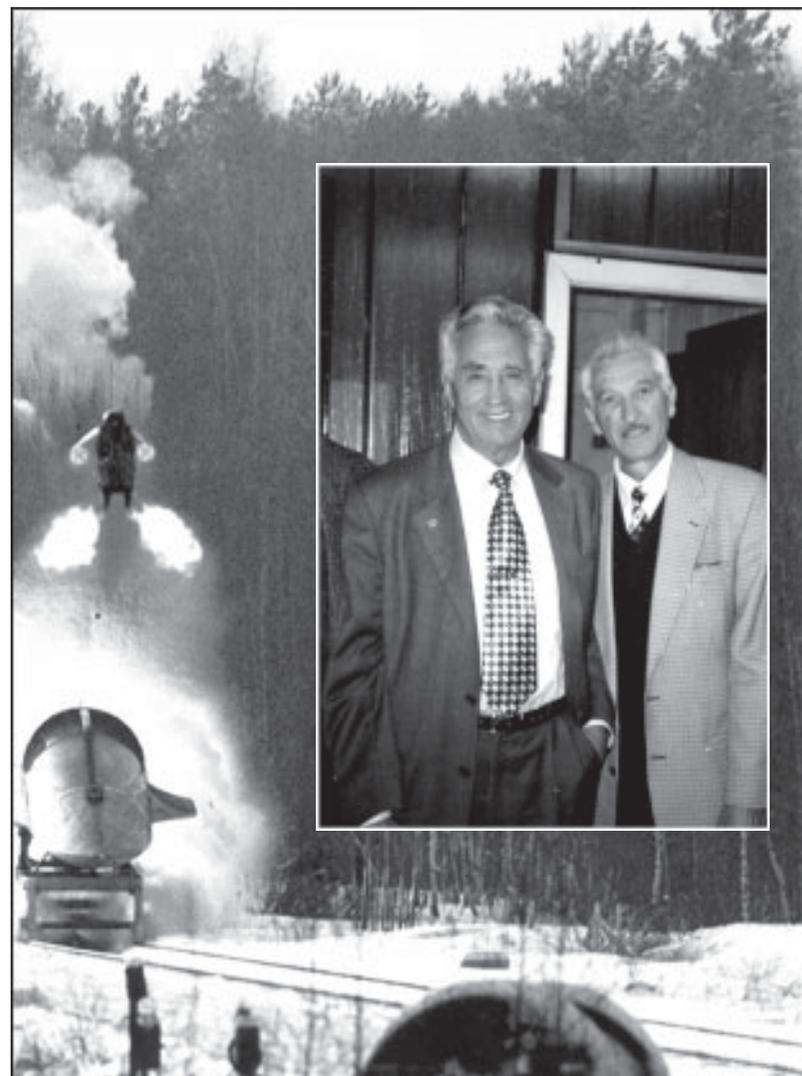
*1 января 2005 года. С супругой Ольгой Васильевной, дочерью Сусанной и зятем Георгием во время встречи Нового 2005 года*

**70 лет — это много или мало?!**

*Конечно, много, ведь сдѣлано иногда «мотор», поизносился, и всё-таки — мало, так как «средства спасения» — сила духа, оптимизм, доброта и доброжелательность всех,*



*кто меня окружал и окружает, — они помогают мне держаться на плаву, и лучше всего сказал об этом Г. Северин, поздравляя меня с юбилеем от себя лично и всего коллектива.*





## Уважаемый АРНОЛЬД ГРИГОРЬЕВИЧ!

Руководство ОАО НПП «Звезда» и его филиала, друзья и коллеги  
сердечно поздравляют Вас с 70-летним юбилеем!

Вы являетесь достойным представителем той плеяды молодых талантливых специалистов, привнеших на завод в 50-х - 60-х годах прошлого века и составивших основой костяк завода, благодаря деятельности которых были созданы уникальные образцы специальной авиационной техники, а завод занял достойное высокое место в мире.

Вы являетесь образцом долголетию самоотверженного труда на нашем заводе. 46 лет Вы посвятили созданию авиационной техники и развитию нашего завода.

Инженер-расчетчик динамики движения различных вариантов этих спасательных систем, ведущий инженер и начальник сектора по летным испытаниям средств аварийного покидания самолетов и вертолетов и, наконец, заместитель директора филиала летных исследований – вот основные вехи Вашей научно-технической и организаторской деятельности на нашем заводе.

В результате Вашей многолетней деятельности Вами внесены существенный вклад в создание высокоточных систем и моделей как парашютных систем К-36 в его модификации, ракетно-парашютных спасательных систем К-37-800, системы спасения космонавтов корабля «Буран» К-34РБ, унифицированный аппарат дозаправки топливом в полете УТЛАЗ и другие.

Особенно нужно отметить Ваш личный вклад в модификацию кресла К-36 для самолетов вертикального взлета и посадки - кресла К-36ВМ, в создании системы спасения для боевого вертолета, где Вы непосредственно осуществляли как расчетно-теоретические исследования по выбору оптимальной схемы спасения, так и экспериментальную обработку аэродинамических РПС К-37-800, завершившейся установкой катапультных систем 2-х экземпляров и установкой этой системы на вертолет К-37. За выполнение этой работы Вы удостоены ордена «Заслуженный инженер» Министерства Российской Федерации.

Вы стояли у истоков освоения производства вычислительной техники. Первые вычислительные машины «Наура», а затем «М-220» освоились Вами; а то, что Жуковский филиал сегодня оснащен самой современной вычислительной и орбитальной – Ваша прямая заслуга.

Нельзя не отметить Вашу активную общественную деятельность. Работа в Совете молодых специалистов и, в течение 2-х лет – освобожденным секретарем комсомольской организации завода, работа в комсомольском проекте Люберецкого района и организация спортивных соревнований и первенств - это и многое другое стало неоценимым вкладом в воспитание молодежи и в жизнедеятельность коллектива завода.

Вы всегда отличались необыкновенным трудолюбием, тщательностью и добросовестностью при выполнении всех работ, что является примером для окружающих и образцом для подражания.

Если говорить о продолжении Вашей деятельности заместителем директора филиала, то можно с уверенностью сказать, что филиал уже 13 лет существует и успешно выполняет поставленные перед ним задачи во многом благодаря Вашим усилиям и Вашей неустойчивой работе.

Вы хороший человек, заботливый муж, отец и дедушка. Вы – основа, на которой держатся благополучие Ваших детей и внуков.

В день Вашего юбилея, дорогой АРНОЛЬД ГРИГОРЬЕВИЧ, желаем Вам крепкого здоровья, долголетия и успехов в трудовой деятельности.

13 февраля 2005 года

## Литература

1. *Алексеев С.М., Балкин Я.В., Повицкий А.С.* и др. Современные средства покидания самолетов. М.: Оборонгиз, 1961.
2. *Алексеев С.М., Балкин Я.В., Повицкий А.С.* и др. Средства спасения экипажа самолета. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1975.
3. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Динамика пространственного движения самолета. М.: Машиностроение, 1967.
4. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* О взаимодействии продольного и бокового движения самолета // Техника воздушного флота. 1958. № 3.
5. *Студнев Р.В., Медведев М.М.* Влияние условий полета на динамику самолета при пространственных маневрах, сопровождающихся энергичным кренением. ЦАГИ, 1969.
6. *Остославский И.В.* Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957.
7. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Ч. 1. М.: Оборонгиз, 1963.
8. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. Ч. 2. М.: Оборонгиз, 1965.
9. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Ч. 1. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1969.
10. *Горбатенко С.А., Макашов Э.М.* Механика полета. М.: Машиностроение, 1969.
11. *Абгарян К.А., Рапопорт И.М.* Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969.
12. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979.
13. *Снешко Ю.И.* Исследования в полете устойчивости и управляемости самолета. М.: Машиностроение, 1971.
14. *Кузмак Г.Е.* Динамика неуправляемого движения летательных аппаратов при входе в атмосферу. М.: Наука, 1970.

15. *Захарин М.И., Захарин Ф.М.* Кинематика инерциальных систем навигации. М.: Машиностроение, 1968.
16. *Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г.* Алгоритм управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
17. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика. 1-е изд. М.: Оборонгиз, 1958.
18. *Карафоли Е.* Аэродинамика больших скоростей. Сжимаемая жидкость / Пер. с англ. под ред. Л.П. Смирнова. М.: Академия наук, 1960.
19. Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника. Аэродинамика частей самолета при больших скоростях / Пер. с англ. под ред. Г.Ф. Бурого. М.: ИЛ, 1959.
20. Сверхзвуковые самолеты: Сб. переводов и рефератов из иностранной литературы / Под ред. Н.И. Листвина. М.: ИЛ, 1958.
21. *Мартынов А.К.* Экспериментальная аэродинамика. М.: Оборонгиз, 1952.
22. *Гератеволь З.* Психология человека в самолете. М.: ИЛ, 1956.
23. **Арутюнян А.Г., Балкин Я.В.** Теоретические исследования аварийного покидания экипажа самолетов вертикального взлета и посадки (СВПП) на режимах взлета и посадки типа Як-36. Завод «Звезда», 1969.
24. **Арутюнян А.Г., Балкин Я.В., Абрамов А.А.** Эскизный проект по спасению экипажа СВПП при применении КУ типа К-36. Завод «Звезда», 1969.
25. **Арутюнян А.Г., Афанасенко Н.И., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Соболев П.П., Федоров В.И.** Система покидания летательного аппарата членом экипажа. АС № 653859 от 28.11.1978 (с приоритетом от 09.04.1970). Завод «Звезда».
26. **Арутюнян А.Г., Абрамов А.А., Киселев В.И., Семенов Л.Н., Соболев П.П.** Механизм поворота сопла двигателя катапультного кресла. АС № 1001621 от 02.11.1982. (с приоритетом от 31.12.1980). Завод «Звезда».
27. **Арутюнян А.Г., Давыдов Р.Л.** (з-д «Звезда»), *Богданов Н.С.* (ЛИИ), *Павленко А.И.* (НИИ ВВС). Наземные стендовые испытания кресла К-36 на вращающемся стенде применительно к режимам аварийного покидания СВВП Як-36 Як-38. ЛИИ, 1970 – 1977.
28. *Меерович Г.Ш.* О средствах аварийного покидания вертолетов. ЛИИ, 1954.
29. *Брен С.Б.* и др. Опыт работы по созданию аварийного отделения лопастей несущего винта вертолета. ЛИИ, 1960.

30. **Арутюнян А.Г.** Современное состояние средств аварийного принудительного покидания самолетов. Завод «Звезда», 1975.
31. **Арутюнян А.Г.** Спасение экипажей вертолетов. Завод «Звезда», 1976.
32. **Павлов Е.Н., Светлов В.П., Молчанов Б.М., Осмоловский И.В.** Результаты стендовых исследований САП с тянущим ПРД. ЛИИ, 1977.
33. **Буянов В.Ф., Леонов В.Г.** Методика математического моделирования динамики ракетно-парашютной системы спасения экипажа вертолета // Научно-техн. сб. «Применение методов математического моделирования при обосновании требований к ЛА». 1974. Вып. 2(283).
34. **Балкин Я.В., Добрынин В.В., Соколов В.В.** Ракетно-парашютная система спасения РПС-37 для объекта М-17. Завод «Звезда», 1974.
35. **Богданов Н.С., Зверева А.А.** Теоретическая оценка схем аварийного покидания вертолета с применением тянущего ракетного двигателя. ЛИИ, 1977.
36. **Михеев С.Н.** и др. Способ покидания летательного аппарата. АС. 1975.
37. **Арутюнян А.Г., Балкин Я.В.** Теоретические исследования возможных схем аварийного индивидуального принудительного покидания вертолета с помощью САП с буксировочным двигателем на упругом фале. Завод «Звезда», 1977.
38. Системы спасения экипажей вертолетов // Обзор № 26 по материалам зарубежной печати. Переводы Ксензенко А.С. / Под ред. А.Г. Арутюняна, Р.С. Антоновой. Завод «Звезда», 1981.
39. **Колмаков Ю.А., Муравьева Л.В.** Экспериментальные исследования в трубе Т-1 МАИ модели автономно движущегося аэронавта. МАИ, 1974.
40. **Халепский Б.И.** Механика привязного воздухоплавания. М.: Воениздат. НКО, 1945.
41. **Девин С.И.** Аэрогидродинамический расчет плохообтекаемых судовых конструкций. Л.: Судостроение, 1967.
42. **Кузнецов В.И., Стрекозов Н.П.** Динамика изделия К-37 с учетом деформационных характеристик фала и податливости направляющих рельс при работе буксировочного двигателя. Завод «Звезда», 1975.
43. **Арутюнян А.Г., Балкин Я.В.** Минимальная высота безопасного катапультирования при применении унифицированной катапультиной установки К-36 на различных режимах полета самолетов. Завод «Звезда», 1968.
44. **Арутюнян А.Г., Добрынин В.В.** Система спасения РПС-37 экипажа объекта «800». Ч. 1, 2. Завод «Звезда», 1980.
45. **Арутюнян А.Г., Бусев А.С., Головин В.В., Семин А.В.** Устройство для катапультирования. Авторское свидет. № 1347339 от 22.06.1987 (с приоритетом от 24.03.1986).
46. **Арутюнян А.Г., Лебедев-Егоров В.И., Чижиков О.М., Якимова Г.С.** Отработка буксировочного двигателя и уточнение его основных параметров для применения в системе РПС-37. Заводы «Звезда» и «Искра», 1982.
47. **Арутюнян А.Г., Богданов Н.С.** Проведение лабораторных натурных бросковых испытаний на неподвижном наземном стенде СНК (при  $V = 0$ ) и на ракетном треке РД-2500 Белоозерского филиала «Прибор». ЛИИ, 1984.
48. **Арутюнян А.Г., Богданов Н.С.** Проведение этапа заводских испытаний системы спасения РПС-37 применительно к объекту «800» на ракетном треке РД-2500 с вытягиванием за спинку системы как без системы открытия, так и с системой открытия аварийного створки. ЛИИ и завод «Звезда», 1985.
49. **Арутюнян А.Г., Богданов Н.С., Федоров В.** и др. Проведение дополнительных испытаний на РД-2500 по отработке открытия аварийной створки (с демпфирующим фалом). ЛИИ, УВЗ им. Камова и завод «Звезда», 1988.
50. **Папин Д.Е.** Проведение заводских физиологических испытаний системы РПС-37-800. Завод «Звезда», 1989.
51. **Папин Д.Е., Рафеенков В.М.** Проведение государственных функциональных испытаний системы РПС-37-800. НИИ ВВС, 1989.
52. **Рафеенков В.М., Бабинцев А.Ф., Мухин С.В.** Проведение государственных наземных (ГНИ) и контрольных наземных испытаний (КНИ) системы РПС-37-800 на ракетном треке РД-2500 применительно к спасению экипажа объекта «800». НИИ ВВС, 1990.
53. **Рафеенков В.М., Бабинцев В.Ф., Мухин С.В., Арутюнян А.Г., Богданов Н.С.** Проведение лётно-конструкторских (ЛКИ) и государственных лётных (ГЛИ) испытаний. ЛИИ и НИИ ВВС, 1991.
54. **Гозулов С.А.** Влияние на организм ударных перегрузок, возникающих при катапультировании и аварийном приземлении (спасении) экипажей летательных аппаратов. Т. 1, 2. ГНИИК и КМ, 1967.
55. **Сергеев А.А.** Физиологические механизмы действия ускорений. Л.: Наука, 1967.
56. **Иванов Д.И., Хромушкин А.И.** Системы жизнеобеспечения человека при высотных и космических полетах. М.: Машиностроение, 1968.

57. *Таргов В.М.* Переносимость человеком ударных угловых ускорений (Экспериментальные исследования применительно к некоторым задачам авиакосмической медицины). Завод «Звезда», 1969.
58. *Арутюнян А.Г., Балкин Я.В., Барер А.С., Дегтярев Е.А., Северин Г.И.* Тренажер для получения ускорений. Авторское свидетельство № 329833 от 23.11.1971. (с приоритетом от 17.02.1971).
59. *Арутюнян А.Г., Барер А.С., Таргов В.М.* Переносимость человеком знакопеременных и отрицательных ускорений, возникающих в процессе катапультирования из самолета или на участке работы САС КК. Завод «Звезда», 1968.
60. *Арутюнян А.Г., Барер А.С., Таргов В.М.* Переносимость отрицательных и знакопеременных ускорений, возникающих в процессе катапультирования из летательных аппаратов, на участке работы САС КК, а также при некоторых эволюциях самолетов. Завод «Звезда», 1972.
61. *Арутюнян А.Г., Барер А.С., Таргов В.М., Дегтярев Е.А.* Переносимость человеком кратковременных знакопеременных ускорений. Космическая биология и авиакосмическая медицина // Тез. докл. IV Всесоюз. конф. Калуга, 1972. Т. 1.
62. *Северин Г.И.* Динамика отделяемых кабин. ЛИИ, 1955.
63. *Северин Г.И.* Современное состояние и перспективы развития средств аварийного спасения экипажей летательных аппаратов. Завод «Звезда», 1965.
64. *Балкин Я.В., Кагцына Н.Е., Моисеев Г.М.* и др. Средства спасения и жизнеобеспечения экипажа самолета Т-4. Т. 1, 2. Завод «Звезда», 1963.
65. *Балкин Я.В., Кагцына Н.Е., Моисеев Г.М.* Эскизный проект унифицированной катапультированной установки. Завод «Звезда», 1966.
66. *Балкин Я.В., Кагцына Н.Е.* По выбору наивыгоднейшей стабилизации кресла. Завод «Звезда», 1963.
67. *Афанасенко Н.И., Гальперин В.Г.* Обоснование выбора принципиальной схемы кресла К-36. Завод «Звезда», 1966.
68. *Александров Ю.К., Нетреба В.Г.* Предварительные теоретические исследования по выбору параметров ракетного ускорителя КСМ и стабилизирующих устройств катапультированного кресла (при больших скоростях и числах М). ЛИИ, 1965.
69. *Африканов Е.А., Нетреба В.Г.* Предварительная оценка параметров катапультированного кресла К-36 конструкции завода № 918. ЛИИ, 1966.
70. *Нетреба В.Г., Зуйкова Н.С.* Оценка влияния коэффициента продольной статической устойчивости катапультированного кресла К-36 на характеристики его движения при катапультировании на больших скоростях. ЛИИ, 1967.
71. *Балкин Я.В., Порошин В.Д.* Теоретические исследования стабилизации свободного движения катапультированной установки. Завод «Звезда», 1966.
72. *Арутюнян А.Г., Балкин Я.В.* Перспективная съемка и методика расшифровки экспериментальных траекторий, полученных при испытаниях на наземном стенде (тренажере). Завод «Звезда», 1961.
73. *Веселовский Н.Н.* Фотограмметрия. М.: Геодиздат, 1945.
74. *Арутюнян А.Г., Балкин Я.В., Ситдииков Н.Д.* Определение главных моментов и главных осей инерции катапультированной установки. Завод «Звезда», 1968.
75. *Лойцянский Л.Г., Лурье А.И.* Курс теоретической механики. Т. 2. М.: ГИТТЛ, 1955.
76. *Акивис М.А., Гольдберг В.В.* Тензорное исчисление. М.: Наука, 1969.
77. *Гернет М.М., Ратобильский В.Ф.* Определение моментов инерции. М.: Машиностроение, 1969.
78. Экспериментальное определение моментов инерции самолетов // Тр. ЦАГИ. 1935. Вып. 201.
79. *Бронштейн Н.Н., Семендяев К.А.* Справочник по математике. М.: ГИТТЛ, 1953.
80. Справочник машиностроителя / Под ред. Н.С. Ачеркана. Т. 1. М.: ГИТТЛ, 1960.
81. *Ефимов Н.В.* Квадратичные формы и матрицы. М.: Наука, 1969.
82. *Фаворин М.В.* Моменты инерции тел: Справ. 2-е изд. / Под ред. д. т. н. М.М. Гернета. М.: Машиностроение, 1977.
83. *Арутюнян А.Г., Гузенко В.П.* Определение главных моментов и главных осей инерции изделия «Алтай» (без дефлектора) с испытателями. Завод «Звезда», 1969.
84. *Арутюнян А.Г., Гузенко В.П.* По оценке влияния установки защитного дефлектора на положение главных осей инерции катапультированной установки изд. «Алтай». Завод «Звезда», 1969.
85. *Арутюнян А.Г., Гузенко В.П.* По определению главных моментов и главных осей инерции изд. «Алтай». Завод «Звезда», 1967.
86. *Арутюнян А.Г.* Динамика спуска катапультированных установок с больших высот и вопросы боковой устойчивости // Тез. докл. 1-й научно-техн. конф. молодых специалистов завода «Звезда». 1968.

87. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В.** Предварительные исследования динамики спуска унифицированной катапультной установки К-36 с летчиком при аварийном покидании самолетов с больших высот ( $H = 30 - 50$  км) на индикаторных скоростях до  $V_i = 1400$  км/ч и числах  $M < 4$ . Завод «Звезда», 1969.
88. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В.** Исследование причин несинхронного ввода стабилизирующих вращающихся парашютов в летном эксперименте от 15.09.1969 с опытной унифицированной катапультной установкой К-36. Завод «Звезда», 1970.
89. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В.** Теоретические и экспериментальные исследования по оценке влияния различных факторов на динамику пространственного движения опытной унифицированной катапультной установки К-36 при аварийном покидании летательных аппаратов на больших высотах (до 30 км), индикаторных скоростях до 1400 км/ч и числах  $M$  до 4. Завод «Звезда», 1970.
90. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В.** Динамика пространственного движения унифицированной катапультной установки К-36 при аварийном покидании летательных аппаратов при больших скоростях и высотах полета // Тез. докл. Юбилейной сессии НТС в связи с 20-летием завода «Звезда». 1972.
91. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Носарев И.М., Рудаков Н.Д.** Вращающиеся стабилизирующие парашюты как средство стабилизации унифицированной катапультной установки К-36 на больших скоростях и высотах полета // Юбилейная научно-техн. конф. НИИАУ. 1971.
92. **Арутюнян А.Г., Афанасенко Н.И., Балкинд Я.В., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Носарев И.М.** Применение двух вращающихся стабилизирующих парашютов в качестве средства стабилизации катапультной установки К-36 на больших скоростях и высотах полета // Тез. докл. Юбилейной сессии НТС в связи с 20-летием завода «Звезда». 1972.
93. **Арутюнян А.Г.** Исследование влияния аэродинамической асимметрии катапультной системы на динамику пространственного движения // Заседание Научно-техн. семинара кафедры 103 МАИ. 1972.
94. **Арутюнян А.Г.** Исследование влияния аэродинамической асимметрии катапультной системы на динамику пространственного движения // Эффективность и надежность систем оборудования летательных аппаратов: Темат. сб. науч. тр. МАИ / Под ред. д. т. н. И.И. Зверева, к. т. н. А.М. Матвеевко. 1975. Вып. 342.
95. **Кадцына Н.Е.** Экспериментальные и теоретические исследования нового вида стабилизации катапультных установок, предназначенных для спасения экипажа на больших скоростях полета самолета. Завод «Звезда», 1973.
96. **Кривицкий И.Г.** Динамика пространственного движения катапультных объектов систем спасения экипажей самолетов. ЛИИ, 1975.
97. **Арутюнян А.Г., Волковицкий В.Р., Васильев В.С., Гладышев К.К., Гипич А.Ф., Еричев А.В., Кочанов В.И.** Устройство для испытания парашюта в аэродинамической трубе. АС № 359205 от 28.08.1972 (с приоритетом от 17.02.1971). Оpubл. БИ, 1972. № 35.
98. **Арутюнян А.Г., Беловинцев В.С., Васильев В.С.** и др. Экспериментальные исследования на аэродинамическом стенде (АДС) работы вращающихся парашютов площадью  $0,04$  м<sup>2</sup>, применяемых на унифицированной катапультной установке К-36 в качестве средства стабилизации. Завод «Звезда», 1971.
99. **Арутюнян А.Г., Волковицкий В.Р., Еричев А.В.** и др. Испытания вращающихся парашютов на АДС при имитации выхода последнего звена стабилизирующих штанг изд. «Алтай». Завод «Звезда», 1971 – 1973.
100. **Еричев А.В., Кротова Г.П.** О результатах лабораторных испытаний стабилизирующих штанг изд. «Алтай». Завод «Звезда», 1968.
101. **Буряченко В.Н., Богданович К.К.** Результаты комплексных наземных испытаний унифицированной катапультной установки К-36, заводской шифр «Алтай» (этап А совместных испытаний). Завод «Звезда» и НИИ ВВС, 1968.
102. **Беляев Ю.Н., Еричев А.В.** Результаты дополнительных наземных испытаний стабилизирующих штанг изд. «Алтай» со стабилизирующими парашютами площадью  $0,04$  м<sup>2</sup>. Завод «Звезда», 1969.
103. **Беляев Ю.Н., Еричев А.В.** Результаты испытаний стабилизирующих штанг с парашютами площадью  $0,04$  м<sup>2</sup>, изготовленных из материала ВТ-9. Завод «Звезда», 1972.
104. **Кочанов В.И.** Результаты лабораторных испытаний пиротехнической системы ввода стабилизирующих штанг (применительно к К-36В). Завод «Звезда», 1972.
105. **Еричев А.В., Гипич А.Ф.** Результаты заводских испытаний стабилизирующих штанг с укороченной запрессовкой. Завод «Звезда», 1973.
106. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В.** Статистико-вероятностный анализ разноходности телескопических стабилизирующих штанг унифицированной катапультной установки К-36. Завод «Звезда», 1972.

107. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В.** Статистико-вероятностный анализ стабилизирующих вращающихся парашютов площадью 0,04 м<sup>2</sup>, применяемых на КУ К-36 первых серий. Завод «Звезда», 1972.
108. **Арутюнян А.Г., Балкинд Я.В.** Статистико-вероятностный анализ стабилизирующих вращающихся парашютов площадью 0,06 м<sup>2</sup>, применяемых на КУ К-36ДМ сер. 2. Завод «Звезда», 1973.
109. **Вентцель Е.С.** Теория вероятностей. М.: Физматгиз, 1962.
110. **Пустыльник Е.И.** Статистические методы анализа и обработки наблюдений. М.: Наука, 1968.
111. **Дугин-Барковский И.В., Смирнов Н.В.** Теория вероятностей и математическая статистика в технике (общая часть). М.: ГИТТЛ, 1955.
112. **Абезгауз Г.Г.** Справочник по вероятностным расчетам. М.: Оборонгиз, 1966.
113. **Арутюнян А.Г.** Катапультная установка с гироскопической системой стабилизации (с использованием вращающихся маховиков). Завод «Звезда», 1975.
114. **Арутюнян А.Г.** Катапультная установка с системой струйной стабилизации (с использованием реактивных двигателей малой тяги). Завод «Звезда», 1975.
115. **Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г.** Управление космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1974.
116. Управление космическими летательными аппаратами (сокращ. перевод с англ.) / Под ред. Корнелиуса Т. Леондеса. М.: Машиностроение, 1974.
117. **Каргу Л.И.** Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1973.
118. **Беляев Н.М., Уваров Е.И.** Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов / Под ред. чл.-корр. АН УССР В.М. Ковтуненко. М.: Машиностроение, 1974.
119. **Федосьев В.И., Синярев Г.Б.** Введение в ракетную технику. М.: Оборонгиз, 1960.
120. **Саттон Д.** Ракетные двигатели. Основы теории и конструкция ЖРД. М.: ИЛ, 1952.
121. **Баррер М., Жомонт А.** и др. Движение ракет / Пер. с франц. под ред. проф. Н.Л. Соловьева. М.: ИЛ, 1959.
122. **Белдерский В.Я., Григорьев Т.Т.** Математическое моделирование и расчет системы угловой стабилизации космонавта. ОКБ-3, 1965.
123. **Залманзон Л.А.** Теория элементов пневмоники. М.: Наука, 1968.
124. **Алферов В.В., Владимиров В.С., Новиков Б.К.** и др. Струйная автоматика в системах управления. М.: Машиностроение, 1975.
125. **Чудаков А.Д.** Цифровые устройства пневмоники. М.: Энергия, 1971.
126. **Левченко В.П., Насонов В.М., Ремизов Ю.А., Дубинец И.А., Анферов Ю.И., Виноградов Н.Н., Гунин Ю.Н., Деев К.В., Рафеенков В.М.** Летные и наземные стендовые испытания катапультного кресла К-36РБ для спасения экипажа экспериментального МКК «Буран». Завод «Звезда», ЛИИ и НИИ ВВС, 1984 – 1991.
127. **Арутюнян А.Г., Мирный Р.Н.** Аэродинамические испытания конуса-датчика с различными схемами и положениями «юбки» в трубе Т-104 ЦАГИ. Завод «Звезда» и ЦАГИ, 1971.
128. **Арутюнян А.Г.** Предварительные испытания конуса-датчика с выбранной схемой и конструкцией «юбки» на противопожарном аэродинамическом стенде по оценке аэродинамической устойчивости и его поведения в воздушном потоке. Завод «Звезда», 1971.
129. **Арутюнян А.Г., Курбесов В.Д., Рагин Р.Н.** Летные испытания тросового ПАЗа с конусом-датчиком и с выбранной схемой и креплением «юбки» на самолете Су-7У на режимах  $V = 400 - 500$  км/ч. ЛИИ, 1972.
130. **Арутюнян А.Г., Беленький М.Л., Гунин Ю.Н.** Летные испытания дренированного макета агрегата заправки (изд. «Сахалин-2») по снятию полей давления на самолете Су-15 в диапазоне скоростей полета  $V = 450 - 550$  км/ч. ЛИИ и завод «Звезда», 1972.
131. **Арутюнян А.Г., Гольдман Ю.Л., Гунин Ю.Н.** Летные испытания дренированного макета агрегата заправки (изд. «Сахалин-2») по снятию полей давления на самолете Ил-38 в диапазоне скоростей полета  $V = 350 - 450$  км/ч. ЛИИ и завод «Звезда», 1972.
132. **Арутюнян А.Г., Беленький М.Л., Курбесов В.Д., Рагин Р.Н.** Летные испытания по сухому контактированию одноименных самолетов (типа Су-15) с помощью подвешенного агрегата заправки (изд. «Сахалин-3»). ЛИИ, ОКБ Сухого и завод «Звезда», 1972.
133. **Арутюнян А.Г., Гольдман Ю.Л., Курбесов В.Д., Рагин Р.Н.** Летные испытания по сухому контактированию одноименных самолетов (типа Ил-38) с помощью подвешенного агрегата заправки (изд. «Сахалин-3»). ЛИИ, ОКБ Ильюшина и завод «Звезда», 1972.
134. **Граммель Р.** Гироскоп, его теория и применение. Т. 1. Теория гироскопа. М.: ИЛ, 1952.
135. **Граммель Р.** Гироскоп, его теория и применение. Т. 2. Применение гироскопа. М.: ИЛ, 1952.

136. *Christian G.L.* Supersonic escape capsule completed (Stanly Av. Corp.) // *Aviation week and Space Technology*. 1957. 27/Y. V. 66. N 121. P. 77–82.
137. *Летов А.М.* Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969.

## Содержание

Предисловие (от автора) .....	3
<b>1. ДЕТСТВО И ЮНОСТЬ .....</b>	<b>9</b>
<b>2. СТУДЕНЧЕСКИЕ ГОДЫ .....</b>	<b>25</b>
<b>3. ТВОРЧЕСКАЯ НАУЧНАЯ И ЛЕТНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ .....</b>	<b>38</b>
3.1. Как это начиналось .....	38
3.2. Участие в создании катапультируемых систем и систем заправки в воздухе .....	54
3.2.1. Унифицированное катапультируемое кресло К-36 и его модификации. Катапультируемые кресла нового поколения .....	54
3.2.2. Катапультируемое кресло К-36В (ВМ, ВМУ) для спасения экипажа самолетов СВВП .....	67
3.2.3. Методы теоретической оценки динамики пространственного движения катапультируемого кресла с вертикальной стабилизацией (типа К-36) .....	68
3.2.4. Ракетно-парашютная катапультируемая система РПС-37 для спасения экипажа боевых вертолетов ОАО «Камов» .....	73
3.2.5. Катапультируемое кресло К-36РБ для спасения экипажа экспериментального многоразового космического корабля «Буря» .....	83
3.2.6. Унифицированные агрегаты УПАЗ и УПАЗ-1 заправки самолетов топливом в полете .....	89
3.3. Отдельные вопросы научно-теоретических исследований ..	94
3.3.1. Перспективная съемка и методика расшифровки экспериментальных траекторий при катапультировании .....	94
3.3.2. Динамика пространственного движения катапультируемой системы с вертикальной стабилизацией .....	96
3.3.2.1. Влияние аэродинамической асимметрии .....	96

3.3.2.2. Влияние инерционных характеристик .....	126
3.3.2.3. Выбор необходимых характеристик аэродинамической путевой и продольной устойчивости катапультируемой системы .....	135
3.3.2.4. Параметрическое исследование влияния различных факторов на динамику пространственного (бокового) движения катапультируемой системы .....	141
3.3.2.5. Возможные пути повышения эффективности средств стабилизации катапультируемой системы .....	142
3.3.3. Теоретическое определение главных центральных и центробежных моментов инерции катапультируемой системы .....	160
3.3.4. Статистико-вероятностный анализ элементов вертикальной стабилизации катапультного кресла типа К-36 .....	169
3.3.5. Динамика пространственного движения ракетно- парашютной катапультируемой системы К-37 .....	174
Послесловие .....	181
Литература .....	196